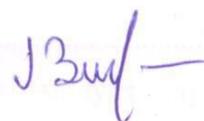


ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

На правах рукописи

Заговорчев Владимир Александрович



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

05.07.02 - Проектирование, конструкция и производство летательных
аппаратов

Диссертация
на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
доктор технических наук, профессор
Родченко Владимир Викторович

Москва,

2014

ОГЛАВЛЕНИЕ

Введение	4
1. Метод выбора проектных параметров многомодульного лунного реактивного пенетратора	17
1.1. Особенности выбора проектных параметров многомодульного лунного реактивного пенетратора	17
1.2. Выбор системы основных проектных параметров и постановка задачи оптимизации многомодульного пенетратора	23
1.3. Модель расчета газодинамических параметров i-го модуля лунного реактивного пенетратора	29
1.4. Соотношения между параметрами пенетратора, условиями его запуска и характеристиками грунта.....	35
2. Исследование процесса пространственного движения многомодульного реактивного пенетратора в грунте.....	44
2.1. Общая характеристика лунного грунта и система уравнений пространственного движения лунного реактивного пенетратора в грунте	44
2.2. Силы и моменты, действующие на реактивный пенетратор при движении в лунном грунте	55
2.3. Проникание лунного реактивного пенетратора в грунт под некоторым углом	63
2.4. Обеспечение устойчивости движения лунного реактивного пенетратора в грунте	70
3. Формирование совокупности основных технических характеристик проектируемого многомодульного лунного реактивного пенетратора	74
3.1. Оценка эффективности применения многомодульного реактивного пенетратора для решения задач по исследованию подповерхностных слоев Луны	74
3.2. Влияние особенностей функционирования двигателя в грунте на процесс проникания многомодульного лунного реактивного пенетратора.....	82
3.3. Расчетная модель для оценки прочности конструкции многомодульного лунного реактивного пенетратора	93
3.4. Ударные перегрузки, действующие на топливный заряд и полезную нагрузку ..	104

4. Экспериментальные исследования по созданию многомодульного лунного реактивного пенетратора.....	111
4.1. Моделирование движения многомодульного лунного реактивного пенетратора с помощью динамически подобных моделей	111
4.2. Моделирование лунного грунта в экспериментальных исследованиях реактивных пенетраторов	115
4.3. Моделирование параметров и характеристик двигательных установок многомодульных лунных реактивных пенетраторов.....	118
4.4. Основные этапы отработки и планирование испытаний грунтовых реактивных пенетраторов	122
4.5. Перенос экспериментальных данных на натурные многомодульные лунные реактивные пенетраторы.....	128
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	131
СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ	133
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	135

Введение

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. [60]

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. Однако существенным препятствием на пути к этому является отсутствие каких-либо рекомендаций и методик проектирования пенетраторов подобного типа. Поэтому задача разработки новых методов выбора проектных параметров лунных реактивных пенетраторов является актуальной.

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

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. [68]

Одним из первых, кто рассмотрел природу взаимодействия ударников с грунтом, был А.Я.Сагомоян. Он посвятил свои работы вопросам проникания твердых тел в грунты, а также прониканию при ударном взаимодействии твердых тел, имеющих большие относительные скорости. [71,72]

Имеется и ряд работ [14,15,85,86], 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 [5] представлены результаты численных экспериментов по определению сил сопротивления, действующих на цилиндрический ударник с полусферическим оголовком на стадии внедрения в сухой песчаный грунт. Также приводятся результаты серии лабораторных прямых и обращенных экспериментов по нормальному соударению сфероконических тел с преградами из песка. Проведено исследование нестационарных процессов удара и проникания жесткой сферы в нелинейно сжимаемый грунт.

Анализ как отечественных, так и зарубежных источников по регламентированному разрушению грунта показывает, что существует целый ряд

методов и средств образования скважин и доставка полезных грузов в грунтовое пространство, каждая 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.

В частности для исследования внутренней структуры Луны и решения целого ряда научных задач, связанных с образованием скважин в лунном грунте, а также доставкой научной пенетраторуры, располагаемой в приборном отсеке, в заданную область грунтового пространства в работах [74, 75], где предложено использовать реактивные пенетраторы, представляющие собой устройства, снабженные ракетными двигателями и способные двигаться в грунтах с высокими скоростями.

В качестве силовой установки для таких пенетраторов в этих работах выбран ракетный двигатель твердого топлива, разработан метод выбора проектных параметров лунного реактивного пенетратора (ЛРП), установлен уровень тяги двигателя и определены оптимальные условия запуска для получения максимальной глубины проникания ЛРП в реголит.

Эти работы вносят определенный вклад в теорию и практику создания реактивных устройств, способных двигаться в лунном грунте с высокими скоростями, однако для более детального изучения этой проблемы необходимо решить и ряд других вопросов.

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 кроме указанных выше факторов влияют и такие как 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 не вертикальности входа ЛРП в реголит, а также движения его в подповерхностном слое с включенной двигательной установкой.

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.

Для создания высоких значений удельной лобовой тяги, на одномодульных реактивных 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. Также, одномодульные ЛРП имеют ограниченную глубину проникания, поскольку истечение продуктов сгорания в скважину при постоянном массовом расходе продуктов сгорания приводит к тому, что скачок уплотнения может «сесть» на срез сопла.

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. Для решения задачи выбора проектных параметров многомодульных лунных реактивных пенетраторов используются те же методы, что и для нахождения проектных параметров одномодульных ЛРП. Однако в данном случае 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.

Значения параметров 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.

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 натурный 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 [33,34,35], 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. Диссертационная работа 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.

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

λ_s 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.

Для успешного проектирования реактивных пенетраторов для движения в грунте необходимо иметь зависимость глубины проникания, скорости и ускорения движения от параметров ЛРП, условий его запуска и физико-механических характеристик среды. Все эти величины были определены в предыдущих разделах.

Отличительной чертой многомодульных ЛРП является то обстоятельство, что в этих пенетраторах могут применяться секции РДТТ с зарядами торцевого горения. Такие двигатели характеризуются высоким коэффициентом объемного заполнения и относительной простотой внутрикамерных процессов при их функционировании; в частности, в них отсутствует ограничение по критерию Победоносцева, свидетельствующем о скорости движения газов вдоль заряда, и

расчеты параметров внутренней баллистики можно проводить на основе нульмерной теории.

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, а также на основе анализа состава и структуры данных грунтов выбираются земные грунты-аналоги, позволяющие установить связи между внедряемым пенетратором и средой, и определяются силы, действующие на пенетратор.

Поверхностный слой Луны (или лунный грунт), называемый реголитом, представляет собой рыхлый покров раздробленных пород, состоящий из фрагментов различной крупности, включая тонкую пылевидную фракцию.

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.

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 пенетратора при входе его в лунный грунт с высокой скоростью..

Оценка роли и места проектируемого ЛРП в общей структуре применения с другими аналогичными образцами проводится методами исследования операций или теории эффективности. Здесь определяется целесообразность создания системы вообще и формируется ее общий облик. Наиболее типичен вариант,

когда возникновение новой группы задач, которые не могут быть решены известными пенетраторами, приводит к необходимости разработки ЛРП на известном или новом принципе. Направленность результатов на этом этапе облегчит принятие решения к началу выполнения проектных работ, а не выдачу самого технического решения.

Показано, что пенетратор с ДУ по всем критериям значительно превосходит инерционный пенетратор, что объясняется, во-первых, наличием большого запаса потенциальной энергии, заключенной в топливе ДУ, и во-вторых, тем, что он большее время по сравнению с инерционным пенетратором движется с меньшей скоростью (даже несмотря на большую скорость входа $V_{вх}$), и около 40% пути проходит с оптимальной скоростью.

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.

Для правильного выбора оптимальных параметров РДТТ и всего пенетратора в целом оценивается степень влияния процесса истечения продуктов сгорания в скважину при движении ЛРП на активном участке траектории на рабочие характеристики РДТТ.

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.

При действии интенсивных перегрузок на заряд твердого топлива в нем могут образовываться трещины, что может привести к увеличению поверхности горения (газоприхода) и повышению давления в камере сгорания.

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.

Четвертая глава посвящена экспериментальным исследованиям, связанным с подтверждением основных теоретических положений, разработанных в предыдущих главах. Исследование процесса функционирования ЛРП происходит при помощи критериев подобия.

Теоретические исследования предполагают обязательную экспериментальную проверку правильности выбранной расчетной схемы и соответствия принятых допущений физической сущности изучаемого явления.

Экспериментальная проверка правильности выбора конструктивной схемы грунтового 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.

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.

Экспериментальные исследования процесса движения реактивных 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.

Баллистическое подобие рабочих процессов в двигателях грунтовых пенетраторов определяется в зависимости от соблюдения условий подобия и в первую очередь подобия геометрических и энергетических характеристик. В

частности, для геометрически подобных двигателей твердого топлива и условий функционирования ЛРП наиболее важными являются следующие критерии.

На всех этапах создания ЛРП испытания имеют различные цели, задачи, уровни проведения, методы, стоимость и т.д. В то же время процесс испытаний имеет много общих этапов, знание которых позволяет правильно организовать работу, учесть трудности и принять своевременные меры по их устранению.

Планирование испытаний является одним из наиболее важных этапов и предопределяет успех всей работы. На этапе планирования составляется программа испытаний, в которой устанавливаются цели и задачи, описывается объект, порядок проведения и обеспечения испытаний, определяются объем, последовательность и методика проведения, а также порядок обработки результатов, форма и порядок отчетности.

1. Метод выбора проектных параметров многомодульного лунного реактивного пенетратора

1.1. Особенности выбора проектных параметров многомодульного лунного реактивного пенетратора

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

Во-первых, 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. Во-вторых, 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. 1.1. 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 « δ », а вокруг головной части, внутри которой размещается полезная нагрузка, установлено кольцевое сопло 4.

В корпусе 1 в сечениях между секциями (модулями) твердого топлива 2 установлены вставки 5, имеющие сопловые пазы «а». Вставки 5 смещены в каждом последующем сечении в окружном направлении относительно предыдущего на величину « Δ ».

На противоположном (относительно головной части 3) конце корпуса 1 установлено сопло, представляющее собой многосопловый блок 6 с сопловыми отверстиями «в», размещенными в его боковой стенке по периметру.

На торцевой части блока 6 установлены упоры 8, соединенные с устройством закрытия сопловых отверстий 7, на стороне каждой секции твердого топлива 2, обращенной к сопловому блоку 6, расположены воспламенители 9 со своими средствами включения. На стороне секции заряда, ближайшей к головной части 3 и обращенной к ней, также размещен воспламенитель со средством его включения.

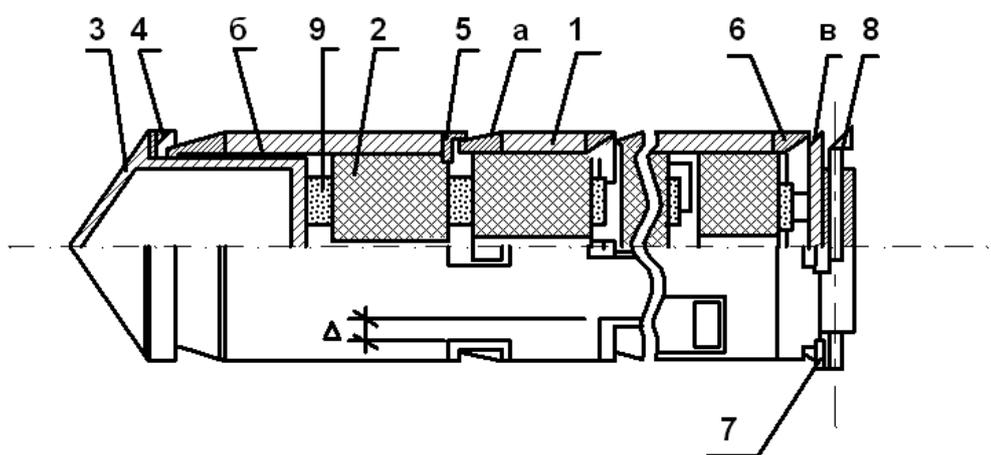


Рис 1.1. Конструктивно-компоновочная схема многомодульного ЛРП с полезной нагрузкой, расположенной в ГЧ

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

Рассматриваемый многомодульный грунтовой реактивный пенетратор функционирует следующим образом. ЛРП устанавливается в подготовленный в грунте шурф или размещается на пусковой установке в непосредственной близости от поверхности грунта (возможен запуск многомодульного ЛРП и с пусковой платформы воздушного базирования).

Подается инициирующий импульс на средства включения воспламенителей 9, последние срабатывают и воспламеняют секции твердого топлива 2, которые начинают гореть с образованием продуктов сгорания.

Продукты сгорания топлива движутся от горящих поверхностей зарядов 2 соответственно по наикратчайшему расстоянию или сопловому кольцу 4, или к сопловым пазам «а» вставок 5, или к сопловым отверстиям «в» многосоплового блока 6, истекающие продукты сгорания создают силу тяги, превышающую силу сопротивления грунта и многомодульный ЛРП начинает двигаться в грунте. При этом продукты сгорания, истекающие через кольцевое сопло 4, дополнительно за головной частью деформируют грунт в радиальном направлении, создавая вокруг корпуса 1 ЛРП скважину, не соприкасающуюся с ним. Продукты сгорания, истекающие через сопловые пазы «а» и отверстия «в» увеличивают поперечный разрез образованной скважины.

После внедрения многомодульного реактивного пенетратора в грунт не полную длину упоры 8 соприкасаются с поверхностью скважины.

В случае, если по каким-либо причинам ЛРП станет отклоняться от прямолинейного движения, то один (или несколько) из упоров 8 будет сильнее других прижиматься к поверхности скважины.

В результате этого упор 8, соединенный с устройством закрытия сопловых отверстий 7, обеспечит закрытие соплового отверстия, находящегося радиально противоположно относительно «работающего» упора. Осесимметричность истечения продуктов сгорания топлива через сопловые отверстия «в» будет нарушена. Возникает толкающая радиально направленная сила, возвращающая ЛРП к прямолинейному движению.

После этого отверстие «в» открывается, поскольку на упор 8 прекращает воздействовать грунт и радиальная сила ликвидируется. Такое конструктивное решение существенно увеличивает устойчивость прямолинейного движения многомодульного грунтового реактивного пенетратора.

После выгорания секций твердого топлива 2 сила тяги спадает, ЛРП замедляет свою скорость движения и останавливается.

Следует отметить, что отдельные элементы многомодульного грунтового реактивного пенетратора могут снабжаться секциями твердого топлива, отличающимися как размерами, конфигурацией, так и физико-химическими характеристиками. В этом случае каждый модуль ЛРП имеет свое значение суммарного импульса, определяющего закон изменения тяги двигателя отдельной секции по времени и продолжительности его работы. Управляя порядком включения РДТТ отдельных модулей, можно обеспечить требуемые тягово-динамические характеристики на различных участках траектории движения грунтового реактивного пенетратора.

Для решения задачи выбора проектных параметров многомодульных лунных реактивных пенетраторов используются те же методы, что и для нахождения проектных параметров одномодульных ЛРП. Однако в данном случае 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.

Проектные параметры находятся отдельно для каждого модуля, а суммарная тяга определяется по формуле

$$R = \sum_{i=1}^n K_i R_i, \quad (1.1)$$

где n - количество модулей; R_i - тяга двигателя i -го модуля; K_i - коэффициент, равный 1 или 0 и учитывающий какие секции ДУ в данный момент времени (на данном участке траектории) функционируют.

Общая схема выбора оптимальных проектных параметров многомодульных грунтовых реактивных пенетраторов представлена на рис. 1.2.

Следующей отличительной чертой многомодульных ЛРП является то обстоятельство, что в этих пенетраторах могут применяться секции РДТТ с зарядами торцевого горения. Такие двигатели характеризуются высоким

коэффициентом объемного заполнения и относительной простотой внутрикамерных процессов при их функционировании; в частности, в них отсутствует ограничение по критерию Победоносцева, свидетельствующем о скорости движения газов вдоль заряда, и расчеты параметров внутренней баллистики можно проводить на основе нульмерной теории.

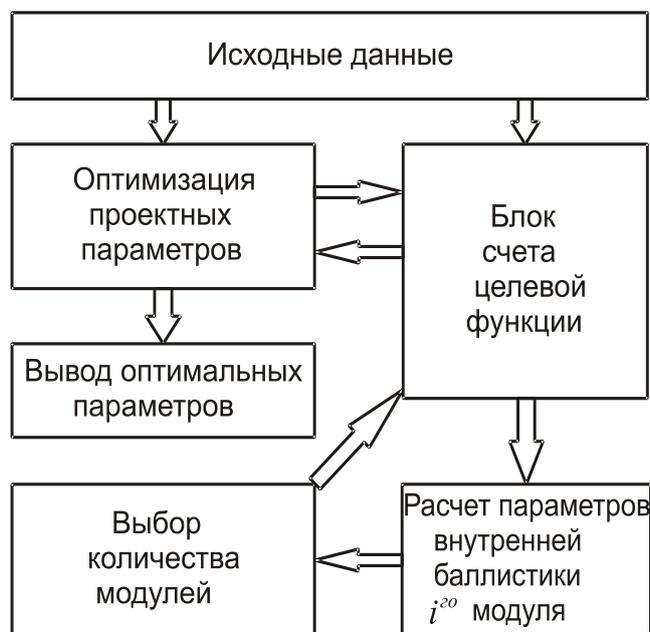


Рис. 1.2. Общая схема выбора оптимальных параметров многомодульного ЛРП

Суммарная поверхность горения топлива у многомодульного грунтового реактивного пентратора с торцевым горением заряда и конструктивно – компоновочной схемой, представлена на рис. 1.1, будет определяться по формуле

$$S_T = K_T S_g n = K_T \frac{\pi D_g^2}{4} n, \quad (1.2)$$

где S_g , D_g - внутренние площадь и диаметр камеры сгорания модулей; n - количество модулей; K_T - коэффициент, равный единице или двойке в зависимости от количества одновременно воспламеняющихся торцов каждого заряда (в данном случае $K_T = 2$).

Длина каждого отдельного модуля будет связана со скоростью горения заряда зависимостью

$$l_m = uTC_1, \quad (1.3)$$

где u - скорость горения топлива; T - время работы двигателя, которое находится в обратной пропорциональности от коэффициента K_T ; C_1 - коэффициент, учитывающий степень заполнения модуля твердым топливом. Экспериментальные исследования по созданию многомодульных грунтовых реактивных пенетраторов показали принципиальную возможность безаварийного функционирования подобных пенетраторов.

1.2. Выбор системы основных проектных параметров и постановка задачи оптимизации многомодульного пенетратора

Из совокупности проектных параметров лунного реактивного пенетратора необходимо выбрать основные проектные параметры, которые однозначно определяют альтернативный вариант проектно – конструктивного решения.

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.

В различных работах система основных проектных параметров выбирается различным образом. Это могут быть как безразмерные величины, характеризующие соотношения между различными параметрами аппарата, так и величины размерные или смешанные.

В отличие от ЖРД в РДТТ отсутствует система подачи топлива в камеру сгорания. Двигатель является полностью снаряженным и требует определенного размещения по отношению к центру масс ЛРП. Конструкция корпуса более жесткая и входит в силовую схему пенетратора. Маршевые РДТТ могут размещаться на пенетраторе в задней, средней и передних частях.

При размещении двигателя в задней части получается удобная компоновка соплового блока, однако в процессе работы ДУ происходит значительное

перемещение центра масс ЛРП по мере выгорания топлива, что ухудшает динамические свойства.

Размещение РДТТ в центральной части пенетратора для движения в лунном грунте уменьшает диапазон изменения положения центра масс, но при этом усложняется выброс продуктов сгорания из сопел двигателя, что может привести к уменьшению тяги, а также требует учета обдува корпуса ЛРП струей горячих паров.

Расположение двигателя в передней части ЛРП может оказать существенное влияние на уменьшение сопротивления среды в процессе внедрения пенетратора с работающим двигателем и выбросом продуктов сгорания через сопла, расположенные в головной части.

Таким образом, в зависимости от режимов работы управления движением, компоновочных решений и многого другого существует большое разнообразие типов РДТТ, которые различаются формой камер сгорания, числом и видом сопел и другими особенностями.

К числу основных проектных параметров следует отнести совокупность величин, полностью определяющих облик многомодульного реактивного пенетратора для движения в лунном грунте.

Если рассмотреть отдельные конструктивные элементы, то у них можно выбрать величины, определяющие геометрические размеры, массовые характеристики и условия функционирования i -го модуля ЛРП. Например, толщина цилиндрической оболочки, нагруженной внутренним давлением в основном зависит от диаметра обечайки, давления и температурных условий, при которых работает оболочка, а также времени, в течение которого конструкция не должна разрушаться. При этом можно записать некоторую последовательность формул, с помощью которых определяется масса оболочки, при известных ее размерах и условиях нагружения.

В случае, когда известна масса полезной нагрузки и приборов управления и принята некоторая компоновочная схема, все массово - габаритные и конструктивно – баллистические характеристики многомодульного реактивного

пенетратора определяются, в основном, параметрами модулей твердотопливного двигателя. Следовательно, в данном случае основные проектные параметры i -го модуля двигателя будут являться основными проектными параметрами всего модуля. Для многомодульных ЛРП в группу основных проектных параметров необходимо включать число модулей ДУ.

При заданных физико-механических и химических свойствах твердотопливного заряда и характеристиках материалов конструкций, а также при выбранных 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.

Если скорость и закон горения топлива заданы, то все параметры твердотопливного модуля можно определить зная наружный диаметр камеры сгорания D_H , удлинения корпуса РДТТ λ_d , давление в камере сгорания P_K и отношение давления на срезе сопла P_a к давлению в камере сгорания $\xi = \frac{P_a}{P_K}$. В случае необходимости в число основных проектных параметров для модуля можно включить скорость горения топлива или другую величину, оказывающую существенное влияние на тяговые характеристики ДУ заданной конструктивно-компоновочной схемы.

Очевидно, для каждой совокупности проектных параметров МЛРП будет существовать некоторое оптимальное (с точки зрения достижения максимальной глубины проникания), условие запуска, определяемой скоростью и углом входа пенетратора в грунт, углами процессии, нутации и собственного вращения, углом между вектором скорости пенетратора и его продольной осью и т.д.

При этом на выбор оптимального варианта запуска существенное влияние оказывают ограничения, налагаемые на параметры МЛРП и траектории. Следовательно, необходимо вести одновременный выбор проектных параметров многомодульного лунного реактивного пенетратора и параметров, характеризующих условия его запуска.

Таким образом, для каждой рассматриваемой конструктивно – компоновочной схемы МЛРП система основных проектных и исходных параметров состоит из трех групп величин:

а) параметров, определяющих физико – механические свойства грунтов; б) параметров, характеризующих условия запуска; в) параметров, полностью определяющих облик пенетратора.

Совокупность этих величин при прочих равных условиях позволяет построить математическую модель процесса внедрения многомодульного лунного реактивного пенетратора в лунный грунт при различных способах его запуска.

Задача создания многомодульных лунных реактивных пенетраторов обусловлена необходимостью доставки полезной нагрузки на некоторую глубину (с возвращением или без возвращения на поверхность грунта) или образования скважины заданной глубины. Глубина проникания МЛРП зависит от параметров и характеристик пенетратора, условий его запуска и физико-механических свойств лунного грунта.

Если тяга двигательной установки МЛРП меньше статического сопротивления грунта, то, при запуске пенетратора с нулевой скоростью входа, движение в лунном грунте не произойдет. Однако, если этот же пенетратор разогнать до некоторой скорости в прилунном пространстве, то он проникнет в реголит на некоторую глубину за счет кинетической энергии, накопленной на прилунном участке. При запуске же МЛРП таким образом, что часть топлива будет расходоваться в прилунном пространстве, а часть - в реголите, глубина проникания будет отлична от первых двух случаев запуска.

Пенетратор, имеющий заданный запас топлива, может быть спроектирован с различной тягой двигательной установки, причем, чем меньше тяга, тем больше время работы двигателя, поскольку произведение тяги на время работы ДУ величина постоянная. Очевидно, что для данного грунта, глубины прониканий МЛРП с различными соотношениями тяги двигателя и времени работы будут различными при условии равенства прочих параметров (габариты, масса и т.п.). На глубину проникания реактивного пенетратора будет также влиять и его масса.

При разгоне в прилунном пространстве пенетратора, имеющего бесконечно малую массу, кинетическая энергия будет приближаться к нулю, а, следовательно, движение в реголите не произойдет. При увеличении массы МЛРП, кинетическая энергия будет увеличиваться до некоторого предела, поскольку одновременно с увеличением массы пенетратора, уменьшается его скорость к концу работы двигателя на прилунном участке. Следовательно, имеется такое значение массы МЛРП, при котором глубина проникания имеет максимальное значение.

Если скорость входа МЛРП больше оптимальной скорости входа, то от того, в какой момент времени будет включен двигатель, глубина проникания будет различна.

Для воплощения в жизнь реального пенетратора необходимо построение абстрактной модели (проекта), отображающей с определенной степенью достоверности натурный МЛРП. Исследование этой модели должно давать ответы о характере эффектов, возникающих в натуральных условиях.

Основная цель проектирования реактивных пенетраторов для движения в лунном грунте состоит в том, чтобы найти такую совокупность проектных параметров МЛРП и условий его запуска, которая обеспечивает доставку заданной полезной нагрузки на определенную глубину при удовлетворении экстремальных значений некоторой критериальной функции. В качестве критериальной функции в данном случае могут быть выбраны энергетические, массовые или иные показатели, отражающие эффективность применения ГРАП по назначению.

Известно [17,27], что степень совершенства ЛА с ракетным двигателем твердого топлива обычно определяется отношением суммарного импульса тяги двигателя к полной массе аппарата, которое записывается в виде

$$\frac{I_{\Sigma}}{M_0} = \frac{I_{ED} M_T}{M_0} = \frac{I_{ED}}{1 + \alpha + \frac{M_{ПН}}{M_T}},$$

где $I_{ед}$ - удельный импульс тяги РДТТ; M_0 - стартовая масса ЛА; M_T - начальная общая масса топлива; $M_{пн}$ - масса полезной нагрузки; α - коэффициент массового совершенства РДТТ, равный отношению массы конструкции и топлива.

Из приведенной формулы следует, что при постоянном значении массы полезной нагрузки и других конструктивных элементов ЛА, главным условием повышения степени совершенства являются увеличение единичного импульса ДУ и уменьшение коэффициента массового совершенства РДТТ.

Увеличение единичного импульса связано с выбором соответствующего топлива, имеющего высокую скорость горения и плотность, и давления в камере сгорания.

Совершенство РДТТ при заданной массе топлива определяется массой двигательной установки, поэтому при проектировании ЛА обычно стремятся к снижению этой массы, а следовательно, и стартовой массы.

Однако, при создании пенетраторов для движения в лунном грунте, имеющих не нулевую скорость входа в реголит, уменьшение стартовой массы не всегда оправдано, поскольку глубина проникания таких МЛРП зависит и от их кинетической энергии, определяемой скоростью подлета к разделу сред и массой пенетратора. Поэтому для выбранного вида топлива целесообразно в качестве ограничения выбирать не массу топлива, а массу конструкции МЛРП считать варьируемым параметром.

В этом случае при решении задачи по доставке полезного груза на максимальную глубину выбирают параметры грунтового реактивного пенетратора с заданным энергетическим ресурсом, определяемым массой выбранного топлива.

Возможна и обратная постановка задачи, когда обеспечивается доставка полезного груза на заданную глубину проникания МЛРП, имеющим минимальную массу выбранного топлива.

В качестве дисциплинирующих условий при решении как прямой, так и обратной задачи выбора проектных параметров МЛРП используются уравнения,

описывающие движение пенетратора на всех участках траектории, массовые соотношения, а также зависимости внутренней баллистики РДТТ и другие соотношения, устанавливающие связь между проектными параметрами аппарата, условиями его запуска и целевой функцией.

Математически задача по доставке полезного груза $M_{\text{пн}}$ на максимальную глубину L многомодульным реактивным пенетратором для движения в лунном грунте с заданной массой топлива M_T может быть сформулирована следующим образом.

Найти такую совокупность $\bar{P}_{\text{млрп}}$ и $\bar{P}_{\text{уз}}$, удовлетворяющую условиям

$$\begin{aligned}\bar{P}_{\text{млрп}} &= P_{\text{млрп}}(L, M_{\text{пн}}, \bar{P}_{\text{уз}}, M_T, \bar{P}_{\text{гр}}); \\ \bar{P}_{\text{уз}} &= P_{\text{уз}}(L, M_{\text{пн}}, \bar{P}_{\text{млрп}}, M_T, \bar{P}_{\text{гр}}),\end{aligned}$$

которая обращает функцию

$$L = L(M_T, M_{\text{пн}}, \bar{P}_{\text{уз}}, \bar{P}_{\text{млрп}}, \bar{P}_{\text{гр}})$$

в максимум,

где $\bar{P}_{\text{млрп}}$ - вектор проектных параметров; $\bar{P}_{\text{уз}}$ - вектор параметров, характеризующих условия запуска; $\bar{P}_{\text{гр}}$ - вектор параметров, определяющих физико-механические свойства лунного грунта.

1.3. Модель расчета газодинамических параметров i -го модуля лунного реактивного пенетратора

В том случае, когда задан двигатель определенной конструктивной схемы, выбраны конструкционные материалы с заданными массовыми и прочностными характеристиками, выбрано топливо и заданы все его физико-химические характеристики, в первом приближении параметры одиночного РДТТ могут быть определены через номинальное давление в камере сгорания P_K^H , наружный диаметр камеры сгорания D_H , удлинение корпуса λ_s и отношение давления на срезе сопла p_a к давлению в камере $\xi = \frac{P_a}{P_K}$ в следующей функциональной последовательности.

1. Для заданного номинального давления в камере сгорания давление в каждый момент времени будет равно:

$$P_K = \frac{K_{II} P_K^H}{t} \text{ при } 0 \leq t \leq t_1, \quad P_K = P_K^H \text{ при } t_2 \leq t \leq t_2;$$

$$P_K = K_{II} P_K^H - \left[\frac{K_{II} P_K^H - P_H}{t_2 - t_1} (t - t_1) \right] \text{ при } t_1 \leq t \leq t_2; \quad (1.4)$$

$$P_K = P_K^H - \frac{P_K^H}{t_4} t \text{ при } t_3 \leq t \leq t_4,$$

где $t_1 + t_2 + t_3 + t_4 = T$ - полное время работы РДТТ; t_1 - время нарастания давления от нуля до максимального, t_2 - время спада давления от пикового до номинального; t_3 - время работы двигателя с постоянным давлением; t_4 - время догорания; K_{II} - коэффициент заброса давления.

2. Твёрдотопливный заряд заполняет не только цилиндрический объём корпуса, но и частично может заходить в пространство, образованное днищем камеры сгорания, поэтому длина шашки l_1 определяется зависимостью

$$l_1 = D_H (\lambda_\delta + C_1), \quad (1.5)$$

где C_1 - безразмерный коэффициент, учитывающий частичное заполнение топливом объёма днищ.

3. Для нахождения тяговых и расходных характеристик двигателя можно найти среднюю поверхность горения S_Γ

$$S_\Gamma = \pi C_2 l_1 D_H, \quad (1.6)$$

где C_2 - коэффициент, определяемый формой заряда.

4. Скорость горения при заданном давлении в камере сгорания в зависимости от вида топлива определяется либо по линейному, либо по степенному закону горения.

В табл. 1.1 приведены зависимости скорости горения от давления в камере сгорания для некоторых топлив.

Таблица 1.1

Зависимость скорости горения топлива от давления в камере сгорания

Топливо	Диапазон давлений, МПа		
	3...8	8...30	30...300
НМФ – 2Д	$0,0672 p^{0,573}$	$0,465 + 0,0046 p$	$3,49 + 0,73 p$
РСИ – 12К	$0,175 p^{0,4}$	$0,7182 (I + 0,0054 p)$	
РСТ – 4К	$53,8 p^{0,123}$	$0,7809 (I + 0,0028 p)$	
РНДСИ – 5К	$0,404 p^{0,222}$	$7,626 (I + 0,0074 p)$	
ТЭБК	$0,152 p^{0,44}$		
22/ I Тр			$0,72 \cdot 10^{-6} p$
18/ IТр			
БКП – 3 – 3М		$0,096 + 0,0073p$	$6,40 + 0,077 p$
Т – 9БК – 4Б/И			$7,5 + 0,09 p$
ТС - 22			$11,85+0,00005p$
ТС - 30			$13,712+0,0012 p$

В общем виде эти зависимости могут быть представлены в виде

$$u = a + vP_K \quad (1.7)$$

или

$$u = u_1 P_K^v,$$

где a , v , u_1 , v - эмпирические коэффициенты, зависящие от вида топлива.

5. Зная поверхность горения и скорость горения топлива, можно в первом приближении вычислить секундный приход газов в камеру сгорания

$$\dot{M} = \rho_T u S_r, \quad (1.8)$$

где ρ_T - плотность топлива.

6. Для проникания пенетратора в грунт на некоторую глубину ЛРП должен иметь некоторый суммарный импульс тяги

$$I_\Sigma = \int_0^T R(t) dt, \quad (1.9)$$

где $R(t)$ и T тяга и время работы двигателя.

7. Этот потребный суммарный импульс должен быть обеспечен импульсом двигателя

$$I_{\Sigma} = \int_0^{M_T} I_{\text{ед}} dM, \quad (1.10)$$

где M_T - начальная масса топлива.

Если среднее значение единичного импульса $I_{\text{ед}}$ известно, то потребная масса топлива, которая обеспечит создание заданного суммарного импульса, будет

$$M_T = \frac{I_{\Sigma}}{I_{\text{ед}}}. \quad (1.11)$$

Величина $I_{\text{ед}}$ зависит от выбранного топлива и параметров работы двигателя

$$I_{\text{ед}} = I_1 + I_2 \left(1 - \frac{P_H}{\xi P_K^H} \right), \quad (1.12)$$

где I_1, I_2 - составляющие единичного импульса; ξ - отношение давления на срезе сопла к давлению в камере, которые не зависят от давления; P^H - внешнее давление.

8. Тяга i -го модуля двигателя в первом приближении может быть выражена через параметры горения заряда при условии, что массовый приход от сгорания топлива равен расходу через сопло.

$$R = I_{\text{ед}} \rho_T u S_{\Gamma}. \quad (1.13)$$

9. Для создания в камере сгорания потребного давления при заданной поверхности горения необходимо установить площадь критического сечения сопла

$$S_{\text{кр}} = \left(\frac{a}{P_K} + \epsilon \right) \rho_T \beta_{\Gamma} S_{\Gamma} \quad \text{- для линейного закона горения;} \quad (1.14)$$

$$S_{\text{кр}} = u_1 P_K^{\nu-1} \rho_T \beta_{\Gamma} S_{\Gamma} \quad \text{- для степенного закона горения.}$$

Здесь β_p - удельный импульс давления, характеризующий термодинамические свойства топлива.

10. Уширение сопла определяется через отношение давления на срезе сопла к давлению в камере сгорания

$$x = \frac{d_a}{d_{кр}} = \sqrt{\frac{\left(\frac{2}{K+1}\right)^{\frac{1}{K-1}} \sqrt{K-1}}{\xi^{\frac{2}{K}} - \xi^{\frac{K+1}{K}}}}, \quad (1.15)$$

где K - показатель адиабаты; d_a - диаметр среза сопла; $d_{кр}$ - диаметр критического сечения сопла.

11. Зная диаметр критического сечения, можно определить диаметр канала пашки

$$d_e = K_d d_{кр}, \quad (1.16)$$

где K_d - безразмерный коэффициент, определяющий отношение диаметра канала в начале работы двигателя к диаметру критического сечения сопла.

12. Для заряда принятой формы величина свода топлива равна

$$e = \frac{D_0 - d_e}{4}, \quad (1.17)$$

где D_0 - наружный диаметр топливного заряда, определяемый из выражения

$$\alpha = \frac{4eD_0}{D_e^2 - D_0^2}. \quad (1.18)$$

Здесь α - критерий Победоносцева, свидетельствующий о скорости движения газов вдоль заряда (зависит от давления в камере сгорания и допускается тем выше, чем больше давление в камере); D_e - внутренний диаметр камеры сгорания.

13. Зная скорость горения топлива при данном среднем давлении в камере сгорания и величину свода, можно оценить в первом приближении время работы двигателя

$$T = \frac{e}{u}. \quad (1.19)$$

14. Из теории РДТТ известно [22,58], что масса заряда может быть определена по формуле

$$M_K = \sum_{i=1}^n M_{K_i}, \text{ где}$$

M_{K_i} – масса i -го модуля двигателя:

$$M_K = M_T \left[2K_B \frac{P_K}{\Delta\sigma_\epsilon} \frac{P_K}{\rho_T} \left(1 + \frac{0,6}{\lambda_K} \right) \left(1 + \frac{12}{M_T} \right) + \frac{200}{\Delta\rho_T \lambda_s} + \frac{0,002I_{ED}}{T} \right], \quad (1.20)$$

где K_B - приведенный коэффициент безопасности; Δ - коэффициент заполнения поперечного сечения камеры сгорания; σ_ϵ , ρ_K - предел прочности и плотности материала корпуса.

15. Полная масса пенетратора для движения в грунте складывается из массы полезной нагрузки, массы конструкции и массы топлива

$$M_0 = M_{ПН} + \alpha M_K + \sum_{i=1}^n M_{T_i}, \quad (1.21)$$

где α - коэффициент, учитывающий массу головной части ЛРП; M_{T_i} – масса топлива i -го модуля.

16. Удлинение головной части может быть определено для конуса

$$\lambda_K = \frac{1}{2\text{tg}\beta}, \quad (1.22)$$

где β - угол полураствора конуса.

17. Удлинение сопла в калибрах двигателя

$$\lambda_C = \frac{l_C}{D_H}, \quad (1.23)$$

где $l_C = \frac{C_3[C_4 + (\xi - 1)C_5]}{2\text{tg}\beta_{ВЫХ}} D_{KP}$ - длина сопла; C_3 , C_4 , C_5 - безразмерные коэффициенты, учитывающие конфигурацию сопла; $\beta_{ВЫХ}$ - половина угла раствора выходного корпуса сопла.

18. Полное удлинение ЛРП складывается из удлиненной головной части, корпуса и сопла

$$\lambda = \lambda_K + \lambda_\theta + \lambda_C. \quad (1.24)$$

1.4. Соотношения между параметрами пенетратора, условиями его запуска и характеристиками грунта

Для успешного проектирования многомодульных лунных реактивных пенетраторов для движения в грунте необходимо иметь зависимость глубины проникания, скорости и ускорения движения от параметров МЛРП, условий его запуска и физико–механических характеристик среды. Все эти величины были определены в предыдущих разделах.

С целью выявления порядка расчета оптимальных параметров проникающего пенетратора, а также условий его запуска, выпишем рабочие зависимости для случая запуска МЛРП с неподвижной пусковой установки, расположенной на некотором удалении от поверхности грунта. В этом случае траектория движения пенетратора разбивается на три участка: участок движения в прилунном пространстве, движение в грунте с включенным двигателем и участок движения МЛРП в грунте по инерции.

1. Уравнение движения МЛРП в прилунном пространстве приближенно можно записать в виде

$$M = \frac{dV}{dt} = R + Mg \sin \theta_e, \quad (1.25)$$

где θ - угол между продольной осью пенетратора и горизонтальной плоскостью.

2. Полное время работы двигателя складывается из времени работы ДУ в прилунном пространстве и в реголите

$$T = t_{к1} + t_{к3}, \quad (1.26)$$

где $t_{к1}$, $t_{к3}$ - времена работы РДТТ в прилунном пространстве и в реголите, соответственно.

3. Движение МЛРП на активном участке траектории в лунном грунте может быть описано системой уравнений (2.2-2.3), которая для плоской задачи преобразуется в уравнение вида:

$$M \frac{dV}{dt} = R(t) + Mg \sin \theta - F. \quad (1.27)$$

4. На участке движения в лунном грунте по инерции это уравнение (1.27) трансформируется и имеет вид

$$M_{II} \frac{dV}{dt} = M_{II} g \sin \theta - F, \quad (1.28)$$

где M_{II} - масса МЛРП без топлива; F - сопротивление грунта.

5. Зависимость силы сопротивления грунта проникающему пенетратору может быть представлена в виде

$$F = F_0 + A \frac{dV}{dt} + BV^2. \quad (1.29)$$

6. Условие, накладываемое на массу конструкции ударными перегрузками

$$M_K \geq \pi D_H^2 \lambda \rho_M \delta, \quad (1.30)$$

где
$$\delta = \frac{F \left\{ \frac{2l_1^2}{C^2 n^3 \pi^3} (B_1 - C_1 l_1) \sum_{n=1}^{\infty} \sin \left(\frac{\pi n x}{l_1} \right) \left[1 - \cos \left(\frac{\pi n C \tau}{l_1} \right) (1 - (-1)^n) \right] \right\}}{\pi D_H \delta_6}.$$

7. Предельная скорость входа пенетратора в грунт из условия прочности топливного заряда определяется формулой

$$V_{K_1}^{PP} = \sqrt{\left| \frac{R - F_0 - \frac{(M + A)\sigma_6^T}{\lambda_T D_0 \rho_T}}{B} \right|}, \quad (1.31)$$

где λ_T - удлинение топливного заряда.

В приведенной выше системе уравнений (1.1-1.31) число неизвестных параметров на шесть больше чем уравнений. В данном случае свободно варьируются шесть параметров: номинальное давление в камере сгорания P_K^H , удлинение корпуса двигателя λ_0 , масса конструкции МЛРП M_K , время работы РДТТ в прилунном пространстве t_{K_1} , угол полураствора головного конуса β и количество модулей n . Все остальные массово – габаритные и энергетические характеристики пенетратора, параметры траектории и глубина проникания однозначно определяются по указанным зависимостям.

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 полезную нагрузку $M_{ПН}$ на максимальную глубину проникания. Исходные данные приведены в табл. 1.2.

Некоторые результаты расчетов сведены в табл. 1.3, по данным которых построены графики рис. 1.3 – 1.4.

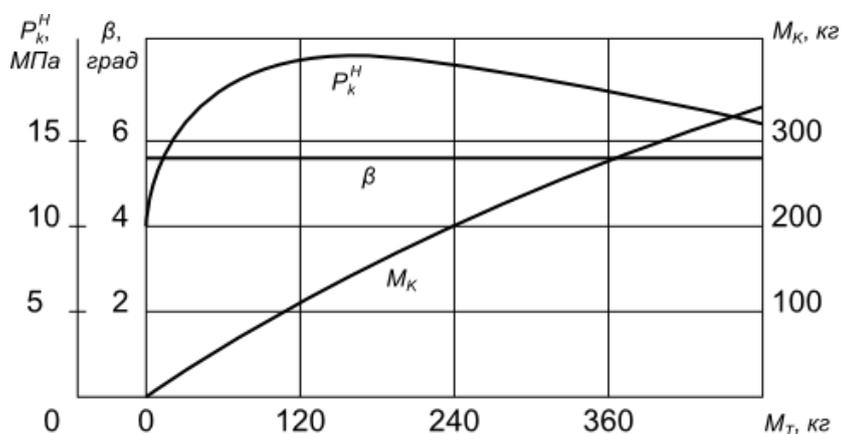


Рис. 1.3. Зависимость номинального давления в камере сгорания, угла полраствора конуса и массы конструкции от массы топлива

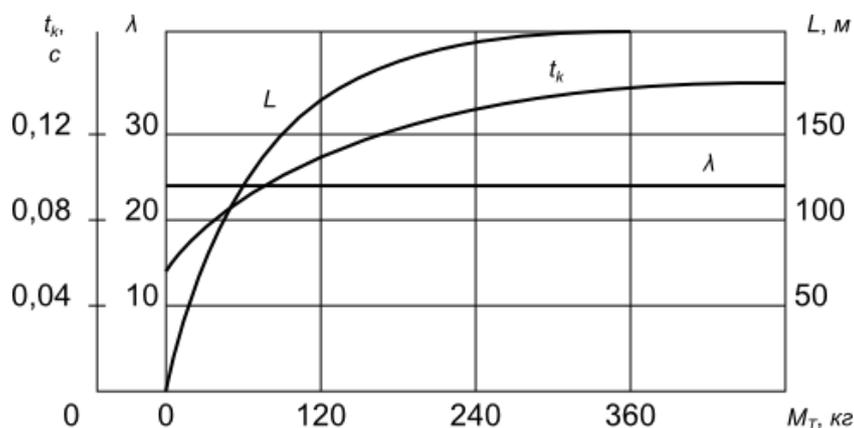


Рис. 1.4. Зависимость глубины проникания, удлинения пенетратора и времени работы ДУ в прилунном пространстве от массы топлива

Таблица 1.2

Исходные данные для рассматриваемого примера

Усл. обозначение	ξ	ρ_T	$I_{ЕД1}$	$I_{ЕД2}$	ρ_K	σ_e^T	σ_e	β	C_1	C_2	α	K
------------------	-------	----------	-----------	-----------	----------	--------------	------------	---------	-------	-------	----------	-----

ния												
Размерность	-	$\frac{кг}{м^3}$	$\frac{н \cdot с}{кг}$	$\frac{н \cdot с}{кг}$	$\frac{кг}{м^3}$	МПа	МПа	с	-	-	-	-
Значение	0,027	1600	2110	190	7800	22,0	700	140	0,25	1,0	200	0,65
Усл. обозначение	K_B	Δ	K	θ	μ_0	$\rho_0 \cdot 10^{-3}$	t_1	t_2	K_{II}	a	b	C_3, C_4, C_5
Размерность	-	-	МПа	рад	-	$\frac{кг}{м^3}$	с	с	-	$\frac{см}{с}$	$\frac{см}{с}$	-
Значение	2	0,7	0,04...0,042	0,63...0,3	0,45...0,6	1,5...1,65	0,003	0,06	1,5	0,65	0,080	1

Таблица 1.3
Результаты расчета оптимальных параметров одномодульного ЛРП

№ п.п.	Тип грунта	Песок				Суглинок		
		0,1	100	250	500	500	500	500
	Масса топлива, M_T , кг	0,1	100	250	500	500	500	500
	Масса полезной нагрузки, $M_{ПН}$, кг	0	0	0	0	0	100	250
1.	Номинальное давление, P_K^H , МПа	12,1	18,1	18,25	17,06	26,85	26,82	26,76
2.	Удлинение двигателя, λ_0	16,3	16,3	16,3	16,3	16,3	16,3	16,3
3.	Масса конструкции, M_K , кг	0,345	76,06	158,7	322,43	431	438	485
4.	Время работы ДУ в прилунном пространстве, t_{K1} , с	0,041	0,094	0,119	0,127	0,106	0,118	0,142
5.	Угол полураствора конуса, β , град	5,85	5,85	5,85	5,85	5,85	5,85	5,85
6.	Стартовая масса, M_0 , кг	0,445	175,06	408,7	822,43	931	1038	1235
7.	Диаметр наружный, D_H , мм	19,4	193,8	263	359,5	361,5	361,5	361,5
8.	Длина пенетратора, $l_{ГРАП}$, мм	414	4101	5593	2620	7620	7620	7620
9.	Удлинение полное, λ	21,35	21,25	21,24	21,25	21,23	21,23	21,23
10.	Удлинение носовой части λ_k	4,98	4,98	4,98	4,98	4,98	4,98	4,98
11.	Тяга номинальная, R , дн	75,2	12875	23725	44690	60680	60583	60380
12.	Время работы ДУ, T , с	0,302	1,781	2,42	2,582	1,910	1,918	1,924
13.	Единичный импульс, $I_{ЕД}$, $\frac{дн \cdot с}{кг}$	226	228	228	230	231,8	231,8	231,8

14.	Суммарный импульс, I_{Σ} , $\partial H \cdot c$	22,6	22800	57000	115900	115900	115900	115900
15.	Высота точки запуска ДУ, H ; m	1,4	3,19	4,15	4,36	3,26	4,09	4,80
16.	Время работы ДУ в грунте, t_{K3}, c	0,261	1,687	2,301	2,455	1,804	1,792	1,768
17.	Скорость входа в грунт, V_{BX} , $\frac{m}{c}$	81,02	81,02	81,02	81,02	63,86	63,86	63,86
18.	Скорость в момент отключения, V_{K3} , $\frac{m}{c}$	80,51	80,51	80,51	80,51	63,31	63,31	63,31
19.	Глубина проникания с ДУ, m	9,72	144	187	199,6	115,7	114,5	112,9
20.	Глубина проникания по инерции, m	1,43	4,35	4,94	5,11	2,34	2,61	3,12
21.	Полная глубина проникания, L , m	11,15	148,35	191,94	204	118,04	117,11	116,02
22.	Максимальная перегрузка, n_X^{MAX}	168	172	149	139	141	113	82,6

В качестве примера по приведенной выше методике был проведен расчет газодинамических параметров рабочего процесса в РДТТ, имеющего исходные данные, представленные в табл. 1.4.

Расчеты проводились для различных значений:

- температур заряда $T_z = -20^{\circ}C \dots +20^{\circ}C$;
- длин топливного заряда $l_z = 0,5 \dots 1,25$ м;
- диаметров критического сечения сопла $d_{KP} = 0,017 \dots 0,018$ м;
- коэффициента Пуассона материала топлива $\mu = 0,35 \dots 0,05$.

Результаты расчетов представлены в табл. 3.5. и приведены в виде графиков на рис. 1.5 – 1.8.

Анализ результатов показывает сильное влияние температуры заряда на характер и величину рабочего давления в камере сгорания и перепад давления у днища и сопла. При температуре заряда $T_z = -20^{\circ}C$ максимальное давление в камере сгорания составляет $P_{MAX} = 105$ МПа, а максимальный перепад у днища и сопла $\Delta P_{MAX} = 15$ МПа, что существенно отличается от значений этих величин при

$T_3 = +20^{\circ}\text{C}$, соответственно равных $P_{\text{MAX}} = 180 \text{ МПа}$ и $\Delta P_{\text{MAX}} = 18 \text{ МПа}$. 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 температуре заряда $T_3 = +20^{\circ}\text{C}$ превышает предельно допустимое давление корпуса двигателя равное $P_{\text{доп}} = 160 \text{ МПа}$, во-вторых, тем, что величина максимального перепада давления может превосходить предел прочности твердого топлива (см. табл. 3.6 – 3.7), который с ростом температуры уменьшается.

Таблица 1.4
Исходные данные для числового примера

Условное обозначение	R	f_p	$\lambda_{\text{пр}}$	K_L	ρ_T	Δ	$D_{\text{КС}}$	α	D_0
Размерность	$\frac{\text{ккал}}{\text{моль} \cdot \text{кг} \cdot \text{гр}}$	$\frac{\text{кг} \cdot \text{м}}{\text{кг}}$	-	-	$\frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$	-	м	$\frac{\text{м}^3}{\text{кг}}$	М
Значение	36	95000	0,15	2	1700	0,98	0,044	0,003	0,04
Условное обозначение	K	n_z	μ_u	B_t	E	a	d	v	χ
Размерность	-	-	-	-	$\frac{\text{кг}}{\text{м}^2}$	$\frac{\text{см}}{\text{с}}$	$\frac{\text{см}^3}{\text{с} \cdot \text{кг}}$	м	-
Значение	1,25	1	0,98	320	$2,5 \cdot 10^7$	0,3	0,0063	0,008	0,94

Таблица 1.5
Результаты расчета характеристик двигателя

$t, \text{с}$	$D_{\text{КР}} = 17,5 \text{ мм}$									$D_{\text{КР}} = 17 \text{ мм}$		
	$T_3 = +20^{\circ}\text{C}$			$T_3 = 0^{\circ}\text{C}$			$T_3 = -20^{\circ}\text{C}$			$T_3 = -20^{\circ}\text{C}$		
	Δp_L	P	K	Δp_L	P	K	Δp_L	P	K	Δp_L	P	K
0,005	193	854,5	3283	172,6	762	2928	163,2	692	2659	146,9	719,2	2609
0,02	100,6	1477	6054	94,4	1133	4648	87,2	893	3664	86,3	1034	4020
0,04	35,3	1312	5462	35,8	936	3905	35,1	691	2885	35,4	899	3537
0,06	18,3	1173	4895	18,3	768	3222	18,7	537	2252	19,2	756	2986
0,08	9,8	1123	4687	12,1	675	2827	12,2	449	1881	12,4	671	2650
0,10	8,9	1133	4724	8,8	624	2614	8,9	397	1666	9,0	624	1466
0,12	-	-	-	6,9	601	2514	7,0	367	1541	7,1	603	2381
0,14	-	-	-	5,6	596	2491	6,0	350	1470	5,9	600	2366

0,16	-	-	-	4,8	604	2525	4,5	342	1434	5,0	600	2404
------	---	---	---	-----	-----	------	-----	-----	------	-----	-----	------

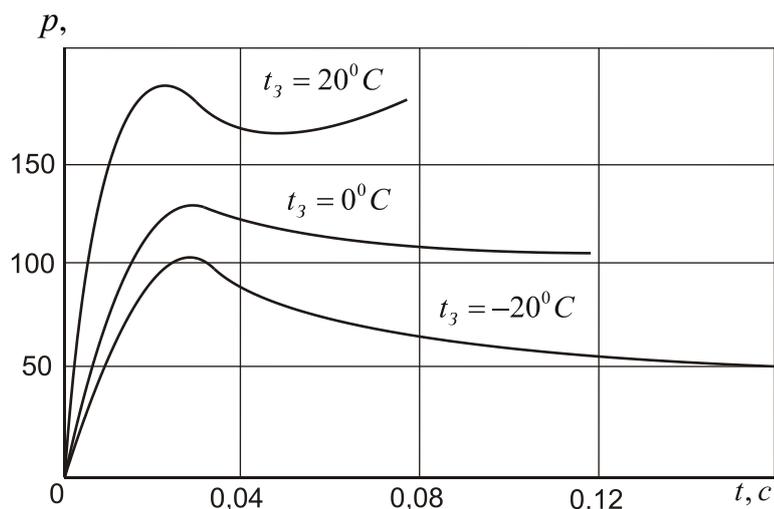


Рис 1.5. Изменение давления в КС по времени для различных значений начальных температур

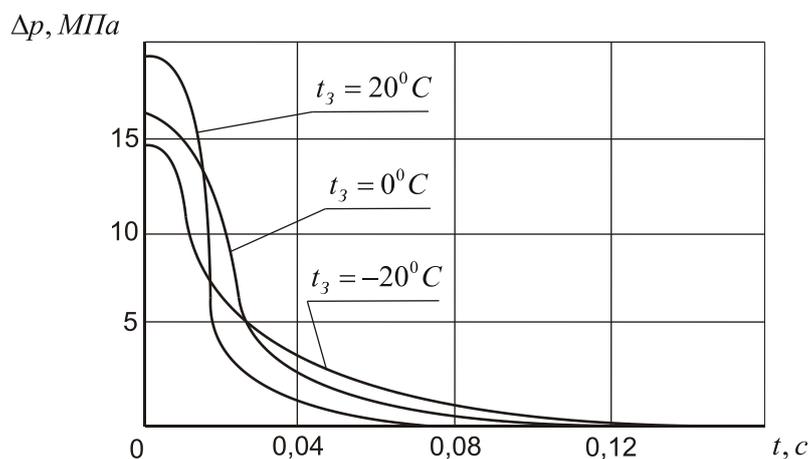


Рис 1.6. Зависимость перепада давления на торцах заряда от времени для различных значения начальных температур заряда

Таблица 1.6
Зависимость прочностных характеристик заряда от температуры

Характеристика топлива	$t^{\circ}C$		
	+50	+20	-50
$[\delta_{сж}]$, МПа	2,5...6	10...25	90...110
$[\delta_{р}^{ст}]$, МПа	5...15	25...35	120...180
$[\delta^{уд}]$, МПа	0,15...0,2	0,3...0,4	0,01...0,015
Ударная вязкость, $a_K, \frac{кг \cdot см}{см^2}$	-	1...2	0,3...0,5
ε , %	40...50	35...40	10...15

Таблица 1.7

Прочностные характеристики некоторых марок твердого топлива

Марка топлива	$[\delta_P^{CT}]$, МПа	ε_P^{CT} , %	$[\delta_{СЖ}]$, МПа	$\varepsilon_{СЖ}$, %	$\frac{кдж}{a_k, м^2}$
РСИ – 12К	16,3	10...11	40,6	-	18,7
НМФ – 2	18,6	-	28	-	27,0
РНДСИ – 5К	20,9	-	-	-	11,1
ПЭУ – 7Ф	1,5	6,2	8,0	16,5	7,5

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.

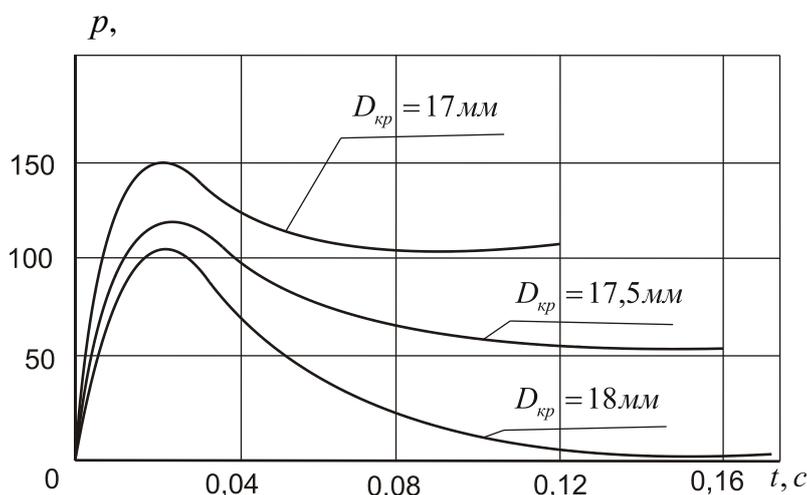


Рис 1.7. Изменение давления в КС по времени для различных значений диаметров критического сечения сопла

Из графиков 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.

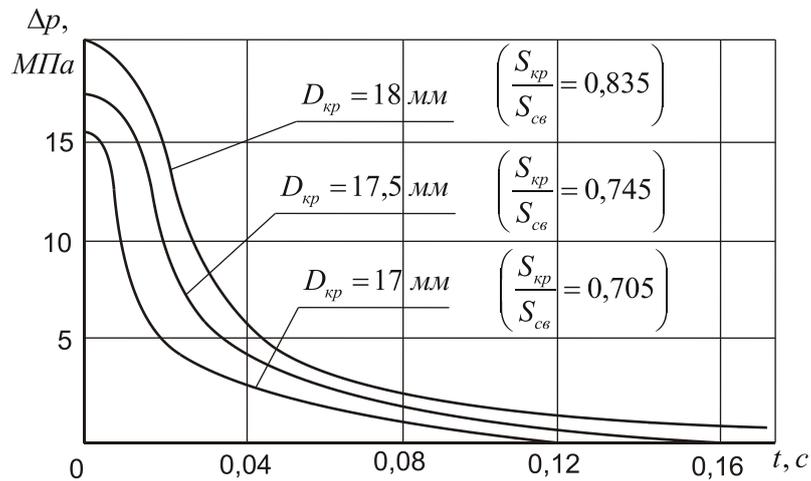


Рис 1.8. Зависимость перепада давления на торцах заряда от времени для различных значений диаметров в критических сечениях

При приближении отношения площади критического сечения сопла к площади свободного прохода газов к единице условия работы топливного заряда резко ухудшаются, поэтому при проектировании РДТТ с высокой плотностью заряжения особое внимание следует обращать на правильный выбор этого соотношения. В частности, при проведении экспериментальных запусков изделий «Гром-24» с соплом, имеющим диаметр критического отверстия $d_{кр} = 17$ мм, двигатель работал нормально, в то время как замена на сопло, имеющее диаметр критического сечения $d_{кр} = 18$ мм, приводила к взрыву двигателя.

2. Исследование процесса пространственного движения многомодульного реактивного пенетратора в грунте

2.1. Общая характеристика лунного грунта и система уравнений пространственного движения лунного реактивного пенетратора в грунте

В современной науке грунтами называют любые горные породы и почвы, залегающие преимущественно в пределах зоны выветривания и являющиеся объектом инженерно-строительной деятельности человека. На Луне к таким объектам относят поверхностную толщу рыхлых отложений — лунный реголит и скальные массивы, выходящие на поверхность или лежащие на небольшой глубине.

Реголит (от греч. rhegos - покрывало и ...лит) - лунный грунт, состоит из разнозернистого обломочно-пылевого материала, обломки которого представлены лунными породами и минералами, стеклом, литифицированными брекчиями, фрагментами метеоритов. Сформирован в результате дробления, перемешивания и спекания лунных пород при падении метеоритов. Насыщен инертными газами. Мощность реголита от долей м до десятков м. [10]

Поверхностный слой Луны, называемый реголитом, представляет собой рыхлый покров раздробленных пород, состоящий из фрагментов различной крупности, включая тонкую пылевидную фракцию.

Все формы лунного рельефа перекрыты слоем реголита. Редким исключением могут быть крупные склоны отдельных образований, на которых просматриваются выходы коренных скальных пород. Примерами могут служить участки обрывистых склонов Борозды Хэдли и соседних с ней возвышенностей, а также Борозды Прямой в кратере Лемонье [6,28,29,43].

В зависимости от строения местности мощность реголита меняется. Предполагают, что в понижениях и подсклоновых участках слой реголита особенно значителен и может достигать десятков метров. На вершинных поверхностях и склонах мощность реголита, вероятно, уменьшается до десятков

сантиметров. В среднем обломочный слой тоньше в морских областях и более значителен в материковых [31, 46, 47, 48, 92].

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 местах посадок кораблей «Аполлон» мощность реголита, определялась по данным сейсмических экспериментов. В месте посадки «Аполлона-14», в районе Фра Мауро, определенная таким образом мощность лунного реголита составила 8,5 м, в месте посадки «Аполлона-11» (Море Спокойствия) – 4,4 м, «Аполлона-12» (Море Познанного) – 3,7 м, «Аполлона-15» (борозда Хэдли) – 4,4 м, «Аполлона-16» (горная гряда Декарта) – 12,2 м, «Аполлона-17» (Море Ясности) - 4-12 м. [45]

Формируется реголит в основном под влиянием кратерообразующих ударных процессов и микрометеоритной эрозии. Дополнительным фактором перемещения и перемешивания материала служат склоновые процессы.

Значительный вклад в определение прочности покрова Луны дали эксперименты, выполненные на американских станциях «Сервейер» в 1966 — 1968 гг. Полученные результаты в основном совпали и подтвердили результаты измерений, проведенных на «Луне-13». В 1969 — 1972 гг. на Луну была произведена высадка шести экспедиций американских космонавтов в рамках программы «Аполлон». Для исследования покрова Луны космонавты использовали геологическое и буровое снаряжение, фото— и кинокамеры. Для бурения скважин (диаметром 25 мм на глубину до 3 м) применялся ручной электрический колонковый бур. Рабочий орган бура мог одновременно вращаться, совершая 300 об/мин и наносить удары по забою скважины (2270 ударов в минуту). Масса бура на Луне составляла 1,96 кг, и для повышения эффективности космонавт должен был налегать на него своей тяжестью. [21]

Для бурения покрова Луны и для доставки образцов лунного грунта в Советском Союзе в 1970 — 1976 гг. проведен запуск автоматических станций «Луна-16, -20 и -24». Места посадки автоматических станций «Луна-16, -20 и -24» были выбраны так, чтобы доставленная на Землю серия образцов могла бы

помочь составить представление о характерном регионе Луны, включающем в себя морской, материковый и переходной участки поверхности Луны. Автоматические станции «Луна-16 и -20» имели одинаковые буровое оборудование и грунтозаборное устройство, позволившие им взять пробу лунного грунта с глубины до 35 см. Грунтозаборное устройство станции «Луна-24» обеспечило бурение и взятие пробы грунта с глубины до 2 м. [21]

Средняя мощность реголита в кратере Лемонье, согласно данным «Лунохода-2», составляет 2-3 м при крайних значениях от 1 до 10 м [61,62].

Данные о толщине реголита в местах посадки автоматизированных и пилотируемых миссий, приведены в таблице 2.1. [40,41,99,102].

Таблица 2.1
Данные о толщине реголита в местах посадки различных миссий

Аппарат	Толщина реголита, м
«Сервейор-1» (Океан Бурь)	1-3
«Сервейор-3» (Океан Бурь)	1-7
«Сервейор-5» (Море Спокойствия)	3-5
«Сервейор-6» (Залив Центральный)	8-10
«Сервейор-7» (материковый район вблизи кратера Тихо)	0,02-0,15
«Аполлон-11» (Море Спокойствия)	4,4
«Аполлон-12» (Море Познанного)	3,7
«Аполлон-14» (Фра Мауро)	8,5
«Аполлон-15» (борозда Хэдли)	4,4
«Аполлон-16» (горная гряда Декарта)	12,2
«Аполлон-17» (Море Ясности)	4-12

К числу основных физико-механических параметров грунта, от которых главным образом зависит его сопротивление действию внешних сил, относятся: плотность ρ , кг/м³; модуль общей деформации E_0 , МПа; коэффициент относительной сжимаемости a_0 , МПа⁻¹; угол внутреннего трения φ , градус;

сцепление c , кПа. Зная эти параметры, можно определить несущую способность грунта и его деформацию под нагрузкой [80,81].

Сравнивая между собой данные, полученные «Луной-9», «Луной-13» и «Сервейерами» (табл. 2.2), можно отметить, что верхний слой лунного грунта обладает сравнительно постоянными свойствами. Везде лежит рыхлый пылеватый песок с малым сцеплением и довольно высоким внутренним трением, с малой несущей способностью и высокой сжимаемостью. По своей структуре верхний слой лунного грунта является мелкозернистым, слабосвязным грунтом с примесью гравия и камней.

Таблица 2.2
Физические и механические свойства лунного грунта.

№ п/п	Свойства грунта	«Луна-9» и «Луна-13»	«Сервейер»
1.	Плотность, кг/м ³	800-1520	700-1500
2.	Угол внутреннего трения, градус	32	30-40
3.	Сцепление, кПа	0,5	0,12-0,7
4.	Несущая способность, кПа (на глубине 0,03-0,05 м)	68	21-54
5.	Максимальная глубина вскрытой толщи грунта, м	0,045	0,175

Приведенные в табл. 2.3 данные о физико-механических свойствах лунного грунта по результатам изучения образцов, доставленных станциями «Луна-16» и «Луна-20», отражают отдельные параметры, которые являются количественной мерой идеализированных схем нагружения.

Поверхностная плотность распределения камней может служить оценкой доли крупнообломочного материала в реголите до глубины 1-2 м. По мере старения реголита возрастает доля мелких фрагментов и резко падает количество крупных. Поскольку процесс измельчения направлен с поверхности в глубину,

по-видимому, существует также изменение распределения обломков по вертикали. С глубиной возрастает грубозернистость реголита.

Таблица 2.3

Свойства лунного грунта по результатам изучения образцов, доставленных станциями «Луна-16» и «Луна-20».

Коэффициент пористости грунта	Основной вид деформации	Коэффициент уплотнения, 1/МПа	Сцепление кПа	Угол внутреннего трения, градус
> 1	Уплотнение	> 40	< 1	10
1,3...1,0	Уплотнение и местный сдвиг	20	1...1,5	10...15
1,0...0,9	Уплотнение и общий сдвиг	8	1,5...2,5	10...20
< 0,9	Общий сдвиг	< 3	> 2,5	> 20

Вертикальный разрез лунного грунта слоистый. Верхний слой толщиной несколько мм сложен весьма рыхлым, мелкозернистым минеральным порошком. Ниже лежит слой переменной мощности, состоящий из пылеватого песка с примесью обломков скальных пород. Мощность этого слоя может меняться от нуля до нескольких метров. Скальное основание сложено лавой, верхние слои которой могут иметь пористое строение, а более глубокие – плотное.

Гранулометрический состав мелкозема соответствует составу пылеватого песка и характеризуется содержанием фракций крупнее 0,1 мм менее 75% от общей массы. Зерен, крупностью менее 30 мкм встречается мало. [54,55,56,86,95,97,101]

Форма крупных обломков, лежащих на поверхности, обычно округленная со всех сторон, за исключением одной, обращенной книзу. На поверхности крупных частиц имеется много следов ударных воздействий микрометеоритов в виде ямок, покрытых стеклом, брызг стекла и следов общей эрозии. Встречаются

плотные пористые и брекчиевидные (характеризующиеся наличием в породе угловатых обломков и цементирующей массы, отличающейся от обломков или минеральным составом, или структурой, или генезисом) обломки.

Форма мелких зерен пылевато-песчаных фракций весьма разнообразна. Наряду с острогранными продуктами ударно-взрывного измельчения горных пород присутствуют шаровидные, грушевидные и похожие на гантельки зерна, состоящие из застывшего стекла. Имеется много осколков стекла неправильной формы. Присутствуют сложные спекшиеся агрегаты и комки, состоящие из слипшихся зерен. Попадаются пузырьчатые формы. Даже на мелких зернах видны следы ударов микрометеоритов.

Когезионные и адгезионные свойства мелкозема, обусловленные молекулярным взаимодействием соприкасающихся чистых поверхностей смежных частиц, могут проявляться в комковании отдельных зерен с образованием агрегатов. Прочность агрегатов невысокая, они легко распадаются под нажимом, но затем отдельные зерна снова слипаются. Когезия сохраняется некоторое время в атмосфере инертных газов. Адгезия, имеющая ту же природу, проявляется в налипании лунного мелкозема в вакууме на всевозможные соприкасающиеся с ним поверхности как металлические и минеральные, так и органические, в частности поверхности пластмасс. Адгезия быстро исчезает в нормальной атмосфере.

Сцепление мелкозема есть результат когезии и проявляется при сопротивлении грунта сдвигу. Данные о сцеплении противоречивы. Можно считать, что при механических воздействиях оно колеблется в пределах от 3,5 Па до 150 Па, что приблизительно соответствует сцеплению в маловлажном песке.

Внутреннее трение возникает при движении друг по другу соприкасающихся частиц после нарушения сцепления. По косвенным определениям, проведенным на Луне, коэффициент внутреннего трения лунного мелкозема составляет от 0,70 до 0,81 и угол внутреннего трения от 35 до 39°. Данные лабораторных опытов дают меньшие значения, но их еще сделано недостаточно для окончательного решения вопроса.

Угол естественного откоса лунного мелкозема значительно выше угла внутреннего трения. Грунт может держаться вертикальной стенкой до 20 см в высоту, а возможно, и больше. Это отчасти объясняется влиянием сцепления, а частично механическим зацеплением между зернами, имеющими сложную форму и шероховатую поверхность.

Плотность мелкозема в естественном залегании минимальная на поверхности и растет с глубиной. До сих пор нет проверенных данных многократных прямых определений плотности лунного грунта на поверхности Луны. Высказываются предположения, что плотность верхнего рыхлого слоя толщиной в несколько миллиметров составляет около 600 кг/м^3 , нижележащего слоя толщиной до 0,2 м — $800 \div 1500 \text{ кг/м}^3$ и еще ниже, до глубины 0,35 м, - от 1500 до 2000 кг/м^3 . Плотность каменных обломков в зависимости от их структуры и пористости колеблется от 2400 до 3400 кг/м^3 . Плотность основного слоя базальтовой лавы может быть более 3400 кг/м^3 . [40,41].

Сжимаемость мелкозема неоднородна и в близко расположенных точках лунной поверхности меняется в несколько раз, что наглядно видно по глубине следов космонавтов, которая меняется от 0,01 до 0,2 м. При среднем давлении в подошве ботинка на Луне 700 Па коэффициент постели, характеризующий сжимаемость грунта, составит от 0,70 до 0,035 МПа/м. Погружение опор космических аппаратов «Сервейер» и лунных модулей «Аполлон» составило от 0,02 до 0,12 м. Средние, наиболее типичные параметры лунного грунта в естественном залегании для достаточно обширных районов Луны представлены в табл. 1.4 [41,46,47,92].

Физические характеристики лунного реголита значительно отличаются от свойств земных грунтов, что связано с другими условиями формирования и существование верхнего покрова нашего спутника, где присутствует идеальный вакуум, полностью отсутствует вода, реголит обладает высокой пористостью и способностью к уплотнению, адгезии и накоплению электрического заряда. При этом высокая способность частиц лунного грунта к прилипанию способствует

резкому возрастанию сил трения, а расход мощности на бурение в вакууме увеличивается.

Таблица 2.4
Основные физико-механические свойства лунного грунта

Показатель	Значение показателя					
	> 1,3	1,3...1,0	1,0...0,9	0,9...0,8	< 0,8	
Коэффициент пористости	< 7	7...25	25...36	36...55	> 55	
Несущая способность, кПа	< 1,3	1,3...2,5	2,5...3,2	3,2...4	> 4	
Сцепление, кПа	< 10	10...15	15...18	18...22	> 22	
Угол внутреннего трения, градус	-	0,25	0,3	0,3	0,15	
Относительная частота распространения	Отдельные участки на поверхности Луны	Отдельные бугорки и небольшие гряды из мелкозернистого материала	На бровке свежих кратеров небольшого размера, на крутых склонах	На элементах сильно эродированных кратеров	Межкратерное пространство	В местах с малой глубиной переработанного грунта. Камневидные образования, отдельные камни

Всякая внешняя нагрузка, а также собственная масса в дисперсных телах передаются от одной частицы к другой через точки их контакта, расположенные вне всякой закономерности или по некоторой структурной сетке. В подавляющем числе практических приложений нет необходимости рассматривать действие отдельных сил, приходящихся на отдельные частицы грунта, а достаточно считать эти силы непрерывно распределенными по любой, достаточно малой площадке, напряжение на которой мы определяем.

В грунтах при действии внешних сил имеют место как упругие, так и остаточные деформации. Существенным отличием грунтов от упругих тел является то, что при действии внешних нагрузок остаточные деформации всегда сопутствуют упругим, даже при незначительных нагрузках.

В результате экспериментальных исследований установлено, что скорость нагружения практически не влияет на характер динамического сжатия грунта, а температура грунта даже при очень сильных сжатиях повышается незначительно. Поэтому с определенной степенью достоверности можно считать, что зависимость между гидростатическим давлением и плотностью, полученная при динамическом деформировании, применима как в области непрерывного движения, так и на ударном фронте, образовавшемся в грунте.

В свою очередь исследования по распространению ударных волн в грунтах показывают, что на фронте ударной волны гидростатическое давление практически всегда больше, чем за волной в области непрерывного движения. Это значит, что максимальная плотность частиц грунта достигается на фронте ударной волны.

В целях упрощения исследования задач часто пренебрегают изменением плотности, имеющим место в конце процесса разгрузки. Тогда плотность и объемная деформация частиц грунта изменяются только при активном нагружении. В процессе разгрузки частицы грунта сохраняют максимальное значение плотности и деформации, полученные при нагружении.

В этом случае в работах [7,70,72] получена формула для определения сопротивления грунта грунтовому реактивному аппарату цилиндрической формы с конической головной частью

$$F = F_0 + A\dot{v} + Bv^2, \quad (2.1)$$

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

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

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

k – коэффициент сцепления; φ – угол внутреннего трения; μ_0 – коэффициент трения скольжения, β – угол полураствора конуса, h – высота конуса; ρ_0 и ρ – плотность грунта перед и за ударной волной, p_a – бытовое давление грунта.

При исследовании процесса проникновения реактивного пенетратора в грунт применяются прямоугольные правые системы координат. При расчетах

движения пользуются обычно той системой координат, в которой математические выражения, описывающие движения пенетратора, имеют наиболее простой и удобный для расчетов вид. В исследованиях используются стартовая и связанная системы координат.

Стартовая система координат $Ax_0y_0z_0$, оси которой неподвижно связаны с Луной (см. рис. 2.7.). Начало координат A совмещается с точкой входа пенетратора в грунт. Ось Ay_0 направляется вверх по вертикали - прямо противоположно силе тяжести. Две взаимно перпендикулярные оси Ax_0 и Az_0 располагаются в горизонтальной плоскости так, чтобы система координат была правой, причем ось Ax_0 направляется по линии прицеливания, т.е. лежит в плоскости движения лунного реактивного пенетратора. Стартовая система осей координат в дальнейшем рассматривается как инерциальная система.

Связанная система координат $Sxyz$, начало которой C совмещается с центром масс лунного реактивного пенетратора. Три взаимно перпендикулярные оси системы Sx , Sy , Sz образуют правую систему. В качестве осей координат связанной системы примем три взаимно перпендикулярные главные оси реактивного пенетратора, предполагая, что направление главных осей инерции относительно корпуса ЛРП остаются неизменными. Поскольку одна из главных осей инерции пенетратора обычно совпадает с его продольной осью, то направим ось Sx по продольной оси; ось Sy располагается в плоскости симметрии, совпадающей с плоскостью траектории, и направлена вверх при горизонтальном движении ЛРП над поверхностью Луны.

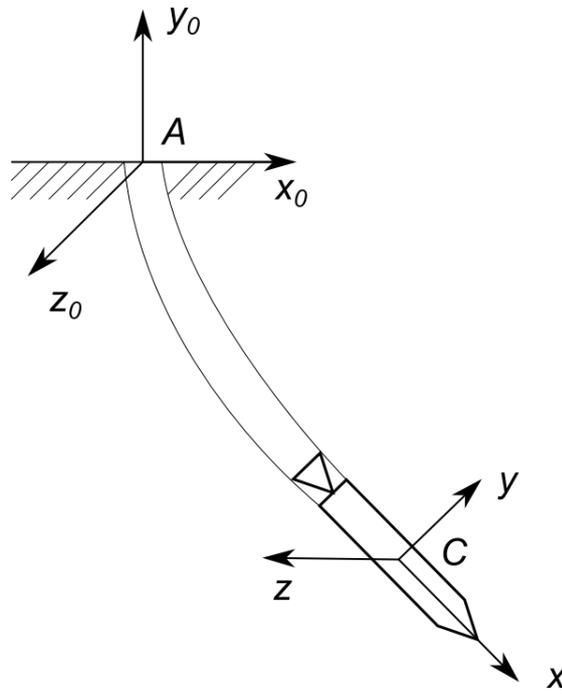


Рис 2.1. Стартовая и связанная система координат

При входе реактивного пенетратора в грунт под прямым углом к поверхности раздела сред ось Cx противоположна по направлению оси Ay_0 стартовой системы. Ось Cz направляется так, чтобы она в момент входа ЛРП в грунт была параллельна оси Az . Ось Cy совпадает по направлению с осью Ax . Взаимное расположение стартовой и связанной системы координат в момент входа ЛРП в грунт показано на рис.2.1.

Пространственное движение ЛРП в грунте может быть описано системой уравнений, в которую входят

- уравнение движения центра масс

$$\begin{aligned}
 m(dV_{Cx}/dt + \omega_y V_{cz} - \omega_z V_{Cy}) &= \sum F_x; \\
 m(dV_{Cy}/dt + \omega_z V_{cx} - \omega_x V_{Cz}) &= \sum F_y; \\
 m(dV_{Cz}/dt + \omega_x V_{cy} - \omega_y V_{Cx}) &= \sum F_z,
 \end{aligned}
 \tag{2.2}$$

- уравнение вращательного движения относительно центра масс

$$\begin{aligned}
 Y_x d\omega_x /dt + (Y_z - Y_y)\omega_y \omega_z &= \sum M_x; \\
 Y_y d\omega_y /dt + (Y_x - Y_z)\omega_x \omega_z &= \sum M_y; \\
 Y_z d\omega_z /dt + (Y_y - Y_x)\omega_x \omega_y &= \sum M_z
 \end{aligned}
 \tag{2.3}$$

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 приведенных уравнениях (2.2) и (2.3) использованы следующие условные обозначения: m - масса пенетратора; V_{Cx} , V_{Cy} , V_{Cz} - проекции вектора скорости центра масс на оси связанной системы координат; ω_x , ω_y , ω_z - проекции угловой скорости вращения системы $Cxyz$ в системе $Ax_0y_0z_0$ на оси Cx , Cy , Cz ; ΣF_x , ΣF_y , ΣF_z ; ΣM_x , ΣM_y , ΣM_z - проекции всех сил и моментов приложенных к ЛРП, на оси связанной системы координат; J_x , J_y , J_z - моменты инерции пенетратора относительно главных осей инерции

2.2. Силы и моменты, действующие на реактивный пенетратор при движении в лунном грунте

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 ЛРП, и силы, вызванные перемещениями центра масс относительно корпуса.

Тяга двигательной установки

В целях общности допустим, что двигательная установка представляет собой либо связку некоторого числа сравнительно небольших двигателей, либо многосопельный ракетный двигатель твердого топлива (РДТТ). Эти двигатели, являясь маршевыми двигателями, могут использоваться и для управления движением пенетратора в грунте.

Если тяга, создаваемая i -ым двигателем или соплом, равна \bar{R}_i , то полная тяга двигателя равна

$$\bar{R} = \sum_i \bar{R}_i \quad (2.4)$$

или в проекциях на связанные оси координат

$$R_x = \sum_i R_i \cos \chi_i \cong R;$$

$$R_y = \sum_i R_i \cos \eta_i; \quad (2.5)$$

$$R_z = \sum_i R_i \cos \xi_i,$$

где χ_i , η_i , ξ_i - углы между вектором \bar{R}_i и осями Cx , Cy , Cz соответственно. (Поскольку χ_i обычно не превышает нескольких градусов, то $\cos \chi_i = 1$); R - суммарная составляющая силы тяги по оси Cx ; R_i - абсолютное значение тяги i -го двигателя; i - количество двигателей или сопел.

Обозначив радиус-вектор точки пересечения линии действия вектора R_i с плоскостью среза сопла i -го двигателя или i -го сопла РДТТ (плоскость приложения тяги i -го двигателя) через $\bar{\rho}_i$, запишем выражение для момента тяги двигателя относительно центра масс пенетратора в виде

$$\bar{M}_R = \sum_i \bar{\rho}_i \bar{R}_i \quad (2.6)$$

или в проекциях на связанные оси координат имеем

$$M_{Rx} = \sum_i (y_i \cos \xi_i - z_i \cos \eta_i) R_i;$$

$$M_{Ry} = \sum_i (z_i - x_i \cos \xi_i) R_i; \quad (2.7)$$

$$M_{Rz} = \sum_i (x_i \cos \eta_i - y_i) R_i,$$

где x_i , y_i , z_i - проекции радиуса вектора $\bar{\rho}_i$ на связанные оси.

Для случая, когда в качестве двигательной установки в лунных реактивных пенетраторах используется РДТТ, не вся тяга приложена в плоскости выходного сечения сопла. Обычно у пенетраторов с РДТТ до 70% тяги приложено к переднему днищу и только ~ 30% - к срезу сопла [63]. В этом случае выражение для момента тяги двигателя относительно центра масс пенетратора запишется в виде

$$\bar{M}_R = \sum_i \rho_{ci} K_1 \bar{R}_i + \sum_i \rho_{gi} (1 - k_i) \bar{R}_i \quad (2.8)$$

или в проекциях на связанные оси

$$M_{Rx} = \sum_i (y_{ci} \cos \xi_{ci} - z_{ci} \cos \eta_{ci}) k_1 R_i + \sum_i (y_{gi} \cos \xi_{gi} - z_{gi} \cos \eta_{gi}) (1 - k_1) R_i;$$

$$M_{Ry} = \sum_i (z_{ci} - x_{ci} \cos \xi_{ci}) k_1 R_i + \sum_i (z_{gi} - x_{gi} \cos \xi_{gi}) (1 - k_1) R_i; \quad (2.9)$$

$$M_{Rz} = \sum_i (x_{ci} \cos \eta_{ci} - y_{ci}) k_1 R_i + \sum_i (x_{gi} \cos \eta_{gi} - y_{gi}) (1 - k_1) R_i,$$

где $\left\{ \begin{matrix} x_{ci}, y_{ci}, z_{ci} \\ x_{gi}, y_{gi}, z_{gi} \end{matrix} \right\}$ - проекции радиусов векторов $\bar{\rho}_{ci}$ и $\bar{\rho}_{gi}$ на оси Cx, Cy, Cz (с

учетом знаков в указанной системе координат);

$\bar{\rho}_{ci}$ - радиус-вектор точки пересечения линии действия вектора $k_1 \bar{R}_i$ с плоскостью среза i -го сопла; k_1 - доля тяги двигателя, равнодействующая которой приложена к срезу сопла;

$\bar{\rho}_{gi}$ - радиус-вектор точки пересечения линии действия вектора $(1 - k_1) \bar{R}_i$ с плоскостью переднего днища; $(1 - k_1)$ - доля тяги двигателя, равнодействующая которой приложена к переднему днищу; $\eta_{ci}, \eta_{gi}, \xi_{ci}, \xi_{gi}$ - углы между векторами, $k_1 \bar{R}_i$ и $(1 - k_1) \bar{R}_i$ на оси Cy и Cz , соответственно.

Следует отметить, что зависимости (2.6) – (2.9) справедливы и для случая однокамерного двигателя; проекции радиусов-векторов $\bar{\rho}_{ci}, \bar{\rho}_{gi}$, а также углы между векторами и осями связанной системы координат, характеризуют в этом случае не совпадение вектора тяги с продольной осью и наклон этого вектора относительно осей связанной системы координат.

Сила тяжести

Сила тяжести определяется по формуле

$$\bar{G} = m\bar{g} \quad (2.10)$$

или в проекциях на связанные оси координат

$$G_x = mg_x; G_y = mg_y; G_z = mg_z, \quad (2.11)$$

где m - масса грунтового реактивного пенетратора; g - ускорение свободного падения (силы тяжести на Луне $\sim 1,62 \text{ м/с}^2$).

Поскольку вектор \bar{G} проходит через центр масс реактивного пенетратора, то момент этой силы относительно центра масс равен нулю.

Управляющие силы

В случае необходимости изменение величины скорости центра масс реактивного пенетратора и ориентации его осей в пространстве при движении в лунном грунте могут использоваться различные органы управления, при отклонении которых от нейтрального положения возникают управляющие силы и моменты.

А. Управление величиной скорости центра масс.

Для обеспечения изменения скорости центра масс пенетратора, проникающего в лунный грунт, можно либо применять специальные тормозные устройства в виде выдвижных салазок, скользящих по скважине, либо регулировать тягу двигательной установки. Наиболее простым способом является регулирование тяги. В этом случае управляющая сила, направленная по оси C_x , равна изменению тяги двигателя, т.е.

$$P_{упр} = \delta R, \quad (2.12)$$

где δ - величина, характеризующая относительное изменение тяги; R - номинальная тяга двигателя.

В. Управление вращением вокруг осей C_y и C_z .

Управление вращением вокруг осей C_y и C_z может осуществляться различными средствами, например, газовыми рулями, поворотными соплами и двигателями, рассогласованием тяг двигателей, рефлекторами и т.д. Однако, во всех случаях силы и моменты, возникающие при отклонении этих органов управления, можно записать следующим образом:

$$\begin{aligned} \Delta x &= 0; & \Delta y &= R \sin \delta_\theta; \\ \Delta M_z &= -LR \sin \delta_\theta \end{aligned} \quad (2.13)$$

при вращении вокруг оси C_z и

$$\begin{aligned} \Delta x &= 0; & \Delta z &= R \sin \delta_\psi; \\ \Delta M_y &= LR \sin \delta_\psi \end{aligned} \quad (2.14)$$

при вращении вокруг оси C_y ,

где Δx , Δy , Δz , ΔM_y , ΔM_z - составляющие управляющих сил и моментов на связанные оси координат; L_p - расстояние от центра масс пенетратора до точки приложения управляющей силы, например, до центра давления газовых рулей; δ_θ , δ_ψ - угол поворота вокруг осей, параллельных осям Cz и Cy , соответственно. Ввиду малости углов δ_θ и δ_ψ обычно $\sin \delta_\theta = \delta_\theta$ и $\sin \delta_\psi = \delta_\psi$.

Следует отметить, что в выражениях для определения управляющих моментов при вращении вокруг осей Cz и Cy стоят разные знаки, поскольку в одном случае при положительном δ_θ возникает отрицательный момент, а в другом при положительном δ_ψ - положительный момент.

С. Управление вращением вокруг оси Cx .

Управление вращением вокруг оси Cx может осуществляться с помощью газовых рулей, поворотных двигателей или двигателей, установленных под некоторыми углами к продольной оси реактивного пенетратора, а также вспомогательными двигателями.

При отклонении органов управления на некоторый угол δ_y возникают сила и момент относительно оси Cx , которые могут быть определены по формуле:

$$\Delta x = 0; \quad \Delta M_x = Rl \sin \delta_y = Rl \delta_y, \quad (2.15)$$

где l расстояние между двумя поворотными двигателями, расположенными по обе стороны от оси Cx и отклонениями в разные стороны.

Силы Кориолиса

При вращении реактивного пенетратора вокруг центра масс и движении частиц горящего топлива (продуктов сгорания) относительно корпуса пенетратора возникают кориолисовы силы, главные векторы сил и моментов которых определяются формулами

$$\bar{F}_k = - \int_{\Sigma} V_k dm; \quad \bar{M}_k = - \int_{\Sigma} \bar{\rho} \int_{\Sigma} V_k dm \quad (2.16)$$

или в проекциях на связанные оси координат

$$F_{kx} = - 2\omega_y \int_{\Sigma} V_{отн z} dm + 2\omega_z \int_{\Sigma} V_{отн y} dm;$$

$$F_{ky} = -2\omega_z \int_{\Sigma} V_{omn\ x} dm + 2\omega_x \int_{\Sigma} V_{omn\ z} dm; \quad (2.17)$$

$$F_{kz} = -2\omega_x \int_{\Sigma} V_{omn\ y} dm + 2\omega_y \int_{\Sigma} V_{omn\ x} dm;$$

$$M_{kx} = -2\omega_x \int_{\Sigma} y_r V_{omn\ y} dm - 2\omega_x \int_{\Sigma} z_r V_{omn\ z} dm + 2\omega_y \int_{\Sigma} y_r V_{omn\ x} dm + 2\omega_z \int_{\Sigma} z_r V_{omn\ x} dm;$$

$$M_{ky} = -2\omega_y \int_{\Sigma} x_r V_{omn\ z} dm - 2\omega_y \int_{\Sigma} x_r V_{omn\ x} dm + 2\omega_z \int_{\Sigma} z_r V_{omn\ y} dm + 2\omega_x \int_{\Sigma} x_r V_{omn\ y} dm;$$

$$M_{kz} = -2\omega_z \int_{\Sigma} z_r V_{omn\ x} dm - 2\omega_z \int_{\Sigma} y_r V_{omn\ y} dm + 2\omega_x \int_{\Sigma} x_r V_{omn\ z} dm + 2\omega_y \int_{\Sigma} y_r V_{omn\ z} dm,$$

где $V_{omn\ x}$, $V_{omn\ y}$, $V_{omn\ z}$, x_r, y_r, z_r - проекции относительной скорости \bar{V}_{omn} и радиус – вектора $\bar{\rho}_r$ частицы на связанные оси координат, соответственно.

В том случае, когда движение продуктов сгорания осесимметрично

$$\int_{\Sigma} V_{omn\ y} dm = 0; \int_{\Sigma} V_{omn\ z} dm = 0;$$

$$\int_{\Sigma} V_{omn\ x} y_r dm = 0; \int_{\Sigma} z_r V_{omn\ x} = 0$$

и система уравнений (2.17) преобразуется к виду

$$F_{kx} = 0; F_{ky} = -2\omega_z \int_{\Sigma} V_{omn\ x} dm; F_{kz} = 2\omega_y \int_{\Sigma} V_{omn\ x} dm;$$

$$M_{kx} = -2\omega_x \int_{\Sigma} (y_r V_{omn\ y} + z_r V_{omn\ z}) dm;$$

$$M_{ky} = -2\omega_y \int_{\Sigma} (z_r V_{omn\ z} + x_r V_{omn\ x}) dm; \quad (2.18)$$

$$M_{kz} = -2\omega_z \int_{\Sigma} (x_r V_{omn\ x} + y_r V_{omn\ y}) dm.$$

Анализ работы двигательных установок твердого топлива показывает, что составляющие $\int_{\Sigma} y_r V_{omn\ y} dm$ и $\int_{\Sigma} z_r V_{omn\ z} dm$ пренебрежимо, малы, а моменты определяются значением интеграла $\int_{\Sigma} x_r V_{omn\ x} dm$, т.е. в этом случае с достаточной степенью точности можно записать

$$\begin{aligned}
F_{kx} &= 0; F_{ky} = -2\omega_z \int_{\Sigma} V_{отн\ x} dm; \\
F_{kz} &= 2\omega_y \int_{\Sigma} V_{отн\ x} dm; \\
M_{kx} &= 0; M_{ky} = -2\omega_y \int_{\Sigma} x_r V_{отн\ x} dm; \\
M_{kz} &= -2\omega_z \int_{\Sigma} V_{отн\ x} dm.
\end{aligned} \tag{2.19}$$

Следует отметить, что моменты кориолисовых сил от движения частиц к центру масс, являются раскачивающими моментами, поскольку в этом случае $x_r V_{отн\ x} < 0$, а моменты кориолисовых сил при движении частиц от центра масс направлены против вращения пенетратора $x_r V_{отн\ x} > 0$, т.е. являются демпфирующими. В том случае, когда двигательная установка расположена впереди центра масс пенетратора раскачивающие моменты больше демпфирующих и $M_{ky} > 0$; $M_{kz} > 0$, в случае совпадения центра масс ДУ и пенетратора эти моменты уравниваются, т.е. $M_{ky} = M_{kz} = 0$; в случае, когда ДУ расположена позади центра масс пенетратора демпфирующие моменты больше раскачивающих и $M_{ky} < 0$; $M_{kz} < 0$.

Силы, вызванные перемещением центра масс пенетратора относительно его корпуса

Силы, вызванные перемещением центра масс пенетратора относительно его корпуса, определяются следующим образом

$$\bar{F}_{\Pi} = m \dot{\bar{V}}_{Сотн} + 2m \bar{\omega} \bar{V}_{Сотн} \tag{2.20}$$

или в проекции на связанные оси координат

$$\begin{aligned}
F_{nx} &= m[\dot{V}_{C_x\ отн} + 2(\omega_y V_{C_z\ отн} - \omega_z V_{C_y\ отн})]; \\
F_{ny} &= m[\dot{V}_{C_y\ отн} + 2(\omega_z V_{C_x\ отн} - \omega_x V_{C_z\ отн})]; \\
F_{nz} &= m[\dot{V}_{C_{отн}} + 2(\omega_x V_{C_y\ отн} - \omega_y V_{C_x\ отн})],
\end{aligned} \tag{2.21}$$

где $V_{Cx \text{ отн}}$, $V_{Cy \text{ отн}}$, $V_{Cz \text{ отн}}$, $\dot{V}_{Cx \text{ отн}}$, $\dot{V}_{Cy \text{ отн}}$, $\dot{V}_{Cz \text{ отн}}$ – проекции относительной скорости и относительного ускорения центра масс на оси Cx , Cy , Cz .

Если течение продуктов сгорания в корпусе пенетратора, проникающего в грунт, осесимметричное, то уравнения (1.21) примут вид:

$$\begin{aligned} F_{nx} &= mV_{Cx \text{ отн}}; \\ F_{ny} &= 2mV_{Cx \text{ отн}}\omega_z; \\ F_{nz} &= 2mV_{Cx \text{ отн}}\omega_y. \end{aligned} \quad (2.22)$$

Силы, обусловленные взаимодействием реактивного пенетратора с грунтом

Для определения сил и моментов, действующих на реактивный пенетратор со стороны грунта, воспользуемся зависимостью $F = F_0 + A\dot{v} + Bv^2$ (1.1), позволяющей определить нормальные $dF_1 = \delta_n$ и касательные $dQ = \tau_n$ 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 ЛРП.

В этом случае выражения для сил и моментов запишутся в следующем виде:

$$\bar{F}_{cp} = \sum_{i=1}^n \int_{S_{K_i}} (\delta_n \bar{n}_i + \delta_\tau \bar{\tau}_i) dS_i; \quad (2.23)$$

$$\bar{M}_{cp} = - \sum_{i=1}^n \int_{S_{K_i}} \bar{\rho}_i (\delta_n \bar{n}_i + \delta_\tau \bar{\tau}_i) dS_i, \quad (2.24)$$

где \bar{n}_i , $\bar{\tau}_i$ – единичные векторы нормали и касательной в рассматриваемой точке i -ой поверхности; S_{K_i} – площадь контакта i -ой поверхности с грунтом; n – количество характерных поверхностей контакта пенетратора с грунтом (конус, оживал, цилиндр); ρ_i – радиус-вектор точки контакта пенетратора с грунтом.

В проекциях на связанные оси координат $Cxuz$ уравнения (2.23) и (2.24) запишутся в виде

$$F_{cpx} = \sum_{i=1}^n \int_{S_{K_i}} (\delta_n n_{xi} + \delta_\tau \tau_{xi}) dS_i;$$

$$F_{cpy} = \sum_{i=1}^n \int_{S_{K_i}} (\delta_n n_{yi} + \delta_\tau \tau_{yi}) dS_i; \quad (2.25)$$

$$F_{cpz} = \sum_{i=1}^n \int_{S_{K_i}} (\delta_n n_{zi} + \delta_\tau \tau_{zi}) dS_i,$$

$$M_{cpy} = \sum_{i=1}^n \int_{S_{K_i}} [\rho_{yi}(\delta_n n_{zi} + \delta_\tau \tau_{zi}) - \rho_{zi}(\delta_n n_{yi} + \delta_\tau \tau_{yi})] dS_i;$$

$$M_{cpz} = \sum_{i=1}^n \int_{S_{K_i}} [\rho_{zi}(\delta_n n_{xi} + \delta_\tau \tau_{xi}) - \rho_{xi}(\delta_n n_{zi} + \delta_\tau \tau_{zi})] dS_i; \quad (2.26)$$

$$M_{cpy} = \sum_{i=1}^n \int_{S_{K_i}} [\rho_{xi}(\delta_n n_{yi} + \delta_\tau \tau_{yi}) - \rho_{yi}(\delta_n n_{xi} + \delta_\tau \tau_{xi})] dS_i.$$

Приведенная запись сил и моментов (2.25) и (2.26) учитывает то обстоятельство, что контакт пенетратора с грунтом осуществляется не по всей поверхности, а именно: в тех точках поверхности, где выполняются условия контакта. Нормальные и касательные удельные сопротивления определяются по формулам:

$$\delta n = p - p_a; \quad \delta \tau = \mu_o(p - p_a), \quad (2.27)$$

в точках поверхности, где условия контакта не выполняются,

$$\delta n = \delta \tau = 0. \quad (2.28)$$

Использование условий контакта в указанном виде позволяет учитывать форму проникающего пенетратора через значения текущих радиусов-векторов характерных поверхностей dS_i , а также через значения проекций векторов нормали и касательной на оси связанной системы координат, которые для каждой из характерных поверхностей могут быть определены.

2.3. Проникание лунного реактивного пенетратора в грунт под некоторым углом

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 полета, угол атаки).

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

$$m\ddot{x} = F_x, m\ddot{y} = F_y, J\ddot{\varphi} = M, \quad (2.29)$$

где F_x, F_y - компоненты главного вектора сил, действующих на ЛРП, M - момент сил; φ - 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 2.2).

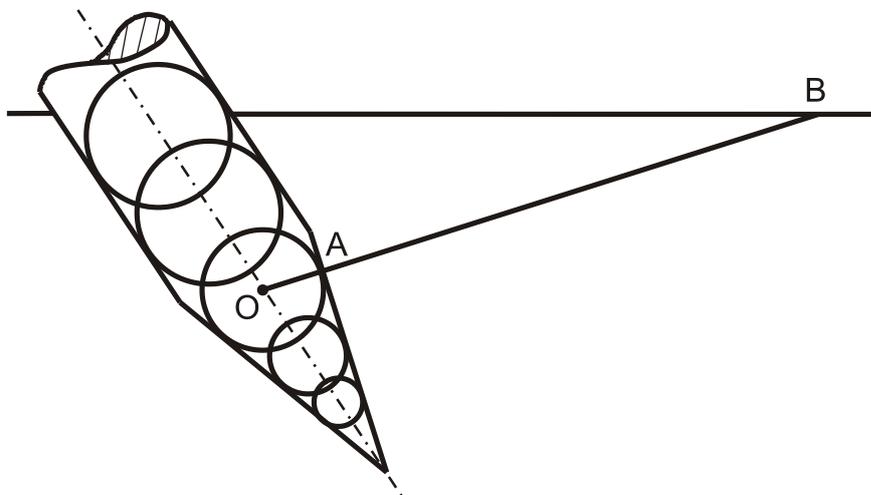


Рис 2.2. Проникание осесимметричного пенетратора под углом в грунт

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 (рис. 2.3), где OA -

расстояние от оси симметрии ударника до точки поверхности ударника, OB – расстояние от оси симметрии до свободной поверхности грунта.

Отрезок OB ортогонален боковой поверхности грунта. Таким образом, каждой точке боковой поверхности можно поставить в соответствие конечный полый шар или сферической полости в безграничной среде (в случае $OB \rightarrow \infty$). Для различных точек размеры шаров или полостей будут, вообще говоря, различными, т.е. давление на соответствующие точки поверхности ударника тоже будет различным. Главный вектор и главный момент сил, действующих на проникающий пенетратор, найдутся интегрированием давления по всей поверхности ударника. Известные на каком-либо шаге F и M позволяют проинтегрировать уравнения движения ударника и вычислить его положение, скорости (центра масс и угловую) на следующем шаге. Решение проводится вплоть до полной остановки пенетратора.

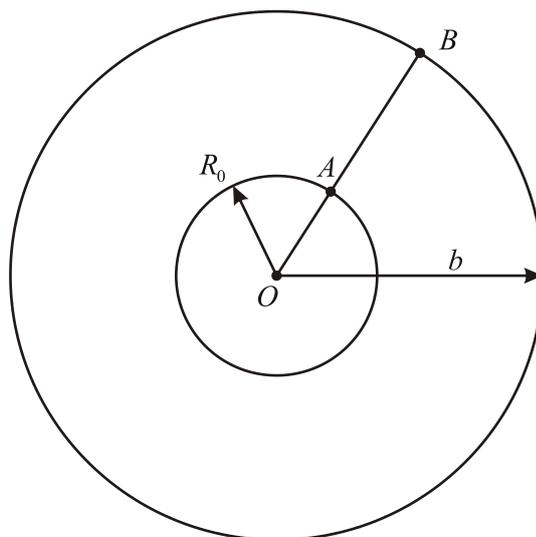


Рис. 2.3. Зона распространения деформации по сечению, перпендикулярному оси симметрии пенетратора

Численное интегрирование следует проводить с учетом следующих ограничений.

1. Необходимо следить за изменяющимся расстоянием от поверхности пенетратора до свободной поверхности грунта. Нужно учитывать искривление свободной поверхности, т.е. вычислить величину OB с учетом подъема свободной

поверхности, что нетрудно делать, имея в виду несжимаемость материала преграды.

2. В точках поверхности пенетратора, скорость которых направлена внутрь пенетратора (это возможно при его вращении в плоскости падения), давление берется нулевым, так как в этом случае отсутствует взаимодействие с грунтом.

Построим решение одномерной сферической задачи о расширении полости в несжимаемой упругопластической среде.

Уравнения движения и неразрывности в сферических координатах имеют вид:

$$\frac{\partial \sigma_k}{\partial k} + 2 \frac{\sigma_k - \sigma_\theta}{k} = \rho \left(\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial r} \right); \quad (2.30)$$

$$\frac{\partial u}{\partial r} + 2 \frac{u}{r} + \frac{1}{\rho} \left(\frac{\partial \rho}{\partial t} + u \frac{\partial \rho}{\partial r} \right) = 0.$$

В пластической области σ_r и σ_θ связаны условием пластичности Треска

$$\sigma_\theta - \sigma_r = 2\tau_s, \quad (2.31)$$

в упругой – выполняется закон Гука

$$H = \mu \Gamma, \quad (2.32)$$

где (H – максимальная касательное напряжение; Γ – главный сдвиг; μ – упругий модуль сдвига).

Объемные деформации отсутствуют как в пластической, так и в упругой области деформирования.

Граничные условия:

1. на границе, расширяющейся от нулевого радиуса полости, задается скорость (в случае безграничной среды $b \rightarrow \infty$)

$$U |_{r=R_0} = \bar{R}_0; \quad (2.33)$$

2. внешняя поверхность шара свободна от напряжений

$$\sigma_r |_{r=b} = 0 \quad (2.34)$$

(в случае безграничной среды $b \rightarrow \infty$);

3. на неизвестной упругопластической границе R_c выполняются условия непрерывности скоростей и напряжений

$$[u] = [\sigma_r] = [\sigma_\theta] = 0. \quad (2.35)$$

Начальное условие

$$R_0|_{t=0} = 0.$$

С учетом несжимаемости ($p = \text{const}$) уравнение неразрывности легко интегрируется:

$$u = \frac{\lambda(t)}{r^2}, \quad (2.36)$$

где $\lambda(t)$ в силу первого условия (2.35) одинакова для упругой и пластической областей и определяется с помощью (2.33):

$$\lambda(t) = R_0 R_0^2. \quad (2.37)$$

В пластической области уравнения движения с учетом (2.36) дают выражение

$$\sigma_r^p = 4\tau_s \ln r + \rho \left(-\frac{\lambda}{r} + \frac{1}{2} \cdot \frac{\lambda^2}{r^4} \right) + C(t), \quad (2.38)$$

где $C(t)$ — произвольная пока функция времени.

Перемещения w определяются из условия несжимаемости

$$r^3 = (r+w)^3 - R_0^3, \quad (2.39)$$

которые для упругой зоны ($w \ll r$) дают

$$w^e = \frac{1}{3} \frac{R_0^3}{r^2}. \quad (2.40)$$

Компоненты тензора деформаций при этом легко вычисляются:

$$\begin{aligned} \xi_r^e &= \frac{\partial w^e}{\partial r} = -\frac{2}{3} \frac{R_0^3}{r^3}; \\ \xi_\theta^e &= \frac{w^e}{r} = \frac{1}{3} \frac{R_0^3}{r^3}. \end{aligned} \quad (2.41)$$

Касательное напряжение

$$\frac{\sigma_{\theta}^e - \sigma_r^e}{2} = \mu(\varepsilon_{\theta}^e - \varepsilon_r^e) = \mu \frac{R_0^3}{r^3}, \quad (2.42)$$

подчиненное при $r = R_c$ условию пластичности, позволяет связать R_c с размером полости R_0 в виде:

$$R_c^3 = R_0^3 \cdot \frac{E}{3\tau_s} = R_0^3 \frac{\mu}{\tau_s}. \quad (2.43)$$

Напряжение τ_r^e с учетом интеграла (2.36) и граничного условия (2.34) принимает вид

$$\sigma_r^e = \frac{4}{3} \mu R_0^3 \left(\frac{1}{b^3} - \frac{1}{r^3} \right) + \rho \left[\lambda \left(\frac{1}{b} - \frac{1}{r} \right) + \frac{\lambda^2}{2} \left(\frac{1}{r^4} - \frac{1}{b^4} \right) \right], \quad (2.44)$$

где внешний радиус шара b определяется из условия несжимаемости

$$b^3 = b_0^3 + R_0^3 \quad (2.45)$$

(b_0 — начальный размер шара).

Условие непрерывности при $r = R_c$ позволяет найти последнюю неизвестную в задаче функцию $C(t)$, определить σ_k на границе расширяющейся полости и выписать

$$P = -\sigma_r^p \Big|_{r=R_0} = \frac{4}{3} \tau_s \left[1 + \ln \left(\frac{R_c}{R_0} \right)^3 \right] - \frac{4}{3} \tau_s \left(\frac{R_c}{b} \right)^3 + \rho \left[\lambda \left(\frac{1}{R_0} - \frac{1}{b} \right) - \frac{\lambda^2}{2} \left(\frac{1}{R_0^4} - \frac{1}{b^4} \right) \right]. \quad (2.46)$$

Следует подчеркнуть, что формула (2.46) справедлива для любых значений b . Если размер пластической зоны R_c превышает b , то в (2.46) следует положить $R_c = b$, что соответствует отсутствию зоны упругих деформаций. В случае безграничной среды ($b \rightarrow \infty$) формула (2.46) упрощается и приводится к виду

$$P = \frac{4}{3} \tau_s \left(1 + \ln \frac{\mu}{\tau_s} \right) + \left(\frac{3}{2} R^2 + \ddot{R}_0 R_0 \right). \quad (2.47)$$

Два первых слагаемых определяют влияние прочности на сопротивление прониканию и представляют собой статическую составляющую силы сопротивления. Вторая группа слагаемых обусловлена динамикой процесса. Из (2.47), в частности, видно, что скорость снаряда играет существенную роль в

определении силы сопротивления в том случае, если величины τ_s и ρR_0 близки по порядку. При очень больших скоростях, когда роль прочности преграды незначительна, сила сопротивления в основном определяется динамическими составляющими. Формула (2.47) позволяет, таким образом, расшифровать часть коэффициентов в эмпирическом законе для силы сопротивления

$$F = F_0 + A\dot{v} + Bv^2$$

и оценивать границы применения статической и динамической формулировок задачи проникания. Следует отметить, что предложенный метод определения давления на пенетратор позволяет рассчитать силу сопротивления при любом очертании носовой части ЛРП. Не представляет принципиальных затруднений определение давления на носовую часть в форме оживала.

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. На рис. 2.4 представлена схема расчета для трехслойной преграды.

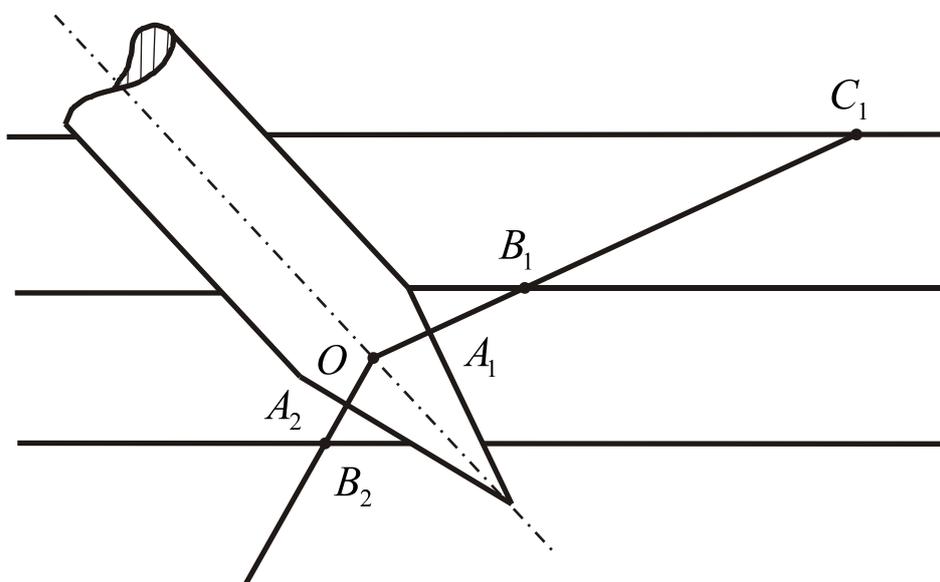


Рис. 2.4. Проникание пенетратора в трехслойную преграду

Пусть рассматривается шар, состоящий из слоев. Из условий несжимаемости и непрерывности скорости следует справедливость интеграла для всего шара.

В пластических зонах из условия движения при условии пластичности Треска находим напряжения

$$\sigma \frac{p}{rk} = 4\tau_{sk} \ln r - \rho_k \frac{\lambda}{r} + \rho_k \frac{\lambda^2}{2r^4} + C_k(t),$$

а в упругих зонах напряжения σ_{rk}^e имеют вид

$$\sigma_{rk}^e = -\frac{4}{3}\mu_k \frac{R_0^3}{r^3} - \rho_k \frac{\lambda}{r} + \rho_k \frac{\lambda^2}{2r^4} + g_k(t) (k=1, \dots, N),$$

где $C_k(t)$, $g_k(t)$ произвольные функции определяются из граничных условий и условий непрерывности σ_r , при переходе через границы раздела слоев и упругопластические границы. В силу того, что свойства слоев разные, в каждом из них, вообще говоря, может существовать упругопластическая граница R_{ck} .

$$R_{ck}^3 = \frac{\mu_k}{\tau_{sk}} R_0^3.$$

Так что в результате может получиться набор зон упругости и пластичности.

Условий непрерывности σ_r на R_k будет N штук (по числу слоев). Условия непрерывности σ_r на границах слоев вместе с граничным условием на внешней поверхности шара (или на бесконечности) доставят еще N условий. Совокупность $2N$ условий позволит определить $2N$ функций $C_k(t)$, $g_k(t)$ и вычислить искомое значение $\sigma_{rl}^p(R_0)$, т.е. напряжение на поверхности ударника в соответствующей точке.

При вычислении $\sigma_{rl}^p(R_0)$ необходимо следить, чтобы R_{ck} не выходили за границы слоев, в противном случае R_{ck} нужно полагать равным либо внутренней, либо внешней границе слоя, что отвечает отсутствию зон пластичности или упругости в соответствующем слое.

2.4. Обеспечение устойчивости движения лунного реактивного пенетратора в грунте

Теоретические и экспериментальные 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 формы тела, 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 кроме указанных выше факторов влияют и такие как величина тяги, ее эксцентриситет и возможность закрутки.

Так в работе [67] рассмотрен пример проникания по инерции пенетратора массой $M = 43,56 \text{ кг}$ и диаметром миделевого сечения $d = 152 \text{ мм}$ в грунт средней плотности, когда: угол между вектором скорости и продольной осью пенетратора $\theta = 45^\circ$, нутации $\delta = 5^\circ$, а прецессии $\nu = -90^\circ$; скорость встречи пенетратора с грунтом $V_c = 500 \text{ м/с}$; угловая скорость собственного вращения $\omega = 1270 \text{ м/с}$ и угловая скорость прецессии $\nu = 63 \text{ 1/с}$.

Расчет показал, что в случае внедрения пенетратора в грунт средней плотности угол ν оказывает влияние на его траекторию, приводя в одних случаях к рикошету, а в других, при прочих равных условиях, к заглублению в грунт. Влияние же этого угла на изменение величин сил и моментов незначительно.

Что касается угловой скорости прецессии, то в исследуемом диапазоне изменений ее влияние практически мало сказывается и на траектории и на силовых факторах. Угловая скорость собственного вращения пенетратора, хотя практически и не влияет на силовые факторы, все же сказывается на траектории и угловом положении пенетратора в грунте.

Оценка результатов расчета показывает, что углы между вектором скорости в момент встречи с грунтом и нормалью к ее поверхности в диапазоне обычных "нерикошетных" углов практически не сказывается на максимальных

значениях величин сил и моментов и что с уменьшением скорости соударения (встречи) пенетраторы имеют большую склонность к рекошетированию.

При проникании вглубь с увеличением плотности грунтов наблюдается уменьшение разворота пенетраторов, так как в этом случае они теряют основную часть кинетической энергии на начальной стадии проникания, когда их движение происходит со сравнительно малыми углами нутации.

Этим объясняется и то, что в более прочной преграде, чем грунт средней плотности, осевая составляющая силы сопротивления может значительно превышать ее боковую составляющую.

Использование приведенной выше модели позволяет получить полную информацию о траектории и пространственном положении реактивного пенетратора, действующих силах и моментах, угловой и линейной скоростях в любой момент его проникания.

В частности расчеты показывают (рис. 2.5-2.7), что а) углы между вектором скорости в момент входа пенетратора в грунт и его горизонтальной поверхностью в диапазоне $35 \dots 90^\circ$ практически не сказываются на максимальных значениях сил и моментов; б) угловая скорость собственного вращения сказывается на угловом положении реактивного пенетратора и его траектории; в) с увеличением прочности грунта наблюдается уменьшение ухода пенетратора от прямолинейного движения, что очевидно, связано с увеличением осевой составляющей силы сопротивления по сравнению с боковой составляющей; г) функционирование двигательной установки в процессе проникания пенетратора в грунт оказывает существенное влияние на устойчивость его движения, причем с увеличением тяги при заданных массово-габаритных характеристиках пенетратора траектория движения приближается к прямолинейной, что согласуется с проведенными экспериментальными исследованиями.

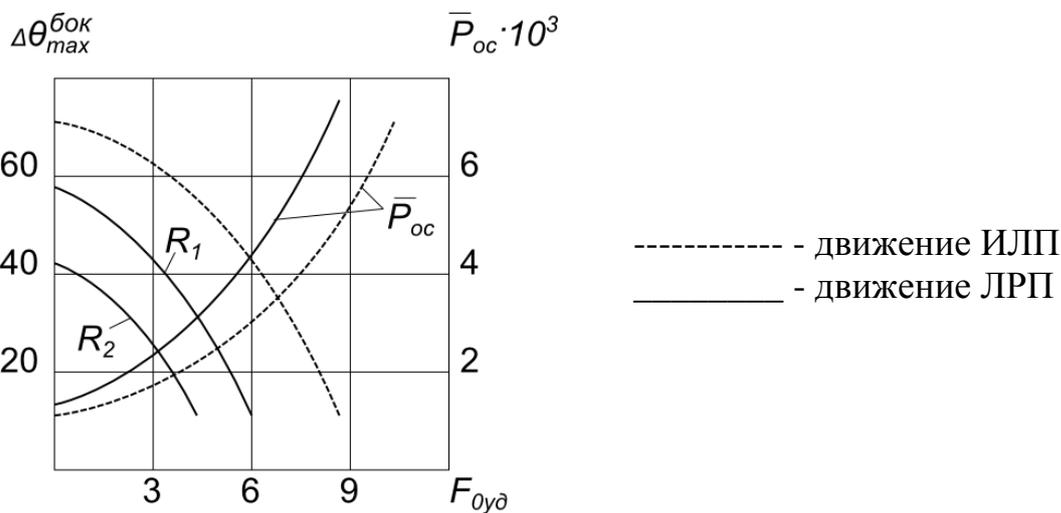


Рис. 2.5. Зависимость отклонение угла $\Delta\theta$ и осевого усилия $P_{ос}$ от статического сопротивления грунта $F_{оуд}$ для разных значений тяги двигателя ($R_2 < R_1$)

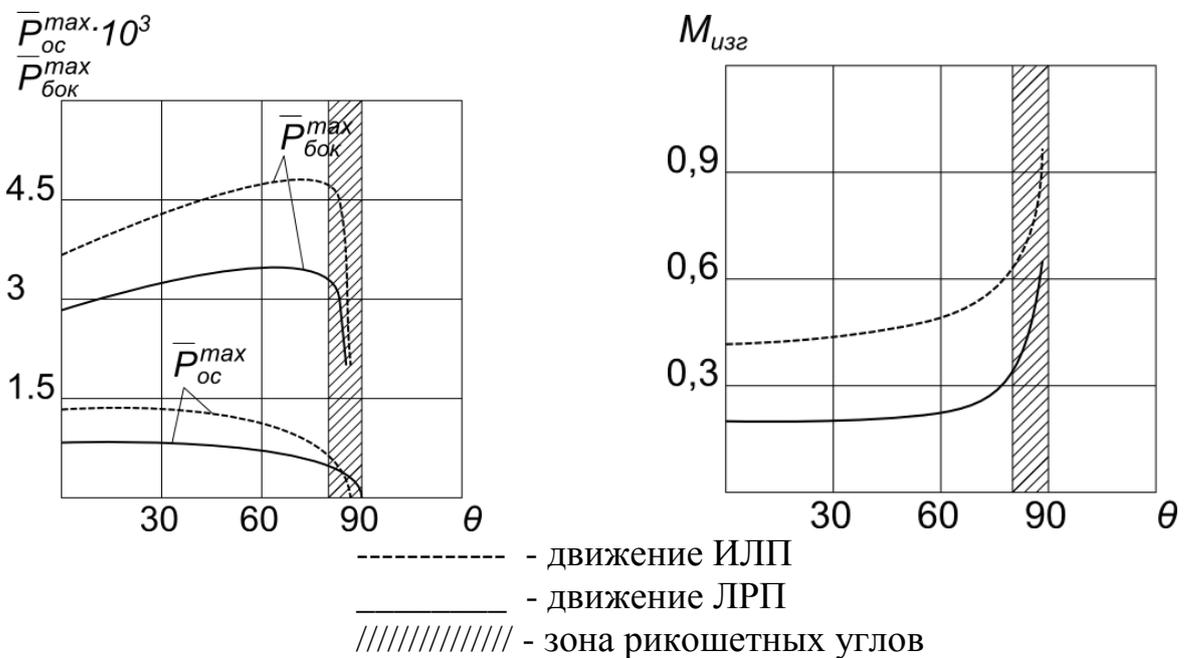


Рис. 2.6. Зависимость осевого и бокового усилия от угла входа penetrатора

Рис. 2.7. Зависимость изгибающего 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.

3. Формирование совокупности основных технических характеристик проектируемого многомодульного лунного реактивного пенетратора

3.1. Оценка эффективности применения многомодульного реактивного пенетратора для решения задач по исследованию подповерхностных слоев Луны

Формирование совокупности основных технических характеристик проектируемого лунного реактивного пенетратора осуществляется на основании решения задачи взаимодействия ЛРП с внешней средой с учетом реализации безаварийного функционирования в перспективных условиях изменившейся внешней среды при наличии применения других аналогичных систем. Это означает, что обоснование технических характеристик (ТХ) базируется на корректном выборе определенной их совокупности по какому-либо критерию, который удовлетворяет и будет удовлетворять через некоторый промежуток времени выполнение перспективных задач, в том числе и тех, которые количественно и качественно изменились в допустимых пределах.

Оценка роли и места проектируемого ЛРП в общей структуре применения с другими аналогичными образцами проводится методами исследования операций или теории эффективности. Здесь определяется целесообразность создания системы вообще и формируется ее общий облик. Наиболее типичен вариант, когда возникновение новой группы задач, которые не могут быть решены известными пенетраторами, приводит к необходимости разработки ЛРП на известном или новом принципе. Направленность результатов на этом этапе облегчит принятие решения к началу выполнения проектных работ, а не выдачу самого технического решения.

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.

При движении пенетратора в грунте основная доля всего запаса энергии идет на образование скважины, поэтому целесообразно в качестве критерия сравнительной оценки различных способов проникания выбрать процесс образования скважины, который полностью определяет параметры движения этого пенетратора в грунте с учетом параметров скважины, которые могут дать представление о затратах энергии на ее образование. К таким параметрам можно отнести объем скважины W_{ck}

$$W_{ck} = \frac{L_0 \pi D^2}{4}, \quad (3.1)$$

где D - наружный диаметр (калибр) пенетратора; L_0 - глубина скважины.

Минимальный расход энергии на образование скважины E_m

$$E_m = \frac{F_{y\partial 0} L_0 \pi D^2}{4}, \quad (3.2)$$

где $F_{y\partial 0}$ - удельное статическое сопротивление грунта.

Величина E_m характеризует величину затрат энергии на образование скважины при движении пенетратора на скоростях, близких к нулю, т.е. без дополнительных затрат на динамическое сопротивление.

Расход энергии на образование скважины при движении пенетратора со скоростью V

$$E_v = E_m \left(\frac{1}{L_0} \right) \int_0^{L_0} D_v dL, \quad (3.3)$$

где D_v - коэффициент динамичности, равный отношению динамического сопротивления грунта к статическому, т.е.

$$D_v = \frac{F_{vDv}}{F_{vD0}} = 1 + a\dot{V} + bV^2, \quad (3.4)$$

где F_{vDv} - удельное скоростное сопротивление грунта; a и b - теоретические или экспериментальные коэффициенты.

Исследования показывают [76,79], что наиболее выгодно в энергетическом отношении с учетом работы ДУ образовывать скважину со скоростями, соответствующими значению коэффициента динамичности $D_v = 2$.

С энергетической точки зрения пенетраторы, проникающие в грунт, характеризуют следующие параметры.

Полная масса пенетратора M_0 , которая во-первых, дает представление о его размерах и способности нести определенную полезную нагрузку; во-вторых, дает возможность оценить реальность доставки проникающего пенетратора в район применения определенным носителем.

Полный запас энергии пенетратора E_Σ , который позволяет оценить способность перемещения в грунте на некоторое расстояние L_0 , для пенетратора, движущегося в грунте по инерции, равен запасу кинетической энергии E_K накопленному им к моменту входа в грунт

$$E_\Sigma = E_K = \frac{M_0 V_{BX}^2}{2} . \quad (3.5)$$

Для грунтового реактивного пенетратора к кинетической энергии воздушного участка добавляется энергия топлива E_T

$$E_\Sigma = E_K + E_T = \frac{M_0 V_{BX}^2}{2} + \eta_i \eta_{II} M_T g , \quad (3.6)$$

где V_{BX} - скорость входа пенетратора в грунт;

$$\eta_{II} = \frac{\left(\frac{V}{c}\right)}{1 + \left(\frac{V}{c}\right)^2} - \text{полётный КПД};$$

$$\eta_i = 1 - \left(\frac{P_a}{P_K}\right)^{\frac{k-1}{k}} - \text{термический КПД ДУ};$$

k - коэффициент адиабаты продуктов сгорания топлива;

Q_T - теплота сгорания топлива;

M_T - масса топлива;

P_a, P_k - соответственно давление на срезе сопла ДУ и в ее камере сгорания;
 c - скорость звука в грунте.

Для оценки эффективности движения пенетраторов различного типа в одинаковых грунтах наиболее приемлемым критерием является удельное массовое объемобразование K_w , равное отношению объема скважины $W_{ск}$ к полной массе пенетратора M_0 т.е.

$$K_w = \frac{W_{ск}}{M_0} = \frac{\pi D^2 L_0}{4M_0}. \quad (3.7)$$

При проникании пенетраторов в грунты различной прочности для оценки эффективности движения можно использовать удельную массовую энергоотдачу K_E , определяемую соотношением

$$K_E = \frac{E_v}{M_0} = \left(\frac{D^2 F_{yD_0}}{4M_0} \right) \int_0^{L_0} D_v dL. \quad (3.8)$$

Так как для точного определения расхода энергии на образование скважины E_v требуется определение интеграла $\int_0^{L_0} D_v dL$ (для чего необходимо знание профиля скорости по траектории пенетратора в реголите), то иногда, в первом приближении, можно оценивать эффективность движения по величине минимальной удельной массовой энергоотдачи, равной

$$K_E^{\min} = \frac{E_{\min}}{M_0}. \quad (3.9)$$

Однако при выборе данного критерия следует сравнивать пенетраторы с одинаковой скоростью входа в грунт.

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 , т.е.

$$K_{эфф} = \frac{E_{\min}}{E_{\Sigma}}. \quad (3.10)$$

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

$$K_{эфф} = \frac{\pi D^2 F_{уд_0} L_0}{2 M_0 V_{BX}^2}; \quad (3.11)$$

б) для пенетратора с двигательной установкой

$$K_{эфф} = \frac{\pi D^2 F_{уд_0} L_0}{2 M_0 V_{BX}^2 + 4 \eta_t Q_t M_t}; \quad (3.12)$$

в) для взрывного бурения

$$K_{эфф} = \frac{\pi D^2 F_{уд_0} L_0}{2(M_0 - \omega_{BB})V_{BX}^2} = \frac{\sqrt{2} \eta_B \omega_{BB} Q_B}{M_0 - \omega_{BB}}, \quad (3.13)$$

где η_B – коэффициент полезного действия взрыва;

Q_B - энергетическая характеристика (теплота взрыва) взрывчатого вещества (ВВ); ω_{BB} - масса ВВ; M_0 - начальная масса установки взрывного бурения.

г) для газодинамического бурения

$$K_{эфф} = \frac{\pi D^2 F_{уд_0} L_0}{E_{уд}^{ГД}}, \quad (3.14)$$

где $E_{уд}^{ГД} = (5,45 \dots 13,83) * 10^6 \text{ Дж} / \text{м}$ - удельная энергия, затрачиваемая на бурение одного погонного метра скважины газодинамическим способом.

Сравнительный анализ параметров движения проникающих пенетраторов разных видов, а именно, инерционного и пенетратора с ДУ, проведем на следующем примере.

В качестве исходных данных выбраны следующие величины:

- 1) глубина проникания $L_0 = 100\text{ м}$;
- 2) грунт - суглинок с параметрами удельного лобового сопротивления $F_{\text{уд0}} = 6,0\text{ М}_{\text{ПН}}$;
- 3) плотностью $\rho_0 = 1750\text{ кг/ м}$;
- 4) масса полезной нагрузки $M_{\text{ПН}} = 100\text{ кг}$;
- 5) калибр $D = 400\text{ мм}$;
- 6) допустимая осевая перегрузка $n_x = -1200$;
- 7) вход пенетратора в грунт - вертикальный.

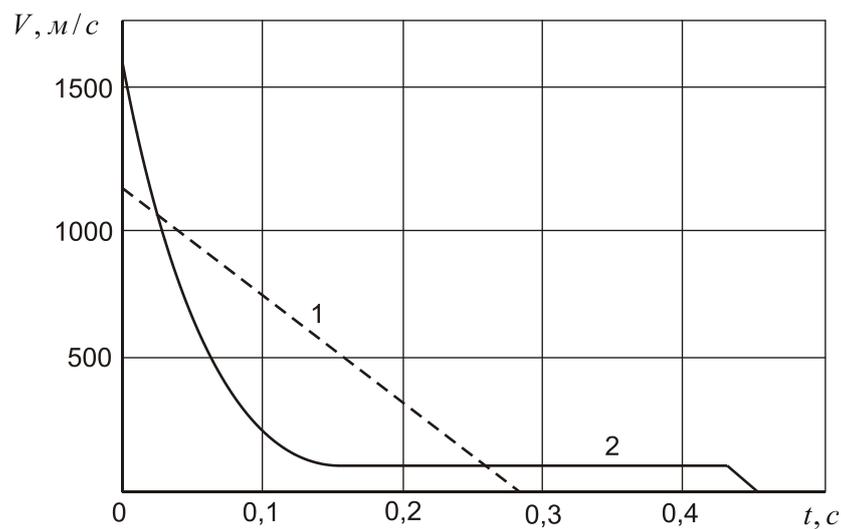
При расчете были приняты следующие характеристики конструкции пенетратора и двигательной установки:

- 1) материал конструкции - сталь с пределом прочности $\sigma_B = 1000\text{ МПа}$; 2) коэффициент запаса прочности $f = 1,3$; 3) марка топлива с параметрами $\rho_T = 1600\text{ кг/м}^3$, $I_{\text{ед}} = 2300\frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{кг}}$, $Q_T = 3990\frac{\text{Дж}}{\text{кг}}$, $K = 1,25$.

Полученные расчетом характеристики пенетраторов приведены в табл. 3.1. На рис. 3.1. представлены зависимости изменения скорости движения пенетраторов по времени и траектории.

Анализ зависимостей показывают:

- а) $V = f(t)$ 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);



а)

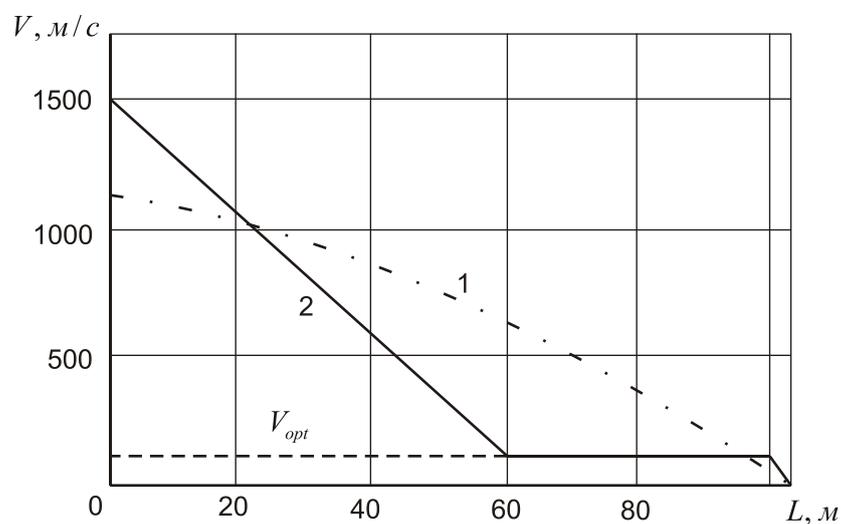


Рис. 3.1 Зависимость скорости движения от времени (а) и скорости движения от глубины проникания (б):

1 – инерционный проникающий пенетратор;

2 – лунный реактивный пенетратор

б) $V = f(L)$, что 90% пути инерционный пенетратор движется со скоростью значительно большей оптимальной скорости движения $V_{opt} = 100 \text{ м/с}$, а пенетратор с ДУ 40% пути движется с оптимальной скоростью и, следовательно, процесс проникания в этом случае организован более эффективно.

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

Таблица 3.1

№ П/П	Характеристика	Инерционный пенетратор	Пенетратор с ДУ
1.	Масса полная, M_0 , кг	3760	800
2.	Масса конструкции, M_K , кг	3660	424
3.	Масса топлива, M_T , кг	—	276
4.	Калибр, D , м	0,04	0,04
5.	Угол заострения, L , град	10	20
6.	Длина цилиндрической обечайки, l , м	0,16	0,22
7.	Длина полная, L , м	0,388	0,324
8.	Удлинение, λ	9,7	8,1
9.	Скорость входа в грунт, $V_{ВХ}$, м/с	1100	1500
10.	Время движения в грунте, $t_{ГР}$, с	0,282	0,444
11.	Время работы ДУ, T , с	—	0,42
12.	Тяга ДУ, R , кН	—	14,8
13.	Давление в КС, P_K МПа	—	47
14.	Давление на срезе сопла, P_A , МПа	—	32
15.	Средняя скорость движения, $V_{ср}$,	356	226
16.	Средняя перегрузка, n_x^{cp}	-395	-340
17.	Критерий-Победоносцева, α	—	300
18.	Плотность заряжения, Δ , кг/дм ³	—	1,3
19.	Тип заряда	—	телескопический
20.	Термический КПД ДУ	—	0,42
21.	Тип ДУ	—	РДТТ
22.	Максимальная перегрузка, n_x^{max}	-1200	-1200

Приведенные результаты расчетов позволяют провести анализ эффективности движения и сделать некоторые выводы. Поскольку все расчеты проводились для пенетраторов двух типов при равенстве максимальной перегрузки и параметров грунта, то анализ эффективности использования целесообразно проводить по трем критериям: удельному массовому объем-образованию K_w , удельной массовой энергоотдаче K_E , критерию эффективности движения $K_{эфф}$.

Значения критериев K_w , K_E и $K_{эфф}$ представлены в табл. 3.2.

Интеграл $\int_0^{L_0} D_v dL$ определялся графическим интегрированием профиля скорости $V = f(t)$, полученного при расчете параметров с учетом зависимости

$D_v = \left(\frac{V}{V_{opt}} \right)^2 + 1$, где V_{opt} – оптимальная скорость движения при $D_v = 2$, равная для данного грунта $V_{opt} = 100 \text{ м/с}$.

Таблица 3.2

Значение критериев эффективности движения инерционного пенетратора и пенетратора с двигателем

N п/п	Критерий эффективности	Значения параметра		Соотношение (ЛА с ДУ)/ (ИЛА)
		Инерционный ЛА (ИЛА)	ЛА с ДУ	
1.	Удельное массовое объемообразование, K_w	0,00334 $\text{м}^3/\text{кг}$	0,0157 $\text{м}^3/\text{кг}$	4,7
2.	Удельная массовая э нергоотдача, K_E	2,01-10 ⁵ $\text{дж}/\text{кг}$	5,76-10 ⁵ $\text{дж}/\text{кг}$	2,86
3.	Критерии эфф. движ, $K_{эфф}$	7,35%	16,4%	2,22

Таким образом, пенетратор с ДУ по всем критериям значительно превосходит инерционный пенетратор, что объясняется, во-первых, наличием большого запаса потенциальной энергии, заключенной в топливе ДУ, и во-вторых, тем, что он большее время по сравнению с инерционным пенетратором движется с меньшей скоростью (даже несмотря на большую скорость входа $V_{вх}$), и около 40% пути проходит с оптимальной скоростью.

3.2. Влияние особенностей функционирования двигателя в грунте на процесс проникания многомодульного лунного реактивного пенетратора

Существенной особенностью работы РДТТ ЛРП является следующее обстоятельство. На активном участке траектории продукты сгорания РДТТ истекают в скважину, образуя ее 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_{ED} .

Очевидно, что для правильного выбора оптимальных параметров РДТТ и всего пенетратора в целом необходимо оценить степень влияния процесса истечения продуктов сгорания в скважину при движении ЛРП на активном участке траектории на рабочие характеристики РДТТ.

Г.Н. Абрамовичем [1] получено аналитическое решение изменения параметров газового потока по длине трубы заданной длины, которое хорошо согласуется с экспериментальными исследованиями Батсона и Бертина для истечения газового потока в трубу небольшого удлинения ($\lambda \leq 8$). Однако в этих работах канал имеет постоянную длину; постоянны также параметры газа на входе в канал, а также не учитывается теплообмен в канале, хотя в работе указывается, что теплообмен существенно изменяет характер течения в канале, особенно при нестационарных условиях.

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

На рис. 3.2 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.

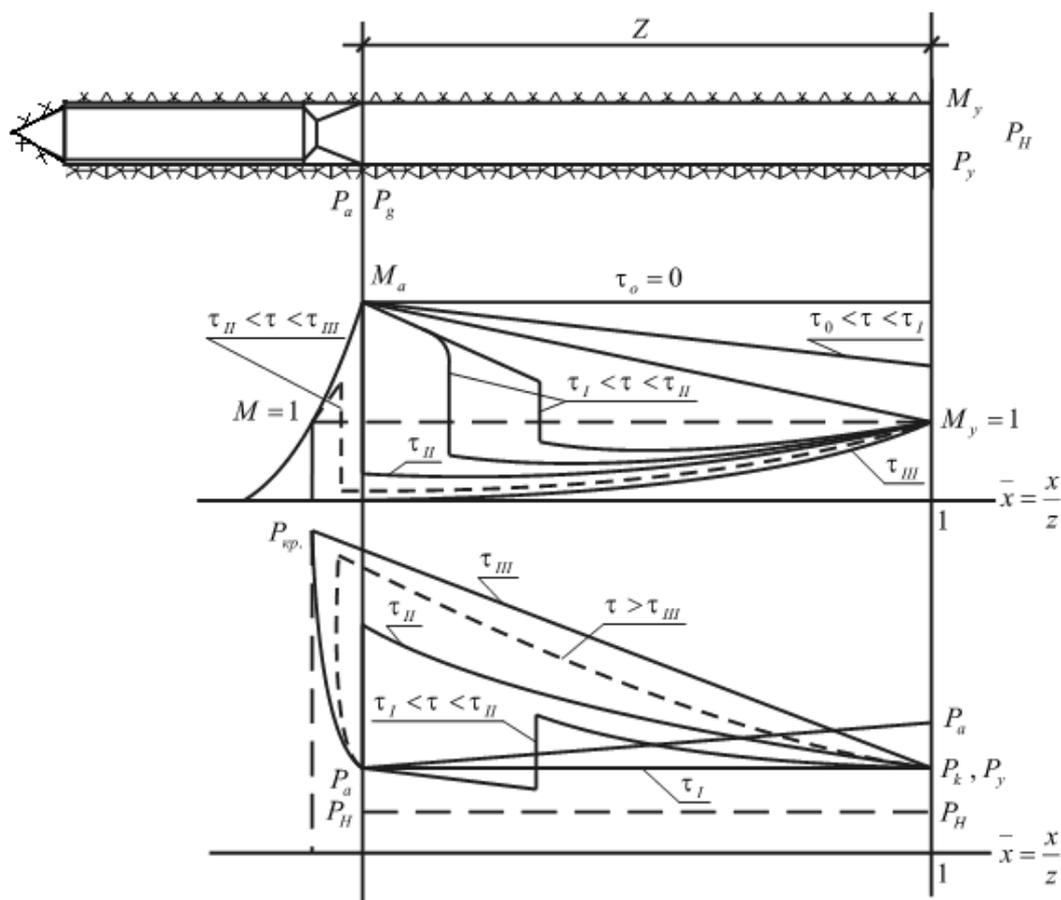


Рис. 3.2. Схема движения ЛРП на активном участке 1

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.

Качественный анализ распределения статического давления по длине скважины позволяет сделать вывод о том, что при движении ЛРП на активном участке траектории с первым и вторым режимами течения ($0 < \tau_I < \tau_{II}$) условие свободного истечения газов из сопла сохраняется полностью, т.е. скорость истечения и статическое давление на срезе сопла p_a остаются постоянными (см. зависимость $p = f(\bar{x})$ на рис. 3.2). Этот факт подтверждается и экспериментальными исследованиями.

Следовательно, если определить длину скважины в момент окончания второго режима течения x_2 , то на всем этом участке траектории можно принять условие

$$I_{ED} = const .$$

Получим зависимости, позволяющие определить длину x_2 . Рассмотрим вначале случай движения ЛРП при втором режиме течения газов в скважине с трением, без теплообмена со стенками. Примем следующие допущения.

1. ЛРП движется равномерно со скоростью V .
2. Параметры потока на срезе сопла постоянны, т.е. $M_{сек} = const$; $C = const$; $p_a = const$; a_0 – скорость звука в газовом потоке.
3. Температура торможения газового потока постоянна (теплообмен отсутствует), т.е. $T^* = const$.
4. Коэффициент трения ξ потока о стенки скважины не зависит от числа M потока как на сверхзвуковом, так и на дозвуковом участках течения, т.е. $\xi = const$.

Так как температура торможения в потоке постоянна ($T^* = const$), то можно при расчетах перейти от числа Маха M к безразмерным скоростям $\lambda_a = f(M_a)$; $M_y = \lambda_y = 1$. Тогда движение газа в скважине без учета теплообмена описывается

$$\left(\frac{1}{\lambda^2} - 1\right) \frac{d\lambda}{\lambda} = \frac{k}{k+1} \xi \frac{dx}{D}, \quad (3.15)$$

где x – координата; D – диаметр скважины; k – показатель адиабаты; $\lambda = \frac{V}{a_{кр}}$ – коэффициент скорости; V – скорость газового потока; $a_{кр} = \sqrt{\frac{2kRT^*}{R+1}}$ – скорость звука; ξ – коэффициент трения; T^* – температура торможения; R – газовая постоянная.

Поскольку выступы шероховатости в скважине покрываются ламинарным подслоем, т.е. скважину можно считать технически гладкой трубой для турбулентного потока несжимаемой жидкости $\xi = 0,0032 + \frac{0,221}{Re^{0,237}}$, где $Re = \frac{\rho VD}{\mu}$ – критерий Рейнольдса.

Для скважины постоянного сечения $\rho V = const$ и Re по длине скважины изменяется незначительно, т.е. $Re = const$ и $\xi = const$.

В этом случае уравнение (3.15) интегрируется в квадратах

$$\frac{1}{\lambda_1^2} - \frac{1}{\lambda_2^2} \ln \frac{\lambda_2^2}{\lambda_1^2} = \frac{2k}{k+1} \xi \frac{x_2}{D}, \quad (3.16)$$

где λ_1 – значение коэффициента скорости на срезе сопла при $x = 0$; λ_2 – значение коэффициента скорости в произвольном сечении $x = x_2$.

Если ввести функцию $\varphi(\lambda) = \frac{1}{\lambda^2} + 2 \ln \lambda$ и назвать безразмерную величину, находящуюся в правой части уравнения (3.16) $\frac{2k}{k+1} \xi \frac{x_2}{D} = \chi$ приведенной длиной скважины, то можно (3.16) записать в виде

$$\varphi(\lambda_1) - \varphi(\lambda_2) = \chi. \quad (3.17)$$

Анализ функции $\varphi(\lambda)$ показывает (рис. 3.3), что она имеет минимум при $\lambda = 1$, равный $\varphi(\lambda) = 1$.

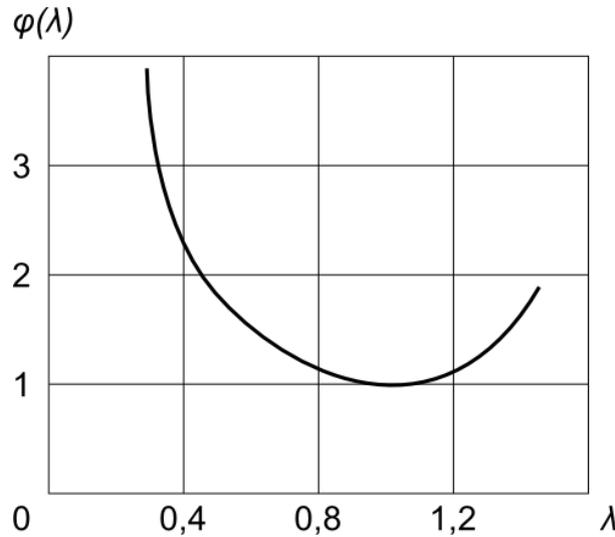


Рис. 3.3. Зависимость функции $\varphi(\lambda)$ от безразмерной скорости потока λ

Поэтому при заданном значении λ_1 величина разности в левой части уравнения (3.17), а следовательно, и приведенная длина скважины не могут быть больше некоторой критической величины, определяемой из условия $\lambda_2 = 1$

$$\chi_{кр} = \varphi(\lambda_1) - 1. \quad (3.18)$$

Таким образом, при заданной сверхзвуковой начальной скорости $\lambda_1 = 1$, если приведенная длина меньше критической ($\chi < \chi_{кр}$), то в конце скважины течение сверхзвуковое (первый режим течения газового потока); если ($\chi = \chi_{кр}$), то скорость в конце скважины равна критической ($\lambda_2 = 1$) (конец первого режима течения газового потока и начало второго режима); если ($\chi > \chi_{кр}$), то плавное торможение потока по всей скважине невозможно и в некотором сечении скважины произойдет скачок уплотнения, за которым устанавливается ускоренное дозвуковое течение (второй режим течения газового потока).

Положение этого скачка уплотнения можно определить следующим образом. Для простоты допустим, что скачок уплотнения прямой, тогда коэффициент скорости до скачка и после скачка связаны соотношением [4]

$$\lambda_1' \lambda_1'' = 1. \quad (3.19)$$

Тогда

$$\varphi(\lambda_1) - \varphi(\lambda'_1) = \chi_{ск} \quad (3.20)$$

и

$$\varphi(\lambda''_1) - \varphi(\lambda_2) = \chi - \chi_{ск}, \quad (3.21)$$

где $\chi_{ск}$ – расстояние от среза сопла до скачка уплотнения; $\chi - \chi_{ск}$ – расстояние от скачка уплотнения до устья скважины.

Учитывая то, что $\lambda_1 = \lambda_a$, $\lambda_2 = \lambda_y$ и $\lambda''_1 = \frac{1}{\lambda'_1}$ из (3.19) и, решая совместно уравнения (3.20) и (3.21) с двумя неизвестными $\chi_{ск}$, λ'_1 , будем иметь положение скачка уплотнения

$$\varphi(\lambda_a) - \varphi(\lambda'_1) = \chi_{ск}; \quad (3.22)$$

$$\varphi\left(\frac{1}{\lambda'_1}\right) - \varphi(\lambda_y) = \chi - \chi_{ск} \quad (3.23)$$

или

$$\Phi(\lambda'_1) = \chi - \varphi(\lambda_a) + \varphi(\lambda_y), \quad (3.24)$$

где $\Phi(\lambda'_1) = \varphi\left(\frac{1}{\lambda'_1}\right) - \varphi(\lambda'_1)$.

Очевидно, что по мере углубления ЛРП растет и функция $\varphi(\lambda'_1)$, а значит и λ'_1 , что приводит к приближению скачка к срезу сопла. Наконец наступает момент, когда скачок «садится» на срез сопла, и по всему каналу скважины имеет место дозвуковое течение газового потока.

Расстояние, на котором происходит описанное явление, можно определить исходя из зависимости (3.17) с учетом того, что $\lambda''_1 = \frac{1}{\lambda'_1}$ и $\lambda_2 = \lambda_y = 1$

$$\chi = \varphi\left(\frac{1}{\lambda_a}\right) - \varphi(\lambda_y); \quad (3.25)$$

$$\bar{Z}_2 = \frac{x_2}{D} = \frac{K+1}{2K\xi} \left[\varphi\left(\frac{1}{\lambda_a}\right) - 1 \right]. \quad (3.26)$$

Если учесть, что начало 2 режима наступает при заглублении ЛРП на расстоянии, равном

$$\bar{Z}_1 = \frac{x_1}{D} = \frac{K+1}{2K\xi} [\varphi(\lambda_a) - \lambda], \quad (3.27)$$

то, очевидно, что отношение длин участков траектории с 1 по 2 режим течений потока, равно

$$\frac{\bar{Z}_2}{\bar{Z}_1} = \frac{x_2}{x_1} = \frac{\varphi\left(\frac{1}{\lambda_a}\right) - 1}{\varphi(\lambda_a) - 1}.$$

На рис. 3.4 приведена зависимость отношения $\frac{x_2}{x_1}$ от безразмерной скорости на срезе сопла λ_a . Зависимость имеет ярко выраженный линейный характер на отрезке $1 < \lambda_a < 3$ и может быть аппроксимирована формулой вида

$$\frac{x_2}{x_1} = K_1 \lambda_a + K_2, \quad (3.28)$$

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

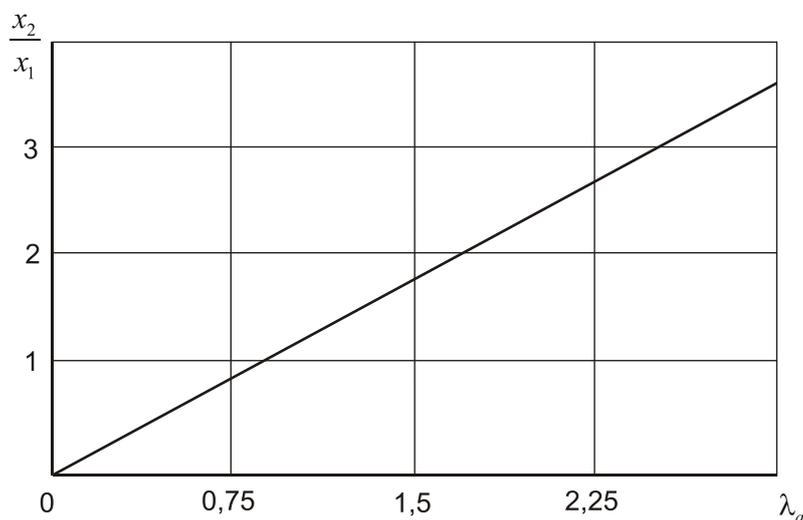


Рис. 3.4. Зависимость отношения $\frac{x_2}{x_1}$ от безразмерной скорости на срезе сопла

Следовательно, для конкретного случая при известной безразмерной скорости истечения λ_a отношение $\frac{x_2}{x_1}$ легко определить по зависимости (3.28).

Длина сверхзвукового (первого) участка течения x , определяется по зависимости (3.27) и равна

$$x_1 = D \frac{k+1}{2k\xi} [\varphi(\lambda_a) - \lambda] . \quad (3.29)$$

Откуда относительная дальность $\bar{Z}_2 = \frac{x_2}{D}$ равна

$$\bar{Z}_2 = \frac{K+1}{2K\xi} (K_1 \lambda_a + K_2) \left[\frac{1 + 2\lambda_a^2 \ln \lambda_a}{\lambda_a^2} - 1 \right] . \quad (3.30)$$

На рис. 3.5 представлена зависимость относительной длины участка со вторым режимом течения от величины коэффициента трения и безразмерной скорости на срезе λ_a . При расчете принималось $k = 1,25$.

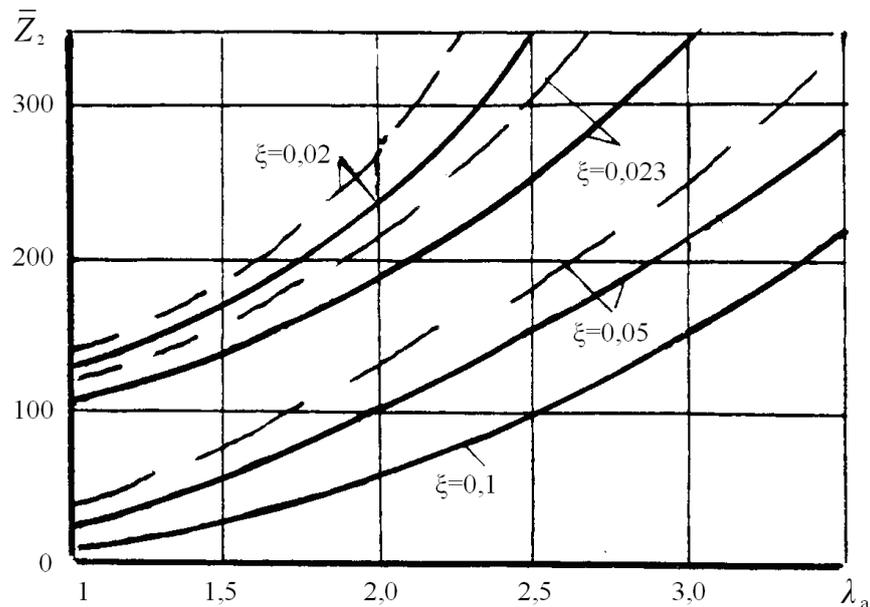


Рис. 3.5. Зависимость относительной длины участка от коэффициента трения и безмерной скорости

- - 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 (до формулы 3.21) 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.

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

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.

Экспериментальные исследования показывают, что в напряженном состоянии изменяется скорость разрушения конденсированной фазы твердого топлива, происходит диспергирование твердых микрочастиц с поверхности в газовую фазу, и скорость горения увеличивается.

Это увеличение можно учитывать с помощью поправочного множителя, который зависит от деформации и вводится в закон скорости горения

$$K_{\Delta} = 1 + \eta \Delta^{\omega}, \quad (3.31)$$

где η , ω – величины, полученные экспериментальным путем;

Δ – деформация удлинения.

Следует помнить, что максимальное значение скорости горения происходит в том случае, когда вектор ускорения направлен вглубь заряда по нормали к поверхности горения топлива.

Высокая тяговооруженность ЛРП при сравнительно небольших диаметрах пенетратора и ограниченной скорости горения топлива требует создания РДТТ большого удлинения и применение топливных зарядов большой длины. В условиях интенсивных перегрузок происходит заметное оползание массы топлива таких зарядов, что приводит к изменению проходных сечений газового тракта двигателя. Особенно характерно такое явление для двигателей, работающих на смесевых топливах.

Осевое напряжение, действующее на заряд в первом приближении, может быть определено следующим образом

$$\sigma_x = \Delta p_k + \rho_T l_3 n_x g, \quad (3.32)$$

где Δp_k – перепад давления на торцах заряда; ρ_m – плотность топлива; n_x – перегрузка, действующая на заряд; g – ускорение свободного падения.

Площадь поперечного сечения заряда S_m может быть определена как

$$S_T = S_T'' [1 + 2\alpha(T_0 - T_N)] \left(1 + \frac{2\mu\sigma_x}{E} \right), \quad (3.33)$$

где S_T'' – номинальная площадь поперечного сечения заряда; T_0 – начальная температура заряда; $T_N = 293^\circ K$ – стандартная температура заряда; $\alpha = 0,0002 \frac{1}{K}$ – коэффициент линейного термического расширения топлива; μ – коэффициент Пуассона ($\mu = 0,4$); E – модуль упругости.

Уменьшение свободного прохода камеры сгорания РДТТ приводит к увеличению скорости движения газового потока вдоль горячей поверхности топлива, что эквивалентно повышению критерия Победоносцева \aleph .

Функционирование двигателя происходит в условиях развитого эрозионного горения, что сказывается на увеличении скорости горения заряда.

Коэффициент эрозии для значения $\aleph \leq 300$ определяется с помощью зависимости

$$f_s(\aleph) = 1 + 0,0032(\aleph - 100). \quad (3.34)$$

В том случае, когда $\aleph > 300$ коэффициент эрозии находится по методу Уимпресса, для чего вычисляется $g(\lambda) = \frac{F_{кр}}{F_{км} - F_T}$ и по таблице газодинамических функций находится λ . Далее, пользуясь табл. 3.3, по значению λ определяется $f_s(\lambda)$.

Таблица 3.3

λ	0	0,2	0,4	0,6	0,8	0,9	1,0
$f_s(\lambda)$	1,0	1,00	1,06	1,12	1,15	1,16	1,17

Для вычисления эрозионного пика давления p_{max} целесообразно пользоваться эмпирической зависимостью

$$\frac{p_{max}}{p_k} = 1 + 0,45(0,58 \cdot 10^{-2} \aleph)^2. \quad (3.36)$$

Неучет влияния эрозионного горения приводит к разрушению камеры РДТТ.

При действии интенсивных перегрузок на заряд твердого топлива в нем могут образовываться трещины, что может привести к увеличению поверхности горения (газоприхода) и повышению давления в камере сгорания.

Однако экспериментальным путем установлено, что существует некоторая минимальная ширина трещины, ниже которой пламя вглубь щели не распространяется. Эта минимальная ширина обычно больше 25 мм, она зависит от давления и начальной температуры заряда, его состава и скорости горения. С ростом давления и скорости горения минимальная ширина щели убывает. С увеличением диаметра частиц окислителя твердого топлива минимальная ширина увеличивается, а с увеличением его процентного содержания – уменьшается.

3.3. Расчетная модель для оценки прочности конструкции многомодульного лунного реактивного пенетратора

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.

Главнейшими динамическими характеристиками конструкции являются собственные частоты (или периоды собственных колебаний) и формы колебаний. Если нагрузка нарастает или вообще претерпевает изменение в течении времени не превышающего два-три периода свободных колебаний, то такая нагрузка по отношению к конструкции может динамической и быстро изменяющейся.

Если продолжительность изменения нагрузки велика и превышает три-пять периодов свободных колебаний, то влияние такой нагрузки близко к статическому. Отсюда следует первостепенное значение определения низших частот свободных колебаний, поскольку продолжительность изменения нагрузки, соизмеримая с периодом первого – второго тонов, оказывается значительно больше периодов колебаний высших тонов.

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 должна быть разработана адекватная математическая модель, которая, с одной стороны, должна быть достаточно точной а с другой - достаточно простой.

Для нерегулярных составных тонкостенных конструкций обычно приходится использовать различные расчетные модели для отдельных частей. В

этих случаях уравнения колебаний конструкции для упрощения стыковки ее частей удобно составлять в обобщенных координатах, как для системы с конечным числом степеней свободы.

При выборе обобщенных координат для сложной конструкции необходимо стремиться к тому, чтобы можно было описать ее колебания в определенном диапазоне частот с требуемой технической точностью при минимальном числе степеней свободы. Последнее нужно для уменьшения трудоемкости расчетов, особенно в случае, когда колебания сложной конструкции рассматриваются в целом.

В большинстве случаев колебания конструкций ЛА рассматриваются в линейной постановке, для чего конструкция считается линейно-упругой, а колебания малыми. На этапе построения уравнений колебаний конструкции обычно учитываются только упругие, инерционные и внешние силы (последние - в общей форме). При составлении уравнений колебаний в обобщенных координатах по методу Лагранжа эти силы учитываются соответственно в выражениях потенциальной энергии, кинетической энергии и вариации работы внешних сил.

При этом в общем случае внешние нагрузки могут содержать как известные составляющие, так и неизвестные реакции взаимодействия с другими системами или средами. Неизвестные реакции могут зависеть от обобщенных координат, скоростей и ускорений.

Примем следующие допущения:

1. При подходе к границе раздела двух сред пенетратор движется прямолинейно и равномерно.

2. Конструкция пенетратора представляется системой отсеков (цилиндрических оболочек) с упруго и жестко присоединенными массами. Отсеки соединяются друг с другом по торцам через шпангоуты. При составлении расчетной модели цилиндрическая оболочка приводится к эквивалентному стержню, работающему на растяжение-сжатие.

3. Конструкция при ударе не теряет устойчивости.

4. Не учитывается внутреннее трение в материале, для которого справедлив закон Гука. Сила, которая действует на погружающийся в грунт пенетратор, не настолько велика, чтобы на рассматриваемой стадии вызвать в металле конструкции пластическую деформацию.

5. Рассматривается случай нормального к поверхности раздела среды удара носком.

Здесь рассмотрим способ составления уравнений продольных колебаний корпуса на основе стержневой расчетной модели по методу конечных элементов, принимая в качестве конечных элементов отсеки корпуса. Каждый отсек рассматривается в своей местной системе координат. В сечении m крепится масса M_m , амортизированная пружиной жесткости k_m с усилием предварительного поджатия R_0 .

Вид расчетной схемы устройства определяется особенностями конструкции. В частности, для определения прочностных параметров можно воспользоваться схемой, представленной на рис. 3.6, которая включает в себя ступенчатый стержень, состоящий из участков 1, 3, 4. В пределах каждого участка материал однороден и площадь поперечного сечения постоянна. В сечении $x = l_2$ ступенчатого стержня жестко крепится стержень 2. Сосредоточенные массы M_1 , M_2 , M_3 , M_5 крепятся жестко, а M_4 - упруго.

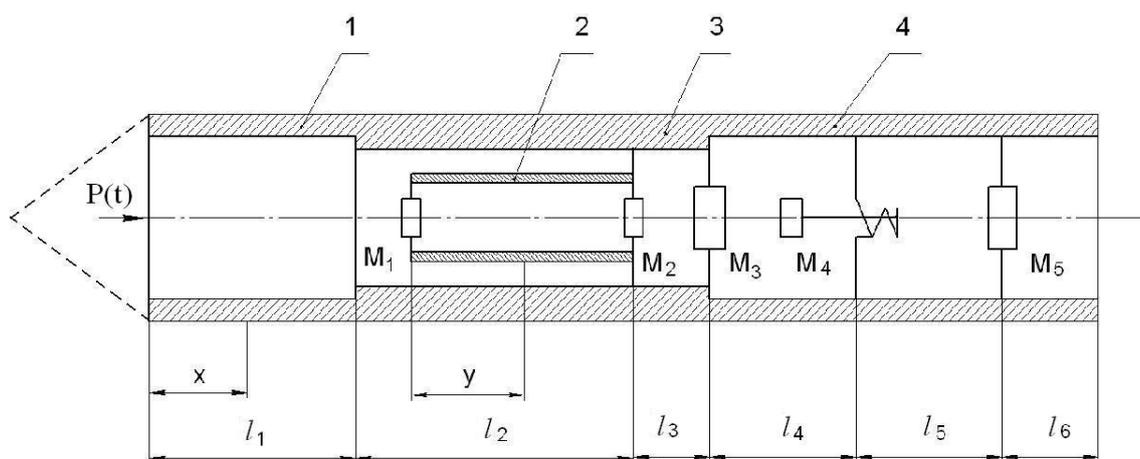


Рис. 3.6. Расчетная схема пенетратора

1, 3, 4 – участки ступенчатого стержня; 2 – жестко закрепленный стержень

Отсек в виде стержня

Рассмотрим k -ый конечный элемент (КЭ) рис. 3.7, ограниченный сечениями $k-1$ и k , и обозначим вектор обобщенных координат, относящихся к этому КЭ как

$$\mathbf{q}_k = [u_{k-1} \ u_k]^T. \quad (3.37)$$

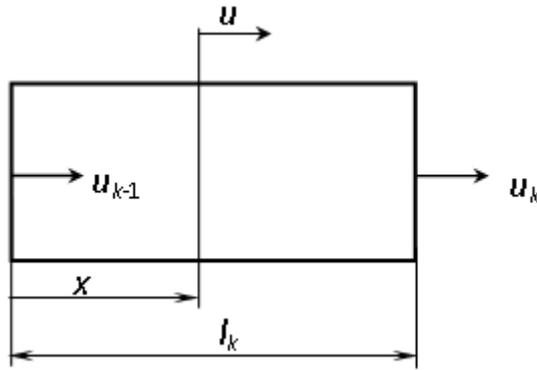


Рис 3.7. k -ый конечный элемент

Перемещение в пределах длины КЭ аппроксимируем точным решением однородной статической задачи растяжения-сжатия стержня $(EFu)' = 0$:

$$u(x,t) = u_{k-1}(t)\gamma_{k-1}(x) + u_k(t)\gamma_k(x), \quad (3.38)$$

где

$$\gamma_{k-1}(x) = 1 - \int_0^x \frac{dx}{EF} \Big/ \left(\int_0^{l_k} \frac{dx}{EF} \right), \quad \gamma_k(x) = \int_0^x \frac{dx}{EF} \Big/ \left(\int_0^{l_k} \frac{dx}{EF} \right); \quad (3.39)$$

E, F – модуль упругости и площадь поперечного сечения стержня.

При использовании линейной аппроксимации для перемещения стержня данные функции будут иметь вид

$$\gamma_{k-1}(x) = 1 - x/l_k, \quad \gamma_k(x) = x/l_k. \quad (3.40)$$

Квазистатическая аппроксимация (3.39) обладает высокой точностью, поскольку при колебаниях системы в целом основными нагрузками, действующими на отсек, являются реакции на его торцах. По сравнению с реакциями инерционные силы оболочки отсека малы.

Потенциальная энергия деформации отсека как стержня

$$\Pi_k = \frac{1}{2} \int_0^{l_k} EFu'^2 dx. \quad (3.41)$$

с учетом (3.38)-(3.40) записывается в виде

$$\Pi_k = \frac{1}{2} \kappa_k (u_{k-1} - u_k)^2,$$

или в матричном виде

$$\Pi_k = \frac{1}{2} \mathbf{q}_k^T \mathbf{K}_k \mathbf{q}_k, \quad (3.42)$$

где $\mathbf{K}_k = \kappa_k \begin{bmatrix} 1 & -1 \\ -1 & 1 \end{bmatrix}$ – матрица жесткости отсека.

Коэффициент жесткости κ_k находится как

$$\kappa_k = \frac{1}{l_k^2} \int_0^{l_k} EF dx \quad (3.43)$$

при использовании линейной аппроксимации и

$$\kappa_k = \frac{1}{\int_0^{l_k} \frac{dx}{EF}} \quad (3.44)$$

при использовании квазистатической аппроксимации (3.39). Для цилиндрического отсека с постоянными характеристиками по длине линейная аппроксимация (3.40) совпадает с квазистатической (3.39) и следовательно значения коэффициента жесткости κ_k , полученные по формулам (3.43) и (3.44), будут одинаковыми.

Кинетическая энергия k -го КЭ записывается в виде

$$T_k = \frac{1}{2} \int_0^{l_k} m_k (\dot{u}^2 + \dot{w}^2) dx, \quad (3.45)$$

где m_k , $w(t)$ – погонная масса и радиальное перемещение точек срединной поверхности оболочки.

В оболочках, имеющих цилиндрическую или коническую формы, окружные напряжения равны нули:

$$\sigma_{\theta} = \frac{E}{1-\mu^2} (\varepsilon_{\theta} + \mu\varepsilon_x) = 0 \text{ и следовательно } \varepsilon_{\theta} = \frac{w}{R_k} = -\mu\varepsilon_x.$$

Здесь μ , R_k – коэффициент Пуассона и радиус поперечного сечения оболочки.

Учитывая, что для цилиндрической оболочки

$$u(x,t) = u_{k-1}(t)\left(1 - \frac{x}{l_k}\right) + u_k(t)\frac{x}{l_k}, \quad (3.46)$$

и следовательно $\varepsilon_x = \frac{\partial u}{\partial x} = \frac{u_k - u_{k-1}}{l_k}$, получим формулу для вычисления

радиальных перемещений:

$$w = -\mu R_k \frac{u_k - u_{k-1}}{l_k} \quad (3.47)$$

Подставляя (3.46) и (3.47) в (3.45), получим формулу для кинетической энергии оболочки:

$$\begin{aligned} T_k &= \frac{1}{2} m_k \frac{l_k}{3} [\dot{u}_{k-1}^2 + \dot{u}_{k-1}\dot{u}_k + \dot{u}_k^2] + \frac{1}{2} m_k l_k \left(\frac{\mu R_k}{l_k} \right)^2 [\dot{u}_{k-1} - \dot{u}_k]^2 = \\ &= \frac{1}{2} m_k l_k [\dot{u}_{k-1}^2 (1/3 + \mu_k^2) + \dot{u}_{k-1}\dot{u}_k (1/3 - 2\mu_k^2) + \dot{u}_k^2 (1/3 + \mu_k^2)]; \quad \mu_k = \frac{\mu R_k}{l_k}. \end{aligned}$$

или в матричном виде

$$T_k = \frac{1}{2} \dot{\mathbf{q}}_k^T \mathbf{M}_k \dot{\mathbf{q}}_k, \quad (3.48)$$

где $\mathbf{M}_k = m_k l_k \begin{bmatrix} 1/3 + \mu_k^2 & 1/6 - \mu_k^2 \\ 1/6 - \mu_k^2 & 1/3 + \mu_k^2 \end{bmatrix}$ – матрица инерции отсека.

При вычислении кинетической энергии отсека можно пренебречь радиальными перемещениями ($w = 0$), тогда коэффициент μ_k следует положить равным нулю.

Составление уравнений колебаний

Потенциальная энергия пенетратора как системы n отсеков получается путем суммирования потенциальной энергии всех отсеков с учетом потенциальной энергии пружины:

$$\Pi = \sum_{k=1}^n \Pi_k + \frac{1}{2} \kappa_m \xi_m^2. \quad (3.49)$$

Слагаемое $\frac{1}{2} \kappa_m \xi_m^2$ учитывает потенциальную энергию пружины, рис. 3.8.

Здесь κ_m , $\xi_m(t)$ – коэффициент жесткости и удлинение пружины, с помощью которой масса крепится к рассматриваемому сечению.

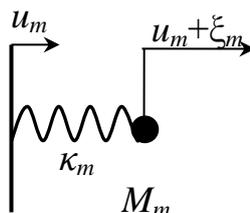


Рис. 3.8. Схема колебательной системы

Кинетическая энергия пенетратора так же получается путем суммирования по всем отсекам:

$$T = \sum_{k=1}^n T_k + \frac{1}{2} M_m (\dot{u}_m + \dot{\xi}_m)^2. \quad (3.50)$$

Здесь, как и в формуле (3.49), последнее слагаемое учитывает упруго присоединенную массу M_m . Дополнительная масса M_p , жестко прикрепленная к p -му сечению, учитывается путем прибавления к кинетической энергии системы слагаемого $\frac{1}{2} M_p \dot{u}_p^2$.

Вариация работы внешней силы $P(t)$ имеет вид:

$$\delta A_p = P(t) \delta u_0. \quad (3.51)$$

Что бы записать уравнения колебаний для всей системы нужно подставить полученные выражения потенциальной и кинетической энергий и вариацию работы внешних сил в уравнения Лагранжа в обобщенных координатах

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial T}{\partial q_i} + \frac{\partial \Pi}{\partial q_i} = Q_i(t). \quad (3.55)$$

$(i = 0, 1, \dots, s)$

где T и Π – кинетическая и потенциальная энергии системы, записанные в обобщенных координатах; $Q_i(t)$ – обобщенная сила, соответствующая обобщенной координате $q_i(t)$; s – число степеней свободы системы, т.е. число обобщенных координат. Чтобы получить выражения для обобщенной силы, необходимо записать вариацию работы внешних сил δA_p и с учетом зависимостей перемещений от обобщенных координат привести ее к виду

$$\delta A_p = \sum_{i=1}^s Q_i \delta q_i. \quad (3.56)$$

Здесь обобщенная сила $Q_i(t)$ является коэффициентом при вариации δq_i .

Вектор обобщенных координат для системы в целом имеет вид

$$\mathbf{q} = [u_0 \ u_1 \ \dots \ u_n \ \xi_m]^T. \quad (3.57)$$

Размерность системы равно $s = n + 2$.

Таким образом, уравнения колебаний будут иметь вид

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{K}\mathbf{q} = \mathbf{Q} \quad (3.58)$$

где $\mathbf{Q} = [P(t) \ 0 \ \dots \ 0]^T$, матрицы \mathbf{M} и \mathbf{K} формируются соответственно из матриц КЭ \mathbf{M}_k и \mathbf{K}_k .

Упруго присоединенная масса учитывается в коэффициентах этих матриц следующим образом

$$m_{mm} = m_{mm}^0 + M_m, \quad m_{ms} = m_{sm} = m_{ms}^0 + M_m, \quad m_{ss} = M_m;$$

$$k_{ss} = \kappa_m.$$

Здесь верхним индексом «0» обозначены элементы матрицы без учета присоединенной массы.

Дополнительная масса M_p , жестко присоединенная к p -ому сечению, учитывается в матрицы инерции следующим образом:

$$m_{pp} = m_{pp}^0 + M_p.$$

Начальные условия при $t = 0$:

$$u_k = 0, \quad \dot{u}_k = 0, \quad \xi_m = -\frac{R_0}{\kappa_m}, \quad \dot{\xi}_m = 0, \quad k = 0, 1, \dots, n. \quad (3.59)$$

где R_0 – сила предварительного сжатия пружины.

Конструкция крепления массы накладывает следующие условия на процесс интегрирования уравнений. Если в текущий момент времени при интегрировании получается, что $\xi_m < \xi_m(0)$, массу следует учитывать как жестко закрепленную в данном сечении, т.е. решать систему уравнений для вектора обобщенных координат $\tilde{\mathbf{q}} = [u_0 u_1 \dots u_n]^T$.

Уравнения (3.58) интегрируются численно с использованием стандартной программы из математического обеспечения компьютера. Для этого их следует привести к системе дифференциальных уравнений первого порядка:

$$\mathbf{A}\dot{\mathbf{r}} + \mathbf{C}\mathbf{r} = \mathbf{R}, \quad (3.60)$$

где

$$\mathbf{r} = \begin{bmatrix} \dot{\mathbf{q}} \\ \mathbf{q} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{A} = \begin{bmatrix} \mathbf{M} & \mathbf{0} \\ \mathbf{0} & \mathbf{E} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{C} = \begin{bmatrix} \mathbf{0} & \mathbf{K} \\ -\mathbf{E} & \mathbf{0} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{R} = \begin{bmatrix} \mathbf{Q} \\ \mathbf{0} \end{bmatrix}.$$

В системе компьютерной математики Mathcad имеются ряд встроенных программ, таких как rkadapt, Rkadapt, rkfixed, которые интегрируют системы вида (3.58), используя метод Рунге-Кутты при различных вариантах выбора шага интегрирования.

После решения задачи о вынужденных колебаниях (3.60) можно определить нормальные усилия, которые возникают в поперечном сечении отсека по формуле:

$$N_{x,k} = \kappa_k (u_k - u_{k-1}) = \frac{EF_k}{l_k} (u_k - u_{k-1}). \quad (3.61)$$

Усилия во всех сечениях пенетратора не должно превышать допустимое предельное усилие

$$N_{пр,k} = 2\pi R_k \delta_k \sigma_b,$$

где R_k – радиус отсека, σ_b – предельно допустимое напряжение, δ_k – толщина оболочки.

Абсолютные скорости в рассматриваемых сечениях определяются:

$$v_k(t) = -V + \dot{u}_k(t), \quad \dot{\xi}_m(t).$$

$\dot{u}_k, \dot{\xi}_k$ - являются компонентами вектора \mathbf{r} , который вычисляется при численном интегрировании системы, т.е.

$$\mathbf{r} = [\dot{u}_0 \dot{u}_1 \dots \dot{u}_n \dot{\xi}_n u_0 u_1 \dots u_n \xi_n]^T.$$

Для определения перегрузок, возникающих в расчетных сечениях, вычисляются ускорения в сечениях по следующей формуле:

$$\ddot{\mathbf{q}} = \mathbf{M}^{-1}\mathbf{Q} - \mathbf{M}^{-1}\mathbf{K}\mathbf{q}. \quad (3.62)$$

Вычисленные ускорения не должны превышать допустимые для них значений.

Если учитывать, что сила $P(t)$ зависит от параметров движения пенетратора, как

$$P(t) = k_0 u_0 + k_1(-V + \dot{u}_0),$$

то тогда уравнения колебаний будут иметь вид:

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{q}} + \mathbf{D}\dot{\mathbf{q}} + (\mathbf{K} + \mathbf{B})\mathbf{q} = \mathbf{Q} \quad (3.63)$$

где $\mathbf{Q} = [k_1 V 0 0 \dots 0]^T$, а не нулевые элемент матриц \mathbf{D} и \mathbf{B} будут равны:

$d_{1,1} = -k_0, b_{1,1} = -k_1$. А матрица \mathbf{C} в уравнении (3.21) примет вид

$$\mathbf{C} = \begin{bmatrix} \mathbf{D} & \mathbf{K} + \mathbf{B} \\ -\mathbf{E} & \mathbf{0} \end{bmatrix}.$$

А перегрузки вместо формулы (3.44) надо вычислять по формуле:

$$\ddot{\mathbf{q}} = \mathbf{M}^{-1}\mathbf{Q} - \mathbf{M}^{-1}\mathbf{D}\dot{\mathbf{q}} - \mathbf{M}^{-1}(\mathbf{K} + \mathbf{B})\mathbf{q}. \quad (3.64)$$

Итак, полученные аналитические выражения для определения прочностных параметров конструкции позволяют довольно легко получить практические результаты, необходимые для успешного проектирования устройств, проникающих в грунт.

Предельно допустимое продольное усилие $N_{\text{дон}}$ в сечении определяется формулой

$$N_{\text{дон}} = \pi D_H \sigma_B \delta, \quad (3.65)$$

где D_H - диаметр цилиндрической обечайки устройства, σ_B - предельно допустимое напряжение на расжатие (сжатие), δ - толщина стенки.

Масса конструкции из условия прочности на ударные перегрузки определяется следующим образом:

$$M_K = \pi D_H^2 \delta \lambda \rho_M, \quad (3.66)$$

где λ - удлинение цилиндрической части устройства, ρ_M - плотность материала конструкции.

Из формулы (3.65) определяется толщина стенки δ :

$$\delta = \frac{N_{\text{дон}}}{\pi D_H \sigma_B}, \quad (3.67)$$

и подставляя ее в формулу (3.66), получим зависимость между массой и предельно допустимой нагрузкой $N_{\text{дон}}$, определенной по формуле в виде:

$$M_K = \frac{D_H \lambda \rho_M}{\sigma_B} \left\{ K_1 + \frac{2l_1^2}{C_1^2 (\pi n)^3} (K_2 + K_3 l_1) \sum_{n=1}^{\infty} \sin\left(\frac{\pi n x}{l_1}\right) \left[1 - \cos\left(\frac{\pi n C_1 \tau}{l_1}\right) \right] \left[1 - (-1)^n \right] \right\}. \quad (3.68)$$

3.4. Ударные перегрузки, действующие на топливный заряд и полезную нагрузку

При входе пенетратора в грунт ударные перегрузки действуют как на корпус, так и на топливный заряд и полезную нагрузку. 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, особенно полезной нагрузки специального назначения, подобных обнадеживающих 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.

В зависимости от вариантов запуска пенетратора, проникающего в грунт, скорость его подлета к поверхности грунта может составлять порядка нескольких сотен метров в секунду. При необходимости эта скорость может быть значительно снижена с помощью либо парашюта, либо тормозных двигателей, либо выбором конфигурации обтекателя головной части, а для достижения заданной глубины устройство снабжается двигателем, работающим в грунте.

Перегрузки при входе пенетратора в грунт возрастают от почти нуля в момент касания головной частью грунта до максимального значения в момент полного погружения головной части, что связано с увеличением диаметра образываемой в грунте скважины от пуска до диаметра миделевого сечения устройства.

Применение антифрикционного покрытия или смазки способствуют уменьшению сопротивлению грунта, что приводит к снижению продольных перегрузок, действующих как на конструкцию устройства, так и на полезную нагрузку.

Нанесение на поверхность ЛРП антифрикционных покрытий и использование жидких или консистентных смазок, вытесняемых в грунт при движении пенетратора, являются наиболее простыми способами снижения сил сопротивления. К применяемым антифрикционным покрытиям предъявляются определенные производственные и эксплуатационные требования, основные из которых являются низкий коэффициент трения, достаточная механическая прочность, абразивостойкость, высокая адгезия к материалу корпуса пенетратора, термостойкость, технологичность нанесения и недефицитность входящих в покрытие компонентов. Из существующих антифрикционных покрытий в большей степени указанным требованиям удовлетворяет покрытие на основе фторопласторганического сополимера - фторопласта 42Л, состоящего из эпоксидной грунтовки ЭП-076, эмали КЧ-5158 и эмали ФП-5190. Количество слоев каждого компонента покрытия выбирается в зависимости от конструктивных особенностей пенетратора, вида грунта и требований по антифрикционным свойствам. Эмаль КЧ-5158 обеспечивает высокую адгезию к корпусу фторопластовой эмали ФП № 5190, которая способна выдерживать в изделиях одноразового использования перегревы до 1000°С в течение 1-5 мин., ее прочность на удар составляет 50 кг·см. В эту эмаль можно вводить твёрдосмазочные добавки типа графита, значительно улучшающие ее антифрикционные свойства.

Результаты испытаний по прониканию моделей с диаметром миделевого сечения 73 мм, массой 5,1 кг, с общим удлинением 7,4 и удлинением оживальной головной части 1,25, с суммарной толщиной покрытия на основе фторопласта 42Л на цилиндрической части 100 и на головной 150мкм, при скорости внедрения от 90 до 300 м/с показали, что глубина проникания модели увеличивается на 26-15% по сравнению с моделью без покрытия. Введение графитового порошка увеличивает глубину проникания для тех же начальных скоростей соответственно, на 32-26% по сравнению с моделью без покрытия. Запуски производились в песок плотностью 1510 кг/м³ и углом внутреннего трения 61°, нормально к его свободной поверхности. Опыты по внедрению подобного рода

моделей показывают, что кроме головной части, с грунтом контактирует и боковая поверхность пенетратора, площадь которой увеличивается с увеличением начальной скорости. Это свидетельствует о том, что из-за присутствующих начальных возмущений в виде углов атаки и подхода модель движется в преграде по искривленной траектории. Степень искривления зависит от нормальной силы, приложенной к цилиндрической части модели.

Уменьшение эффективности влияния покрытия на конечную глубину проникания с увеличением начальной скорости внедрения объясняется ростом площади контактной поверхности, появлением присоединенной массы в виде острозаостренного конуса с плотным ядром, а также более интенсивным его срабатыванием при повышенных скоростях движения.

Другой способ снижения сил трения на контактной поверхности, а также сил внутреннего трения в пограничном слое грунта, основан на использовании смазочных материалов, вытесняемых в грунт при движении устройства. Интенсивность выдавливания и количество смазочного материала должны быть такими, чтобы на всем пути движения поверхность устройства была покрыта его слоем. Наибольшая эффективность такого способа достигается в том случае, когда время вытеснения смазки равно времени движения устройства.

Как показывают теоретические и экспериментальные исследования, время движения пенетратора в грунте при входе со скоростью до 300 м/с составляет 0,01 - 0,03 с. Проводились исследования по применению в качестве смазочного материала кремнийорганического вазелина KB-3, представляющего собой смесь полиметилсмоксомовой жидкости с мелкодисперсной кремниевой кислотой и вазелинового масла И-8А. Кремнийорганический вазелин по сравнению с другими смазками имеет то преимущество, что его консистенция не меняется в широком диапазоне температур (-65 ... +200°C) и при принудительном истечении наблюдается уменьшение его вязкости вследствие явления тиксотропии.

Установлена следующая аппроксимационная зависимость необходимого давления пороховых газов в аккумуляторе давления от заданного времени вытеснения:

$$P = At^2 + Bt + C,$$

где $A = -6,46\nu^2 - 4212,1\nu + 78376,7$;

$B = 37,14\nu^2 + 200,9\nu - 3527,1$; $C = 0,07\nu^2 - 1,799\nu + 40,0$;

ν - кинематическая вязкость сказочного материала в $\text{м}^2/\text{с}$;

P - давление в МПа; t - время вытеснения в с.

Экспериментальные исследования показали высокую надежность принудительной системы выдавливания с помощью порохового аккумулятора давления ($t \approx 0,025\text{с}$ при $P = 3,2$ МПа; масса навески пороха $\approx 3\text{г}$) и позволили увеличить глубину проникания при скорости встречи модели с грунтом 129 м/с на 29% .

Снижение перегрузок, действующих на отдельные элементы конструкции, а также на топливо и на полезную нагрузку, можно осуществить с помощью амортизаторов, выполняемых различным образом, в частности, в виде сминаемых сотов и отсеков, плунжерных амортизаторов, обычных амортизаторов жидкостного или пружинного типа.

Повышение массы конструкции увеличивает инерционные силы, что способствует уменьшению продольных перегрузок, действующих на топливо и полезную нагрузку при входе и движении устройства в грунте.

Перегрузки, действующие на топливо и полезную нагрузку, могут быть уменьшены созданием в момент входа пенетратора в грунт тяги, вектор которой совпадает с вектором скорости устройства; сама конструкция и особенно головная часть при этом испытывает повышенную нагрузку.

Перегрузка в момент входа и при движении пенетратора в грунте может быть определена по формуле:

$$n = \frac{\bar{R} - \bar{F}}{M\bar{g}} + M\bar{g} \quad (3.69)$$

или в проекциях на связанную систему координат:

$$n_x = \frac{R_x - F_x}{mg_x} + mg_x;$$

$$n_y = \frac{R_y - F_y}{mg_y} + mg_y; \quad (3.70)$$

$$n_z = \frac{R_z - F_z}{mg_z} + mg_z,$$

где R_x, R_y, R_z - проекции тяги на связанные оси координат, F_x, F_y, F_z - проекции сил, действующих на устройство со стороны грунта на связанные оси.

Анализ зависимостей (3.70) показывают, что в том случае, когда $\bar{R} \geq \bar{F} - m\bar{g}$, тогда $n \geq 0$ и когда $\bar{R} < \bar{F} - m\bar{g}$, тогда $n < 0$, то есть перегрузка, действующая на топливо и полезную нагрузку может быть как положительной, так и отрицательной. На воздушном участке разгона устройства перегрузки почти всегда положительны. Максимальное значение отрицательные перегрузки достигают к моменту входа головной части пенетратора в 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.

Если исключить напряжения, вызванные давлением и температурой, то в нижнем торцевом сечении свободно вложенного заряда в направлении продольной оси ТДС будет действовать напряжение

$$\sigma_x = \lambda_3 D_0 g_x \rho_T n_x, \quad (3.71)$$

где λ_3 - удлинение заряда, D_0 - диаметр шашки, ρ_T - плотность топлива.

Подставляя в эту формулу значение n_x из (3.70) и заменяя σ_x на допустимое напряжение σ_B^T в осевом направлении, легко определить предельно допустимую скорость входа пенетратора в грунт из условия прочности топливного заряда:

$$V_{ex}^{don} = \sqrt{\frac{R_x - F_0 + \frac{(m + A)\sigma_B^T}{\lambda_3 D_0 \rho_T}}{B}}, \quad (3.72)$$

где $F = F_0 + A\dot{V} + B\dot{V}^2$.

предполагается, что безразмерные параметры $\Pi_1, \Pi_2, \dots, \Pi_m$ независимы между собой, т.е. что ни один из этих параметров не может быть выражен через остальные.

Введенное понятие величин независимой размерности определяется следующим образом.

Размерные величины $\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_n$ с размерностями $\alpha_1 = [a_1], \alpha_2 = [a_2], \dots, \alpha_p = [a_p]$ - называют величинами независимой размерности в том случае, если не существует таких чисел q_1, q_2, \dots, q_n , удовлетворяющих равенству $a_1^{q_1} a_2^{q_2} \dots a_p^{q_p} = 1$, из которых хотя бы одно было отлично от нуля.

Все выше сказанное известно под названием Π - теоремы.

Таким образом, Π - теорема позволяет установить систему безразмерных параметров, определяющих данное явление. В большинстве случаев оказывается удобным проводить исследование, используя не размерные величины $\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_n$, а параметры $\Pi_1, \Pi_2, \dots, \Pi_m$ так как число последних будет, вообще говоря, меньше n . Кроме того, легко показать, что для подобия явлений необходимо иметь значения этих параметров одними и теми же. Иначе говоря, параметры $\Pi_1, \Pi_2, \dots, \Pi_m$ представляют собой критерии подобия.

Число определяющих безразмерных параметров зависит от степени и характера идеализации физического явления при его изучении. Поэтому говорить о совокупности этих параметров можно только по отношению к принятой идеализированной схеме явления.

Очевидно, что от системы параметров $\Pi_1, \Pi_2, \dots, \Pi_m$ всегда можно перейти к другой эквивалентной системе параметров, по иному комбинируя величины $\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_n$. В каждом случае выбор в качестве основной одной из возможных систем безразмерных параметров (для данной идеализированной схемы явлений) должен производиться на основании соображений, связанных с рассматриваемой задачей. Дать какой-либо общий рецепт выбора определенной системы не представляется возможным.

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

С физической точки зрения динамика хода и движения в грунте определяются следующими параметрами: характерным линейным размером l , м; объемной плотностью конструкции - ρ_k , $\frac{кг}{м^3}$; модулем упругости материала - E , МПа; коэффициентом Пуассона μ ; временем - t , с; ускорением - a , $\frac{м}{с^2}$.

В данном случае имеем $n = 6$ и $p = 3$, т.е. из шести величин три независимые, поэтому в соответствии с выражением (4.2) можем составить три ($m = 3$) безразмерные комбинации

$$\Pi_1 = \mu; \Pi_2 = \frac{\rho_k l}{E}; \Pi_3 = \frac{at^2}{l}. \quad (4.3)$$

Уравнение (5.1) для этого случая принимает вид

$$\Phi\left(\mu, \frac{\rho_k l}{E}, \frac{at^2}{l}\right) = 0. \quad (4.4)$$

Отсюда вытекает, что для того, чтобы моделируемое физическое явление было подобно натурному, необходимо иметь равенство этих безразмерных комбинаций для природы и модели

$$\mu_n = \mu_m; \frac{\rho_{kn} l_n}{E_n} = \frac{\rho_{km} l_m}{E_m}; \frac{a_n t_n^2}{l_n} = \frac{a_m t_m^2}{l_m}, \quad (4.5)$$

где индексы n и m соответствуют натуральному и модельному явлениям. Равенства (5.5) определяют условия подобия при моделировании движения реактивного пенетратора в грунте.

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 (4.5), некоторые из производных масштабов, используемых при моделировании исследуемого явления проникания ЛРП в грунт, приведены в табл. 4.1.

Таблица 4.1

№№ пп	Наименование параметра	Масштаб	Определяющая формула
1	Коэффициент Пуассона	K_{μ}	1
2	Время	K_t	$\sqrt{\frac{K_l}{K_a}}$
3	Плотность	K_{ρ_k}	$\frac{K_E}{K_l}$
4	Масса	K_M	$\frac{K_E K_l^2}{K_a}$
5	Сила	K_F	K_E / K_l^2
6	Момент инерции	K_I	$\frac{K_E K_l^4}{K_a}$
7	Энергия	K_T	$K_E K_l^3$
8	Мощность	K_N	$K_E \sqrt{K_a K_l^5}$
9	Давление	K_P	K_E
10	Жесткость линейная	K_G	$K_E K_l$
11	Скорость линейная	K_V	$\sqrt{K_l K_a}$
12	Угол	K_{θ}	1
13	Скорость угловая	$K_{\dot{\theta}}$	$\sqrt{\frac{K_a}{K_l}}$
14	Ускорение угловое	$K_{\ddot{\theta}}$	$\frac{K_a}{K_l}$
15	Жесткость крутильная	K_{τ}	$K_E K_l^3$
16	Динамическая вязкость	K_{η}	$K_E \sqrt{\frac{K_l}{K_a}}$

Условие подобия $\mu_H = \mu_M$ предполагает изготовление модели ЛРП из материалов с тем же коэффициентом Пуассона, что и в натуре.

С целью упрощения как проектирования модели, так и технологии ее изготовления наиболее целесообразно масштаб массовой плотности иметь равным единице, т.е. $K_{\rho_K} = \frac{\rho_{KM}}{\rho_{KH}} = 1$. Тогда для случая масштаба линейного

размера $K_l = 0,1$ из формулы $K_{\rho_K} = \frac{K_E}{K_l}$ имеем $K_E = 0,1$, а зависимость $K_t = \sqrt{\frac{K_l}{K_a}}$

имеет вид $K_t = \sqrt{\frac{0,1}{K_a}}$ или $K_t^2 K_a = 0,1$. Следовательно, если задаться масштабами

времени $K_t = 1$, т.е. $\frac{t_M}{t_H} = 1$, то получим $K_a = 0,1$.

Рассмотрим случай, когда $K_{\rho_K} \neq 1$. Из формулы $K_t = \frac{K_E}{K_{\rho_K}}$ при условии, что $K_l = 0,1$ и $K_E = 1$ имеем $K_{\rho_K} = 10$.

Таким образом, 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.

4.2. Моделирование лунного грунта в экспериментальных исследованиях реактивных пенетраторов

В предыдущем подразделе проанализированы закономерности моделирования процесса проникания ЛРП с использованием динамически подобных моделей. При этом предполагалось, что модель и натура движутся в одном и том же грунте.

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 - ρ_{Γ} , $\frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$; приведенный коэффициент сжимаемости a_0 , $\frac{\text{м} \cdot \text{с}^2}{\text{кг}}$; коэффициент внутреннего трения грунта - ψ ; ускорение - a , $\frac{\text{м}}{\text{с}^2}$; коэффициент трения скольжения - μ_0 .

В соответствии с Π - теоремой из семи определяющих величин можно составить четыре безразмерных комплекса, характеризующих процесс взаимодействия грунта в ЛРП:

$$\Pi_1 = \psi, \Pi_2 = \mu_0, \Pi_3 = a_0 \rho_{\Gamma} a l, \Pi_4 = \frac{a t^2}{l} \quad (4.6)$$

эти безразмерные комплексы (4.6) дополняют комбинации (4.3), полученные ранее при анализе динамически подобных моделей. И позволяют рассмотреть процесс движения реактивного пенетратора в реальных грунтах.

Чтобы поведение грунта при лабораторных исследованиях было подобно натурному, необходимо иметь равенство безразмерных комплексов (4.6) для натурального и модельного явлений.

Если задаться в качестве исходных масштабов моделирования масштабы длины K_l , массовой плотности грунта $K_{\rho_{\Gamma}}$ и ускорение K_a , то производные масштабы моделирования выражаются через исходные при помощи подобия

$$\psi_n = \psi_m; \mu_{0n} = \mu_{0m}; a_{0n} \rho_{\Gamma n} a_n l_n = a_{0m} \rho_{\Gamma m} a_m l_m; \quad (4.7)$$

$$\frac{a_n t_n^2}{l_n} = \frac{a_m t_m^2}{l_m},$$

где индексы n и m - означают натурное и модельное явление.

Некоторые из производных масштабов приведены в табл. 4.2.

Таблица 4.2

№№ пп	Наименование параметров	Масштаб	Определяющая формула
1	Коэффициент сжимаемости	K_{a_0}	$\frac{1}{K_l K_{\rho_r} K_a}$
2	Время	K_t	$\sqrt{\frac{K_l}{K_a}}$
3	Коэффициент внутреннего трения	K_ψ	1
4	Коэффициент трения скольжения	K_{μ_0}	1
5	Масса грунта	K_{M_r}	$K_{\rho_r} K_l^3$
6	Давление грунта	K_p	$K_l K_{\rho_r} K_a$

Условия подобия $\psi_H = \psi_M$ и $\mu_{0H} = \mu_{0M}$ обуславливают применение модельных грунтов с коэффициентами внутреннего трения и трения скольжения идентичным натурному грунту.

Положим масштаб плотности грунта равным единице ($K_{\rho_r} = 1$). Подставив в выражение для масштаба K_{a_0} значение $K_{\rho_r} = 1$, получаем

$$K_{a_0} = \frac{1}{K_a K_l}.$$

В случае применения динамически подобных моделей ЛРП в масштабе $K_l = 0,1$, соотношение между масштабом ускорения и коэффициентом сжимаемости грунта запишется в виде

$$K_{a_0} = \frac{10}{K_a}.$$

Экспериментальные исследования процесса движения реактивных 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.

4.3. Моделирование параметров и характеристик двигательных установок многомодульных лунных реактивных пенетраторов

Если модельный и натурный 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. $M_T \sim D_H^3$; $I_\Sigma \sim D_H^3$;

ж) для реактивных двигателей со сквозным каналом основным критерием подобия является параметр закрутки α .

При этом могут применяться следующие соотношения, связывающие параметры и характеристики модели и натурального двигателя:

а) линейный масштаб моделирования $K_l = \frac{D_{HM}}{D_{HH}}$;

б) отношение тяг (масштаб тяги) $K_R = \frac{R_M}{R_H} = K_l^2$;

в) отношение времен работы РДТТ $K_T = \frac{T_M}{T_H} = K_l$;

г) отношение масс топлив и суммарных импульсов

$$K_{M_T} = K_{I_\Sigma} = \frac{M_{TM}}{M_{TH}} = \frac{I_{\Sigma H}}{I_{\Sigma M}} = K_l^3;$$

д) равенство удельных тяг $R_{удM} = R_{удH}$;

е) масштаб моделирования по удельной тяге $K_{R_{уд}} = \frac{R_M D_H^2}{R_H D_M^2} = \frac{K_R}{K_l^2}$;

ж) масштаб моделирования скорости горения трубчатых зарядов

$$K_U = \frac{u_M}{u_H} = K_{\Pi}^{0,2} = \left(\frac{\Pi_M}{\Pi_H} \right)^{0,2},$$

где $\Pi = \frac{S_{K3}}{P_{K3}}$; S_{K3} - площадь поперечного сечения канала заряда; P_{K3} -

периметр канала заряда.

Для ориентировочных расчетов и прогнозирования при анализе геометрически подобных двигателей следует применять зависимости Я.Б. Зельдовича:

а) при изменении размеров двигателя твердого топлива:

$$\alpha_{кв} \sim \frac{d_{KP}^{1,6}}{d_{KP}^{1,8}}; Q \sim \frac{d_{KP}^{1,6} L T}{D_{KC}^{1,8}}; \frac{Q}{Q} \sim \frac{d_{KP}^{1,6} T}{D_{KC}^{2,8}};$$

б) для $D = \text{var}$ и $Z_M = \text{const}$;

$$L D_{KC} \sim d_{KP}^2; Q \sim D_{KC} L^{1,8}; \Delta T \sim \frac{L^{0,8}}{D_{KC}^{0,2}}; T \sim D_{KC};$$

в) для ЛРП:

$$M_0 \sim D_H^3; M_T \sim D_H^3; R = I_{ED} \frac{M_T}{T} \sim D_H^2; \tau \sim D_H; \frac{R}{M_0} \sim \frac{1}{D_H};$$

$$V \sim \frac{S_\Gamma}{S_{св}};$$

г) для сопла

$$\alpha_{кв} \sim d_{KP}^{-0,2}; Q \sim d_{KP}^{1,8} T;$$

д) при изменении диаметра сопла:

$$\begin{aligned}
 P &\sim S_{KP}^{\frac{1}{1-\nu}} \text{ или } S_{KP} \sim P^{-(1-\nu)}, T \sim u^{-1} \sim p^\nu \sim S_{KP}^{\frac{\nu}{1-\nu}}; \rho V \sim \rho^\nu \sim S_{KP}^{\frac{\nu}{1-\nu}}; \\
 a_{KB} &\sim (\rho V)^{0.8} P^{0.8\nu}; Q \sim \alpha_{KB} T \sim P^{-0.2\nu}; \\
 [Q &\sim P^{\frac{2}{15}}; \Delta T \sim P^{1.5} \text{ при } \nu = \frac{2}{3}]
 \end{aligned} \tag{4.8}$$

где P - давление в камере сгорания; S_{KP} , d_{KP} - площадь и диаметр критического сечения сопла; T - время работы двигателя; ρV - массовая скорость газов; α_{KB} - коэффициент теплоотдачи; Q - тепловые потери; $\frac{Q}{Q_0}$ - относительные тепловые потери; ΔT - температура разогрева стенки камеры сгорания; u - скорость горения заряда; $D_{КС}$, D_H - диаметры камеры сгорания и наружный соответственно; D - наружный диаметр шашки; n_z - число шашек в заряде; L - длина камеры сгорания; M_0 - масса полная; V - скорость газового потока по тракту камеры сгорания; α - параметр заряжания; S_r - поверхность горения заряда; $S_{св}$ - площадь для свободного прохода газов в камере.

Таким образом, для определения параметров натурального грунтового пенетратора необходимо параметр модели разделить на масштаб данного параметра. Например,

- масса топлива натурального ЛРП $M_{TH} = \frac{M_{TM}}{K_{M_T}} = \frac{M_{TM}}{K_l^3};$
- тяга двигателя натурального ЛРП $R_H = \frac{R_M}{K_R} = \frac{R_M}{K_l^2} = \frac{R_M}{K_{RVD} K_l^2};$
- скорость горения топлива $u_H = \frac{u_M}{K_u} = \frac{u_M}{K_{\Pi}^{0.2}};$
- секундный расход $M_{CH} = \frac{M_{CM}}{K_C^2} = \frac{M_{CM}}{K_{KVD} K_l^2}.$

Все остальные параметры можно рассчитать по методикам, представленным в предыдущих разделах.

Баллистическое подобие рабочих процессов в двигателях грунтовых пенетраторов определяется в зависимости от соблюдения условий подобия и в первую очередь подобия геометрических и энергетических характеристик. В частности, для геометрически подобных двигателей твердого топлива и условий функционирования ЛРП наиболее важными являются следующие критерии.

Для геометрически подобных РДТТ критерий баллистического подобия

$$K = \frac{S_{\Gamma}}{S_{кр}} = idem, \quad (4.9)$$

где S_{Γ} - суммарная площадь поверхности горения заряда твердого топлива; $S_{кр}$ - площадь критического сечения сопла.

Использование этого критерия позволяет установить подобие зависимости $p(t)$ при соблюдении условия (5.9) в модельном и натурном образце.

Для газовой среды заданного пространства скважины, в которую натекают отработанные газы двигателя, подобие процессов обеспечивается, если обеспечивается равенство следующих критериев:

$K_1 = \frac{V}{\sqrt{RT_{pc}}}$ - критерий, определяющий скорость образования скважины (скорость движения ЛРП);

$K_2 = \frac{W_0}{d_{ск}^2 L_{ск}}$ - критерий, определяющий геометрию образуемой скважины;

$K_3 = \frac{d_{кр}}{d_{ск}}$ - критерий, определяющий конструкцию сопел и форму скважины;

$K_4 = \frac{d_{ск}^{max}}{d_{ск}}$ - критерий, определяющий форму скважины;

$K_5 = \frac{\sqrt{F_{д.рс}}}{L_{ск}}$ - критерий, определяющий геометрию донной части

грунтового пенетратора;

$$K_6 = \frac{2l_1}{L_{ск}} - \text{критерий, определяющий толщину горящего свода пороховых}$$

элементов дополнительного заряда;

$$K_7 = \frac{m_3}{M_0} - \text{критерий, определяющий относительную массу дополнительного}$$

заряда;

$$K_8 = \frac{S_{з.д.з}}{d_{ск}^2} - \text{критерий, определяющий относительную поверхность горения}$$

дополнительного заряда;

$$K_9 = \frac{P_{mp}}{P_{p.c}} - \text{критерий, определяющий степень расширения продуктов горения}$$

при истечении их из камеры сгорания в скважину;

$$K_{10} = \frac{W_0 P_{mp}}{RT_{p.c} d_{кр}^3 L_{ск} \rho_m} - \text{критерий, определяющий использование энергии}$$

продуктов сгорания в заданном пространстве.

Кроме ранее указанных величин здесь обозначено: W_0 - свободный объем скважины, в которую, истекают отработанные газы двигателя $F_{д.ср}$ - площадь донной части грунтового пенетратора без учета площади среза сопла.; $2e_1$ - толщина горящего свода порохового элемента дополнительного заряда: T_{pc} , T_{mp} - температура газов в камере РДТТ и в скважине перед дном грунтового пенетратора; $F_{з.д.з}$ - площадь горения дополнительного заряда.

4.4. Основные этапы отработки и планирование испытаний грунтовых реактивных пенетраторов

На всех этапах создания ЛРП испытания имеют различные цели, задачи, уровни проведения, методы, стоимость и т.д. В то же время процесс испытаний имеет много общих этапов, знание которых позволяет правильно организовать работу, учесть трудности и принять своевременные меры по их устранению.

Практически экспериментальное исследование включает планирование испытаний, их проведение, обработку результатов, анализ результатов, принятие решений.

Планирование испытаний является одним из наиболее важных этапов и предопределяет успех всей работы. На этапе планирования составляется программа испытаний, в которой устанавливаются цели и задачи, описывается объект, порядок проведения и обеспечения испытаний, определяются объем, последовательность и методика проведения, а также порядок обработки результатов, форма и порядок отчетности.

Основной целью испытаний является получение качественной или количественной информации о состоянии испытуемого объекта при его функционировании и внешних воздействиях.

Цели исследовательских испытаний достаточно разнообразны. Но основная их направленность - получение эмпирических данных, необходимых для проектирования ЛРП.

Описание объекта испытаний является обязательным разделом программы испытаний. Поэтому в программе испытаний необходимо описать объект испытаний, а именно: срок изготовления, особенности конструкции и технологии, характеристики объекта, которые определяются в процессе испытаний, критерий годности изделия и требования к его внешнему виду.

Объектами испытаний могут являться макеты, модели, экспериментальные образцы, изготовленные в процессе научных исследований, опытные образцы, образцы, изготовленные в ходе серийного (массового) производства.

В зависимости от вида и этапа разработки ЛРП объектами испытаний могут быть единичные изделия или партия изделий, которая может подвергаться как сплошному, так и выборочному контролю.

Объем и методика - раздел программы испытаний, в котором даются о количестве испытуемых объектов, общая продолжительность испытаний, продолжительность испытаний при различных воздействиях, периодичность и последовательность проведения испытаний.

Методика испытаний - это документ, в котором формируются методы, средства и условия испытаний, формы представления данных, оценка точности и достоверности результатов; требование ТБ и охраны окружающей среды. Основное требование методики испытания - обеспечение максимальной эффективности процесса испытаний и минимально возможной погрешности полученных результатов.

Во многих испытаниях этап обработки результатов можно увязать с первичной обработкой, в процессе которой предварительно осредняют данные, исключают из обработки аномальные измерения, сглаживают результаты измерений и т.д., т.е. получают статистические, характеристики прямых измерений, которые используются на этапе вторичной обработки. Непосредственно планирование эксперимента - процедура выбора числа и условий проведения опытов, необходимых и достаточных для решения поставленной задачи с требуемой точностью.

Основными требованиями при планировании являются:

- стремление к минимизации общего числа опытов;
- одновременное варьирование всех переменных, определяющих процесс по специальным правилам или алгоритмам;
- использование математического пенетратора, формализующего многие действия оператора;
- выбор четкой стратегии, позволяющей принимать обоснованные решения после каждой серии эксперимента.

Целью математического планирования может быть отыскание экстремальных значений исследуемых зависимостей с наименьшей затратой средств и времени или уточнения коэффициентов в их уравнениях.

Эмпирическая зависимость, определяемая в эксперименте, называется уравнением регрессии. Она выражается функцией отклика, связывающей результат эксперимента (или параметр оптимизации) с переменными параметрами, которые варьируют в процессе эксперимента, т.е.

$$R = KX_1^\alpha X_2^\beta \dots X_n^\eta$$

Независимые переменные X_1, X_2, \dots, X_n принято называть факторами, а их значения для каждого фактора (n значений) - уровнями фактора.

Различают основные и случайные факторы.

К основным факторам относятся все изучаемые факторы, а также установленные и изменяемые факторы, служащие для стабилизации процесса.

Все прочие неустранимые факторы, не поддающиеся учету и измерению, относят к случайным факторам.

Если в эксперименте выявляется зависимость от одного фактора $R=F(X_1)$, то такой эксперимент называется однофакторным, если более одного - многофакторным.

Планирование эксперимента начинается с определения диапазона изменения фактора.

Выбор конечной совокупности экспериментальных точек является необходимым этапом планирования, осуществляемым до начала эксперимента.

Выбор экспериментальных точек следует начинать с определения экстремальных показаний измерительной пенетраторы. Это позволяет получить область исследуемых значений, охватывающую всю совокупность данных. К числу типичных ограничений, накладываемых на испытательное оборудование, относятся: предельное давление, создаваемое компрессором; температура плавления металла; предельная скорость вращения; предельное поступление тепла; предельный расход жидкости и т.д.

Существует два критерия, на основании которых выбирают экспериментальные точки: относительная точность данных на различных участках исследуемых значений и характер экспериментальной функции.

Выбор интервалов между значениями переменных нужно производить так, чтобы кривая имела одинаковую абсолютную точность на всем ее протяжении. Для этого на участке с меньшей точностью необходимо проводить большее число экспериментов.

Выбрав диапазон изменения параметра X_i и интервал варьирования между ΔX_i - крайними точками, необходимо определить порядок перехода от одной точки к другой. В технике часто встречается невоспроизводимый эксперимент (эксперимент, который протекает во времени, необратим без возможности его изменения и повторения). Хотя все эксперименты являются необратимыми, но часто эти изменения, вносимые в ходе эксперимента, настолько малы, что их не удается обнаружить, и можно полагать, что мы имеем дело с воспроизводимыми экспериментами, в которых допускается выбор последовательности условий проведения эксперимента. Существует последовательный и рандомизированный план проведения эксперимента.

При последовательном плане однофакторного эксперимента верхнее или нижнее предельное значение независимого фактора X_i изменяется скачкообразно до другого крайнего значения с выбранным интервалом изменения.

Последовательный план целесообразно использовать в следующих случаях:

- 1) известно, что эксперимент является невоспроизводимым;
- 2) последовательность получения данных в свою очередь является параметром эксперимента;
- 3) продолжительность, стоимость и сложность эксперимента таковы, что случайный план нецелесообразен.

При рандомизированном плане порядок проведения эксперимента изменяется случайным образом, берется то большее, то меньшее значение.

Для большинства воспроизводимых экспериментов рандомизированный план позволяет исключить любые регулярные изменения, обусловленные окружающими условиями, обслуживающим персоналом, дефектами испытательной пенетраторы.

Так, если независимый фактор X_i непрерывно варьируется, то зависимая переменная R может изменяться как вследствие изменения этого фактора, так и вследствие изменения внешних факторов (абсолютное давление, влажность, температура).

Если же этот фактор X_i изменяется случайно, то исключается возможность принять влияние этих условий за влияние переменной x . В экспериментах, связанных с испытаниями двигателей, возникают ошибки, связанные с тем, что характеристики не достигают установившихся показаний. Это возникает также при функционировании механических систем, при этом возможен режим работы измерительных приборов с запаздыванием, который может привести как к завышенным результатам, так и к заниженным.

При последовательном плане значения параметров будут находиться по одну сторону относительно истинной кривой, что дает систематическую ошибку, которую не всегда можно обнаружить.

Если применять рандомизированный план и выбор точек производить случайным образом, то количество точек при переходе от большего значения к меньшему приблизительно равно количеству при обратном переходе, и хотя, возможно, данные получатся с разбросом, они будут группироваться относительно истинного значения.

При многофакторном эксперименте возможно применение планов двух типов, а именно: классического и факторного.

Если необходимо исследовать влияние независимых переменных X_1, X_2, \dots, X_n на зависимую переменную функцию R , то в классическом плане поступают следующим образом. Все независимые переменные, кроме одной, фиксируются на определенном уровне и исследуется влияние одной переменной в интервале варьирования на зависимую переменную R . Затем выбирается другая независимая переменная при постоянных всех других независимых переменных и исследуется влияние этой переменной на функцию R . По существу, классический многофакторный план представляет собой последовательность однофакторных экспериментов.

Классический план позволяет исследовать функции типа

$$R = KX_1^\alpha X_2^\beta \dots X_n^\eta;$$

$$R = KX_1^\alpha B^{X_2} \dots;$$

$$R = K_1 X_1^\alpha + K_2 X_2^\beta + \dots + K_n X_n^\gamma;$$

где K , K_1 , K_n , B , α , β , γ - постоянные величины.

Если известно, что зависимость $R = F(X_1 X_2 \dots X_n)$ представляет собой

$$R = F_1(X_1) F_2(X_2) \dots F_n(X_n),$$

то целесообразно применять факторный план проведения эксперимента.

4.5. Перенос экспериментальных данных на натурные многомодульные лунные реактивные пенетраторы

В качестве примера переноса экспериментальных данных, полученных на модели, на натурный ЛРП рассмотрим расчет параметров лунного реактивного пенетратора по параметрам модели «Гром-24», которая была специально разработана для пусков на экспериментальной установке (см. рис. 4.1).



Рис. 4.1. 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 натурного ЛРП будет равна при этом

$$R_{уд} = 2 \frac{F_0}{S_{мид}} = 12 \text{ МПа.}$$

Таким образом, моделирование будет вестись в масштабах

$$K_l = \frac{D_{н.м}}{D_{н.н}} = \frac{24}{400} = 0,06 \text{ - линейный масштаб моделирования и}$$

$$K_{R_{уд}} = \frac{R_{удМ}}{R_{удН}} = \frac{3,1}{12} = 0,258 - \text{масштаб моделирования по удельной лобовой тяге.}$$

Расчеты параметров проводились с учетом зависимостей (4.3) – (4.9) и результаты представлены в табл. 4.4.

Таблица 4. 4

Параметр	Модель Гром 24	Натурный ЛРП
Калибр, D_H , м	0,024	0,4
Длина камеры сгорания РДТТ, $l_{КС}$, м	0,32	2,13
Длина головного конуса, l_K , м	0,052	0,87
Полуугол заострения головного конуса, β , °	10	10
Тип сопла	Сопло Лаваля с центральным телом	
Длина сопла l_C , м	0,56	0,2
Полная длина ЛРП, L , м	0,44	3,2
Масса топлива, M_T , кг	0,11	243
Масса конструкции, M_K , кг	0,265	440
Масса сопла, M_C , кг	0,187	37
Масса головного конуса, $M_{ГЧ}$, кг	0,163	100
Масса полная, M_0 , кг	0,725	820
Тип топлива и скорость горения	$u = 20,8 \frac{мм}{с}$ $P_K = 17,5 \text{ МПа}$	$u = 167 \frac{мм}{с}$ $P_K = 47 \text{ МПа}$
Тип заряда и его размеры, мм	Одношашечный трубчатый 18x6x294	Одношашечный, армированный, трубчатый 319x53x1940

Критерий	189	251
Победоносцева, α		
Тяга РДТТ, R , Н	1400	1512000
Время работы ДУ, T , с	0,185	0,40
Предельная скорость входа, V_{BX}^{PP} , $\frac{M}{c}$	976	1050
Предельная перегрузка, n_X^{PP}	900	1035
Дальность в грунте при $V_{BX} = 0$; L_0 , м	7,52	63
Дальность в грунте при $V_{BX} = V_{BX}^{PP}$; 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 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 натурный пенетратор подтверждает правильность выбранных в работе методик расчета и критериев подобия.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

A, B	- Коэффициенты в формуле для определения сопротивления
D_M	- Наружный диаметр пенетратора
$D_{ск}$	- Диаметр скважины
E_m	- Минимальная энергия образования скважин
E_v	- Расход энергии на образование скважины при скорости проходки, равной V
e	- Толщина свода горения топливного заряда
F	- Сопротивление грунта
$F_{уд}$	- Удельное сопротивление грунта
f	- Коэффициент внутреннего трения
$I_{ед}$	- Единичный импульс топлива
L_0	- Глубина скважины
l	- Длина пенетратора
M_0	- Стартовая масса пенетратора
M_k	- Масса конструкции пенетратора
M_T	- Масса топлива
P_k	- Давление в камере сгорания
P_a	- Давление на срезе сопла
p	- Нормальное давление грунта
Δp	- Переход давления в камере сгорания
R	- Тяга двигателя
S_G	- Поверхность горения заряда твердого топлива
S_M	- Площадь миделевого сечения
T	- Полное время работы двигателя
T_3	- Температура топлива
V_{opt}	- Оптимальная скорость движения пенетратора

V_{ex}	-	Скорость входа пенетратора в грунт
W_0	-	Объем скважины
$W_{\text{св}}$	-	Свободный объем камеры сгорания
u	-	Скорость горения топлива
β	-	Угол полураствора конуса головной части аппарата
φ	-	Угол внутреннего трения
ρ_T	-	Плотность твердого топлива
α	-	Критерий Победоносцева
λ	-	Коэффициент скорости газового потока в камере двигателя
τ	-	Текущее время работы ДУ
ЛРП	-	Лунный реактивный пенетратор
ДУ	-	Двигательная установка
КПД	-	Коэффициент полезного действия
ПН	-	Полезная нагрузка
РДТТ	-	Ракетный двигатель твердого топлива

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Абрамович, Г.Н. Прикладная газовая динамика / Г.Н. Абрамович –М.: Наука, 1991, -304с.
2. Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований / под общ. Ред. д-ра техн. наук, проф. Г.М. Полищука и д-ра техн. наук, проф. К.М. Пичхадзе. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. – 660с.
3. Автоматические межпланетные станции. - Новости космонавтики. - № 21, - 1996.
4. Алешков, М.Н. Физические основы ракетного оружия. / М.Н. Алешков, И.П. Жуков, Н.В. Савин, Д.Д. Кукушкин, О.П. Макаров, Ю.Г. Фомин - М.: Воениздат, 1972,- 312с.
5. Баландин Вл.Вл., Баландин В.В, Крылов С.В., Цветкова. Экспериментальное изучение и численный анализ внедрения полусферических ударников в сухой песок //Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского. 2011. Вып. 4(5). С. 1992-1994.
6. Барсуков, В.Л. Грунт из материкового района Луны. / В.Л. Барсуков, Ю.А. Сурков // Институт геохимии и аналитической химии им. В.И. Вернадского - М.: Наука, 1979,- 708с.
7. Березанцев, В.Г. Механика грунтов, основания и фундаменты. / В.Г. Березанцев – М.: Трансжелдориздат, 1961, - 340 с.
8. Блинов, Г.А. Техника и технология высокоскоростного бурения. / Г.А. Блинов, Л.Г. Буркин, О.А. Володин и др. - М.: Недра, 1982,- 408с.
9. Бойко, А.А. Краткий справочник горного инженера. / А. А. Бойко - М.: Недра. 1971, - 518с.

10. Большой энциклопедический словарь / Гл. ред. А. М. Прохоров. Изд. 2-е, перераб. и доп. М.; СПб., 2000.
11. Бондарик, Г.К. Полевые методы инженерно-геологических исследований. / Г.К. Бондарик, И.С. Комаров, В.И. Ферронский - М.: Недра, 1967, - 372с.
12. Брылов, С.А. Современная технология проходки шурфов. / С.А. Брылов, Ш.Б. Багдасаров, О.В. Зеленцов, В.И. Несмотряев - М.: Недра, 1971,- 208с.
13. Велданов, В.А. Возможности моделирования проникания тел в грунтовые среды. / В.А. Велданов, А.Ю. Даурских, А.С. Карнейчик, М.А. Максимов - М.: Инженерный журнал: наука и инновации, вып. 9, 2013
14. Велданов, В. А. Влияние реактивной тяги на проникание пенетраторов при изучении строения поверхностного слоя космических объектов. / В.А.Велданов, А. Ю. Даурских, С. В. Федоров, Н. А. Федорова - М.: Наука и Образование, вып. 2, 2014
15. Верлан, А.А. Научно – служебный комплекс внедряемого зонда проекта «ЛУНА-ГЛОБ». / А.А. Верлан, П.А.Вятлев, В.П. Долгополов, Л.И. Москалева, В.К. Сысоев. – XXXIV академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П.Королева и других выдающихся отечественных ученых–пионеров освоения космического пространства. Тезисы докладов. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010
16. Вознесенский, Е.А. Динамическая неустойчивость грунтов. / Е.А. Вознесенский - М.: Эдиториал УРСС, 1999, - 261 с.
17. Волков, В.Т. Исследование и стендовая отработка ракетных двигателей на твердом топливе. / В.Т. Волков, Д.А. Ягодников - М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007, – 296 с.
18. Высокоскоростные ударные явления. / Под ред. Р.Кислоу - М., Мир, 1973, - 536с.

19. Вялов, С.С. Реологические основы механики грунтов / С.С. Вялов // Уч. пособие для вузов. - М.: Высшая школа, 1978, - 447с.
20. Галимов, Э.М. Замыслы и просчеты: Фундаментальные космические исследования в России последнего двадцатилетия. / Э.М. Галимов // Двадцать лет бесплодных усилий: С приложением: Отзывы на первое издание. Дискуссии. Комментарии. №21. – М.: Едиториал УРСС, 2010, - 304 с.
21. Галкин, И. Н. Строение Луны. / И.Н. Галкин, В.В. Шварев -М.: Знание, 1977.
22. Гарькавый, А.А. Двигатели летательных аппаратов. / А.А. Гарькавый, А.В. Чайковский, С.И. Ловинский - М.: Машиностроение, 1987, - 288с.
23. Генезис и модели формирования свойств грунтов. / Под ред. В.Т. Трофимова и В.А. Королёва // Тр. Межд. научн. конф. - М.: МГУ, 1998, - 163 с.
24. ГОСТ 20522-96. Грунты. Методы статистической обработки результатов испытаний. - М., МНТКС, 1997, 28 с.
25. ГОСТ 25100-95. Грунты. Классификация. - М.: МНТКС, 1996. 31 с.
26. Грунтоведение. / Учебник под ред. Е.М. Сергеева.// 5-е изд. – М.: МГУ, 1983, - 392 с.
27. Губертов, А.М. Газодинамические и теплофизические процессы в ракетных двигателях твердого топлива. / А.М. Губертов, В.В. Миронов, Д.М. Борисов и др. // Под ред. Коротеева А.С. - М.: Машиностроение, 2004, – 512 с.
28. Демидова, С.И. Лунные метеориты и вещественный состав лунной коры. / С.И. Демидова // Автореферат диссертации на соискание ученой степени кандидата геолого-минералогических наук, ГЕОХИ РАН, Москва, 2011.
29. Демидова, С.И. Химический состав лунных метеоритов и лунной коры / С.И. Демидова, М.А. Назаров, К.А. Лоренц, Г. Курат, Ф. Брандштеттер, Т. Нтафлос // Петрология, 2007, Т. 15, №4, - с. 416-437.

30. Демьянов, Ю.А. Прочность при интенсивных кратковременных нагрузках. / Х.А. Рахматулин, Ю.А. Демьянов - М.: Физматгиз, 1961, – 400с.
31. Жарков, В.И. Введение в физику Луны. / В.И. Жарков, В.Л. Паньков, А.А. Калачников, А.И. Оснач - М.: Наука, 1969, - 311 с.
32. Жуков Б.П. и др. Твердотопливные реактивные аппараты скоростного бурения грунтов. ЦНИИТИ и ТЭИ. 1981.
33. 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.
34. Заговорчев В.А. Выбор параметров лунных пенетраторов со сквозным каналом. / В.В. Родченко, Э.Р. Садретдинова, В.А. Заговорчев. М.: Вестник МАИ, 2014.
35. 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.
36. Зельдович, Я.Б. Теория нестационарного горения пороха. / Я.Б. Зельдович, О. И. Лейпунский, В. Б. Либрович - М.: Наука, 1975, — 132с.
37. Ильюшин, А.А. Механика сплошной среды. / А.А. Ильюшин - М.: МГУ, 1990, –310с.
38. Инженерная геология России. / Под ред. Трофимова В.Т., Вознесенского Е.А. и Королёва В.А. // Том 1. Грунты России. - М.: КДУ, 2011, - 672 с.
39. Кантер, А.В. Аппаратура и метода измерения при испытаниях ракет. / А.В. Кантер – М.: Оборонгиз, 1963, - 520с.

40. Кемуджиан, А.Л. Автоматические станции для изучения поверхностного покрова Луны / А.Л. Кемуджиан, В.В. Громов, И.И. Черкасов, В.В. Шварев. – М.: Машиностроение, 1976. – 200 с.
41. Кемуджиан, А.Л. Планетоходы. / А.Л. Кемуджиан, В.В. Громов, И.Ф. Кажукало и др., под ред. А.Л. Кемуджиана. // 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1993, – 400с.
42. Королёв, В.А. Термодинамика грунтов. / В.А. Королёв // Учебное пособие. - М.: МГУ, 1997, - 167 с.
43. Космохимия Луны и планет. / Под. ред. А. П. Виноградов - М.: Наука, 1975, - 764 с.
44. Котов В.Л., Баландин Вл.Вл., Линник Е.Ю., Баландин В.В. Численный анализ методики прямого эксперимента при внедрении полусферического ударника в песчаный грунт//Проблемы прочности и пластичности. 2011. Вып. 73. С. 51-57.
45. Луна – шаг к технологиям освоения Солнечной системы / Под научной редакцией В.П. Легостаева и В.А. Лопоты. –М.: РКК «Энергия», 2011, -584с.
46. Лунный грунт из Моря Изобилия. / Под ред. А.П. Виноградова. – М.: Наука, 1974, - 624 с.
47. Лунный грунт из Моря Кризисов. / Под ред. В.Л. Барсуков - М.: Наука, 1980, - 360с.
48. Маров, М.Я. Космические исследования Луны и планет. / М.Я. Маров, Ю.А. Нефедьев, А.В. Гусев // Земля и Вселенная, 2010, №2, - с. 53-60.
49. Маслов, Н.Н. Основы инженерной геологии и механики грунтов. / Н.Н. Маслов М.: Высшая школа, 1982, - 511с.
50. Межпланетные станции. - Новости космонавтики. - № 12, - 2013

51. Москалев, А.Н. Повышение эффективности термического и механического бурения. / А.Н. Москалев - М.: Недра, 1973, -184с.
52. Мосесов, С.К. Технология бестраншейный прокладки трубопроводов. / С.К. Мосесов // Автореферат, 1986.
53. Модели в механике сплошной среды. Сборник. ШТ. 1979.
54. Назаров, М.А. Алумоэнстатиты лунных метеоритов и глубинные породы Луны / М.А. Назаров, Л.Я. Аранович, С.И. Демидова, Т. Нтафлос, Ф. Брандштеттер // Петрология, 2011, Т. 19, №1, - с. 14-26.
55. Назаров, М.А. Лунные породы. [Электронный ресурс]. / М.А. Назаров //Лаборатория метеоритики ГЕОХИ, статья – М.: ГЕОХИ РАН, 2002, - Режим доступа: <http://www.meteorites.ru/menu/moon/index.php?active=moonrocks>
56. Назаров, М.А. Поток лунных метеоритов на Землю. / М.А. Назаров, Д.Д. Бадюков, К.А. Лоренц, С.И. Демидова // Астрономический вестник, 2004, Т. 38, №1, - с. 53-62.
57. Огородникова, Е.Н. Техногенные грунты / Е.Н. Огородникова, С.К. Николаева // Уч. пособ. – М.: МГУ, 2004, - 250 с.
58. Орлов, Б.В. Термодинамические и баллистические основы проектирования РДТТ. / Б.В. Орлов, Г.Ю. Мазинг - М.: Машиностроение, 1968, - 536с.
59. Орнатский, Н.В. Механика грунтов. / Н.В. Орнатский. - М.: МГУ, 1962,- 447с.
60. Основы государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу (утв. Президентом РФ от 19 апреля 2013 г. N Пр-906)
61. Передвижная лаборатория на Луне. «Луноход-1». / Т.1 - М.: 2Наука, 1971, 128 с.

62. Посадка космических аппаратов на планеты. – М.: Машиностроение, 1978, – 159 с.
63. Присняков, В.Ф. Динамика ракетных двигателей твердого топлива. / В.Ф. Присняков - М.: Машиностроение, 1984, - 247с.
64. Проведение бросковых испытаний пенетратора (изд.510,515) на внедрение в различные типы аналогов марсианского грунта. Этап № 3 Обработка и анализ результатов бросковых испытаний динамического макета пенетратора, изд.510, 515 и их сравнение с результатами теоретических расчетов: отчет о НИР. Тема: 76030 - 10010 НИО-10 / О.М. Алифанов, В.А. Чумаков, А.Г. Меднов, А.Н. Гребенников, В.Н. Яроцкий, В.А. Королев, А.А. Иванов, А.Н. Кудрявцев – М.: МАИ – НПО им. С.А. Лавочкина, 1996 г.
65. Рахматулин, Х.А. Вопросы динамики грунтов. / Х.А. Рахматулин, А.Я. Сагомоян, Н.А. Алексеев – М.: МГУ, 1964, – 239 с.
66. Ребрик, Б.М. Бурение скважин при инженерно-геологических изысканиях. / Б.М. Ребрик - М.: Недра, 1973, - 260с.
67. Родченко, В.В. Основы проектирования реактивных аппаратов для движения в грунте. / В.В. Родченко - М.: МАИ-ПРИНТ, 2007, – 52с
68. Родченко, В.В. Выбор параметров пенетратора, входящего в лунный грунт с нулевой скоростью. / В.В. Родченко, А.Г. Галеев, Э.Р. Садретдинова. – М.: Труды МАИ, 2013.
69. Родченко, В.В. Экспериментальная отработка грунтовых реактивных аппаратов. / В.В. Родченко - М.: МАИ, 1995, - 50с
70. Роза, С.А. Механика грунтов. / С.А. Роза - М.: Высшая школа, 1962, – 229с.
71. Сагомоян, А.Я. Волны напряжения в сплошных средах. / А.Я. Сагомоян – М.: МГУ, 1985,- 416с.
72. Сагомоян, А.Я. Проникание. / А.Я. Сагомоян – М.: МГУ, 1974, – 209с.

73. Садретдинова, Э.Р. Выбор параметров пенетратора для исследования лунного грунта. / В.В. Родченко, Э.Р. Садретдинова, Е.В. Гусев // Журнал Т. 17, № 3 – М.: Вестник МАИ, 2010.
74. Садретдинова, Э.Р. Проектирование пенетратора для движения в лунном грунте. / В.В. Родченко, Э.Р. Садретдинова / Молодежь. Техника. Космос. 5 Общероссийской молодежной научно-технической конференции. – СПб.: Военмех. Вестник БГТУ, 2013, с. 89 - 90.
75. Сергеев, Е.М. Грунтоведение. / Е.М. Сергеев – М.: МГУ, 1973, - 387с.
76. Скоростные методы инженерно - геологических исследований для целей массового строительства. / Под ред. И.С. Комаров, В.И. Ферронский, Р. А. Хасин // Всесоюзный научно-исследовательский институт гидрогеологии и инженерной геологии (Москва, Россия) - М.: Недра, 1964, - 289с.
77. Создание и промышленное производство малогабаритных РДТТ длительного торцевого горения с переменным профилем тяги: научно-технический отчет. Шифр «Статуетка-1», этап 3. Инв.№ 14803/ДСП / Э.Р. Садретдинова и др./ – М: ОАО «МКБ «Искра», 2013
78. Соркин, Р.Е. Газодинамика РДТТ. / Р.Е. Соркин - М.: Наука, 1967,- 368с.
79. Станеску, Е.К. Исследование распределения сопротивления грунта в свайном основании. / Е.К. Станеску – М.: Стройиздат, 1967. – 183с.
80. Терцаги, К. Теория механики грунтов. / К. Терцаги – М.: Гос. Изд. литературы по строительству, архитектуре и строительным материалам, 1961, - 506с.
81. Трофимов, В.Т. Грунтоведение. / В.Т. Трофимов, В.А. Королёв, Е.А. Е.А. Вознесенский и др. // Под.ред. В. Т. Трофимова, 6-е изд. — М.: МГУ, 2005, — 1024с.
82. Трофимов, В.Т. Теоретические аспекты грунтоведения. / В.Т. Трофимов – М.: МГУ, 2003, - 114 с.

83. Фахрутдинов, И.Х. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива. / И.Х. Фахрутдинов, Котельников А.Е. // Учебник для машиностроительных вузов - М.: Машиностроение, 1987, - 328с.
84. Федоров, С.В., Велданов В.А. Особенности поведения грунта на границе контакта с недеформируемым ударником при проникании // Прикладная механика и техническая физика. 2005. Т. 46, № 6. С. 116-127
85. Федоров, С.В. Влияние импульса реактивной тяги на глубину проникания исследовательского зонда в грунт планеты. / С.В. Федоров, Н.А. Федорова. - М.: Инженерный журнал: Наука и инновации, 2013
86. Фрондел, Дж. Минералогия Луны. / Дж. Фрондел - М.: Мир, 1978, - с.11.
87. Хартов, В.В. Актовая речь: Нам нужно заново учиться садиться на Луну [Электронный ресурс]. / В.В. Хартов // Статья - М.: Известия, 2012 – Режим доступа: <http://izvestia.ru/news/55>
88. Харр, М.Е. Основы теоретической механики грунтов. / М.Е. Харр – М.: Перев. с англ. Стройиздат, 1971, - 320с.
89. Хэу, Б.К. Основы инженерного грунтоведения. / Б.К. Хэу - М.: Недра, 1975.
90. Циферов М.И. Способ бурения скважин. а/с № 79119 от 29.09.48.
(Циферов М.И. Способ бурения скважин. Заявочные материалы на изобретение. 1948 г. А. с. № 79119. Филиал РГАНТД. Ф. Р-1.Оп. 55-5. Д. 2430.)?
91. Цытович, Н.А. Механика грунтов. / Н.А. Цытович – М.: Госстройиздат, 1940, - 387с.
92. Черкасов, И.И. Грунт Луны. / И.И. Черкасов, В.В. Шварев. М.: Наука, 1975, - 144с.
93. Чуринов, М.В. Справочник по инженерной геологии. / М.В. Чуринов - М.: Недра, 1968, - 540с.

94. Ягунов, А.В. Тепловое разрушение горных пород и огневое бурение. / А.В. Ягунов - М.: Недра, 1973.
95. Anand M., Taylor L.A., Misra K.C., Demidova S.I., Nazarov M.A. KREEPy lunar meteorite Dhofar 287A: A new lunar mare basalt // Meteorit. Planet. Sci. 2003. V. 38. №4. P. 485–499.
96. Agrell S. O., Peckert A., Boyd F. r. et al. Titan chromit, aluminian chromite and ulvospinel from Apollo 11 rocks. – Proc. Apollo 11 Lunar Sci. Conf., 1971, 1, 81.
97. Demidova S.I., Nazarov M.A., Anand M., Taylor L.A. A lunar regolith breccia Dhofar 287B: A record of lunar volcanism // Meteorit. Planet. Sci. 2003. V. 38. №4. P. 501-514.
98. Dens M. R., Douglas J. A., Plant A. G., Trail R. J., Petrology, Mineralogy and deformation of Apollo 11 Samples. - Proc. Apollo 11 Lunar Sci. Conf., 1971, 1, 315
99. L. D. Jaffe, Scientific results of the «Surveyor» lunar landings. Moon and Planets. II. Amsterdam, North Holland, 321 p.
100. Keil K. T. E., Buch T. E. Prinz M. Mineralogy and composition of Apollo 11 Lunar samples. – Proc. Apollo 11 Lunar Sci. Conf., 1971, 1, 561.
101. Nazarov M.A., Kurat G., Brandstätter F., Ntaflos T. Lunar meteorite Dhofar 310: A polymict breccia with deep-seated lunar crustal material // Meteorit. Planet. Sci. 2003. V. 38. Suppl. P. A30.
102. «Surveyor» project final report. Part. II. Science results. – Cal. Inst. of Techn. JPL. NASA tech. rep. 32-1265, 1968, 403 p.
103. Schmitt H. H., Lofgren G., Swann G. A., Simmons G. The Apollo 11 sample: introduction. – Proc. Apollo 11 Lunar Sci. Conf., 1971, 1. 1.
104. Wood J.A., Marvin U.B., Reid J. B., Jr., Teilor G. J., Bower J. F. Powell B. N., Dickey J. S., Jr Mineralogy and petrology of the Apollo 12 lunar sample. – spec. Rept. Smithsonian Astrophys. Obs., 1971, N 333.