

*На правах рукописи*



Заговорчев Владимир Александрович

**МЕТОД ОБОСНОВАНИЯ ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК  
МНОГОМОДУЛЬНЫХ ЛУННЫХ РЕАКТИВНЫХ ПЕНЕТРАТОРОВ**

05.07.02 - Проектирование, конструкция и производство  
летательных аппаратов

Автореферат диссертации на соискание ученой степени кандидата  
технических наук

Москва – 2014

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

Научный руководитель: доктор технических наук, профессор, Родченко Владимир Викторович

Официальные оппоненты: Ермаков Владимир Юрьевич – кандидат технических наук, «Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина» (ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»), заместитель начальника отдела

Филин Вячеслав Михайлович – доктор технических наук, профессор, Открытое акционерное общество "Ракетно - космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королёва", советник президента

Ведущая организация: Открытое акционерное общество «Машиностроительное конструкторское бюро «Искра» имени И.И. Картукова»

Защита диссертации состоится «30» декабря 2014 года в 13:00 на заседании Диссертационного совета Д 212.125.10 в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» по адресу: г. Москва, А-80, Волоколамское ш., д.4

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» и на сайте: <http://mai.ru/events/defence/>

Автореферат разослан «\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2014 года.

Ученый секретарь  
диссертационного совета Д 212.125.10  
кандидат технических наук, доцент



Денискина  
Антонина Робертовна

## **ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ**

### **Актуальность темы**

В «Основах государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности» на период до 2030 года и дальнейшую перспективу государственными интересами Российской Федерации в частности являются получение научных данных о космосе, небесных телах для развития фундаментальной науки, достижения и поддержания лидирующих позиций на наиболее значимых ее направлениях, в том числе в исследовании Луны, с возможностью использования её ресурсов. Одной из задач государственной политики в области космической деятельности в интересах фундаментальных космических исследований является проведение углубленных исследований Луны с окололунной орбиты и на ее поверхности автоматическими космическими пенетраторами, в том числе с использованием луноходов и средств доставки образцов лунного грунта на Землю, выбор районов размещения автоматических лунных баз.

Для решения указанной задачи по исследованию внутренней структуры Луны, а также решения смежных научных задач, связанных с образованием скважин в лунном грунте, доставкой научной аппаратуры, располагаемой в приборном отсеке (ПО), в заданную область грунтового пространства предлагается использовать реактивные пенетраторы, представляющие собой устройства, снабженные ракетными двигателями и способные двигаться в грунтах с высокими скоростями. Возможно создание пакета пенетраторов запускаемых с орбитального модуля в разные точки лунной поверхности и развертывания таким образом системы по сбору информации о структуре, сейсмической активности, химическом составе грунта.

В качестве силовой установки для пенетратора целесообразно применять ракетный двигатель твердого топлива, поскольку он имеет наивысший показатель среди всех других тепловых машин по запасу энергии на единицу объема и по удельной лобовой мощности.

Важными достоинствами реактивных пенетраторов являются также их способность двигаться в реголите под любым углом к горизонту, простота конструкции и эксплуатации. Эти достоинства позволяют реактивным пенетраторам выполнять также работы, которые другими пенетраторами для движения в лунном грунте производить затруднительно.

Указанные выше области применения и достоинства реактивных пенетраторов показывают их перспективность и целесообразность внедрения в практическую космонавтику, а задача разработки новых методов выбора проектных параметров лунных реактивных пенетраторов является актуальной.

### **Научная задача**

Рассматриваемая в настоящей диссертационной работе научная задача посвящена исследованию вопросов, связанных с обоснованием необходимости совершенствования технических характеристик лунных реактивных пенетраторов (ЛРП).

К настоящему времени существует ряд работ, в направлении исследования процесса проникания твердых тел в грунты и выработки общих подходов к проектированию грунтовых реактивных пенетраторов различного назначения.

Обоснование тенденции совершенствования тактико-технических характеристик грунтовых реактивных аппаратов проведено в работах В.В.Родченко, где сформулированы методологические подходы к разработке, созданию и внедрению эффективных теоретических и экспериментально обоснованных методов проектирования грунтовых реактивных аппаратов различного назначения.

А.Я. Сагомоян посвятил свои работы вопросам проникания твердых тел в грунты, а также прониканию при ударном взаимодействии твердых тел, имеющих большие относительные скорости.

Имеется и ряд работ, посвященных решению конкретных задач, в частности в работах В.А. Велданова, С.В. Федорова, Н.А. Федоровой рассмотрены особенности движения и состояния материала грунтовой преграды на границе контакта с недеформируемым ударником и возможности увеличения глубины проникания высокоскоростных исследовательских зондов в грунтовые преграды за счет сообщения им дополнительного импульса реактивной тяги в процессе проникания.

В работах В.В.Баландина, В.Л.Котова представлены результаты численных экспериментов по определению сил сопротивления, действующих на цилиндрический ударник с полусферическим оголовком на стадии внедрения в сухой песчаный грунт.

Анализ как отечественных, так и зарубежных источников по регламентированному разрушению грунта показывает, что существует целый ряд методов и средств образования скважин и доставки полезных грузов в грунтовое пространство, каждые из которых имеют свои достоинства и недостатки.

Однако до настоящего времени отсутствуют представительные количественные показатели сравнительной оценки эффективности использования этих методов и средств при решении конкретных инженерных задач.

Так, исследования по внедрению твердых тел в грунты за счет кинетической энергии, накопленной на воздушном участке траектории, показывают, что участок движения в грунте иногда носит явно выраженный криволинейный характер, при котором возможен значительный уход от прямолинейного движения вплоть до полного разворота проникающего тела и движения его донной частью вперед. На характер движения существенное влияние оказывают силы, действующие на проникающее тело, которые в свою очередь зависят как от его формы, так и от начальных условий внедрения, определяемых наличием угла между вектором скорости и осью симметрии, а также угловыми скоростями прецессии, нутации и собственного вращения. При внедрении реактивного пенетратора с работающим двигателем на его

устойчивость также влияют величина тяги, ее эксцентриситет и возможность закрутки.

Кроме этого при проектировании и создании лунных реактивных пенетраторов необходимо учитывать и их эксплуатационные особенности, связанные с высокой тяговооруженностью, малым временем работы двигателя, высокими ударными перегрузками, а также расширение продуктов сгорания в скважине. Эти специфические условия приводят к тому, что внутренняя и внешняя баллистика лунных реактивных пенетраторов имеет целый ряд характерных особенностей, не имеющих места в случае обычных ЛА с ракетными двигателями.

**Цель настоящей работы** заключается в разработке метода обосновании возможности использования многомодульных реактивных пенетраторов для образования скважин в лунном грунте и выбора технических характеристик таких пенетраторов.

Для достижения поставленной цели необходимо провести исследования по целому ряду принципиальных вопросов взаимодействия пенетратора с лунным грунтом с учетом высокой скорости и угла входа ЛРП в реголит, а также движения его в подповерхностном слое с включенной двигательной установкой, когда газовая струя истекает из сопла двигателя в скважину переменной длины.

Теоретические и экспериментальные исследования по созданию одномодульных лунных реактивных пенетраторов показали, что подобные пенетраторы по своим конструктивным особенностям, а также внутрикамерным процессам, протекающим в период функционирования двигательной установки, имеют ряд недостатков, которые могут существенным образом повлиять на их применение.

Наиболее универсальным показателем эффективности лунных реактивных пенетраторов является вероятность выполнения поставленной задачи, которая при заданном диаметре миделевого сечения пенетратора, главным образом, определяется вероятностью проникания реактивного пенетратора в реголит на определенную глубину (дальность). Поэтому в работе в качестве критерия сравнительной оценки альтернативных вариантов ЛРП выбрана глубина проникания, зависящая от параметров пенетратора, условий его запуска и физико-механических характеристик лунного грунта.

Затраты на выполнение операции складываются из различных статей расходов. В частности, определяющими затратами на образование скважины в реголите с помощью реактивного пенетратора являются затраты на доставку ЛРП в составе посадочного пенетратора на поверхность Луны.

Поэтому для лунных реактивных пенетраторов, входящих в реголит с некоторой скоростью и использующих в качестве силовой установки реактивный двигатель с заданными характеристиками твердого топлива, целесообразно в качестве ограничения по затратам принимать не стартовую массу, а массу топлива, зависящую от глубины проникания пенетратора, условий его запуска и характеристик реголита. При этом масса конструкции пенетратора является варьируемым параметром, на который накладываются

ограничения, обусловленные прочностью ЛРП при входе его в лунный грунт с высокой скоростью.

Возможна и обратная постановка задачи, когда при заданной глубине проникания определяются параметры и характеристики, а также условия запуска пенетратора, имеющего минимальный запас топлива.

#### **В работе поставлены и решены следующие основные задачи**

1. Разработка метода обоснования технических характеристик многомодульного реактивного пенетратора, обеспечивающего доставку приборного отсека на заданную глубину оптимальным способом.

2. Построение математической модели пространственного движения реактивного пенетратора в лунном грунте.

3. Выбор показателей количественной оценки эффективности использования лунных реактивных пенетраторов.

4. Проведение оценки влияния процесса истечения газовой струи из сопла двигателя в скважину переменной длины.

5. Определение критериев подобия для моделирования параметров и характеристик лунных реактивных пенетраторов.

#### **Методы исследования**

Задача определения технических характеристик пенетратора, а также условия его запуска выбираются так, чтобы он доставлял заданную полезную нагрузку либо на определенную глубину при минимуме энергетических затрат, определяемых суммарным импульсом топлива, либо на максимальную глубину при заданном суммарном импульсе топлива.

Интегрирование системы дифференциальных уравнений движения проводилось методом Рунге-Кутты. При исследовании экстремума целевой функции использовался метод направленного случайного поиска.

В число основных проектных параметров, однозначно определяющих облик как отдельных модулей, так и ЛРП в целом, помимо давления в камере сгорания, удлинения, отношения давлений на срезе сопла и в камере, времени работы двигателя в воздухе, массы конструкции и угла полураствора головного корпуса дополнительно входит количество модулей (или секций ДУ) лунного реактивного пенетратора.

#### **Научная новизна** работы заключается в следующем.

1. Разработан метод обоснования технических характеристик многомодульного реактивного пенетратора, обеспечивающего доставку приборного отсека на заданную глубину оптимальным способом.

2. Предложена математическая модель пространственного движения реактивного пенетратора в лунном грунте. При этом характер движения определялся для случая внедрения пенетратора с работающей двигательной установкой с учетом наличия угла между вектором скорости и осью симметрии, угловых скоростей прецессии и нутаций, эксцентриситета тяги и вращения вокруг собственной оси.

3. Проведена оценка влияния процесса истечения газовой струи из сопла двигателя в скважину переменной длины и определена предельная глубина проникания пенетратора, использующего ракетный двигатель с постоянным секундным расходом топлива.

#### **Практическая значимость работы**

Разработка метода обоснования технических характеристик многомодульных лунных реактивных пенетраторов позволяет на ранних этапах проектирования определить и оценить эффективность вариантов конструкции ЛРП, учитывая необходимую глубину проникания и специфику работы двигательной установки, что приведет к уменьшению числа вариаций и снижению конечной стоимости реализации.

**Достоверность и обоснованность полученных результатов** обеспечена непротиворечивостью исходных теоретических положений, внутренней логикой исследования, применением достоверных методов, описывающих сущность изучаемого явления и отвечающих поставленным целям и задачам диссертационной работы.

**На защиту выносятся** результаты проведенных автором исследований по вопросам возможности использования многомодульных лунных реактивных пенетраторов для образования глубоких скважин в реголите. К результатам относятся:

- разработка метода определения оптимальных технических характеристик ЛРП;
- обоснование показателей эффективности ЛРП различного конструктивного исполнения;
- исследование влияния особенностей функционирования двигателя в скважине на процесс проникания, а также процесса пространственного движения ЛРП;
- разработка системы критериев, позволяющих провести перенос экспериментальных данных на натуральный образец.

#### **Апробация результатов работы**

Основные положения и результаты работы докладывались на следующих конференциях: на Научно-практической конференции студентов и молодых учёных МАИ «Инновации в авиации и космонавтике-2011» (Москва, 2011); на конференции «Авиация и космонавтика-2013» (Москва, 2013).

Основные положения и результаты работы представлены в трех научных статьях, опубликованных в рецензируемых журналах и входящих в рекомендованный ВАК Минобрнауки РФ перечень изданий [1,2,3], а также в промежуточном отчете по научно-исследовательской программе по договору №202-MRA/47130-01130 от 01.11.13г. «О проведении научно-исследовательских работ «Программа стратегического развития»», Москва, Сколково.

### **Личный вклад**

Личный вклад автора состоит в постановке задач исследования, разработке метода обоснования технических характеристик многомодульных лунных реактивных пенетраторов; оценке влияния истечения газовой струи из сопла двигателя на движение пенетратора в лунном грунте; сравнении пенетраторов с двигательной установкой и двигающихся по инерции на основе критериев эффективности.

### **Структура и объем работы**

Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения, списка сокращений и списка литературы.

## **СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ**

**Во введении** обосновывается актуальность выбранной темы диссертации, формулируются цели работы, проанализированы основные проблемы. Отмечена научная новизна и практическая значимость полученных результатов. Приведены основные положения диссертационной работы, выносимые на защиту, сведения об апробации результатов работы и описана структура диссертации.

**В первой главе** приводится метод выбора проектных параметров лунных реактивных пенетраторов. Предложена модель расчета газодинамических параметров многомодульных пенетраторов, установлены соотношения между параметрами пенетратора, условиями его запуска и характеристиками грунта.

Для создания высоких значений удельной лобовой тяги, на одномодульных грунтовых пенетраторах должны использоваться ракетные двигатели твердого топлива большого удлинения и с высокой плотностью заряжания, а это приводит к увеличению давления в камере сгорания, появлению эрозионного горения топлива и, следовательно, к снижению надежности РДТТ. Кроме этого, одномодульные ЛРП имеют ограниченную глубину проникания, поскольку при длине участка движения в грунте больше 230...260 калибров (при постоянном массовом расходе продуктов сгорания) скачок уплотнения «сядет» на срез сопла. Это значит, что в скважине будет наблюдаться дозвуковое течение газа, а дальнейшее увеличение глубины проникания приводит к перемещению скачка в критическое сечение сопла и в камеру сгорания, что влечет за собой разрушение двигателя.

Указанные выше недостатки одномодульных ЛРП могут быть устранены путем применения многомодульных грунтовых реактивных пенетраторов, включающих в комбинации несколько секций твердого топлива, расположенных последовательно вдоль оси и корпус, окружающий секции, имеющий на одном конце головную часть, а на другом сопло и содержащий вставки с сопловыми пазами.

Такое конструктивное решение выгодно отличает многомодульный ЛРП от одномодульного и позволяет существенно улучшить его проникающую способность за счет:

а) уменьшения, а в некоторых случаях и ликвидации силы сопротивления трения боковой поверхности корпуса о грунт путем обеспечения течения продуктов сгорания топлива между корпусом и грунтом в процессе движения пенетратора;

б) повышения устойчивости прямолинейного движения ЛРП в грунте путем перемещения точки приложения равнодействующей силы тяги двигательной установки ближе к головной части;

в) уменьшения газодинамических и тепловых потерь в РДТТ из-за исключения процессов длительного и продолжительного течения продуктов сгорания во внутренней полости корпуса к соплу и замены на течение по наикратчайшему расстоянию от поверхности горения топлива в ближайшей сопловой паз или в соответствующее сопло;

г) увеличение коэффициента объемного заполнения двигателя за счет уменьшения размеров свободных полостей внутри корпуса, поскольку отсутствует необходимость течения продуктов сгорания по всей длине РДТТ к соплу, расположенному в конце корпуса.

Один из вариантов конструктивно-компоновочной схемы многомодульного грунтового реактивного пенетратора представлена на рис. 1. Пенетратор содержит корпус 1, окружающие секции твердого топлива 2, представляющие собой цилиндры, расположенные последовательно вдоль продольной оси. Корпус 1 соединен с головной частью 3 и охватывает ее. Между ними имеется зазор « », а вокруг головной части, внутри которой размещается полезная нагрузка, установлено кольцевое сопло 4.

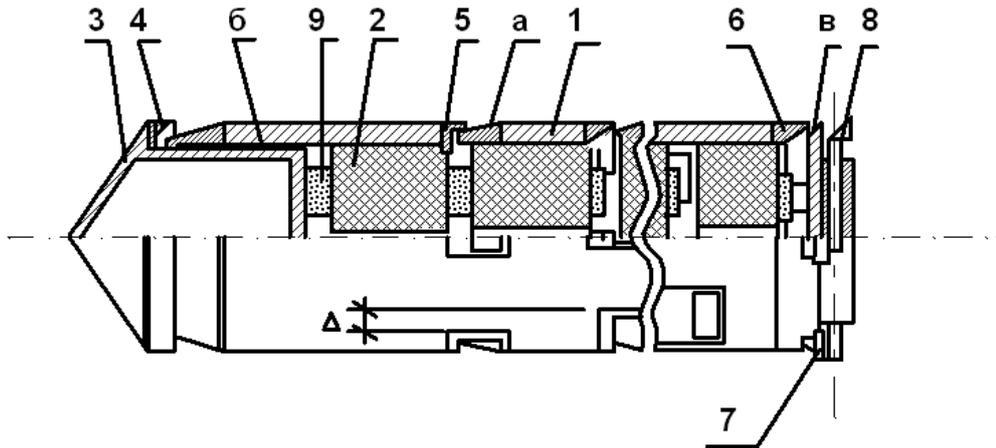
Общая схема выбора оптимальных проектных параметров многомодульных грунтовых реактивных пенетраторов представлена на рис. 2.

Состав проектных параметров и их физическая сущность могут меняться в зависимости от конкретных требований к разрабатываемому пенетратору. От правильного выбора состава и величин основных проектных параметров в ходе проектирования зависит успех и сроки создания ЛРП, поскольку существенные изменения основных проектных параметров влекут за собой перестройку производства и дополнительные экспериментальные работы, а следовательно, и дополнительные затраты средств и времени.

При заданных физико-механических и химических свойствах твердотопливного заряда и характеристиках материалов конструкций, а также при выбранной форме заряда и конструктивной схеме  $i$ -го модуля двигателя можно представить все массовые, геометрические, тяговые и другие характеристики этого модуля как функции нескольких свободно варьируемых параметров.

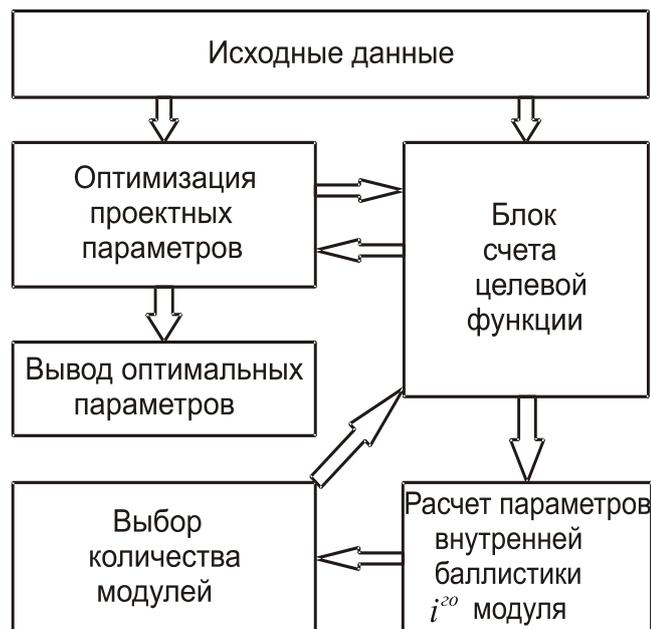
В том случае, когда многомодульная двигательная установка имеет определенную конструктивную схему, выбраны конструкционные материалы с заданными массовыми и прочностными характеристиками, выбрано топливо и заданы все его физико-химические характеристики, в первом приближении

параметры такого РДТТ могут быть определены через номинальное давление в камере сгорания  $P_K^H$ , наружный диаметр камеры сгорания  $D_H$ , удлинение корпуса  $\lambda_\delta$  и отношение давления на срезе сопла  $P_a$  к давлению в камере  $\xi = \frac{P_a}{P_K}$  и количество модулей  $n$  в некоторой функциональной последовательности.



**Рис. 1. Конструктивно-компоновочная схема многомодульного ЛРП с полезной нагрузкой, расположенной в ГЧ**

1 – корпус; 2 – секция ГТ; 3 – головная часть; 4 – кольцевое сопло; 5 – вставка; 6 – многосопловой блок; 7 – устройство закрытия сопловых отверстий; 8 – упор; 9 – воспламенитель; «а» - сопловой паз; «б» – зазор; «в» – сопловое отверстие



**Рис. 2. Общая схема выбора оптимальных параметров многомодульного ЛРП**

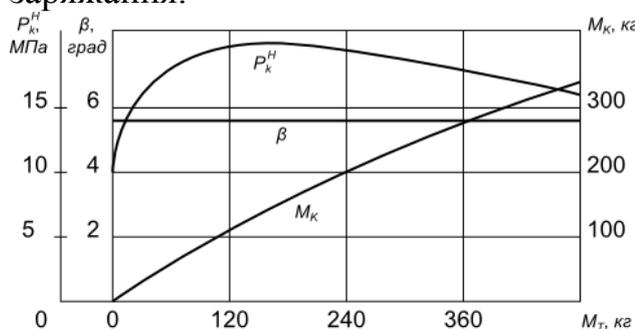
В работе приведена математическая модель расчета газодинамических параметров рабочего процесса реактивного двигателя твердого топлива, найдены зависимости устанавливающие связь между параметрами и характеристиками ЛРП и его условиями запуска, а также определена глубина проникания подобных пенетраторов с учетом физико-механических характеристик реголита.

С целью иллюстрации предложенного метода рассмотрен пример определения оптимальных параметров пенетраторов, проникающих в аналоги лунных грунтов.

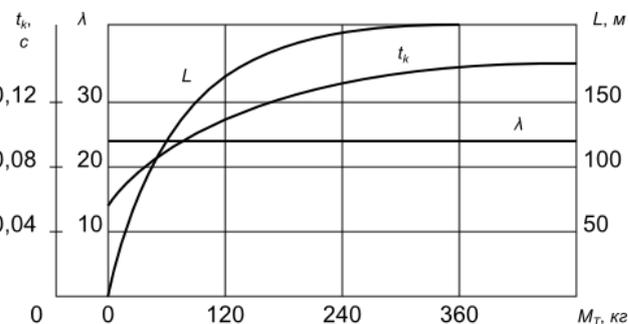
Выбирались параметры и условия запуска реактивного пенетратора для движения в лунном грунте, способного при заданной массе топлива  $M_T$  доставлять приборный отсек массой  $M_{но}$  на максимальную глубину проникания.

По данным расчетов построены графики рис. 3 – 4.

В качестве примера по приведенной методике был проведен расчет газодинамических параметров рабочего процесса РДТТ, с высокой плотностью заряжения.



**Рис. 3. Зависимость номинального давления в камере сгорания, угла полраствора конуса и массы конструкции от массы топлива**



**Рис. 4. Зависимость глубины проникания, удлинения пенетратора и времени работы ДУ в прилунном пространстве от массы топлива**

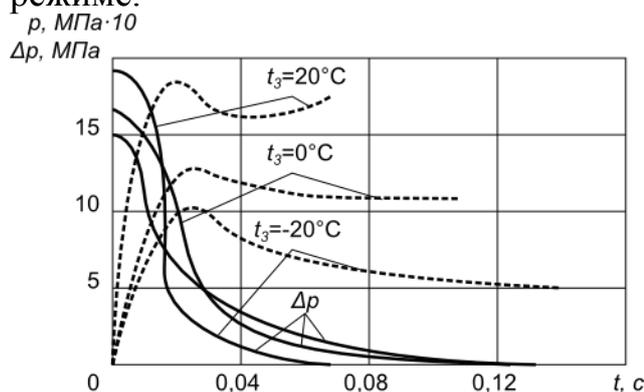
Анализ результатов (рис. 5) показывает сильное влияние температуры заряда на характер и величину рабочего давления в камере сгорания и перепад давления у днища и сопла. Экспериментальная проверка показала, что запуск подобного аппарата в зимнее время оказался возможным и двигатель функционировал нормально, в то время как запуски в летнее время приводили к взрывам двигателя. Это обстоятельство объясняется, во-первых, тем, что величина максимального давления в камере сгорания при плюсовой температуре заряда  $T_z = +20^0\text{C}$  превышает предельно допустимое давление корпуса двигателя, во-вторых, тем, что величина максимального перепада давления может превосходить предел прочности твердого топлива, который с ростом температуры уменьшается.

Диаметр критического сечения сопла и коэффициент Пуассона материала топлива при заданных размерах шашки и камеры сгорания определяют отношение площади критического сечения к площади свободного прохода газов.

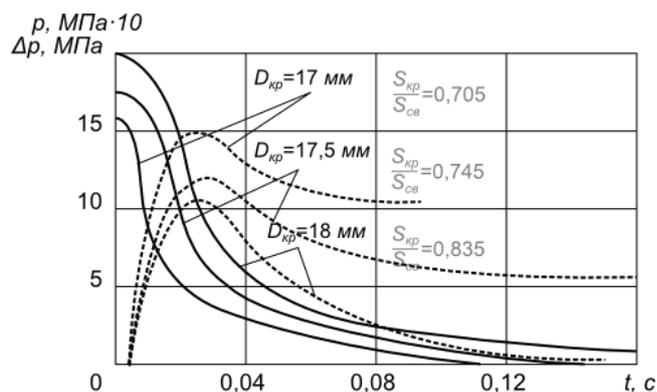
Из графиков (рис. 6) видно, что при заданных размерах топливного заряда и камеры сгорания увеличение площади критического сечения приводит,

наряду со снижением среднего давления в камере, к увеличению перепада давления у днища и сопла, что при определенных условиях приводит к разрушению заряда и двигателя в целом.

Анализ полученных результатов показывает, что в определенных условиях эксплуатации целесообразно применить многомодульные двигатели с торцевым горением зарядов, что позволяет путем выбора количества одновременно работающих модулей добиваться заданного значения суммарной тяги при функционировании каждого отдельного блока в менее напряженном режиме.



**Рис 5. Зависимость перепада давления на торцах заряда и изменение давления в КС и по времени для различных значений начальных температур**



**Рис 6. Зависимость перепада давления на торцах заряда и изменение давления в КС и по времени для различных значений диаметров критического сечения сопла**

**Во второй главе** диссертации рассматриваются общие вопросы скоростного движения пенетраторов в грунтах. Описываются основные физико-механические свойства лунных грунтов как среды для движения реактивных пенетраторов, выбираются земные грунты-аналоги, позволяющие установить связи между внедряемым пенетратором и средой, а также определяются силы, действующие на пенетратор при движении его в грунте.

Поверхностный слой Луны (или лунный грунт), называемый реголитом, представляет собой рыхлый покров раздробленных пород, состоящий из фрагментов различной крупности, включая тонкую пылевидную фракцию. Средняя мощность реголита, который покрывает всю лунную поверхность без исключения, колеблется от 4-5 м в лунных морях до 10-15 м на материках.

В таблице 1 представлены основные физико-механические характеристики реголита, полученные в результате советских и американских экспедиций на Луну, приведены такие же данные по земным грунтам-аналогам, а также модельные грунты, которые с достаточной для теоретических и экспериментальных исследований точностью, можно считать аналогами лунного реголита.

При исследовании процесса проникновения реактивного пенетратора в грунт применяются прямоугольные правые системы координат (рис. 7). При расчетах движения используется система координат, в которой математические выражения, описывающие движения пенетратора, имеют наиболее простой и

удобный для расчетов вид. В исследованиях используются стартовая и связанная системы координат.

Таблица 1  
Физико-механические свойства реголита, земных аналогов и модельных грунтов

Виды грунтов		Плотность грунта, $\rho_0$ , кг/м <sup>3</sup>	Угол внутреннего трения $\vartheta$ , град	Коэффициент сцепления $k \cdot 10^{-5}$ , МПа	Коэффициент трения скольжения, $\mu_0$	Несущая способность, МПа
Реголит	СССР	800-1520	32-35	5-10	0,30-0,50	0,068
	США	700-1500	30-40	1,2-7	0,25-0,45	0,021-0,054
Земные аналоги	Пылеватый песок	1500-1600	28-35	8	0,4-0,5	0,15 – 0,4
	Базальт дробленный	1950	32-37	5-6	0,25-0,50	0,3-0,6
	Песок андезитобазальтовый	1450 - 1550	35-40	3-3,8	0,25-0,60	0,25-0,3
Модельные грунты	Песок, глинистые минералы	1540	37	6	0,25	0,3
	Песок, керамзитобетон	1820	39	8	0,50	0,5

Пространственное движение реактивного пенетратора в грунте описано системой уравнений, в которую входят уравнение движения центра масс, уравнение вращательного движения относительно центра масс и кинетические соотношения, устанавливающие связь между проекциями угловой скорости вращения на оси связанной системы координат угловыми параметрами, характеризующими положение и движение ЛРП относительно стартовой системы координат.

В правые части уравнений движения центра масс реактивного пенетратора входят внешние силы в виде тяги двигателя, сил тяжести и сопротивления грунта, силы Кориолиса, связанные с относительным движением частиц внутри вращающегося корпуса пенетратора, и силы, вызванные перемещениями центра масс относительно корпуса.

В случае необходимости изменение величины скорости центра масс реактивного пенетратора и ориентации его осей в пространстве при движении в грунте могут использоваться различные органы управления, при отклонении которых от нейтрального положения возникают управляющие силы и моменты. Рассмотрены варианты управления величиной скорости центра масс, управления вращением вокруг осей  $S_x$ ,  $S_y$  и  $S_z$ .

Для определения сил и моментов, действующих на реактивный пенетратор со стороны грунта, используются нормальные и касательные удельные сопротивления грунта, которые зависят от физико-механических свойств грунта, характеристик движения точек поверхности пенетратора, в

которых определяется сопротивление и характеристики движения грунта в районе рассматриваемых точек поверхности проникающего пенетратора.

В этом случае используется формула для определения сопротивления грунта лунному реактивному пенетратору цилиндрической формы с конической головной частью

$$F = F_0 + A\dot{v} + Bv^2, \quad (1)$$

где  $F_0 = \pi h^2 \operatorname{tg}^2 \beta \chi (a^{v/2} - 1) \left[ p_a + \frac{\tau_0}{v(1+\mu)} \right]$ ;  $A = \frac{2}{3} \pi h^3 \operatorname{tg}^4 \beta \chi \frac{\rho_0}{vb_1} (a^{v/2} - 1)$ ;

$B = \pi h^2 \operatorname{tg}^4 \beta \chi \frac{\rho_0}{(v-2)b_1} \left[ \frac{v-2}{v} (a^{v/2} - 1) + b_1(v-2)a^{v/2} - \left( \frac{1}{a^{v/2}} - 1 \right) \right]$ ;  $v = \frac{2\mu}{1+\mu}$ ;

$\chi = \frac{1+\mu_0 \operatorname{ctg} \beta}{1-\mu_0 \operatorname{ctg} \beta}$ ;  $a = \frac{1}{1-b_1}$ ;  $b_1 = \frac{\rho_0}{\rho}$ ;  $\tau_0 = 2k \cos \varphi$ ;  $\mu = \sin \varphi$ ;  $\chi = 1 + \mu_0 \operatorname{ctg} \beta$ ;

$k$  – коэффициент сцепления;  $\varphi$  – угол внутреннего трения;  $\mu_0$  – коэффициент трения скольжения,  $\beta$  – угол полураствора конуса,  $h$  – высота конуса;  $\rho_0$  и  $\rho$  – плотность грунта перед и за ударной волной,  $p_a$  – бытовое давление грунта.

Проникание пенетратора под углом требует решения трехмерной задачи и, как следствие, применения численных методов. Эту задачу можно сформулировать так: найти траекторию движения пенетратора в грунте и его ориентацию вплоть до полной остановки по заданным начальным условиям взаимодействия (скорость, угол подлета, угол атаки).

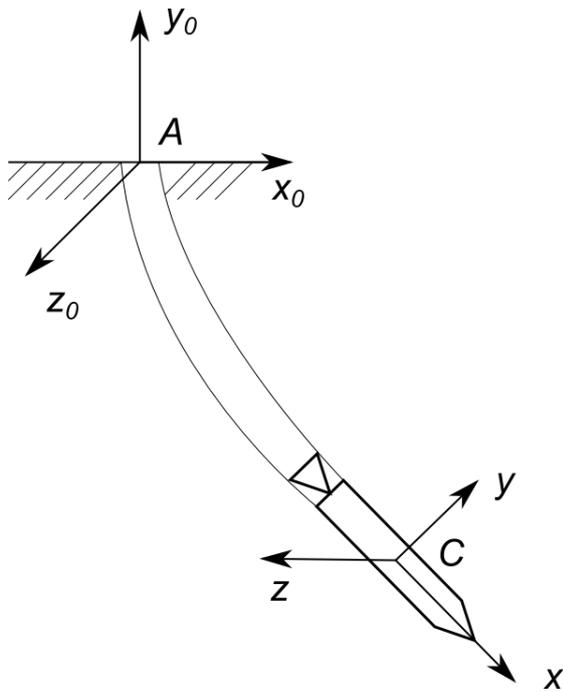
Рассматривается плоско параллельное движение. Траектория движения пенетратора определяется интегрированием системы уравнений движения

$$m\ddot{x} = F_x, m\ddot{y} = F_y, J\ddot{\varphi} = M,$$

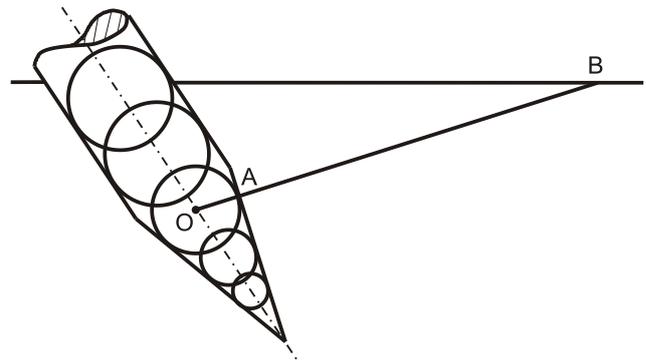
где  $F_x, F_y$  – компоненты главного вектора сил, действующих на ЛРП,  $M$  – момент сил;  $j$  – угловое ускорение;  $m, J$  – масса и момент инерции пенетратора, соответственно.

Задача, таким образом, сводится к нахождению  $F_x, F_y, M$ , которые можно получить при известном распределении усилий по поверхности ЛРП. Суть предполагаемого приближенного метода состоит в замене трехмерного решения суперпозицией одномерных решений. Пенетратор представляется как бесконечный набор шаров, совокупность центров которых образует ось симметрии ударника (рис. 8).

Головная часть пенетратора представляет набор шаров переменного радиуса, цилиндрическая часть шаров одинакового радиуса. Давление в каждой точке боковой поверхности пенетратора отождествляется с давлением на внутреннюю поверхность полого шара (или внутреннюю поверхность сферической полости), полученным из решения одномерной задачи о расширении полости или шара от нулевого радиуса до радиуса  $OA$ , где  $OA$  – расстояние от оси симметрии ударника до точки поверхности ударника,  $OB$  – расстояние от оси симметрии до свободной поверхности грунта.



**Рис. 7. Стартовая и связанная система координат**

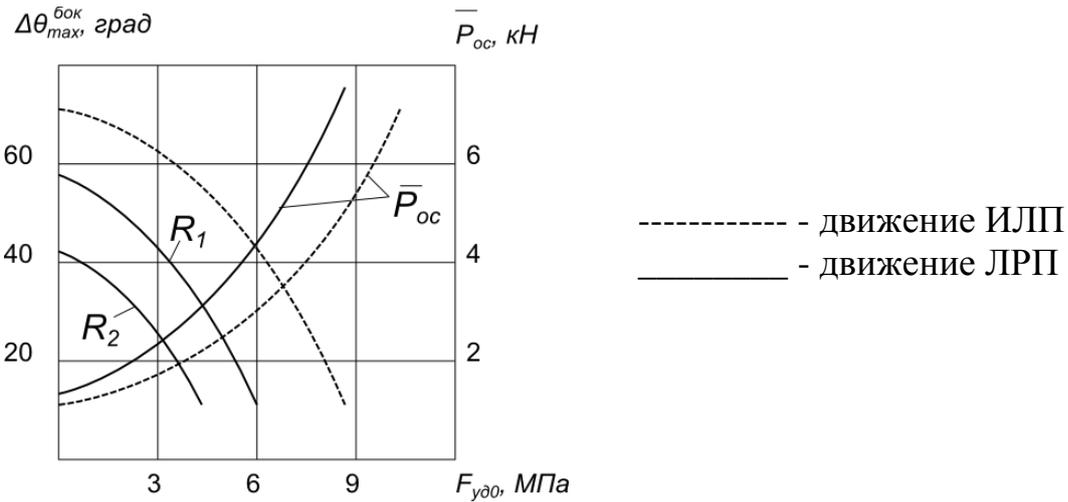


**Рис. 8. Проникание осесимметричного penetrатора под углом в грунт**

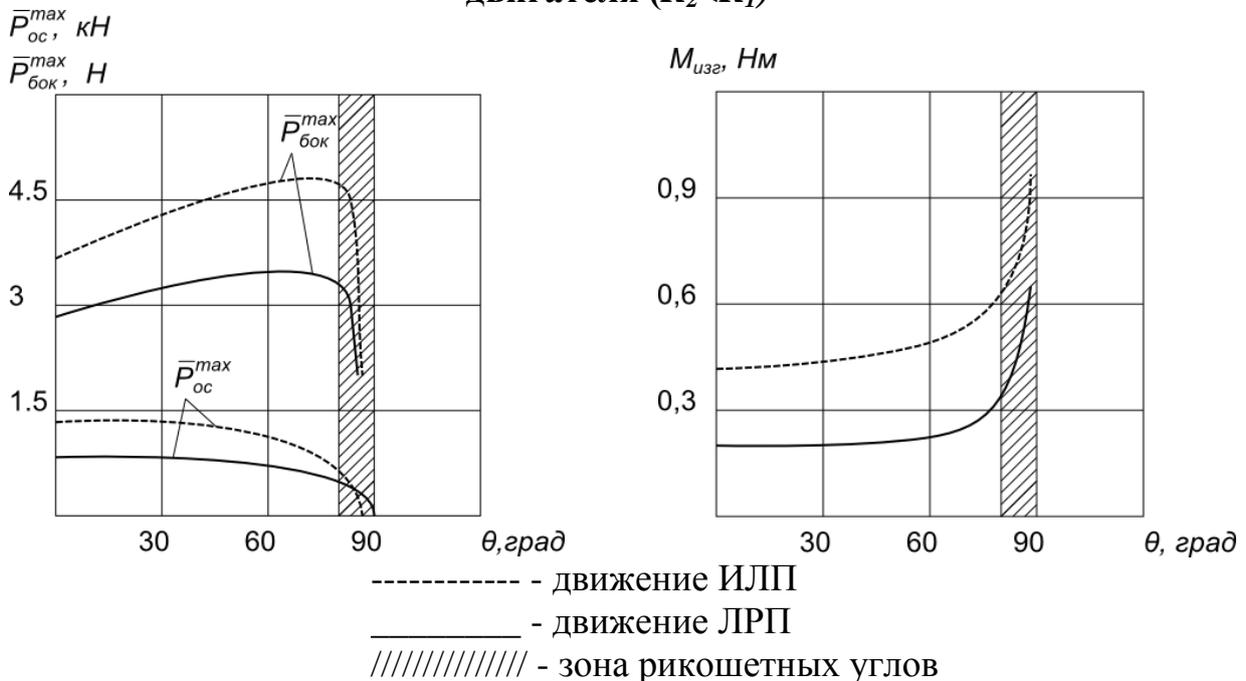
Численное интегрирование проводится с учетом изменения расстояния от поверхности penetrатора до свободной поверхности грунта за счет искривления его свободной поверхности; при этом в точках поверхности penetrатора, скорость которых направлена внутрь penetrатора (это возможно при его вращении в плоскости падения), давление берется нулевым, так как в этом случае отсутствует взаимодействие с грунтом.

Изложенный алгоритм достаточно простым и вполне очевидным образом обобщается на случай многослойных преград, составленных из различных материалов. В этом случае решение трехмерной задачи строится как суперпозиция одномерных задач о расширении многослойного шара.

Расчеты показывают (рис. 9-10), что а) углы между вектором скорости в момент входа penetrатора в грунт и его горизонтальной поверхностью в диапазоне  $35 \dots 90^\circ$  практически не сказывается на максимальных значениях сил и моментов; б) угловая скорость собственного вращения сказывается на угловом положении реактивного penetrатора и его траектории; в) с увеличением прочности грунта наблюдается уменьшение ухода penetrатора от прямолинейного движения, что очевидно, связано с увеличением осевой составляющей силы сопротивления по сравнению с боковой составляющей; г) функционирование двигательной установки в процессе проникания penetrатора в грунт оказывает существенное влияние на устойчивость его движения, причем с увеличением тяги при заданных массово-габаритных характеристиках penetrатора траектория движения приближается к прямолинейной, что согласуется с проведенными экспериментальными исследованиями.



**Рис. 9. Зависимость отклонение угла  $\Delta\theta$  и осевого усилия  $P_{ос}$  от статического сопротивления грунта  $F_{уд0}$  для разных значений тяги двигателя ( $R_2 < R_1$ )**



**Рис. 10. Зависимость усилия и момента от угла входа penetrатора**

Таким образом, если известны силы и моменты, действующие на реактивный penetrатор, движущийся в грунте, то характер его движения полностью описывается системой шести обыкновенных дифференциальных уравнений.

**Третья глава** посвящена обоснованию показателей эффективности применения, а также оценки роли и места ЛРП в ряду альтернативных систем для исследования подповерхностных слоев Луны. Исследовано влияние особенностей функционирования двигателя в грунте на процесс проникания ЛРП и разработана расчетная модель конструкции ЛРП и его отсеков, позволяющая определить прочностные параметры penetrатора при входе его в лунный грунт с высокой скоростью.

Поскольку каждый из существующих в настоящее время способов образования скважин в грунте имеет определенные преимущества и недостатки, то для обоснованного выбора приемлемой схемы проникания необходимо решать задачу сравнительной оценки экономичности расходования имеющегося запаса энергии в процессе проникания одинаковых по габаритно-массовым характеристикам пенетраторов, реализующих разные способы образования скважин в грунте.

Наиболее универсальным критерием для оценки эффективности движения пенетратора в грунтах является критерий  $K_{эфф}$ , равный отношению минимального расхода энергии на образование скважины к полному запасу энергии проникающего пенетратора  $E$ .

Критерий  $K_{эфф}$  является коэффициентом полезного действия цикла образования скважины и поэтому позволяет оценивать эффективность движения пенетраторов различного типа в различных грунтах с различной скоростью входа.

Следует отметить, что для всех критериев общим является требование равенства осевой перегрузки при входе  $n_x$ . Это условие будет на практике выполняться при использовании одинаковых по конструкции пенетраторов и систем амортизации к этим пенетраторам.

Значение критериев эффективности движения для различных способов образования скважин могут быть определены следующим образом:

а) для инерционного пенетратора

$$K_{эфф} = \frac{\pi D^2 F_{уд0} L_0}{2M_0 V_{вх}^2} ;$$

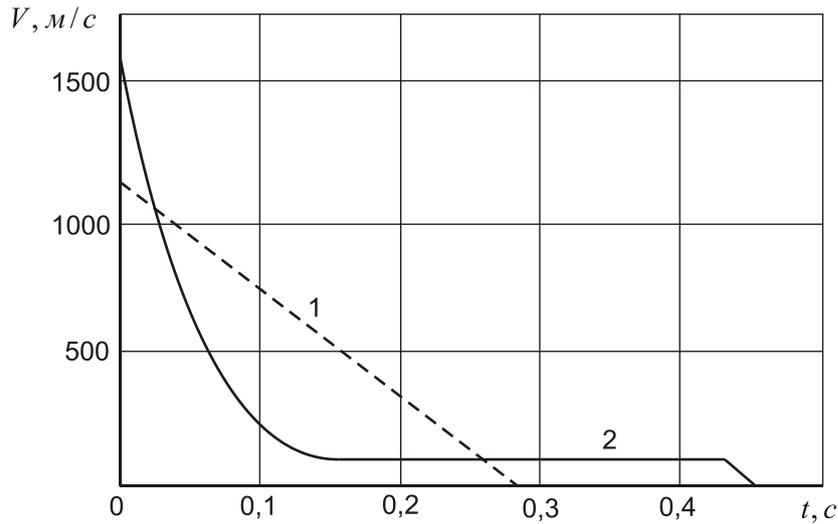
б) для пенетратора с двигательной установкой

$$K_{эфф} = \frac{\pi D^2 F_{уд0} L_0}{2M_0 V_{вх}^2 + 4\eta_T Q_T M_T} ,$$

где  $D$  - наружный диаметр (калибр) пенетратора;  $F_{уд0}$  - удельное статическое сопротивление грунта;  $L_0$  - глубина скважины;  $M_0$  - полная масса пенетратора;  $V_{вх}$  - скорость входа пенетратора в грунт;  $\eta_T$  - термический КПД ДУ;  $Q_T$  - теплота сгорания топлива;  $M_T$  - масса топлива.

Полученные расчетом характеристики пенетраторов разных видов, а именно инерционного и пенетратора с ДУ, приведены в табл. 2 и на рис. 11.

Анализ результатов расчета показывают преимущества пенетратора с ДУ, который, несмотря на большую скорость входа, основную часть времени движется со скоростями, меньшими, чем инерционный пенетратор. Это обстоятельство выгодно как с точки зрения расходования энергии на движение, так и по некоторым другим причинам (например, если толщина грунта в районе проникания окажется меньше расчетной и пенетратор ударится о скальное основание).



**Рис. 11. Зависимость скорости движения от времени:**  
 1 – инерционный проникающий пенетратор;  
 2 – лунный реактивный пенетратор

Таблица 2.

Результаты расчетов проникающих пенетраторов

№ П/П	Характеристика	Инерц. пенетратор	Пенетратор с ДУ
1.	Масса полная, $M_0$ , кг	3760	800
2.	Масса топлива, $M_T$ , кг	—	276
3.	Калибр, $D$ , м	0,4	0,4
4.	Удлинение, $\lambda$	9,7	8,1
5.	Скорость входа в грунт, $V_{ВХ}$ , м/с	1100	1500
6.	Время движения в грунте, $t_{ГР}$ , с	0,282	0,444
7.	Средняя скорость движения, $V_{ср}$ , м/с	356	226
8.	Средняя перегрузка, $n_x^{ср}$	-395	-340
9.	Термический КПД ДУ	—	0,42
10.	Максимальная перегрузка, $n_x^{max}$	-1200	-1200
11.	Глубина проникания, $L_0$ , м	100	100
12.	Статическое сопротивление грунта, $F_{0yд}$ , МПа	6	6
13.	Масса приборного отсека, $M_{но}$ , кг	100	100

Следует отметить, что пенетратор с ДУ в несколько раз легче и на 21% короче инерционного.

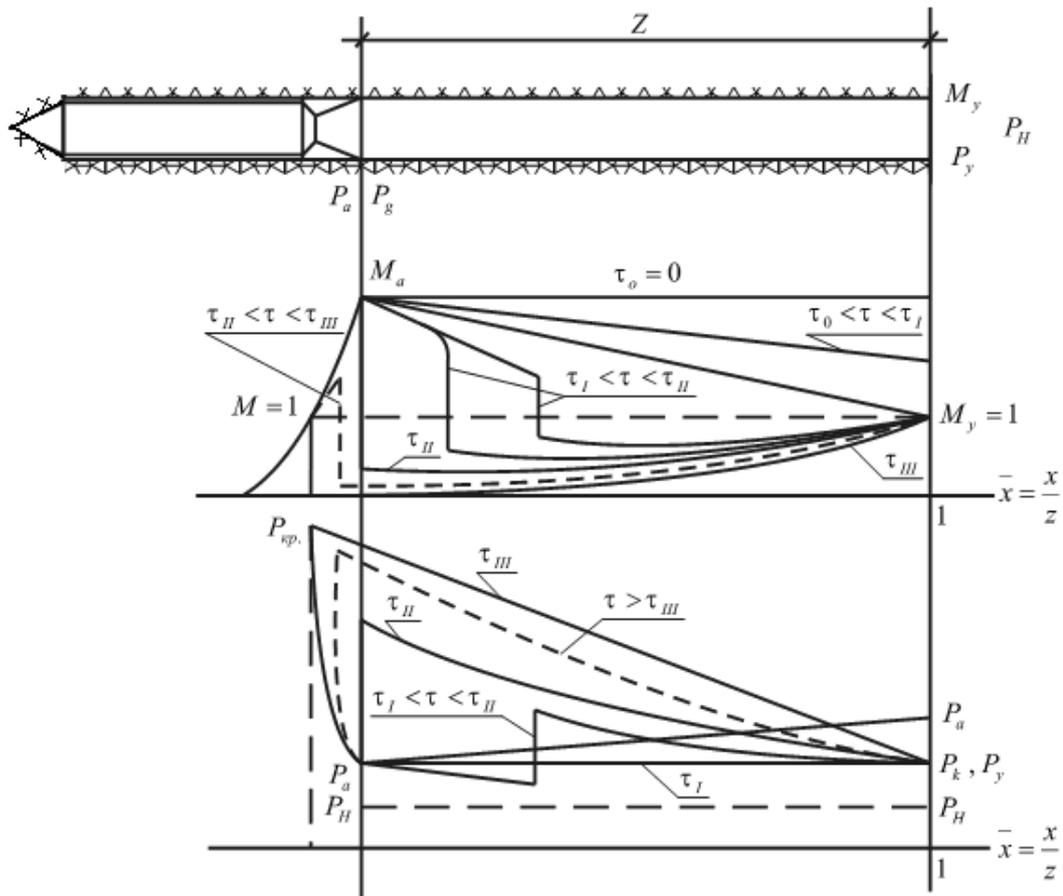
Специфические условия эксплуатации – высокая тяговооруженность, малое время работы, высокие ударные перегрузки, расширение продуктов сгорания в скважине – приводят к тому, что внутренняя и внешняя баллистика лунных реактивных пенетраторов имеет целый ряд характерных особенностей, не имеющих места в случае обычных ЛА с ракетным двигателем.

Существенной особенностью работы РДТТ ЛРП является следующее обстоятельство. На активном участке траектории продукты сгорания РДТТ истекают в скважину, образуемую при движении ЛРП в грунте. При этом

возникает целый ряд процессов, обусловленных взаимодействием сверхзвукового высокотемпературного газового потока, истекающего из сопла РДТТ, со стенками скважины, как канала переменной длины, что при некоторых условиях может привести к изменению параметров потока на срезе сопла, а, следовательно, и таких важнейших характеристик, как тяга  $R$  и единичный импульс  $I_{ед}$ .

Рассмотрим качественную картину взаимодействия факела РДТТ со стенками скважины и влияние этого взаимодействия на тягу  $R$  и единичный импульс  $I_{ед}$  РДТТ. При движении ЛРП на активном участке траектории в зависимости от удаления от устья скважины возможны при режиме течения газового потока в скважине, отличающихся друг от друга как режимами истечения газового потока из устья скважины в сопла РДТТ, так и характером течения газового потока по длине скважины.

На рис. 12 показана схема движения ЛРП на активном участке траектории в грунте, указаны режимы течений и приведена зависимость изменения параметров газа по длине скважины для различных режимов течений.



**Рис. 12. Схема движения ЛРП на активном участке 1**

Первый режим течения газового потока в скважине начинается с момента прохождения плоскости среза сопла через плоскость устья скважины и заканчивается в момент установления критического течения в устье скважины. Основной особенностью этого режима является сверхзвуковое течение газа по всей длине скважины.

Второй режим начинается с момента установления критического сечения на устье скважины и кончается в момент, когда скачок уплотнения «сядет» на срез сопла, т.е. сразу за срезом сопла будет наблюдаться дозвуковое течение газа, скорость которого будет увеличиваться по длине скважины до звуковой в устье скважины ( $M_y = 1$ ). Второй режим характеризуется тем, что на этом режиме в скважине имеются два участка течений – дозвуковой и сверхзвуковой, причем считается, что переход через скорость звука осуществляется в прямом скачке. При движении ЛРП во втором режиме прямой скачок перемещается от устья скважины к срезу сопла, т.е. при этом отношение длины дозвукового участка течения к длине сверхзвукового участка непрерывно увеличивается.

На третьем режиме течение дозвуковое по всей длине скважины, а скачок перемещается в выходном раструбе сопла. Концом этого участка является срыв критического истечения газового потока в сопле, что произойдет в момент, когда скачок переместится из критического сечения сопла в камеру сгорания.

Зависимость отношения  $\frac{x_2}{x_1}$  от безразмерной скорости на срезе сопла  $\lambda_a$ , ( $x_1$  и  $x_2$  – длины первого и второго режимов течения газового потока в скважине) имеет ярко выраженный линейный характер на отрезке  $1 < \lambda_a < 3$  и может быть аппроксимирована формулой вида

$$\frac{x_2}{x_1} = K_1 \lambda_a + K_2, \quad (2)$$

где  $K_1 = 1,6$ ;  $K_2 = 0,6$  – расчетные коэффициенты на участке  $1 < \lambda_a < 3$ .

Следовательно, для конкретного случая при известной безразмерной скорости истечения  $\lambda_a$  отношение  $\frac{x_2}{x_1}$  легко определить по зависимости (2).

Длина сверхзвукового (первого) участка течения  $x_1$  равна

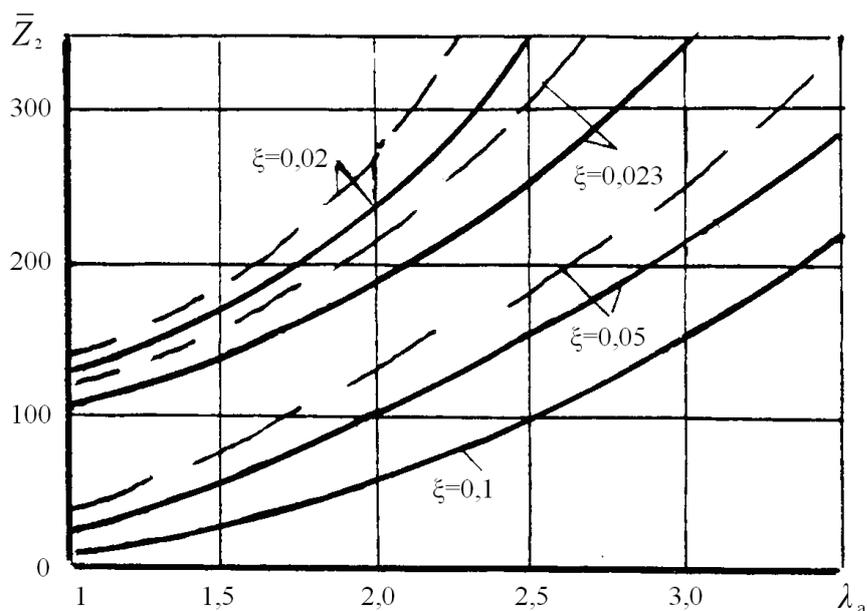
$$x_1 = D \frac{k+1}{2k\xi} [\varphi(\lambda_a) - \lambda]$$

Откуда относительная дальность второго режима течения

$$\bar{z}_2 = \frac{x_2}{D} = \frac{k+1}{2K\xi} (K_1 \lambda_a + K_2) \left[ \frac{1 + 2\lambda_a^2 \ln \lambda_a}{\lambda_a^2} - 1 \right],$$

где  $D$  – диаметр скважины.

На рис. 13 представлена зависимость относительной длины участка со вторым режимом течения от величины коэффициента трения и безразмерной скорости на срезе  $\lambda_a$ . При расчете принималось  $k = 1,25$ .



**Рис. 13. Зависимость относительной длины участка от коэффициента трения и безмерной скорости**

- - без учета теплообмена  
 - - - - - - - с теплообменом

Анализ зависимостей  $\bar{Z}_2 = f(\lambda_a \xi)$  показывает, что длина участка со вторым режимом течения в диапазоне реально достижимых значений  $\lambda_a = 2..3$  и средних значений гидравлического сопротивления стенок скважины  $\xi = 0,02..0,05$  составляет 150...160 калибров даже без учета теплообмена и скорости ЛРП, что несколько занижает расчетное значение длины участка  $x_2$ . Следует отметить, что результаты расчетов по приведенным выше зависимостям для определения параметров первого режима верны при условии безударного ввода газового потока в скважину. Обеспечить это можно при условии равенства диаметров среза сопла и скважины, т.е.  $D_a = D_{ск}$ . Наиболее просто это обеспечить с помощью сопла с центральным телом, имеющим угол раствора обечайки, близкий к нулю и острые кромки обечайки. Использование сопла с центральным телом оправдано еще и тем, что при этом имеет место большой выигрыш в массе и длине сопла по сравнению с обычным соплом Лаваля.

Действующие на ЛРП перегрузки различного направления оказывают значительное влияние на режим работы двигателя, поскольку существенно изменяют скорость горения топлива, коэффициент расхода сопла, размер проходного сечения в камере и поверхность горения топлива.

Таким образом, расчеты показывают, что предельная глубина проникания одномодульных реактивных пенетраторов ограничена и составляет порядка 230 калибров.

При входе в лунный грунт пенетратор подвергается действию динамических нагрузок и в его корпусе возникают колебательные процессы,

которые в случае неблагоприятного сочетания факторов могут оказаться определяющими для прочности конструкции.

Основными параметрами, определяющими прочность конструкции при входе в реголит, являются продольная сила, ускорение, скорость и перемещение поперечного сечения пенетратора как функции времени, а также деформированное состояние конструкции в любой фиксированный момент времени.

При входе пенетратора в лунный грунт соответствующие усилия в сечениях конструкции начинают изменяться. Подобно пружине элементы конструкции по инерции проходят равновесное положение, осевые усилия меняют знак, возникают напряжения растяжения (сжатия). Затем колебания более или менее быстро затухают.

Реальная конструкция пенетратора является сложной деформируемой системой с распределенными и сосредоточенными параметрами, имеющей бесконечное число степеней свободы. Для расчета колебаний такой системы разработана адекватная достаточно простая математическая модель, которая, позволила оценить прочностные параметры конструкции ЛРП и определить минимальную массу конструкции пенетратора из условия прочности.

При входе пенетратора в грунт ударные перегрузки действуют как на корпус, так и на топливный заряд и приборный отсек. Если прочность конструкции в определенных пределах действующих перегрузок может быть обеспечена увеличением массы пенетратора, то прочность шашки и полезной нагрузки накладывают ограничения на скорость входа устройства в грунт.

Хотя в настоящее время имеются РДТТ, использующие специальные армированные заряды твердого топлива и выдерживающие перегрузки до 15000...18000, то относительно полезной нагрузки, в частности приборных отсеков лунных пенетраторов, подобных оснаждающих результатов нет. К тому же обычные твердотопливные заряды подобных перегрузок выдержать не могут. Поэтому необходимы поиски путей уменьшения перегрузок при входе устройства в грунт.

Снижение перегрузок может быть осуществлено одним из следующих способов (либо комбинацией их).

1. Торможением пенетратора перед входом его в грунт, т.е. снижением скорости входа пенетратора в грунт.
2. Увеличением заостренности головной части проникающего пенетратора.
3. Применением антифрикционного покрытия или смазки, подаваемой в носовую часть проникающего пенетратора.
4. Применением различного рода амортизаторов.
5. Увеличением массы проникающего пенетратора при заданных габаритах.
6. Разгоном пенетратора в момент его входа в грунт.

Перегрузка, действующая на топливо и приборный отсек может быть как положительной, так и отрицательной. На участке разгона в прилунном пространстве перегрузки почти всегда положительны. Максимальное значение

отрицательные перегрузки достигают к моменту входа головной части пенетратора в лунный грунт, причем в том случае, когда устройство движется в грунте по инерции. Включение двигательной установки снижает величину отрицательных перегрузок, а при условиях, указанных выше, может вообще свести их к нулю или перевести в область положительных значений. Указанное обстоятельство может оказаться существенным при создании пенетраторов, имеющих ограничение на величину действующих перегрузок.

В частности, если пенетратор спроектирован таким образом, что тяга двигателя в два раза больше статического сопротивления грунта, то при входе его с работающей ДУ со скоростью равной оптимальной перегрузка становится равной нулю, поскольку при такой скорости движения сила сопротивления грунта удваивается по сравнению со статическим сопротивлением.

В том, случае когда пенетратор внедряется в реголит с высоким значением удельного сопротивления, целесообразно использовать многомодульные пенетраторы.

**Четвертая глава** посвящена определению критериев подобия для моделирования параметров и характеристик лунных реактивных пенетраторов. Исследование процесса функционирования ЛРП происходит при помощи критериев подобия.

Экспериментальная проверка правильности выбора конструктивной схемы лунного реактивного пенетратора из-за своей стоимости может рассматриваться только как заключительная стадия большого цикла экспериментальных исследований, проводимых на моделях.

Проведение исследований на моделях предполагает решение задач воспроизведения модельного движения ЛРП, подобного натурному, и выполненному на нем всех необходимых наблюдений и измерений.

При исследовании движения лунных реактивных пенетраторов с помощью динамически подобных моделей ЛРП за исходные масштабы моделирования удобнее принять масштабы величин независимой размерности.

С физической точки зрения динамика входа и движения в грунте определяются следующими параметрами: характерным линейным размером  $l$ ,

м; объемной плотностью конструкции -  $\rho_K$ ,  $\frac{кг}{м^3}$ ; модулем упругости материала

-  $E$ , МПа; коэффициентом Пуассона  $\mu$ ; временем -  $t$ , с; ускорением -  $a$ ,  $\frac{м}{с^2}$ .

Для того, чтобы моделируемое физическое явление было подобно натурному, необходимо иметь равенство безразмерных комбинаций для натурны и модели

$$\mu_H = \mu_M; \frac{\rho_{KH} l_H}{E_H} = \frac{\rho_{KM} l_M}{E_M}; \frac{a_H t_H^2}{l_H} = \frac{a_M t_M^2}{l_M}, \quad (3)$$

В моделирующем явлении в качестве масштабов независимой размерности выбираем -  $K_l$ ,  $K_E$  и  $K_a$  (так как  $p = 3$ ). Производные масштабы

моделирования выражаются через исходные при помощи условий подобия (3), некоторые из производных масштабов, используемых при моделировании исследуемого явления проникания ЛРП в грунт, приведены в табл. 3.

Таблица 3

№ п/п	Наименование параметра	Масштаб	Определяющая формула
1	Время	$K_t$	$\sqrt{K_l / K_a}$
2	Плотность	$K_{\rho_k}$	$K_E / K_l$
3	Масса	$K_M$	$K_E K_l^2 / K_a$
4	Сила	$K_F$	$K_E / K_l^2$
5	Момент инерции	$K_I$	$K_E K_l^4 / K_a$
6	Энергия	$K_T$	$K_E K_l^3$
7	Мощность	$K_N$	$K_E \sqrt{K_a K_l^5}$
8	Давление	$K_P$	$K_E$
9	Коэффициент сжимаемости	$K_{a_0}$	$1 / K_l K_{\rho_r} K_a$
10	Время	$K_t$	$\sqrt{K_l / K_a}$
11	Коэффициент внутреннего трения	$K_\psi$	1
12	Коэффициент трения скольжения	$K_{\mu_0}$	1
13	Масса грунта	$K_{M_r}$	$K_{\rho_r} K_l^3$
14	Давление грунта	$K_P$	$K_l K_{\rho_r} K_a$

Показано, что если линейный размер модели в десять раз меньше и она выполнена из одинакового с натурой материала, то ее объемная плотность должна быть в 10 раз больше по сравнению с натурой. Перегрузки, действующие на модель, могут быть уменьшены в 10 раз, если масштаб времени положить равным единице.

В ряде случаев может оказаться целесообразно проводить опыты на модельных грунтах. Поэтому вопрос о моделировании в лабораторных условиях основных механических характеристик грунта, влияющих на процесс движения реактивных пенетраторов, является важным этапом в экспериментальных исследованиях ЛРП.

При движении реактивного пенетратора в грунте существенными являются следующие величины: линейный размер -  $l$ , м; время  $t$ , с; плотность

грунта -  $\rho_r$ ,  $\frac{кг}{м^3}$ ; приведенный коэффициент сжимаемости  $a_0$ ,  $\frac{м \cdot с^2}{кг}$ ;

коэффициент внутреннего трения грунта -  $\psi$ ; ускорение -  $a$ ,  $\frac{м}{с^2}$ ; коэффициент

трения скольжения -  $\mu_0$ .

Чтобы поведение грунта при лабораторных исследованиях было подобно натурному, необходимо иметь равенство безразмерных комплексов для натурального и модельного явлений.

Экспериментальные исследования процесса движения лунных пенетраторов в грунте с применением модельных грунтов, свойства которых моделируют физико-механические характеристики натуральных грунтов, позволяют оценить в лабораторных условиях параметры движения ЛРП для различных условий его запуска.

Если модельный и натуральный двигатели твердого топлива имеют одинаковые соотношения между геометрическими параметрами камеры сгорания, заряда и сопла, то при условии использования одного и того же типа топлива, необходимо руководствоваться следующими принципами:

а) с уменьшением калибра камеры сгорания удельный импульс РДТТ уменьшается, причем для калибров более 40 мм удельный импульс сохраняет постоянное значение;

б) удельный импульс давления также зависит от калибра камеры сгорания, причем для калибров менее 40 мм он уменьшается, а для калибров камеры сгорания более 40 мм – остается постоянным;

в) коэффициент тяги постоянен для РДТТ калибров 26 мм и более;

г) время горения топлива прямо пропорционально калибру камеры сгорания, т.е.  $T \sim D_H$ ;

д) тяга двигателя пропорциональна квадрату калибра, т.е.  $R \sim D_H^2$ ;

е) масса топлива и суммарный импульс тяги пропорциональны кубу калибра, т.е.  $M_T \sim D_H^3$ ;  $I_\Sigma \sim D_H^3$ .

В качестве примера переноса экспериментальных данных, полученных на модели, на натуральный ЛРП рассмотрим расчет параметров лунного реактивного пенетратора по параметрам модели «Гром-24», которая была специально разработана для пусков на экспериментальной установке (см. рис. 14).



**Рис. 14. Общий вид реактивного аппарата «Гром-24»**

1 – головной конус; 2 – корпус; 3 – воспламенитель; 4 – пружина; 5 – топливный заряд; 6 – диафрагма; 7 – сопло

Примем заданный наружный диаметр ЛРП  $D_H=0,4$  м, массу приборного отсека  $M_{ПН}=100$  кг, удельное лобовое сопротивление  $F_0/S_{мид}=6$  МПа. Удельная

лобовая тяга двигателя натурального ЛРП будет равна при этом МПа.

$$R_{вд} = 2 \frac{F_0}{S_{мид}} = 12$$

Таким образом, моделирование будет вестись в масштабах

$$K_l = \frac{D_{н.м}}{D_{н.н}} = \frac{24}{400} = 0,06$$

- линейный масштаб моделирования и

$$K_{R_{уд}} = \frac{R_{удМ}}{R_{удН}} = \frac{3,1}{12} = 0,258$$

- масштаб моделирования по удельной лобовой тяге.

Результаты расчетов представлены в табл. 4.

Таблица 4

Параметр	Модель Гром 24	Натурный ЛРП
Калибр, $D_n, м$	0,024	0,4
Длина камеры сгорания РДТТ, $l_{КС}, м$	0,32	2,13
Полная длина ЛРП, $L, м$	0,44	3,2
Масса топлива, $M_T, кг$	0,11	243
Масса полная, $M_0, кг$	0,725	820
Тяга РДТТ, $R, кН$	1,4	1512
Время работы ДУ, $T, с$	0,185	0,40
Предельная скорость входа, $V_{ВХ}^{ПП}, м/с$	976	1050
Предельная перегрузка, $n_X^{ПП}$	900	1035
Дальность в грунте при $V_{ВХ} = 0; L_0, м$	7,52	63
Дальность в грунте при $V_{ВХ} = V_{ВХ}^{ПП}; и L_0, м$	13,61	103

Следует обратить внимание на совпадение почти всех параметров натурального ЛРП, полученных простым пересчетом параметров модели «Гром – 24» с помощью масштабных коэффициентов, и параметров пенетратора, рассчитанных по приведенным в предыдущих разделах методикам. Это подтверждает правильность выбранных методик расчета и моделирования параметров ЛРП.

### Заключение

По результатам работы могут быть сделаны следующие выводы:

1. Разработан метод обоснования технических характеристик многомодульного реактивного пенетратора, позволяющий на начальном этапе проектирования определить необходимые требования и условия для доставки приборного отсека на заданную глубину оптимальным способом.

2. Предложена математическая модель пространственного движения реактивного пенетратора в лунном грунте, позволяющая учитывать влияние условия входа и движения в реголите на характер траектории движения пенетратора. Установлено, что функционирование двигательной установки в процессе проникания пенетратора в грунт оказывает существенное влияние на устойчивость его движения, причем с увеличением тяги траектория движения приближается к прямолинейной.

3. Проведены исследования по влиянию процесса истечения газовой

струи из сопла двигателя в скважину переменной длины, позволяющие внести качественные изменения в методику проектирования пенетраторов, снабженных двигательной установкой. В частности показано, что предельная глубина проникания одномодульных реактивных пенетраторов ограничена и составляет порядка 230...260 калибров.

4. Предложены показатели эффективности использования лунных реактивных пенетраторов, позволяют проводить количественную оценку и сравнение предлагаемого пенетратора с рядом альтернативных устройств для образования скважин в грунте. Расчеты показывают, что пенетратор с двигательной установкой значительно превосходит инерционный, поскольку при наличии большого запаса потенциальной энергии он 40% пути проходит с оптимальной скоростью даже несмотря на большую скорость входа.

5. На основе приведенных критериев подобия проведено моделирование параметров и характеристик лунных реактивных пенетраторов, а также лунного грунта и двигательной установки. Пересчет параметров экспериментальной модели на натуральный пенетратор подтверждает правильность выбранных в работе методик расчета и критериев подобия.

**Основные результаты диссертации опубликованы в следующих работах:**

1. Заговорчев В.А. Влияние особенностей функционирования двигателя на технические характеристики лунного пенетратора. / В.В. Родченко, Э.Р. Садретдинова, В.А. Заговорчев и др. // Журнал № 59 – М.: Труды МАИ, 2012.

2. Заговорчев В.А., Родченко В.В. Проектирование многомодульного реактивного аппарата для движения в грунте. // 11-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2012». Тезисы докладов. – СПб.: Мастерская печати, 2012, с. 97.

3. Заговорчев В.А. Выбор параметров лунных пенетраторов со сквозным каналом. / В.В. Родченко, Э.Р. Садретдинова, В.А. Заговорчев. М.: Вестник МАИ, 2014.

4. Заговорчев В.А. Экспериментальная проверка метода выбора проектных параметров реактивных пенетраторов для движения в лунном грунте. / Галеев А.Г., Захаров Ю.В., Родченко В.В., Садретдинова, Э.Р., Заговорчев В.А. Международный научный журнал «Альтернативная энергетика и экология». 2014, № 16 (156), с. 44-60.