

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

На правах рукописи

САДРЕТДИНОВА
Эльнара Рамилевна

**МЕТОД ВЫБОРА ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ РЕАКТИВНЫХ
ПЕНЕТРАТОРОВ ДЛЯ ДВИЖЕНИЯ В ЛУННОМ ГРУНТЕ**

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
Глава 1. ОСОБЕННОСТИ ДВИЖЕНИЯ РЕАКТИВНЫХ ПЕНЕТРАТОРОВ В ЛУННОМ ГРУНТЕ	
1.1. Общая характеристика лунного грунта.....	20
1.2. Физико-механические свойства земных грунтов-аналогов.....	26
1.3. Моделирование процесса взаимодействия лунного реактивного пенетратора с грунтом.....	32
1.3.1. Динамика движения пенетратора в грунте.....	32
1.3.2. Сила сопротивления грунта.....	35
1.3.3. Сила тяги двигательной установки и сила тяжести	46
1.4. Возможные варианты запуска пенетратора в лунный грунт.....	48
Глава 2. ОЦЕНКА ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ РЕАКТИВНОГО ПЕНЕТРАТОРА В ЛУННОМ ГРУНТЕ	
2.1. Определение основных зависимостей, связывающих параметры лунного реактивного пенетратора и траектории	53
2.2. Глубина проникания реактивного пенетратора в лунный грунт.....	59
2.3. Определение оптимальных условий запуска реактивного пенетратора в лунный грунт.....	63
Глава 3. МЕТОД ВЫБОРА ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ЛУННЫХ РЕАКТИВНЫХ ПЕНЕТРАТОРОВ	
3.1. Анализ требований к характеристикам лунных реактивных пенетраторов и постановка задачи.....	73
3.2. Оценка массо–энергетических характеристик двигателя при входе пенетратора в грунт с нулевой скоростью	80
3.3. Выбор проектных параметров пенетраторов, запускаемых с посадочного аппарата в процессе его спуска на поверхность Луны.....	83
3.3.1. Выбор топлива и конструктивной схемы пенетратора.....	84
3.3.2. Выбор программы движения пенетратора в лунном грунте.....	89

3.3.3. Определение необходимого запаса топлива для лунного реактивного пенетратора 94

3.4. Определение параметров лунного реактивного пенетратора с помощью номограмм.....100

Глава 4. СРАВНЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ ТЕОРЕТИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ С ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫМИ ДАННЫМИ

4.1. Особенности экспериментальной отработки пенетраторов..... 106

4.2. Сравнение результатов расчета параметров ЛРП с экспериментальными данными111

4.3. Результаты и рекомендации по исследованиям реактивных пенетраторов для внедрения в грунты.....115

ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....124

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ.....125

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....127

ВВЕДЕНИЕ

Со середины 60-х годов двадцатого столетия после прилунения автоматических аппаратов «Луна-13» и «Сервейор» на поверхность Луны началась эра горных и буровых работ, выполненных на поверхности других планет. После этого появились многочисленные проекты и конструкции буровых установок и устройств по извлечению и отбору горных пород, среди которых лидирующее положение принадлежит буровым станкам советских лунных автоматических станций «Луна-16», «Луна-20» и «Луна-24» [1,34,35,98,95].

Американскими астронавтами первые скважины на Луне были пробурены ручными инструментами во время экспедиций «Аполлон-11», «Аполлон-12» и «Аполлон-14». Тогда же были взяты и первые керны диаметром около 0,02 м из подповерхностных грунтов Луны с помощью ручных алюминиевых трубчатых грунтоносов, которые забивались молотком в реголит; при экспериментах были отобраны две пробы грунта с глубины 0,15 м, при этом на эту операцию было потрачено 40 минут времени из 3 часов пребывания на Луне. Усовершенствованная конструкция грунтоносов позволила в последующих экспедициях с меньшими затратами усилий взять две пробы на глубинах 0,35 м и 0,7 м [34,92,94,99,100,101].

На советских автоматических и американских ручных буровых установках, работавших на Луне, успешно испытан шнеко-колонковый способ очистки скважины от выбуренной горной породы в комбинации с колонковым бурением. Это бурение выполнялось обычными твердосплавными коронками традиционными колонковыми трубами и кернорвателями, а забой очищался вращающимся шнековым транспортером, находящимся на внешней поверхности колонковой и бурильной трубы [10, 35].

В принципиальном плане такой способ бурения давно применялся при бурении инженерных скважин в процессе геологических изысканий при этом такие недостатки шнекового бурения как ограничение области применения для вязких и сыпучих пород, низкий КПД шнековой очистки из-за высокого трения о стенки скважины, большой расход энергии при увеличении глубины скважины

частично компенсируются комбинированным способом бурения. Следует отметить, что шестикратное снижение массы частиц шлама на Луне является благоприятным фактором для бурения, хотя и снижает сцепление частиц с поверхностью спирали, но в целом оно повышает производительность и КПД шнеков с увеличением глубины скважины.

Хотя шнековый способ очистки забоев скважин прост и удобен, но по мере увеличения глубины скважины производительность шнека резко снижается, а ударные усилия, передаваемые с поверхности, теряют эффективность.

С помощью буровой установки автоматической межпланетной станции «Луна-24» было проведено бурение наклонной под углом 30° к местной вертикали скважины общей глубиной 2,25 м, причем за 10 мин было пройдено 1,5 м [1,34,35].

Все пробуренные к настоящему времени скважины на Луне по глубине пока не превышают трех метров.

Так, для изучения подповерхностных слоев Марса на космическом корабле «Марс-96» были установлены исследовательские зонды нового типа (рис. 01), оборудованные системами и устройствами, обеспечивающими его движение после отделения от орбитального аппарата, внедрение в породу, проведение научных исследований и передачу научной информации на орбитальный аппарат для ее ретрансляции на Землю [1,2,18].

В составе этих зондов имелись пенетраторы, предназначенные для жесткой посадки с расчетом, что их головная часть, представляющая собой проникающий зонд с датчиками, при этом значительно углубится в марсианские породы. Внедрение головной части пенетратора в подповерхностный грунт на глубину до нескольких метров происходит с большой начальной скоростью за счет энергии спуска пенетратора с орбиты искусственного спутника Марса, лишь частично погашенной торможением в атмосфере с помощью надувного тормозного устройства.

Целями проекта «Луна-Глоб», также как и российско-индийской программы «Луна-Ресурс», являются контактные и дистанционные научные исследования

состава и тепловых свойств реголита, внутреннего строения Луны, плазменной и пылевой экзосферы [13,42]. Космический комплекс «Луна-Глоб» включает орбитальный (перелетный) аппарат для дистанционного изучения Луны и ее окрестностей с полярной орбиты и посадочный аппарат (рис. 02) для проведения контактных научных исследований в одном из околополярных районов Луны.

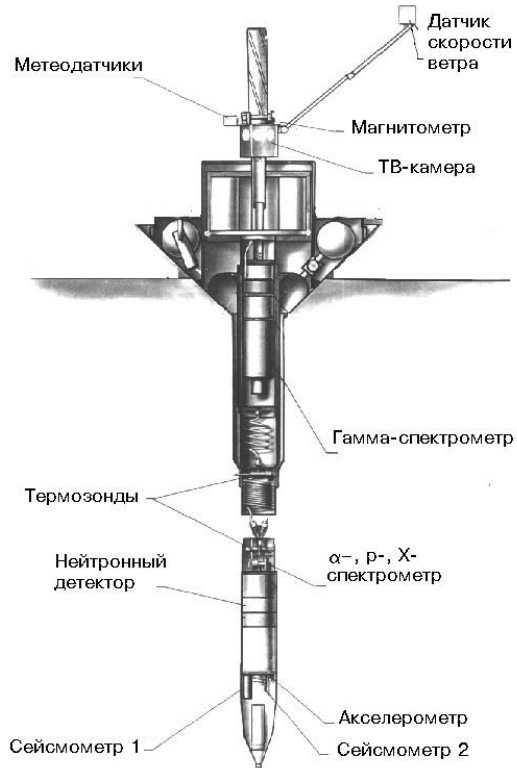


Рис. 01. Инерционный пенетратор

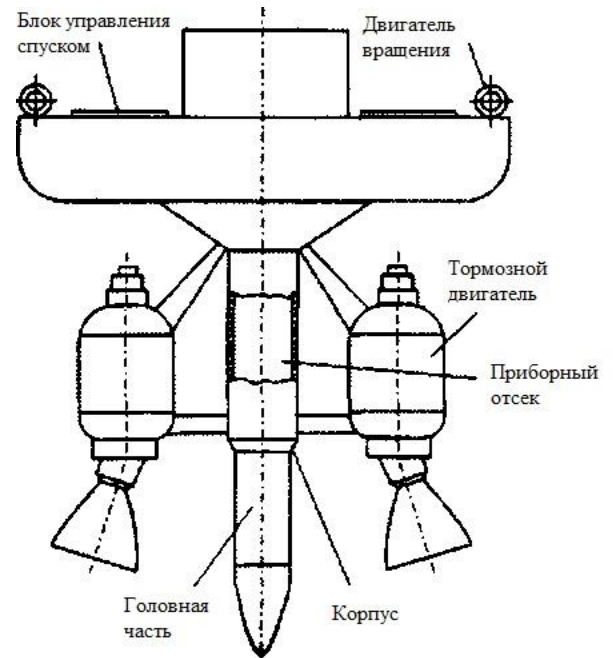


Рис. 02. Схема посадочного аппарата

Согласно проекту экспедиции «Луна-Глоб», районы внедрения двух пенетраторов должны находиться в экваториальной области, на расстоянии друг от друга не менее 1000 км, например в Океане Бурь и Море Изобилия. В случае реализации проекта с тремя пенетраторами, третий должен располагаться на расстоянии от экваториальной области примерно на 1000 км по широте. Так как почти все лунные бассейны показывают утончение коры в той или иной степени, имеет смысл выбрать в качестве мест внедрения пенетраторов днища древних кратеров в бассейнах крупных морей, где толщина реголита будет превышать глубину внедрения пенетраторов. Минимальная глубина внедрения должна быть не менее 2 м. Согласно корректировке российской программы исследований Луны

по реализации орбитального лунного проекта из ОКР «Луна-Глоб» в ОКР «Луна-Ресурс 1», в рамках ОКР «Луна-Глоб» должен быть реализован посадочный аппарат «Луна-25» с облегченной платформой и уменьшенной полезной нагрузкой, а в рамках ОКР «Луна-Ресурс 1» - орбитальный аппарат «Луна-26» и полномасштабный посадочный аппарат «Луна-27» [13,42,83].

Возможно, только с помощью бурения на космических телах, в первую очередь автоматического - без участия человека, будет дан ответ на вопрос о закономерностях эволюции планет, при которых зарождение жизни является либо продуктом локальной случайности, либо результатом пока неизвестных причин. По мере освоения космических тел задачи, стоящие перед внеземным бурением, будут неизбежно усложняться. Понадобится бурение скважин на глубины десятков и сотен метров для изучения распространения мерзлоты на поверхности некоторых планет и спутников, для поиска, например, воды, для сейсмических, биологических и других исследований. Бурение может оказаться необходимым при строительстве лунных баз. Существует проект [42] строительства лунной базы с помощью скважины глубиной несколько десятков метров, на забое которой будет взорван заряд большой мощности. При этом образуется сферическая полость, вполне пригодная для оборудования рабочего помещения, надежно защищенная толщей лунного грунта от больших перепадов температур и космического излучения.

Существующие методы и средства образования скважин в грунте, а также основные характеристики этих средств приведены на рис. 03. и в таблице 01. Для исследования внутренней структуры Луны и решения целого ряда научных задач, связанных с образованием скважин в лунном грунте, а также доставкой научной аппаратуры, располагаемой в приборном отсеке (ПО), в заданную область грунтового пространства и (или) возвращением ее на поверхность грунта, предполагается использовать реактивные пенетраторы, представляющие собой устройства, снабженные ракетными двигателями, способные двигаться в грунтах с высокими скоростями и обеспечивать существенное снижение перегрузок, действующих на ПО.

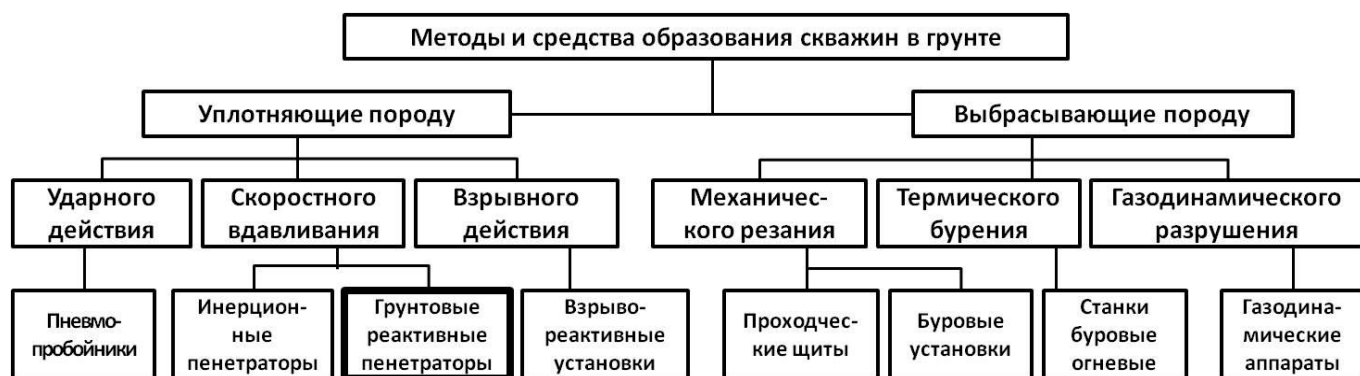


Рис. 03. Методы и средства образования скважин в грунте

Таблица 01

Основные характеристики средств образования скважин в грунте

Устройство для образования скважины	Диаметр скважины, м	Глубина скважины, м	Масса устройства, т	Скорость проходки, м/с	Стоимость погонного метра, у.е./п.м.
Механического резания	0,4	200	11,5	$(2 - 3) \cdot 10^{-2}$	17,7 – 138
Вращательного действия	0,49	400	267	$(3 - 4) \cdot 10^{-2}$	56,5 – 234
Термические	0,5	20	43	$(5 - 7) \cdot 10^{-3}$	9,1 – 22,8
Взрывного действия	0,44	15	0,1	$2,3 \cdot 10^{-3}$	2 – 10
Газодинамическая	0,4 – 0,5	20	1,0	0,39	56,7
Инерционный аппарат	0,4	100	3,9	333,4	–
Грунтовой реактивный аппарат	0,4	100	0,8	80-200	12,1 – 25,2

В.В. Хартов [42] отмечает, что появились новые данные, добытые с помощью российских приборов, установленных на западных спутниках Луны, - «... что в районе полюсов есть признаки льда. А это в корне меняет ситуацию, потому что лед – это вода, это кислород, это водород. Раз есть вода, можно строить планы по «гуманизации» Луны. Но чтобы эти факты проверить, нужно приземлиться в районе лунных полюсов и пробурить скважину хотя бы в метр-

два». И эта задача планируется решить в ближайшие годы (2016-18 гг.) аппаратами «Луна-25», «Луна-26», «Луна-27».

В качестве силовой установки для пенетраторов может оказаться целесообразно применять ракетный двигатель твердого топлива (РДТТ), поскольку он имеет наивысший показатель среди всех других тепловых машин по запасу энергии на единицу объема и по удельной лобовой мощности. Кроме этого РДТТ способен даже при постоянной поверхности горения заряда обеспечить требуемый рациональный режим изменения тяговых характеристик [67].

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 аппаратами 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 аппаратов подобного типа. Поэтому задача разработки нового метода выбора проектных параметров лунных реактивных пенетраторов **является актуальной**.

Рассматриваемая в настоящей диссертационной работе **научная задача** посвящена разработке метода выбора параметров и характеристик реактивных пенетраторов для движения в подповерхностных слоях Луны. Предложенный метод позволяет определить совокупность проектных параметров пенетратора, обеспечивающих выполнение поставленного перед ним задания и дающих экстремальное значение критерия оптимизации (некоторой целевой функции выбираемых переменных).

К настоящему времени существует ряд работ, в направлении выработки рекомендаций и методик проектирования грунтовых реактивных аппаратов. Так, С.П. Дворянкин [59] рассмотрел вопросы, связанные с определением целесообразности применения этих аппаратов в военных целях, обоснованием

технических требований и совершенствованием основных характеристик ракет, проникающих в грунт.

В работах В.А. Велданова представлены результаты расчетно-теоретических исследований по анализу возможности использования импульса реактивной тяги для увеличения глубины проникания высокоскоростных исследовательских модулей-пенетраторов, которые могут применяться при изучении строения поверхностного слоя Земли, а в ближайшей перспективе и других космических тел Солнечной системы [11,12].

В работе С.К. Мосесова [45] разработана технология бестраншейной прокладки трубопроводов с применением грунтопрокалывающего устройства, использующего в качестве силовой установки парореактивный двигатель.

Эти работы вносят определенный вклад в развитие методических основ разработки грунтовых реактивных аппаратов, однако посвящены они решению конкретных задач, связанных с применением подобных аппаратов и поэтому носят частный характер.

Общее обоснование тенденции совершенствования тактико-технических характеристик грунтовых реактивных аппаратов проведено в работах В.В. Родченко [59,60], где сформулированы методологические подходы к разработке, созданию и внедрению эффективных теоретических и экспериментально обоснованных методов проектирования грунтовых реактивных аппаратов различного назначения.

Цель настоящей работы состоит в разработке метода определения параметров и рациональных условий запуска реактивных пенетраторов, предназначенных для исследования подповерхностных слоев (реголита) Луны.

Для достижения поставленной цели необходимо путем проведения комплексного исследования по ряду принципиальных и методических вопросов моделирования процесса взаимодействия реактивных пенетраторов с реголитом определить оптимальные проектные параметры лунного реактивного пенетратора (ЛРП) по выбранному критерию эффективности.

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 аппарата на поверхность Луны.

Поскольку сравниваемые варианты лунных реактивных пенетраторов предназначены для решения одинаковых задач, можно принять, что указанные расходы пропорциональны начальной (стартовой) массе ЛРП на посадочном аппарате (ПА).

В свою очередь, при создании лунных реактивных пенетраторов, запускаемых с ПА и имеющих не нулевую скорость входа в реголит, уменьшение стартовой массы не всегда оправдано, так как глубина проникания таких ЛРП зависит и от кинетической энергии, определяемой скоростью подлета к разделу сред и массой пенетратора.

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. Проведение анализа состава реголита и выбора земных грунтов-аналогов как среды для движения лунного реактивного пенетратора.

2. Определение соотношений, связывающих проектные параметры ЛРП и условия его запуска с физико-механическими характеристиками грунтов-аналогов.

3. Составление общей схемы запуска пенетратора и определение глубины проникания реактивного пенетратора в лунном грунте

4. Проведение расчетов по определению оптимальных условий запуска реактивного пенетратора в лунный грунт.

5. Разработка метода выбора параметров и характеристик реактивного пенетратора, обеспечивающего доставку ПО на заданную глубину оптимальным способом.

6. Проведение экспериментальной проверки основных зависимостей по определению силы сопротивления, глубины проникания и скорости движения при различных способах запуска реактивного пенетратора в грунт.

Методы исследования. Задача определения оптимальных параметров и характеристик реактивного пенетратора для движения в грунте формируется следующим образом: значения параметров пенетратора, а также условия его запуска выбираются, чтобы он доставлял заданную полезную нагрузку на определенную глубину при минимуме энергетических затрат, определяемых суммарным импульсом топлива, или на максимальную глубину при заданном суммарном импульсе топлива.

Для решения поставленной задачи привлекаются уравнения, описывающие движение пенетратора, массовые, прочностные, энергетические и другие зависимости, устанавливающие связь между выбираемыми параметрами и глубиной проникания.

При исследовании экстремума целевой функции используется метод неопределенных множителей Лагранжа.

Научная новизна работы заключается в следующем.

1. Разработан метод выбора параметров реактивных пенетраторов для движения в лунном грунте. Метод позволяет определить параметры и характеристики, а также условия запуска пенетратора, доставляющего приборный отсек на максимальную глубину при заданной массе конструкции и топлива или на заданную глубину при минимальной заданной массе конструкции и топлива.

2. Проведен анализ состава лунного реголита с целью определения земных грунтов-аналогов как среды для движения реактивного пенетратора и нахождения основных зависимостей, связывающих проектные параметры ЛРП и условия его запуска с физико-механическими характеристиками этих грунтов-аналогов.

3. На основании экспериментальных исследований проведена валидация предложенного метода по выбору проектных параметров реактивного лунного пенетратора путем сравнения результатов расчета и опытных данных, полученных при запусках модельных аппаратов в грунты-аналоги.

Практическая значимость работы. Разработка метода выбора оптимальных проектных параметров лунных реактивных пенетраторов дает возможность рассмотреть большое число вариантов исполнения ЛРП на ранних стадиях проектирования, что приведет к созданию рациональной конструкции при обеспечении максимальной энергетической и массовой эффективности и снижению материальных затрат на ее отработку.

Достоверность и обоснованность полученных результатов обеспечена строгостью используемого математического аппарата и подтверждена сравнением результатов численного моделирования с известными экспериментальными данными и верификацией на упрощенных моделях, для которых существуют аналитические решения.

На защиту выносятся результаты проведенных автором исследований по вопросам теории и методики моделирования процессов движения пенетратора в лунном грунте. К результатам относятся:

- метод выбора оптимальных проектных параметров реактивных пенетраторов;
- методика определения основных соотношений, связывающих параметры ЛРП, условия его запуска и физико-механические характеристики грунтов-аналогов лунного реголита.
- апробация работоспособности предложенного метода на числовых примерах;
- экспериментальное подтверждение основных зависимостей по определению силы сопротивления, глубины проникания и скорости движения по результатам проведенных ранее исследований.

Апробация результатов работы. Положения и результаты работы докладывались:: на Научно-технической конференции студентов и аспирантов аэрокосмического факультета МАИ (Москва, 2006); на конференции «Авиация и космонавтика-2006» (Москва, 2006); на конференции «Авиация и космонавтика-2007» (Москва, 2007); на конференции «Современные проблемы экологии», (Москва, 2010); на V Общероссийской молодежной научно-технической конференции «Молодежь, техника, космос» в Балтийском государственном техническом университете «Военмех» имени Д. Ф. Устинова (Санкт-Петербург, 2013); на Московской молодёжной научно-практической конференции «Инновации в авиации и космонавтике-2014» (Москва, 2014) [65,69,70].

Основные положения и результаты работы представлены в пяти научных статьях, опубликованных в рецензируемых журналах и входящих в рекомендованный ВАК Минобрнауки РФ перечень изданий [66,67,68,71,72].

Результаты работы внедрены в учебный процесс кафедр Аэрокосмического факультета Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)».

Личный вклад. Постановка задач исследования, результаты разработки метода выбора параметров и характеристик реактивного пенетратора, обеспечивающего доставку ПО на заданную глубину оптимальным способом,

проведенные расчеты и сравнение расчетных данных с экспериментальными данными в диссертационной работе выполнены лично соискателем.

Структура работы. Работа состоит из введения, четырех глав, заключения и списка литературы.

Содержание работы.

Во введении обосновывается актуальность выбранной темы диссертации, формулируются цели и задачи 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 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 грунты-аналоги, позволяющие установить связи между внедряемым аппаратом и средой. Составляется общая схема запуска реактивного пенетратора в грунте, позволяющая исследовать движение пенетратора на всех участках траектории, как в прилунном пространстве, так и в реголите, а также определяются силы действующие на пенетратор при движении его в грунте.

Ближайшим земным аналогом лунного грунта по химическому и минералогическому составам, плотности и механическим свойствам может служить искусственный пылеватый песок из дробленого базальта, подобранный по гранулометрическому составу надлежащим образом. Из числа природных аналогов ближе других по структуре и механическим свойствам, химическому и минералогическому составам подходит вулканический пылеватый песок базальтового состава из современных неизмененных отложений.

Движение проникающего тела в сплошной среде возможно только при нарушении плотности этой среды и вытеснении части среды в стороны и вперед по отношению к проникающему телу. В процессе проникания происходит неупругое столкновение частиц грунта с проникающим телом, в результате чего

частицы, прилегающие к поверхности тела, приобретают скорость, равную нормальной составляющей скорости проникания в точках столкновения. При этом происходит пластическое сжатие частиц.

В процессе движения в грунте на пенетратор действуют следующие силы: сила тяги двигательной установки, сила тяжести и сила сопротивления среды.

Определение первых двух сил производится по обычным зависимостям движения реактивных снарядов. Поэтому в дальнейшем остановимся на определении силы сопротивления.

Проводимый анализ существующих в настоящее время работ по определению силы сопротивления грунта пенетратору, движущемуся с большой скоростью, показывает, что имеется эмпирическая зависимость, позволяющая определить силу сопротивления с достаточной для инженерной практики точностью. Однако для практического использования этой формулы, необходимо определение коэффициентов, входящих в нее и зависящих от взаимного влияния пенетратора и среды, опытным путем, что приводит к проведению специальных экспериментальных исследований.

Моделирование грунта пластическим газом с необратимой нелинейной объемной деформацией позволяет найти такую зависимость для определения силы сопротивления, в которую входят параметры, характеризующие пенетратор и среду отдельно.

На активном участке движения в грунте на пенетратор, помимо силы сопротивления действуют сила тяги двигательной установки и сила тяжести, которые находятся по обычным зависимостям теории проектирования реактивных аппаратов.

Вторая глава посвящена методике определения основных зависимостей, связывающих параметры лунного реактивного пенетратора и условия его запуска с физико-механическими свойствами грунтов, а также методике определения оптимальных условий запуска пенетратора, имеющего заданные габаритно-массовые и энергетические характеристики. При этом рассмотрены как

припланетный участок траектории движения реактивного пенетратора, так и движения его в реголите с включенной двигательной установкой и по инерции.

На стадии предварительных изысканий общую задачу определения оптимальных параметров и условий запуска пенетраторов для движения в грунте целесообразно разбить на две частные задачи: определение оптимальных условий запуска и определение оптимальных параметров пенетратора, имеющего заданные условия запуска.

Поскольку коэффициенты, входящие в формулу для определения сопротивления слабо зависят от скорости движения, то, полагая их постоянными, для случая движения с постоянной тягой, находятся аналитические зависимости для определения скорости, ускорения и глубины проникания как функции параметров пенетратора, условий его запуска и характеристик грунта.

Выражение для определения глубины проникания на участке движения с включенным двигателем зависит от соотношения тяги двигательной установки и статического сопротивления грунта, поэтому и полная глубина проникания реактивного пенетратора в грунт зависит от этого соотношения. В работе находятся зависимости скорости, ускорения и глубины проникания для различных соотношений тяги и статического сопротивления с учетом изменения массы пенетратора в процессе работы двигателя и для случая осредненной массы.

Для решения задач по выбору оптимальных условий запуска и определению оптимальных параметров пенетратора, запускаемого с поверхности грунта с нулевой скоростью входа в грунт, использовался метод неопределенных множителей Лагранжа.

В третьей главе приводится метод выбора проектных параметров лунных реактивных пенетраторов. На основе анализа требований к характеристикам ЛРП проведена оценка массо-энергетических характеристик двигателя при входе пенетратора с нулевой скоростью, а также предложена методика выбора проектных параметров пенетраторов, запускаемых с посадочного аппарата в процессе спуска его на поверхность Луны.

В частности, определены потребная тяга двигательной установки и минимально необходимая масса топлива для лунного реактивного пенетратора, запускаемого вертикально к поверхности реголита с нулевой начальной скоростью входа, при условии, что время работы двигателя в грунте равно полному времени работы двигательной установки.

Определенный практический интерес представляет лунные реактивные пенетраторы, запускаемые с посадочного аппарата во время его спуска на поверхность Луны, способные входить в реголит с высокой скоростью и достигающие при этом существенных глубин проникания. Установка на такие пенетраторы двигателя позволяет, кроме увеличения глубины проникания, существенно уменьшить массу проникающего пенетратора и значительно снизить уровень продольных перегрузок, действующих на конструкцию и полезную нагрузку.

В работе предложены методические принципы выбора программы движения, топлива, конструктивно-компоновочной схемы, позволившие найти оптимальные проектные параметры таких пенетраторов как с помощью аналитических зависимостей, так и путем построения номограмм.

Четвертая глава посвящена экспериментальным исследованиям, связанным с подтверждением основных теоретических положений, разработанных в предыдущих главах.

На основе анализа процессов запуска реактивного пенетратора как с посадочного аппарата, находящегося на поверхности Луны, так и с ПА, имеющего некоторую скорость на участке спуска с окололунной орбиты, сформулированы основные задачи опытной отработки этих процессов в земных условиях на грунтах-аналогах и приведена блок-схема алгоритма экспериментальной отработки лунных реактивных пенетраторов, разработки необходимых испытательных стендов и контрольно-измерительной аппаратуры.

С целью экспериментального подтверждения зависимостей по определению силы сопротивления, глубины проникания, скорости и ускорения движения, а также верификации предложенного метода выбора проектных параметров

лунного реактивного пенетратора были использованы результаты а) опытной отработки реактивных пенетраторов для движения в грунтах, характеристики которых близки к физико-механическим характеристикам лунного реголита и б) бросковых испытаний макетов пенетраторов в модельные грунты, проведенных в Московском авиационном институте в девяностых годах в рамках выполнения хоздоговорных работ с промышленностью.

Совместный анализ теоретических и экспериментальных исследований показывает достаточно хорошую сходимость результатов расчета по предложенному методу и опытных данных.

Глава 1. ОСОБЕННОСТИ ДВИЖЕНИЯ РЕАКТИВНЫХ ПЕНЕТРАТОРОВ В ЛУННОМ ГРУНТЕ

1.1. Общая характеристика лунного грунта

Поверхностный слой Луны (или лунный грунт), 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 [5,25,26,37].

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 [28,38,39,40,88].

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

Средняя мощность реголита в кратере Лемонье, согласно данным «Лунохода-2», составляет 2-3 м при крайних значениях от 1 до 10 м [53,54].

Данные о толщине реголита в морских районах Луны, сделанные на основании снимков, доставленных аппаратами «Сервейер», приведены в таблице 1.1. [34,35,95,98].

Крупнообломочный материал – камни, входящие в состав реголита, распределены по поверхности неравномерно и занимает в среднем от 4 до 18%

поверхности. Результаты статистических подсчетов показывают, что распределение камней по размерам соответствует функции:

$$N = ad^b,$$

где N – число камней, поперечником более d , $a > 0$ и $b < 0$ – постоянные, значения которых различны для отдельных участков местности. Так, при нормировании на площадь в 1 м^2 число камней на валу и внутренних склонах свежих ударных кратеров соответствует значениям $a = 7,0 \cdot 10^3$, $b = -1,8$ (при измерении d в см). Менее сохранившиеся кратеры имеют не столь каменистое окружение, а межкратерная поверхность характеризуется функцией распределения, при $a = 2 \cdot 10^4$, $b = -3,5$. Значения параметров функции, характеризующих распределение по крупности частиц в пяти местах посадки «Сервейеров», представлены в таблице 1.1 [34,35].

Таблица 1.1

Данные о значениях параметров грунта в местах посадки «Сервейеров»

Аппарат	Толщина реголита, м	Пористость $n=0$		Пористость $n=50\%$	
		a	b	a	b
«Сервейор-1» (Океан Бурь)	1-3	$0,5 \times 10^5$	-2,58	5×10^5	-2,45
«Сервейор-3» (Океан Бурь)	1-7	$3,3 \times 10^6$	-2,21	$3,3 \times 10^6$	-2,02
«Сервейор-5» (Море Спокойствия)	3-5	$1,25 \times 10^6$	-2,42	$1,25 \times 10^6$	-2,27
«Сервейор-6» (Залив Центральный)	8-10	$1,91 \times 10^6$	-2,33	$1,91 \times 10^6$	-2,17
«Сервейор-7» (материковый район вблизи кратера Тихо)	0,02-0,15	$7,9 \times 10^5$	-2,47	$7,9 \times 10^5$	-2,29

Сравнивая между собой данные, полученные «Луной-9», «Луной-13» и «Сервейерами» (табл. 1.2), можно отметить, что верхний слой лунного грунта реголита обладает сравнительно постоянными свойствами. Везде лежит рыхлый пылеватый песок с малым сцеплением и довольно высоким внутренним трением, с малой несущей способностью и высокой сжимаемостью.

Приведенные в табл. 1.3 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.

Таблица 1.2

Физические и механические свойства лунного грунта, по данным станций «Луна-9», «Луна-13» и «Сервейер».

№ п/п	Свойства грунта	«Луна-9» и «Луна-13»	«Сервейеры»
1.	Структура	Мелкозернистый, слабосвязный грунт с примесью гравия и камней. По гранулометрическому составу соответствует пылеватому песку	
2.	Плотность, кг/м ³	800-1520	700-1500
3.	Угол внутреннего трения, градус	32	30-40
4.	Сцепление, кПа	0,5	0,12-0,7
5.	Несущая способность, кПа (на глубине 0,03-0,05 м)	68	21-54
6.	Максимальная глубина вскрытой толщи грунта, м	0,045	0,175

Таблица 1.3

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

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.

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 [47,48,49,82,91,93,97] соответствует составу пылеватого песка и характеризуется содержанием фракций крупнее 0,1 мм менее 75% от общей массы. Зерен, крупностью менее 30 мкм встречается мало.

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 . [34,39].

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 [34,39,40,88].

Таблица 1.4

Основные физико-механические свойства лунного грунта в естественном залегании, полученные с помощью аппаратов «Луноход-1» и «Луноход-2»

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
Угол внутреннего трения, градус	< 10	10...15	15...18	18...22	> 22
Относительная частота распространения	-	0,25	0,3	0,3	0,15
Характерные 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

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.

1.2. Физико-механические свойства земных грунтов-аналогов

Для получения аналога грубодисперсного «материкового» грунта Луны необходимо использовать каменисто-щебнистые земные грунты. Наилучшим приближением в этом случае является использование грунта в смеси 40% аглопоритового песка, 20% морского кварцевого песка и 40% золы ТЭЦ.

Смесь же 40 % аглопоритового, 23% флювиогляционного и 37% морского песка дает хорошее приближение по гранулометрическому составу к «морскому» типу реголиту.

«Морской» тип реголита также можно моделировать при помощи смеси 51% аглопоритового песка, 17 % морского кварцевого песка и 32% золы ТЭЦ.

Плотность твердой фазы для грунта-аналога «морского» реголита составляет 2440 кг/м^3 , а плотность грунта меняется от 1530 до 1770 кг/м^3 в зависимости от сложения.

Пористость грунта-аналога колеблется от 28% до 38%. Степень его плотности – 0,55, а уплотняемость – 0,58. Плотность грунта-аналога находится в интервале изменения плотности лунного реголита. Плотность твердой фазы грунта-аналога несколько ниже средней плотности зерен реголита, которая равна $2800 \div 3200 \text{ кг/м}^3$. Соответственно, значение пористости у рыхлосложенного реголита составляет 50÷55%. Это значение несколько выше пористости грунта-аналога.

Для аналога «материкового» реголита значение плотности твердой фазы меньше и составляет 2410 кг/м^3 , но этот грунт обладает более высокой пористостью: 39÷40 % в рыхлом сложении.

Пластическая прочность у аналога «морского» реголита равна 5000 Па в рыхлом сложении и 1280 Па, в плотном сложении. Для грунта-аналога

«материкового» реголита эти значения составляют соответственно 450 Па для рыхлого и 1030 Па для плотного сложения.

Углы внутреннего трения для грунтов-аналогов приблизительно одинаковы и составляют $43^{\circ} \div 44^{\circ}$ [5,17,28,50,88].

Для испытаний бурового оборудования «Луна-16» и «Луна-20» были рекомендованы твердые горные породы, которые, могли залегать на лунной поверхности. Краткие характеристики грунтов-аналогов приведены в табл. 1.5.

Таблица 1.5

Грунты-аналоги, применявшиеся при испытании и тарировке
грунтозаборного устройства

№ п/п	Наименование породы	Удельная плотность, кг/м ³	Средняя объемная плотность, кг/м ³	Временное сопротивление сжатию, МПа	Контактная прочность, МПа
1.	Лава андезито-базальтовая плотная	2850	2600	116	21
2.	Лава андезито-базальтовая пористая	2850	2150	70	5
3.	Туф вулканический высокой прочности	2690	1550	35	2,5
4.	Туф вулканический малой прочности	2670	1100	8	1,2
5.	Дресва аглопоритовая в воздушно-сухом и увлажненном состояниях	1600	980	-	-

Для обоснования правильного выбора проектных параметров лунного реактивного пенетратора необходимо построить его математическую модель процесса проникания в реголит, и провести экспериментальную отработку аппарата на земных грунтах-аналогах. С этой целью рассмотрим некоторые физико-механические свойства земных грунтов, близких к лунному реголиту.

Грунтом называются все рыхлые горные породы коры выветривания каменной оболочки земли (литосферы), которые делятся на несвязанные сыпучие

и связанные, прочность связей которых во много раз меньше прочности самих минеральных частиц.

В самом общем виде грунты можно разделить на следующие виды:

1. Сыпучие грунты, которые в сухом состоянии совершенно не обладают сцеплением, к ним относятся:

а) крупнообломочные - с величиной частиц больше 0,002 м;

б) песчаные грунты - с величиной частиц 0,0005...0,0001 м.

2. Связанные грунты, имеющие сцепление между частицами грунта, изменяющиеся в зависимости от влажности грунта.

3. Органические массы, состоящие из остатков животных и растительных тканей, в большей или меньшей степени разложившихся, и обладающих переменной величиной сцепления.

Наибольшее распространение имеют сыпучие и связанные грунты, классификация которых приведена в таблице 1.6. [20,21,22,23,32,52].

Таблица 1.6

Классификация пород по диаметру частиц

№№ пп	Осадочная порода	Диаметр частицы, 10^{-3} м
1	Валуны	200
2	Булыжники	200-100
3	Галечник	100-60
4	Щебень	60-40
5	Гравий	40-20
6	Дресва	20-2
7	Пески	2-0,05
8	Пылеватые частицы (Лёсс)	0,05-0,01
9	Иловатые частицы	0,01-0,005
10	Глинистые частицы	0,005

С точки зрения структуры, грунт конечно не является сплошной средой. Он состоит из различного размера и различным образом связанных между собой зерен скелета, поры которого заполнены частично грунтовыми водами, а частично воздухом.

Обычно поры составляют 40% всего объема грунта. Характерные размеры грунта измеряются обычно несколькими миллиметрами.

Важнейшими показателями физических свойств грунта являются объемная масса γ , удельная масса ω и природная влажность W .

Грунты обладают целым рядом физических свойств, которые весьма важны для исследования процесса проникания твердого тела в грунт. К числу таких показателей относятся водопроницаемость, сжимаемость, сопротивление сдвигу, несущая способность, угол внутреннего трения, коэффициент сцепления.

Водопроницаемость представляет собой свойство грунтов отводить под действием некоторого градиента воду. По своей природе водопроницаемость определяется пористостью грунта и зависит от степени его уплотнения.

Сжимаемость грунтов, обусловленная изменением их пористости, следовательно, и общего их объема под действием внешних сил, вследствие переупаковки частиц, есть лишь свойство дисперсных материалов.

Объемной массой грунта называется масса 1 м³ грунта вместе с порами, заполненными водой или воздухом. Объемная масса грунта характеризует его плотность: чем меньше пористость грунта, тем больше величина его объемной массы.

Величину *удельной массы* можно определить как отношение массы единицы объема твердой фазы грунта к массе единицы объема воды. Величина удельной массы входит во многие расчетные формулы для определения пористости и сжимаемости глин, поэтому на точность его определения следует обращать серьезное внимание.

Все количество воды, содержащееся в порах грунта в естественном состоянии, называется естественной влажностью. Влажность, выраженная по отношению к массе сухого грунта, называется абсолютной влажностью породы, а

влажность, выраженную по отношению к объему пор - относительной влажностью грунта. Между твердыми частицами грунта в результате их неплотного прилипания друг к другу образуются промежутки различной величины, которые называются порами.

Суммарный объем пор в единице объема, независимо от их величины и заполнения, называется пористостью грунта.

Свойства грунтов и, в частности, их водо- и воздухопроницаемость зависит от размера пор, и от общей величины пористости. У грунтов различного петрографического состава пористость изменяется в большом пределе.

Пористость песков является одной из важнейших его характеристик. Пески плохо уплотняются под действием статистических нагрузок. Наибольшее уплотнение песков достигается методом вибрации, а также воздействием на них динамических нагрузок.

Необходимо заметить, что сжимаемость грунта существенно отличается от сжимаемости обычно рассматриваемых в механике сред, как, например, воздуха, воды, металлов и др.

Объемная деформация этих сред почти полностью восстанавливается при снятии нагрузки, тогда как для грунтов остаточная часть этой деформации существенна, т.е. объемная деформация грунта необратима. Следует также заметить, что, если грунт сильно водонасыщен, то необратимость объемного сжатия пропадает; здесь проявляется упругость воды, заполняющей поры. Казалось бы, что и при сжатии сухого грунта должна сказаться упругость воздуха, как и воды для водонасыщенных грунтов. Однако, здесь силы давления в порах при разгрузке не могут преодолеть силы сцепления и внутреннего трения.

Как указывалось выше, основными характерными особенностями грунтов (в отличии от других материалов) являются их неоднородность, пористость, дисперсность. Эти свойства грунтов проявляются в их многофазности, наличии в них пор и зерен различной величины и формы, различия в прочности зерен различной величины и формы, различия в прочности зерен и связей между ними, различия в свойствах воды, находящейся в порах и т.д. На практике мы имеем

дело с большим объемом грунта, характерные размеры которого на много превышают размеры его частиц, поэтому исследователи моделируют грунт сплошной средой.

Как видно из таблицы 1.7 ближайшим земным аналогом лунного грунта по химическому и минералогическому составам, плотности и механическим свойствам является искусственный пылеватый песок, дробленый базальт и песок андезито-базальтовый. Из числа природных земных аналогов ближе других по структуре и механическим свойствам, химическому и минералогическому составам подходит вулканический пылеватый песок базальтового состава из современных неизмененных отложений.

Таблица 1.7.

Виды грунтов		Плотность грунта, ρ_0 , кг/м ³	Угол внутреннего трения ϑ , град	Коэффициент сцепления $k \cdot 10^{-5}$, МПа	Коэффициент трения скольжения, μ_0	Несущая способность, МПа
Реголит	СССР	800-1520	32-35	5-10	0,30-0,50	0,068
	США	700-1500	30-40	1,2-7	0,25-0,45	0,021-0,054
Земные аналоги	Пылеватый песок	1500-1600	28-35	8	0,4-0,5	0,15 –0,4
	Базальт дробленный	1950	32-37	5-6	0,25-0,50	0,3-0,6
	Песок андезито-базальтовый	1450 - 1550	35-40	3-3,8	0,25-0,60	0,25-0,3
Модельные грунты	Песок, глинистые минералы	1540	37	6	0,25	0,3
	Песок, керамзитобетон	1820	39	8	0,50	0,5

1.3. Моделирование процесса взаимодействия лунного реактивного пенетратора с грунтом

1.3.1. Динамика движения пенетратора в грунте

Движение проникающего тела в сплошной среде возможно только при нарушении плотности этой среды и вытеснении части среды в стороны и вперед по отношению к проникающему телу. Всякое вытеснение грунта требует сообщения кинетической энергии вытесняемой среде, а также расхода энергии на сжатие и деформацию среды. В результате этого среда вокруг проникающего аппарата испытывает некоторое возмущение, распространяющееся на значительное расстояние от зоны движения [41,46,58].

В процессе проникания происходит неупругое столкновение частиц грунта с проникающим телом, в результате чего частицы, прилегающие к поверхности тела, приобретают скорость, равную нормальной составляющей скорости проникания в точках столкновения (рис. 1.1). При этом происходит пластическое сжатие частиц. Последние сталкиваются с соседними частицами, расположенными в направлении нормали к телу, которые, также претерпевают необходимую деформацию сжатия, сталкиваются со следующими частицами и т.д. В силу указанного характера взаимодействия при проникании тел с конической головной частью частицы грунта должны двигаться по прямолинейным траекториям, совпадающим с нормальными к образующей конуса.

Возможны следующие характерные случаи:

1. Скорость проникающего тела весьма мала по сравнению со скоростью звука в грунте, т.е. $\frac{V}{V_{зв}} \ll 1$. В этом случае деформации захватывают весьма большой объем по сравнению с размерами проникающего тела, а величина деформации постепенно затухает при удалении от проникающего тела.

Рассмотрим два случая предельных вариантов:

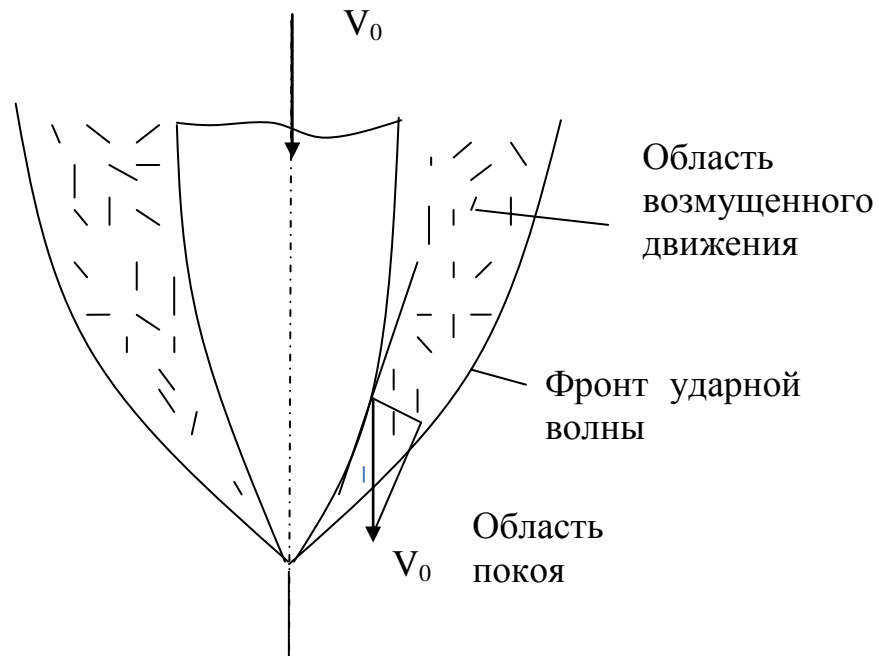


Рис. 1.1. Проникание пенетратора в грунт

а) среда является упругой или находится под действием некоторого давления (собственная масса или внешняя нагрузка), имея такую подвижность, что это давление достаточно для деформирования среды;

б) среда является неупругой и достаточно прочной, чтобы собственная масса или внешнее давление не могли ее деформировать.

В первом случае при движении проникающего тела среда раздвигается и смыкается за телом. Во втором случае среда сохраняет некоторую полость после прохождения тела.

2. Скорость реактивного аппарата V близка к скорости звука $V_{зв}$ в среде, но несколько меньше ее. Это можно математически выразить как $1 - \frac{V}{V_{зв}} \ll 1$. В этом случае зона деформации ограничивается фронтом волны деформации χ_B , движущимся впереди проникающего тела.

При такой схеме погружения, среда должна быть обязательно сжимаемой, потому, что только за счет некоторого конечного сжатия в ограниченной зоне деформации может получиться свободный проход для проникающего тела.

Если бы среда оказалась практически несжимаемой, то это просто означало бы, что скорость распространения деформации (примерно равная скорости звука) настолько велика, что мы имеем рассмотренный выше первый случай.

При $\frac{V}{V_{зв}}$ несколько меньшим, но близким к единице, можно также выделить два характерных случая, а именно:

а) среда упругая или подвижная, находящаяся под действием внешнего давления или собственной массы;

б) среда неупругая или достаточно прочная, чтобы сохранять полученные при проникании деформации.

3. Скорость проникающего тела больше скорости деформаций среды, $V > V_{зв}$ или $\frac{V}{V_{зв}} > 1$.

В этом случае в среде возникает конический фронт волны деформации, ограничивающий деформированную зону от недеформированной и напоминающий собою обычную баллистическую волну, сопровождающую пули, снаряды, движущиеся в воздухе со звуковыми скоростями.

Если движущееся тело имеет: головную часть менее заостренную, чем конус волны деформации, то часть среды увлекается вместе с проникающим телом, как бы дополняя его головную часть и обеспечивая необходимое заострение.

При сверхзвуковых скоростях также возможны случаи упругой и неупругой среды.

Однако эти случаи имеют меньшее отличие друг от друга. Именно в отличие от первых двух случаев при сверхзвуковом проникании как в упругой, так и неупругой среде получают значительные полости вокруг и сзади проникающего тела. Такое явление называют обычно кавитацией.

Обусловленные кавитацией полости могут иметь при больших скоростях в достаточно податливых средах весьма большие размеры. Диаметр каверны бывает существенно больше, чем диаметр проникающего тела [3,57,59].

Рассмотренные режимы движения можно наблюдать при всех скоростях входа проникающего тела в грунт. Но поскольку скорость звука в разных грунтах разная, то и характер его деформации при заданной скорости движения зависит от этого грунта.

В процессе движения в грунте на пенетратор действуют следующие силы: сила тяги двигательной установки, сила тяжести и сила сопротивления среды.

Определение первых двух сил производится по обычным зависимостям движения реактивных снарядов. Поэтому остановимся на определении силы сопротивления, а для первых двух приведем имеющиеся зависимости.

1.3.2. Сила сопротивления грунта

Сопротивление обусловлено взаимодействием тела и среды, причем кинетическая энергия проникающего пенетратора передается среде, затрачиваясь на энергию деформаций и разрушений среды, на сообщение ему некоторых скоростей, необходимых для того, чтобы частицы среды освобождали путь проникающему телу.

В результате на пенетратор действуют, в основном две силы.

1. Сила сопротивления среды F_1 , обусловленная прочностью материала, и не равная нулю при весьма малых скоростях проникания.

2. Сила динамического сопротивления грунта F_2 , обусловленная инерцией вытесняемых при движении масс и приближающаяся к нулю, если скорость проникания также приближается к нулю.

Общая сила F сопротивления среды движущемуся пенетратору может быть представлена в виде двух слагаемых

$$F = F_1 + F_2 . \quad (1.1)$$

Оба слагаемых в правой части являются некоторыми функциями скорости проникания. Можно принять в первом приближении следующие зависимости.

Величина F_1 складывается из некоторой постоянной величины, не зависящей от скорости F_0 , и некоторого дополнительного сопротивления ΔF_0 , обусловленного вязкостью среды.

Известно, что вязкое сопротивление можно, согласно закону вязкости, предложенному Ньютоном, считать пропорциональным скорости движения

$$\Delta F_0 = A_1 V, \quad (1.2)$$

где A_1 – некоторая постоянная величина.

Тогда

$$F_1 = F_0 + A_1 V. \quad (1.3)$$

Эта формула представляет собой общеизвестный закон вязкого сопротивления твердых тел, применяемый к различным видам деформаций (с некоторым приближением).

Сила динамического сопротивления прямо пропорциональна кинетической энергии, сообщаемой среде проникающим телом на единице длины пути проникания. Кинетическая энергия в свою очередь пропорциональна квадрату скорости.

Поэтому можно считать, что

$$F_2 = A_2 V^2, \quad (1.4)$$

где A_2 – постоянная величина.

На основании формул (1.3) и (1.4) можно записать

$$F = F_0 + A_1 V + A_2 V^2. \quad (1.5)$$

Сила F_0 и коэффициенты A_1 и A_2 зависят от размеров, формы проникающего тела и от свойств среды. Эта формула может быть преобразована, в результате чего получается следующая зависимость для определения силы сопротивления среды [7,14,16,27,74]

$$F = F_0 + a S_M V + C_x S_M \left(\frac{\rho_0 V^2}{2} \right), \quad (1.6)$$

где S_M - площадь миделевого сечения пенетратора; a - постоянная, зависящая от свойств среды и формы проникающего тела; C_x - величина, зависящая от числа

Рейнольдса и называемая коэффициентом лобового сопротивления (террадинамическим коэффициентом); ρ_0 - плотность грунта;

В ряде работ [6,8,9,22,23,31,90] при определении статического сопротивления F_0 рассматриваются теоретические решения, базирующиеся на физических предпосылках и решениях задачи теории предельного равновесия.

Роза С.А. [61] получил следующую зависимость для определения удельного лобового сопротивления (несущей способности грунта) $F_{0уд} = \frac{F_0}{S_M}$

$$F_{0уд} = \frac{32(1-\mu)E}{3\pi\alpha(1+\mu)(3+4\mu)}, \quad (1.7)$$

где E - модуль деформации грунта; μ - коэффициент Пуассона; $\alpha = 1...2$ - коэффициент, учитывающий развитие дополнительных напряжений под проникающим зондом.

Для качественной оценки физических процессов, происходящих в грунте при статическом проникании твердого тела, различными исследователями был проведен целый ряд опытов.

Многочисленные эксперименты по статическому зондированию позволили определить средние величины удельного лобового сопротивления для различных грунтов (табл.1.8).

Таблица 1.8

Значения удельных лобовых сопротивлений для некоторых грунтов

№№ пп	Наименование грунта	Удельное лобовое сопротивление (несущая способность), МПа
1.	Песок очень рыхлый	0 – 2,5
2.	Песок рыхлый	2,5 – 5
3.	Песок средней плотности	5 – 10
4.	Песок плотный	10 – 20
5.	Песок очень плотный	> 20
6.	Мягкопластичная глина	< 1
7.	Слабые известники	6 – 8

На рис. 1.3 приведена гистограмма и кривая выравнивающих частот плотности распределения удельного лобового сопротивления грунтов Московской области.

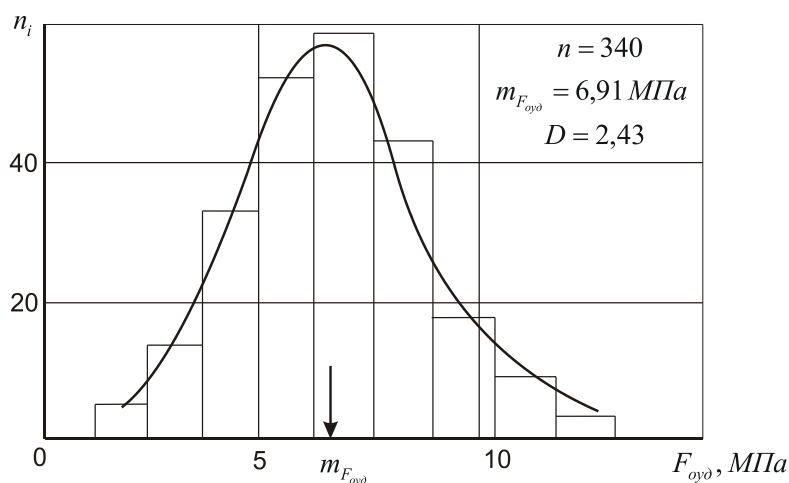


Рис.1.3. Гистограмма и кривая выравнивающих частот распределения удельного сопротивления

В частности, проведены опыты по определению зависимости лобового сопротивления грунта от глубины зондирования (рис. 1.4).

Второе слагаемое в формуле (1.6) характеризует вязкое сопротивление. Величина aV , определяющая роль этого вязкого сопротивления, никогда еще не определялась с достаточной степенью точности.

Это одно обстоятельство уже достаточно для вывода со сравнительно второстепенным значением этого слагаемого. Обычно величина a может считаться пропорциональной удельному лобовому сопротивлению $F_{0,уд}$. Поэтому

в первом приближении, значение $\frac{a}{F_{0,уд}}$ должно быть величиной постоянной и её

порядок можно оценить величиной $\frac{a}{F_{0,уд}} = 0,0005 \text{ с/м}$ [60]. Поэтому, при $V = 100$

м/с , величина $\frac{aV}{F_{0,уд}} = 0,05$, а это обычно небольшая величина по сравнению с

первым и третьим членами выражения (1.6). При решении задач движения

пенетраторов в грунте допустимо пренебрегать вязким сопротивлением, полагая $a=0$. Тогда формула (1.6) может быть записана в следующей упрощенной форме

$$F = \frac{\pi D_H^2}{4} \left(F_{0\text{уд}} + C_x \frac{\rho_0 V^2}{2} \right). \quad (1.8)$$

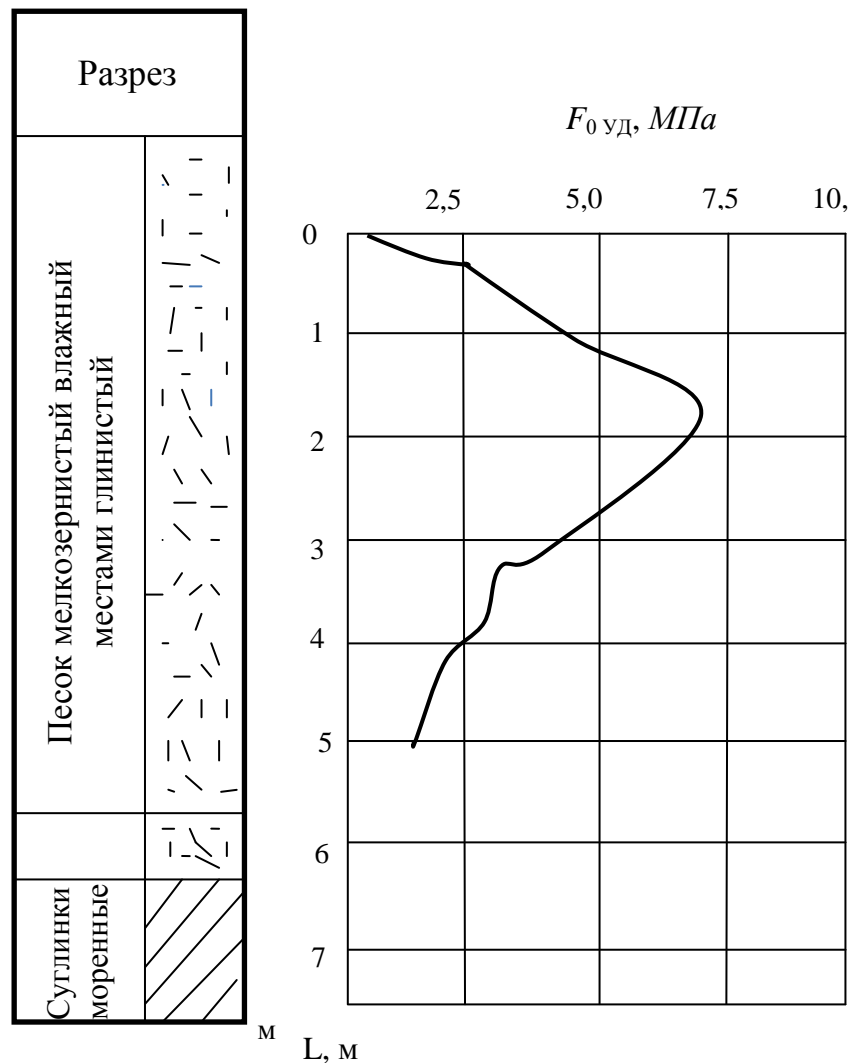


Рис. 1.4. Диаграмма лобового сопротивления песка от глубины зондирования

Третий член в выражении (1.6) или второй (1.8) представляет собой силу динамического сопротивления грунта. Незвестным параметром в этом члене является коэффициент C_x , величина которого определяется опытным путём. При этом оказывается, что для тел одинаковой геометрической формы C_x в первую очередь, зависит от соотношения скорости проникания тела и скорости звука в грунте.

Если скорость звука $V_{зв}$ достаточно мала по сравнению со скоростью проникания V , т.е. $M \gg 1$, то C_x становится величиной почти постоянной. Если скорость проникания близка к скорости звука, то C_x может весьма сильно измениться при малых изменениях скорости проникания тела V . При скоростях проникания тела, меньших скорости звука в грунте величина коэффициента лобового сопротивления C_x может считаться постоянной величиной при изменениях скорости проникновения V в интервалах, небольших по сравнению со скоростью звука $V_{зв}$.

Кроме того, C_x в некоторой мере зависит от безразмерного коэффициента, называемое числом Рейнольдса $Re = \frac{Vd}{\nu}$, где V - скорость тела, d - диаметр или другой характерный размер $\nu = \frac{\mu}{\rho_0}$ - кинетическая вязкость, μ - динамический коэффициент вязкости.

Формула (1.8) дает сравнительно хорошие результаты, удовлетворяющие требованиям, предъявленным к инженерным расчетам. Но для практического использования ее необходимо определение коэффициентов C_x и a экспериментальным путем, что значительно усложняет исследование движения пенетратора в грунте.

Для расчета было бы желательным получение такой зависимости, определяющей сопротивление грунта пенетратору, в которую входили бы параметры, характеризующие грунт и пенетратор отдельно, и отсутствовали бы специальные коэффициенты, определяющиеся взаимным влиянием пенетратора и среды.

В этой связи являются интересными работы Х.А.Рахматулина, А.Я.Сагомояна и Н.А.Алексеева [57,63,64], где определяется глубина и сила сопротивления грунта при проникании осесимметричных заостренных тел в грунты. Анализ теоретических и экспериментальных исследований показывает, что грунт может быть описан несколькими моделями в зависимости от влажности, связанности и некоторых других параметров.

Грунты малой и средней влажности могут быть представлены моделью пластического тела с нелинейной и необратимой объемной деформацией [52,61,62,73,78,79,80,89]. При этом сжимаемость грунта значительна, а следовательно, для решения задач о проникании твердого тела необходимо иметь связь между среднегидравлическим давлением и объемной деформацией.

Для водонасыщенных грунтов объемная деформация становится обратимой и существенны силы вязкости, поэтому легкие грунты целесообразно моделировать вязкой жидкостью (или идеальной в зависимости от величины действующих давлений и граничных условий).

При очень больших давлениях, когда среднегидравлическое давление значительно превосходит касательные напряжения как водонасыщенные грунты, так и грунты воздушной влажности можно рассматривать как сжимаемую жидкость с необратимой или обратимой объемной деформацией.

Грунты очень большой связности (скальные породы) могут рассматриваться как упругие или пластические тела.

Поскольку подавляющее большинство грунтов, в том числе и грунты-аналоги реголита, - это грунты малой и средней влажности, то целесообразно рассмотреть более подробно модель пластического тела с нелинейной необратимой объемной деформацией.

Это модель, для случая движения, с цилиндрической симметрией, описывается уравнениями движения, неразрывности предельного состояния, зависимостью между гидростатическим давлением и объемной деформацией, а также соотношением между осевым напряжением и деформацией.

Уравнения движения и неразрывности грунта в переменных Лагранжа в этом случае будут иметь вид [64]

$$\rho_0 r^\nu \frac{\partial u}{\partial t^2} = (r+u)^\nu \frac{\partial \sigma_r}{\partial r} + (\sigma_r - \sigma_\varphi) \frac{\partial}{\partial r} (r+u)^\nu ; \quad (1.9)$$

$$\frac{1}{\nu+1} \cdot \frac{\partial}{\partial r} (r+u)^{\nu+1} = \frac{\rho_0}{\rho} r^\nu , \quad (1.10)$$

где r - начальное расстояние частицы от центра симметрии (координаты

Лагранжа), u - смещение частицы; ρ_0 , ρ - начальная и текущая массовая плотность частицы грунта; t - текущее значение времени, σ_r - радиальное напряжение; σ_φ - тангенциальное напряжение; $\nu = 2,1,0$ - соответственно для сферического, цилиндрического и плоского случаев движения.

Условие предельного состояния для грунтов имеет следующий вид [86]

$$|\tau| = -\sigma \tan \vartheta + k, \quad (1.11)$$

где τ - касательное напряжение на рассматриваемой площадке в грунте, σ - нормальное напряжение, ϑ - угол внутреннего трения, k - коэффициент сцепления.

В компонентах тензора имеем

$$\frac{\sigma_1 - \sigma_3}{2} = k \cos \vartheta - \frac{\sigma_1 + \sigma_3}{2} \sin \vartheta, \quad (1.12)$$

где $\sigma_1 > \sigma_2 > \sigma_3$ - главные напряжения.

Обозначив $2k \cos \vartheta = \tau_0$, $\sin \vartheta = \mu$, уравнение (1.12) можно записать в виде

$$\sigma_r - \sigma_\varphi = -\tau_0 + (\sigma_r + \sigma_\varphi) \mu. \quad (1.13)$$

Зависимость между объемной деформацией и напряжением, как следует из опытов рис. 1.5, записывается в виде

$$\frac{1}{3}(\sigma_1 + \sigma_2 + \sigma_3) = F(\varepsilon), \quad (1.14)$$

где ε - объемная деформация.

Это уравнение имеет место только тогда, когда идет активный процесс, при котором среднегидростатическое давление и объемная деформации растут. При разгрузке уравнение (1.14) заменяется или условием

$$\rho = \text{const}$$

или зависимостью

$$\frac{1}{3}(\sigma_1 + \sigma_2 + \sigma_3) = F(\varepsilon_0),$$

учитывающей остаточную деформацию ε_0 , достигнутую в процессе нагрузки.

Заметим, что задача определения зависимости между гидростатическим давлением и объемной деформацией, основанная на кривых динамического

сжатия, является одной из самых сложных задач при составлении уравнений, описывающих движение проникающего тела в грунте.

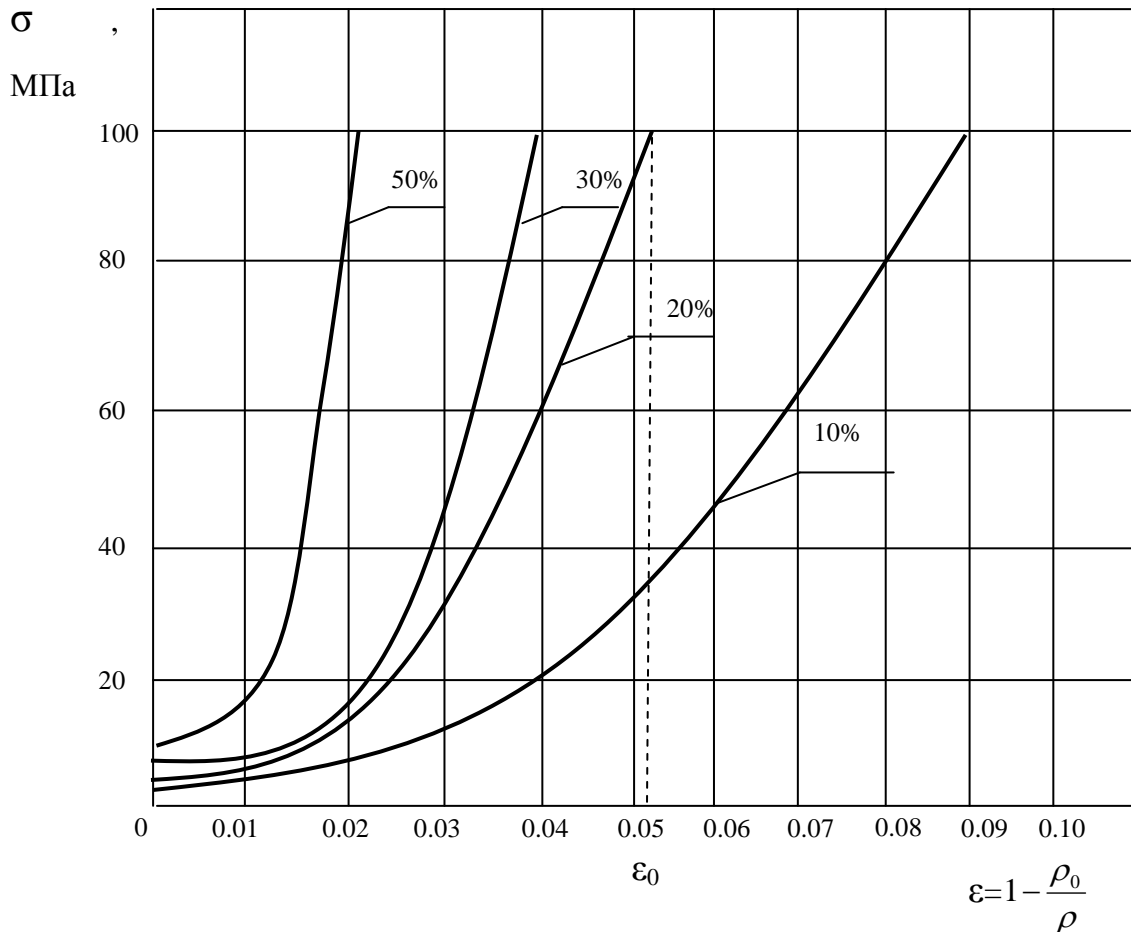


Рис. 1.5. Динамическая кривая сжатия суглинка, содержащего 10% , 20% 30% и 50% глины

Заметим, что задача определения зависимости между гидростатическим давлением и объемной деформацией, основанная на кривых динамического сжатия, является одной из самых сложных задач при составлении уравнений, описывающих движение проникающего тела в грунте.

Результаты опытов показали, что существенного изменения прочности образцов из сухих и слабовлажных грунтов при изменении времени нагрузки от нескольких секунд до 0,05 с не наблюдается.

Зависимость между осевым и радиальным напряжением нелинейна и необратима, что характеризует пластический характер зависимости между

тензором напряжений и деформаций.

На основании вышесказанного А.Я. Сагомоян ввел понятие «пластического газа». Пластическим газом называется сплошная среда, которая при нагружении (увеличении давления) изменяет свою плотность по определенному закону, а при разгрузке (уменьшении давления) сохраняет полученную при нагружении плотность. Повторное нагружение не изменяет плотности пока напряжение не достигает первоначального значения.

Анализ результатов опытов не выявил заметного влияния скорости нагружения на характер динамического сжатия малой и средней влажности. Причем даже при очень сильных сжатиях температура грунта повышалась незначительно, на этом основании можно допустить, что кривые динамического сжатия применимы и на ударном фронте, образовавшемся в грунте при внедрении твердого тела [36,43,44].

Уравнения (1.7), (1.8), (1.13) и (1.14) являются замкнутой системой уравнений, описывающей движение плоское одномерное и движение со сферической симметрией. В случае движения с цилиндрической симметрией отсутствие осевой деформации вызывает появление осевого напряжения σ_z , которое может быть определено из зависимости

$$\sigma_r + \sigma_\varphi = 2\sigma_z + 2GE, \quad (1.15)$$

называемой условием связи, где G - модуль упругости 2-го рода. Если условие (1.15) присоединить к предыдущим, то получим замкнутую систему уравнений для случая движения с цилиндрической симметрией.

В результате решения этой системы уравнений, получено выражение для определения силы сопротивления идеально связного грунта пенетратору [59]

$$F = F_0 + A \frac{dV}{dt} + BV^2, \quad (1.16)$$

где

$$F_0 = \pi h^2 t g^2 \beta \varkappa (a^{1/2} - 1) \left[P_a + \frac{\tau_0}{\nu(1+\mu)} \right]; \quad A = \frac{2}{3} \pi h^3 t g^4 \beta \varkappa \frac{\rho_0}{\nu b_1} (a^{1/2} - 1);$$

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

$$\tau_0 = 2k \cos \vartheta; \varkappa = \frac{1 + \mu_0 \operatorname{ctg} \beta}{1 - \mu_0 \operatorname{tg} \beta}; v = \frac{2\mu}{1 + \mu}; b_1 = \frac{\rho_0}{\rho}; a = \frac{1}{1 - b_1}; \mu = \sin \vartheta,$$

k - коэффициент сцепления; ϑ - угол внутреннего трения; μ_0 - коэффициент трения скольжения; ρ_0 , ρ - плотность грунта перед и за ударной волной; β - угол полураствора головного конуса; P_a - бытовое давление грунта; h - высота головного конуса.

Величина b_1 определяется следующим образом. Из условия на ударной волне следует

$$P - P_a = \rho_0 v_0^2 \operatorname{tg}^2 \beta. \quad (1.17)$$

Динамическая кривая сжатия (рис. 1.5), которая имеет место и на ударной волне, может быть представлена в виде некоторой функции давления от параметра b_1 $\frac{P}{P_1} = \psi(b_1)$, например, $\frac{P}{P_a} = k_1(1 - b_1)^n + k_2(1 - b)$, где k_1 , k_2 и α - статические коэффициенты. Решение этой системы уравнений позволит определить параметр b_1 .

Сравнительный анализ теоретических и экспериментальных исследований [84,85,87] показал хорошую сходимость результатов расчета и эксперимента. Точность определения полной силы сопротивления зависит в основном от точности определения параметров, характеризующих грунт и проникающий пенетратор.

Следует отметить, что в формулу (1.16) входят параметры $(k, \vartheta, \rho_0, P_a, h, \beta)$, которые характеризуют пенетратор и грунт отдельно. Единственным параметром, характеризующим взаимное влияние грунта и материала, из которого выполнена головная часть, является коэффициент трения скольжения μ_0 .

Это обстоятельство является очень важным, поскольку позволяет выполнять проектировочные расчеты по определению параметров и характеристик панетраторов, не прибегая к использованию специальных коэффициентов, определяемых взаимным влиянием проникающего пенетратора и среды.

В дальнейших расчетах для определения сопротивления грунта пенетратору будет использоваться формула (1.16).

1.3.3. Сила тяги двигательной установки и сила тяжести

В зависимости от конструкции пенетратора двигатель может иметь возрастающую (прогрессивное горение), постоянную (нейтральное горение) или убывающую (регрессивное горение) тягу.

Тяга двигателя в общем случае может определяться соотношением

$$R = k_L I_{\text{ед}} \rho_T u S_{\Gamma} , \quad (1.17)$$

где $I_{\text{ед}} = \bar{I}_1 + \bar{I}_2 \left(1 - \frac{P_2}{x P_k^H} \right)$ - единичный импульс; \bar{I}_1 , \bar{I}_2 и x - не зависят от давления;

P_2 - внешнее давление [30,55]; x - отношение давления на срезе сопла к давлению в камере; ρ_T - плотность топлива; u - скорость горения; k_L - коэффициент, учитывающий истечение газов из камеры ДУ в скважину и зависящий от глубины проникания; S_{Γ} - площадь горения топлива, P_k^H - номинальное давление в камере сгорания; ρ_T - плотность твердого топлива; u - скорость горения твердого топлива.

Если поверхность горения изменяется незначительно, то тяга двигательной установки полностью определяется величиной рабочего давления в камере сгорания двигателя и соотношением площадей выходного и критического сечений сопла.

При выбранном рабочем давлении, определенном порохе, одинаковых внешних условиях и заданном отношении площадей для проектировочных расчетов можно принять тягу, независящей от времени.

На рисунке 1.6. приведен типичный график примерно постоянной тяги, а также указаны некоторые текущие значения координат времени и тяги. В частности, OA - период задержки воспламенителя; AB - время возрастания тяги; BC - время равновесного горения; AD - время эффективного горения ($R_D = 0,5R_C$);

AE - время активного горения ($R_E = 0,1R_C$); CF - время последствия. При расчетах вводится понятие эффективной тяги.

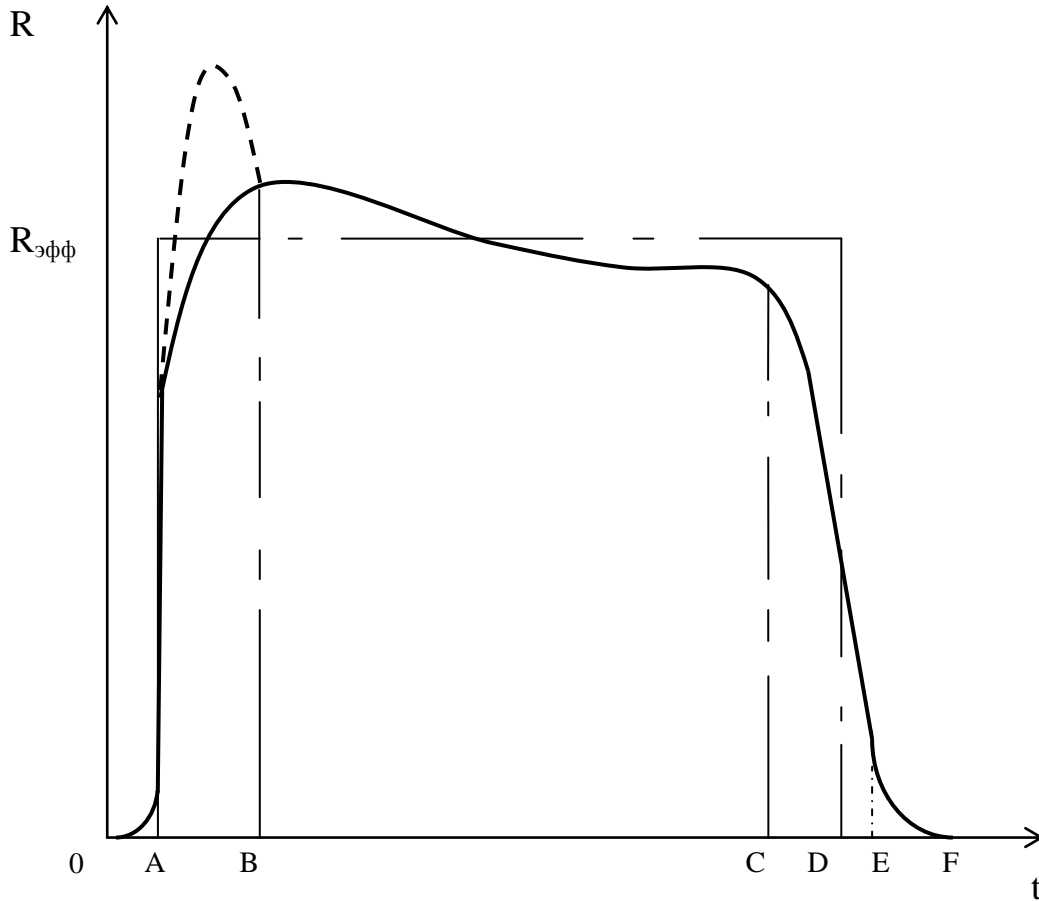


Рис. 1.6. Изменение тяги РДТТ во времени

Сила тяжести пенетратора для движения в грунте можно определить по формуле

$$G = (M_{\text{кон}} + M_{\text{дв}} + M_{\text{по}} + M_T)g, \quad (1.18)$$

где g – ускорение силы тяжести; $M_{\text{кон}}$ - масса конструкции пенетратора; $M_{\text{дв}}$ - масса двигательной установки; $M_{\text{по}}$ - масса приборного отсека, доставляемого на определенную глубину; M_T - масса топлива, оставшегося на борту после t с работы двигателя, его можно определить по формуле

$$M_T = M_{T0} - \Delta M_T. \quad (1.19)$$

Здесь $M_{т0}$ - начальная масса топлива; $\Delta M_{т}$ - масса выгоревшего топлива, которая определяется зависимостью

$$\Delta M_{т} = \frac{Rt}{I_{ед}}, \quad (1.20)$$

где R - тяга двигательной установки, $I_{ед}$ - единичный импульс топлива.

Таким образом, если обозначить $M_{кюн} + M_{по} + M_{т0} = M_0$ то для определения полной массы проникающего пенетратора в процессе работы можно записать следующее выражение

$$M = M_0 - \frac{Rt}{I_{ед}}. \quad (1.21)$$

Поскольку в инженерных расчетах можно принимать $R = const$ и $I_{ед} = const$, то обозначим величину $\frac{R}{I_{ед}}$ через $k = const$ и запишем (1.21) следующим образом

$$M = M_0 - kt. \quad (1.22)$$

Изменение массы пенетратора в процессе движения в грунте может быть значительным, поэтому необходимо учитывать это изменение, для чего необходимо пользоваться формулой (1.22). При рассмотрении движения пенетратора с постоянной массой, масса будет усредняться и определяться формулой

$$M_{cp} = M_0 - k \frac{T}{2}. \quad (1.23)$$

1.4. Возможные варианты запуска пенетратора в лунный грунт

В общем случае процесс функционирования лунного реактивного пенетратора складывается из начального этапа, на котором осуществляется подготовка и проверка работоспособности элементов, подсистем и всего ЛРП в целом; этапа движения, на котором обеспечивается непосредственно выполнение поставленной задачи, и конечно этапа, на котором проводятся заключительные операции по обслуживанию ЛРП и обработке полученных результатов.

Наиболее интересным с точки зрения обоснования технических

характеристик лунного реактивного пенетратора является этап движения, который в зависимости от поставленных перед ЛРП задач и схемы его запуска состоит из различных участков.

Реактивные пенетраторы, установленные на посадочном аппарате, могут запускаться либо во время нахождения ПА на поверхности Луны, либо в процессе спуска этого аппарата с окололунной орбиты.

Очевидно, от того, каким образом запускается пенетратор, глубина проникания будет различна. Если тяга двигательной установки меньше статического сопротивления, то, при запуске пенетратора с нулевой скоростью входа, движение в реголите не произойдет. Если же этот аппарат предварительно разогнать, то за счет кинетической энергии, накопленной на участке разгона, пенетратор проникнет в грунт на некоторую глубину. При запуске же пенетратора таким образом, что часть топлива будет расходоваться на участке разгона, а часть – в подповерхностном слое глубина проникания будет отлична от первых двух случаев запуска.

Для решения задачи о выборе проектных параметров и условий запуска пенетратора для движения в лунном грунте необходимо составить общую схему запуска, позволяющую исследовать его движение на всех возможных участках траектории как в прилунном пространстве, так и в реголите. Общей схемой движения пенетратора, проникающего в реголит, является схема движения при запуске его с посадочного аппарата, расположенного на некотором удалении от поверхности грунта и движущейся с некоторой скоростью.

В этом случае, когда реактивный пенетратор предназначен для доставки приборного отсека на некоторую глубину подповерхностного слоя Луны, траектория движения ЛРП характеризуется следующими участками (рис. 1.7.):

- 1) движение в прилунном пространстве по инерции;
- 2) разгон в прилунном пространстве с помощью двигателя;
- 3) движение пенетратора в реголите по инерции до включения двигательной установки;
- 4) движение в лунном грунте с включенным двигателем;

5) движение в грунте по инерции после выключения двигателя.

Возможны следующие частные варианты запуска пенетратора для движения в лунном грунте.

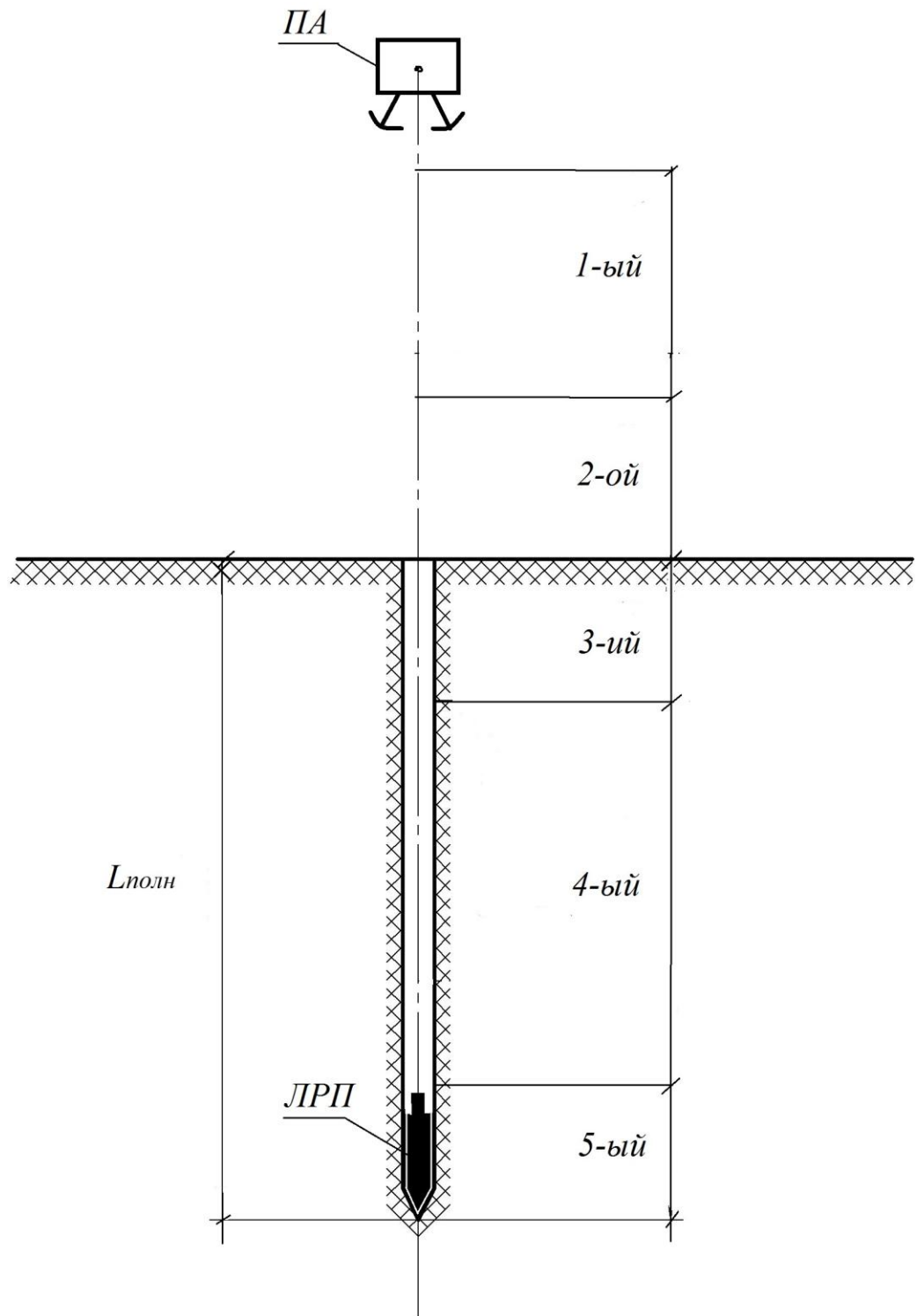


Рис. 1.7. Общая схема участков движения лунного реактивного пенетратора

1. Запуск пенетратора с некоторого расстояния от поверхности Луны при движении посадочного аппарата со скоростью V_0 большей оптимальной скорости входа пенетратора в грунт $V_{\text{вх}} \text{ opt}$. Под оптимальной скоростью входа подразумевается такая скорость входа в грунт, при которой пенетратор достигает максимальной глубины проникания. Для достижения максимальной глубины проникания при таком запуске включение двигателя следует производить на участке движения в грунте по инерции, при этом имеются 1-й, 3-й, 4-й и 5-й участки траектории (рис. 1.8, а).

2. Запуск пенетратора с некоторого расстояния от поверхности Луны при движении посадочного аппарата со скоростью V_0 меньшей оптимальной скорости входа пенетратора в грунт $V_{\text{вх}} \text{ opt}$. Включение двигателя, с целью достижения максимальной глубины проникания, необходимо производить на участке прилунного пространства траектории; при этом будут иметь место 1-й, 2-й, 4-й и 5-й участки траектории (рис. 1.8, б)

3. Запуск пенетратора с некоторого удаления от поверхности грунта, причем скорость старта равна нулю $V_0=0$. Включение двигателя производится, когда пенетратор находится на посадочном аппарате; при этом получаются 2-й, 4-й и 5-й участки траектории (рис. 1.8, в).

4. Запуск пенетратора с поверхности Луны с нулевой скоростью входа. При такой схеме запуска имеются 4-й и 5-й участки траектории (рис. 1.8, г).

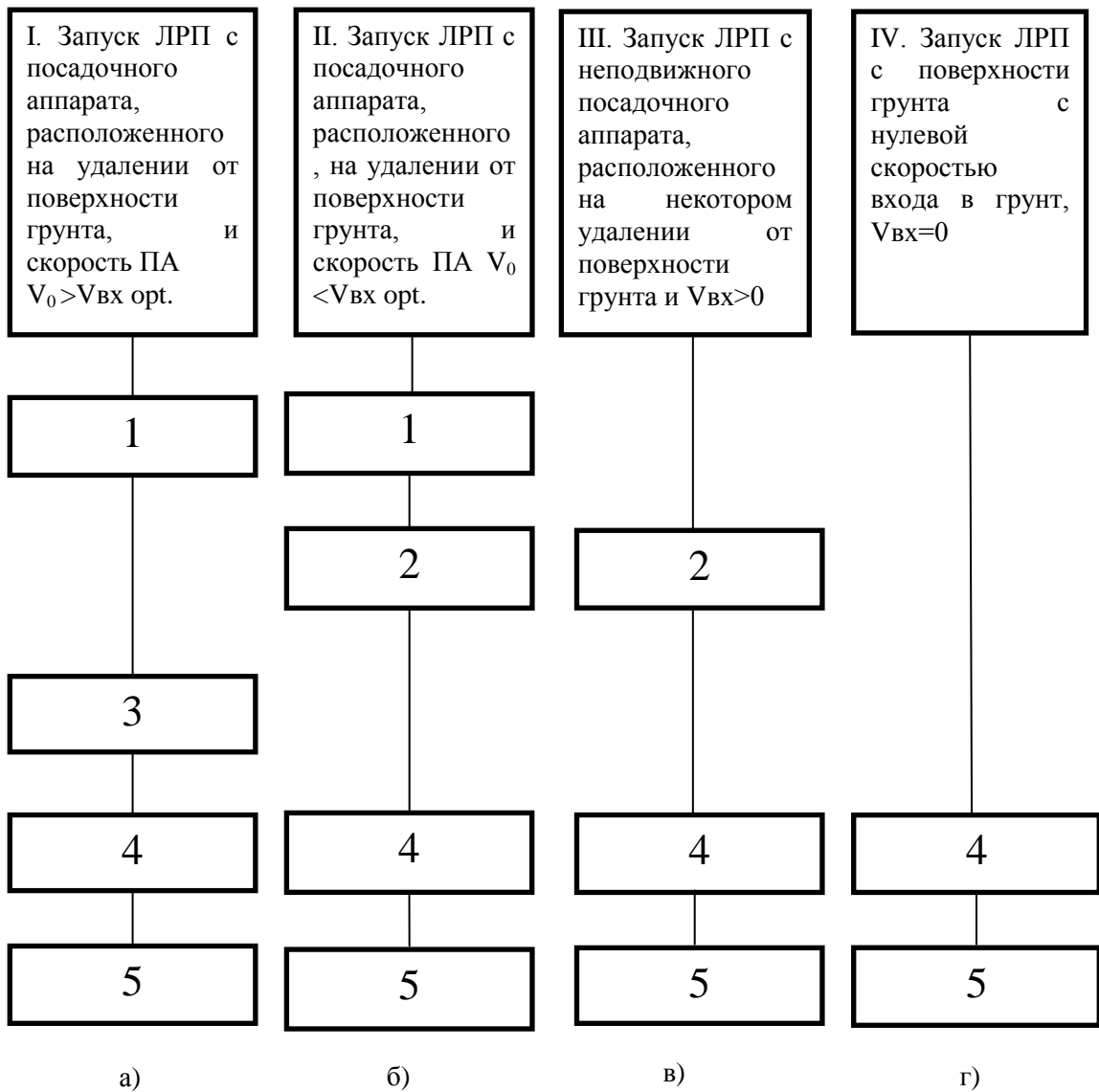


Рис. 1.8. Различные случаи запуска пенетратора в грунт

Глава 2. ОЦЕНКА ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ РЕАКТИВНОГО ПЕНЕТРАТОРА В ЛУННОМ ГРУНТЕ

2.1. Определение основных зависимостей, связывающих параметры лунных реактивных пенетраторов и траектории

Припланетный этап траектории движения пенетратора. Анализ общей схемы вертикального запуска пенетратора показывает, что припланетный этап траектории имеет два участка: участок движения пенетратора с неработающим двигателем и участок разгона с помощью ДУ.

На участке движения пенетратора с неработающим двигателем на него действует сила тяжести. Поэтому в случае вертикального запуска пенетратора скорость в конце этого участка V_0 может быть определена выражением

$$V_0 = V_{ст} + \sqrt{2gH},$$

где $V_{ст}$ - скорость старта пенетратора, H - высота участка, g - ускорение свободного падения на Луне.

На участке разгона пенетратора в прилунном пространстве на пенетратор действуют следующие силы: сила тяги двигателя и сила тяжести. При кратковременном интенсивном разгоне пенетратора для расчетов можно пользоваться формулой Циолковского

$$\mu_T \approx \left[1 - e^{-\frac{V_{к1} - V_0}{I_{ед}}} \right], \quad (2.1)$$

где $\mu_T = \frac{M_T}{M_0}$ - относительная масса топлива; $M_T = \frac{Rt_{к1}}{I_{ед}}$ - масса выгоревшего за время $t_{к1}$ топлива; $R, I_{ед}$ - тяга и единичный импульс двигателя; $V_{к1}$ - скорость в конце участка разгона в прилунном пространстве; M_0 - стартовая масса пенетратора; $t_{к1}$ - время работы ДУ на участке разгона.

Подставляя значения μ_T и M_T в формулу (2.1), получим зависимость, связывающую время работы двигателя на участке прилунного пространства полета со скоростью пенетратора в конце участка разгона, т.е.

$$t_{K_1} = \frac{1 - \exp\left(-\frac{V_{K_1} - V_0}{I_{ED}}\right)}{K_2}; \quad (2.2)$$

$$V_{K_1} = V_0 - I_{ED} \ln|1 - K_2 t_{K_1}|, \quad (2.3)$$

где $K_2 = \frac{R}{I_{ED} M_0}$.

Расстояние, пройденное пенетратором на участке прилунного пространства траектории с включенным двигателем определяется выражением

$$H_s = \int_0^{t_{K_1}} (V_0 - I_{ED} \ln|1 - K_2 t_{K_1}|) dt_1, \quad (2.4)$$

где t_1 – текущее время работы двигателя в прилунном пространстве.

Для случая, когда $R = const$, можно считать, что $K_2 = const$ и текущее значение скорости зависит только от текущего значения времени движения, из выражения (2.4) получим

$$H_s = V_0 t_{K_1} + \frac{I_{ED}}{K_2} \left[(1 - K_2 t_{K_1}) \ln(1 - K_2 t_{K_1}) + K_2 t_{K_1} \right] \quad (2.5)$$

или

$$H_s = \frac{V_0}{K_2} + \frac{I_{ED}}{K_2} \left[1 - \left(1 + \frac{V_{K_1}}{I_{ED}} \right) \exp\left(-\frac{V_{K_1} - V_0}{I_{ED}}\right) \right]. \quad (2.6)$$

Если запуск пенетратора будет производиться с неподвижного посадочного аппарата, то формулы для определения скорости в конце участка разгона в прилунном пространстве и длины этого участка получаются из выражений (2.3) и (2.6) подстановкой $V_0 = 0$.

Участок движения пенетратора в лунном грунте по инерции. В том случае, когда начальная вертикальная скорость запуска пенетратора больше оптимальной скорости его движения в лунном грунте, для достижения максимальной глубины проникания двигатель следует включить в тот момент движения в грунте по инерции, когда скорость пенетратора будет равна оптимальной скорости движения пенетратора в данном грунте.

Определим время, скорость движения и глубину проникания, пройденную пенетратором по инерции до включения двигателя. Будем считать, что скорость входа пенетратора в грунт $V_{к_1}$ и все параметры, характеризующие грунт, известны.

Уравнение движения пенетратора в лунном грунте по инерции запишется в следующем виде (без учета силы тяжести ввиду ее малости по сравнению с сопротивлением грунта):

$$m_2 \frac{dV_2}{dt_2} = -F_0 - A \frac{dV_2}{dt_2} - BV_2^2$$

или

$$M_2 \frac{dV_2}{dt_2} = -F_0 - BV_2^2, \quad (2.7)$$

где $M_2 = m_2 + A$ - приведенная масса; m_2 - масса пенетратора с имеющимся запасом топлива; t_2 , V_2 - текущие значения времени и скорости на участке движения пенетратора в грунте по инерции; $F_0 + AV_2 + BV_2^2$ - сопротивление грунта, определяемое по формуле (1.16).

После интегрирования уравнения (2.7) будем иметь

$$t_2 = A_{22} \left[\operatorname{arctg} \frac{V_{к_1}}{A_{21}} - \operatorname{arctg} \frac{V_2}{A_{21}} \right]; \quad (2.8)$$

$$V_2 = A_{21} \operatorname{tg} \left[\operatorname{arctg} \frac{V_{к_1}}{A_{21}} - \frac{t_2}{A_{22}} \right]; \quad (2.9)$$

$$L_2 = \frac{M_2}{2B} \ln \left[\frac{F_0 + BV_{к_1}^2}{F_0 + BV_{к_2}^2} \right], \quad (2.10)$$

где $A_{22} = \frac{M_2}{\sqrt{F_0 B}}$; $A_{21} = \sqrt{\frac{F_0}{B}}$; L_2 - путь, пройденный пенетратором в грунте по инерции до момента включения двигателя.

После отключения двигателя пенетратор продолжает движение в грунте по инерции. Уравнение движения на этом участке аналогично уравнению (2.7), где масса пенетратора будет постоянной на протяжении всего пути движения и равна сумме масс конструкции и полезной нагрузки.

Зависимости для определения времени движения, скорости и глубины проникания для этого участка совпадают с формулами (2.8), (2.9) и (2.10)

$$t_{K_4} = A_{42} \operatorname{arctg} \frac{V_{K_{31}}}{A_{41}}, \quad (2.11)$$

$$V_{K_4} = A_{41} \left[\operatorname{arctg} \frac{V_{K_3}}{A_{41}} - \frac{t_4}{A_{42}} \right], \quad (2.12)$$

$$L_4 = \frac{M_4}{2B} \ln \left[\frac{F_0 + BV_{K_3}^2}{F_0} \right], \quad (2.13)$$

где $A_{41} = A_{21} = \sqrt{\frac{F_0}{B}}$; $A_{42} = \frac{M_4}{\sqrt{F_0 B}}$; $M_4 = m_4 + A$ - приведенная масса пенетратора после отключения двигателя; $m_4 = M_K$ - масса конструкций вместе с приборным отсеком пенетратора; t_4, V_4 - текущие значения времени и скорости движения на участке движения по инерции после отключения двигателя; $V_{K_4} = 0$ - скорость в конце участка; L_4 - путь, пройденный пенетратором в грунте по инерции после отключения двигателя до полного останова.

Движение пенетратора в грунте с включенным двигателем. Уравнение движения пенетратора в грунте с работающим двигателем для случая прямолинейного движения в фиксированный момент времени можно записать следующим образом:

$$m_3 \frac{dV_3}{dt_3} = R - F_0 - A \frac{dV_3}{dt} - BV_3^2 + m_3 g, \quad (2.14)$$

где m_3 - текущее значение массы пенетратора, зависящее от времени работы двигателя; R - тяга РДТТ; V_3 , t_3 - текущие значения скорости и времени на участке движения пенетратора в грунте с работающим двигателем.

Для получения аналитических зависимостей, определяющих параметры движения пенетратора в грунте с включенным двигателем, примем следующие допущения:

1. Будем считать, что тяга двигателя не зависит от времени его работы, т.е. $R = const$, тогда текущее значение массы пенетратора определяется из выражения $m_3 = m_0 - \frac{Rt_3}{I_{ED}}$, где m_0 - начальная масса (масса пенетратора к моменту включения двигателя); I_{ED} - единичный импульс; причем $R \gg m_3 g$ поэтому действием массовых сил пренебрегаем.

2. Поскольку величины A , B и F_0 (1.16) от параметра b_1 , характеризующего отношение плотностей перед и за ударной волной, и который изменяется в пределах (0,6...0,88) при изменении скорости движения от 600м/с до нуля, можно пренебречь зависимостью A , B и F_0 от скорости и принять, что $A = const$, $B = const$ и $F_0 = const$ при исследуемой скорости движения пенетратора в грунте.

С учетом сказанного, уравнение (2.14) можно записать в виде:

$$\frac{dV_3}{R_1 - BV_3^2} = \frac{dt_3}{M_0 - K_3 t_3}, \quad (2.15)$$

где $R_1 = R - F_0$; $M_0 = m_0 + A$; $K_3 = \frac{R}{I_{ED}}$.

При интегрировании уравнение (2.15) используются следующие начальные и граничные условия:

а) По времени: начало участка совпадает с концом либо прилунного участка (если начальная скорость посадочного аппарата или скорость входа пенетратора в

грунт меньше или равна оптимальной скорости движения пенетратора в грунте), либо участка движения пенетратора в грунте по инерции (если начальная скорость пусковой установки или скорость входа пенетратора в грунт больше оптимальной скорости движения в грунте), т.е. $t_{30} = 0$; конец участка определяется временем работы двигателя в грунте $t_{K3} = T - t_{K1}$, где T - полное время работы двигателя; t_{K1} - время работы двигателя в прилунном пространстве.

б) По скорости: начальная скорость равна оптимальной скорости движения пенетратора в грунте для случая, когда скорость входа больше этой оптимальной скорости и равна скорости входа для случая, когда скорость входа меньше оптимальной скорости движения пенетратора в грунте; конечная скорость будет равна скорости аппарата в момент отключения двигателя V_{K3} .

в) По массе: принимается определенное значение массы пенетратора.

При решении уравнения (2.15) могут встретиться три случая. Во-первых, $R > F_0$ - это значит, что $R_1 > 0$, т.е. тяга двигателя больше статического сопротивления; во-вторых, $R < F_0$, что значит $R_1 < 0$, т.е. тяга меньше статического сопротивления грунта; в-третьих, $R = F_0$, т.е. $R_1 = 0$, что означает равенство тяги двигателя и статического сопротивления грунта. Для всех указанных случаев решения получаются различными и представляются в следующем виде.

1. Случай, когда тяга двигателя больше статического сопротивления грунта.

$$t_3 = A_{32} \ln \left| \frac{N(V_{33} + A_{31})}{V_3 - A_{31}} \right|; V_3 = A_{31} \frac{\exp\left(\frac{t_3}{A_{32}}\right) + N}{\exp\left(\frac{t_3}{A_{32}}\right) - N}; \quad (2.16)$$

$$L_3 = A_{31} \left[2A_{22} \ln \left| \frac{e^{\frac{t_{K3}}{A_{32}}} - N}{1 - N} \right| - t_{K3} \right];$$

$$A_{32} = \frac{M_{CP}}{2\sqrt{BR_1}}; N = \frac{V_{K1} - A_{31}}{V_{K1} + A_{31}}; A_{31} = \sqrt{\frac{R_1}{B}}; M_{CP} = M_K + \frac{M_T}{2}.$$

2. Случай, когда тяга двигателя меньше статического сопротивления грунта.

$$t_3 = A_{32} \left[C - \operatorname{arctg} \frac{V_3}{A_{31}} \right]; \quad V_3 = A_{31} \operatorname{tg} \left[\operatorname{arctg} \frac{V_{K1}}{A_{31}} - \frac{t_3}{A_{32}} \right];$$

$$L_3 = A_{31} A_{32} \ln \left| \frac{\cos \left(\operatorname{arctg} \frac{V_{K2}}{A_{32}} \right)}{\cos C} \right|, \quad (2.17)$$

где $A_{31} = \sqrt{\frac{|R_1|}{B}}$; $A_{32} = \frac{M_{CP}}{\sqrt{|R_1|} B}$; $C = \operatorname{arctg} \frac{V_{K1}}{A_{31}}$.

3. Случай, когда тяга двигателя равна статическому сопротивлению грунта.

$$V_3 = \frac{M_{CP} V_{K1}}{B V_{K1} t_3 + M}; \quad t_3 = \frac{M}{B} \left(\frac{1}{V_3} - \frac{1}{V_{K1}} \right); \quad L_3 = \frac{M}{B} \ln \left| \frac{V_{K3}}{V_{K1}} \right|. \quad (2.18)$$

2.2. Глубина проникания реактивного пенетратора в лунный грунт

Глубина проникания пенетратора в однослойный грунт. Пенетратор, запущенный с посадочного аппарата, расположенного на удалении от поверхности Луны и движущегося с некоторой скоростью, пройдет в реголите расстояние равное сумме длин участков, которые пенетратор пройдет по инерции и с включенным двигателем.

Поскольку выражение для определения глубины проникания на участке движения пенетратора в грунте с работающим двигателем зависит от соотношения тяги двигательной установки и статического сопротивления грунта, то необходимо и определение полного расстояния производить в зависимости от этих параметров.

1. В случае постоянства массы пенетратора выражение для определения полной глубины проникания в реголит при условии, что тяга двигателя больше статического сопротивления, запишется следующим образом

$$L_{R>F_0} = A_{31} \left[2A_{32} \ln \left| \frac{e^{\frac{t_{K3}}{A_{32}}} - N}{1 - N} \right| - t_K \right] + \frac{m_2 + A}{2B} \ln \left| \frac{F_0 + BV_0^2}{F_0 + BV_{K1}^2} \right| + \frac{m_4 + A}{2B} \ln \left| \frac{F_0 + BV_{K3}^2}{F_0} \right|, \quad (2.19)$$

где значения величин V_{K3} и V_{K1} определяются соответственно по формулам (2.16)

и (2.3); $A_{31} = \sqrt{\frac{R_1}{B}}$; $A_{32} = \frac{K_3}{2\sqrt{BR_1}}$; $R_1 = R - F_0$; $K_3 = \frac{R}{I_{\text{ЕД}}}$.

2. Для случая, когда тяга двигателя равна статическому сопротивлению, выражение для определения полной глубины проникания при условии постоянства массы запишется:

$$L_{R=F_0} = \frac{m_3 + A}{B} \ln \left| \frac{V_{K1}}{V_{K3}} \right| + \frac{m_2 + A}{2B} \ln \left| \frac{F_0 + BV_0^2}{F_0 + BV_{K1}^2} \right| + \frac{m_4 + A}{2B} \ln \left| \frac{F_0 + BV_{K3}^2}{F_0} \right|, \quad (2.20)$$

где значения величин t_{K3} , V_K и V_{K1} определяются соответственно по формулам (2.18) и (2.3).

3. Выражение для определения полной глубины проникания при условии постоянства массы пенетратора для случая, когда тяга двигателя меньше статического сопротивления грунта, запишется следующим образом:

$$L_{R<F_0} = \frac{m_3 + A}{2B} \ln \left| \frac{R_1 + BV_{K1}^2}{R_1 + BV_{K3}^2} \right| + \frac{m_2 + A}{2B} \ln \left| \frac{F_0 + BV_0^2}{F_0 + BV_{K1}^2} \right| + \frac{m_4 + A}{2B} \ln \left| \frac{F_0 + BV_{K3}^2}{F_0} \right|, \quad (2.21)$$

где значения величин V_{K3} и V_{K1} определяются соответственно по формулам (2.19) и (2.3).

Заметим, что m_2 - начальная масса реактивного пенетратора, т.е. $m_2 = m_0$; $m_4 = M_K$ - это конечная масса ЛРП, т.е. масса пенетратора без учета массы топлива $m_4 = M_0 - m_T$; m_3 - это средняя масса пенетратора на участке движения в грунте с работающим двигателем, т.е. мгновенная масса в момент времени $t_3 = \frac{t_{K3}}{2}$

и равная $m_3 = M_0 - \frac{M_T}{T} \left(t_{K1} + \frac{t_{K3}}{2} \right)$, где - полное время работы двигателя; t_{K1} -

время работы двигателя на прилунном участке траектории; $t_{K3} = T - t_{K1}$ - время работы двигателя на участке движения пенетратора в грунте с работающим

двигателем.

Формулы (2.19) – (2.21) определяют глубину проникания пенетратора в реголит при запуске ее с посадочного аппарата, расположенного на некотором удалении от поверхности Луны и движущейся со скоростью, большей оптимальной скорости движения пенетратора в грунте, а ДУ включается на участке движения в реголите.

При других случаях запуска пенетратора участок движения в грунте по инерции до включения двигателя отсутствует, поэтому при определении полной глубины проникания для этих случаев необходимо в формулах (2.19) – (2.21) отбросить второе слагаемое, определяющее глубину этого участка.

При запуске реактивного пенетратора с поверхности Луны с нулевой скоростью входа необходимым условием движения пенетратора в реголите является условие $R > F_0$, причем для этого случая $t_{к3} = T$ - полное время работы двигателя. Выражение (2.25), определяющее полную глубину проникания для случая, когда тяга двигателя больше статического сопротивления, преобразовывается в этом случае следующим образом:

$$L = \frac{m_3 + A}{B} \ln \left| \frac{1 + \exp \frac{T}{A_{32}}}{2 \exp \frac{T}{2A_{32}}} \right| + \frac{m_4 + A}{2B} \ln \left| \frac{F_0 + BV_{к3}^2}{F_0} \right|. \quad (2.22)$$

Проникание пенетратора в многослойный лунный грунт. Ранее выведенные зависимости для определения параметров движения пенетратора предполагают движение его в однослойном грунте. Однако, реголит естественного залегания представляет собой многослойную систему, имеющую различные физико – механические свойства по слоям.

Для анализа зависимостей, определяющих параметры движения при проникании пенетратора в многослойный грунт, рассмотрим массив, состоящий из трех слоев.

а) первый слой имеет толщину L_I ; коэффициенты, входящие в формулу для определения силы сопротивления F_{0I} , B_I , A_I ; скорость в конце первого слоя V_{K3I} ; время работы двигателя в первом слое t_{K3I} ; параметры, характеризующие первый слой A_{31I} , A_{32II} ; будем считать, что для данного слоя выполняется условие $R > F_{0I}$.

б) второй слой имеет толщину L_{II} ; коэффициенты, входящие в формулу для определения силы сопротивления F_{0II} , B_{II} , A_{II} ; скорость в конце второго слоя V_{K3II} ; время работы двигателя во втором слое t_{K3II} ; положим, что в этом слое выполняется условие $R = F_{0I}$.

в) третий слой имеет толщину L_{III} большую, чем разница между полной глубиной проникания пенетратора и суммой толщин первого и второго слоев, а это значит, что останов пенетратора произойдет в третьем слое; глубина проникания пенетратора в третьем слое к моменту выключения двигателя L_{III} ; глубина проникания пенетратора в третьем слое по инерции L_{III}'' ; коэффициенты в формуле сопротивления F_{0III} , B_{III} , A_{III} ; скорость в момент отключения V_{K3III} ; время работы двигателя в третьем слое t_{K3III} ; будем считать, что для данного слоя выполняется условие $R < F_{0I}$.

Определим глубину проникания пенетратора в трехслойный грунт через параметры, характеризующие каждый слой в отдельности, причем будем рассматривать случай, когда $m = m_{CP} = const$

$$L_{II} = L_I + L_{II} + L_{III} + L_{III}'' = \frac{m_{CP} + A_I}{B_I} \ln \left| \frac{e^{\frac{t_{K3I}}{A_{32I}}} - N_I}{e^{\frac{t_{K3I}}{2A_{32I}}} (1 - N)} \right| + \frac{m_{CP} + A_{II}}{B_{II}} \ln \left| \frac{V_{K3I}}{V_{K3II}} \right| + \frac{m_{CP} + A_{III}}{2B_{III}} \ln \left| \frac{R_{I_{III}} + B_{III} V_{K3II}^2}{R_{I_{III}} + B_{III} V_{K3III}^2} \right| + \frac{m_4 + A_{III}}{2B_{III}} \ln \left| \frac{F_{0III} + B_{III} V_{K3II}}{F_{0III}} \right| \quad (2.22)$$

2.3. Определение оптимальных условий запуска реактивного пенетратора в лунный грунт

Задача определения оптимальных условий запуска пенетратора, имеющего заданные габаритные, массовые и энергетические характеристики может быть сформулирована следующим образом. Требуется найти такую совокупность параметров, определяющих положение точки старта реактивного пенетратора, моменты включения и выключения двигателя, скорость входа пенетратора в грунт и в момент отключения ДУ, а также перегрузки, действующие на пенетратор, которая при выполнении дисциплинирующих условий, связывающих между собой параметры и характеристики ЛРП и траектории, обращает функцию глубины проникания в максимум; причем в момент включения ДУ пенетратор имеет некоторую скорость движения V_0 .

Математически эта задача может быть представлена следующим образом: определить такие $H_e, t_{K1}, t_{K3}, V_{K1}, V_{K3}$, которые при выполнении условий $\varphi_i(H_e, t_{K1}, t_{K3}, V_{K1}, V_{K3}) = 0$, обращают функцию $L = L(H_e, t_{K1}, t_{K3}, V_{K1}, V_{K3})$ в максимум.

Сформулированная задача может быть решена с помощью классического метода неопределенных множителей Лагранжа, когда функция Лагранжа составляется отдельно для каждой глубины проникания в зависимости от соотношения тяги двигателя и статического сопротивления грунта и записывается в общем виде следующим образом

$$\Phi(H_e, t_{K1}, t_{K3}, V_{K1}, V_{K3}, \lambda_i) = L + \lambda_i \varphi_i(H_e, t_{K1}, t_{K3}, V_{K1}, V_{K3}). \quad (2.23)$$

Далее определяются $\Phi'_{H_e}, \Phi'_{t_{K1}}, \Phi'_{t_{K3}}, \Phi'_{V_{K1}}, \Phi'_{V_{K3}}, \Phi'_{\lambda_i}$ и решается система уравнений $\Phi'_{H_e} = 0, \Phi'_{t_{K1}} = 0, \Phi'_{t_{K3}} = 0, \Phi'_{V_{K1}} = 0, \Phi'_{V_{K3}} = 0, \Phi'_{\lambda_i} = 0$, которая является необходимым условием существования экстремума в данной точке.

Для случая, когда параметры и характеристики реактивного пенетратора заданы, масса конструкции равна среднему значению и запуск производится с

неподвижного посадочного аппарата, эта система уравнений может быть решена аналитически, а это значит, что будут определены оптимальные условия запуска пенетратора.

Полученные аналитические выражения для определения оптимальных условий запуска зависят от соотношения тяги двигательной установки и статического сопротивления грунта.

1. Для случая, когда тяга двигателя больше статического сопротивления грунта, оптимальная скорость входа реактивного пенетратора в грунт будет определяться выражением

$$V_{K1}^{(2)} = C + \sqrt{C^2 + \frac{F_0}{B}}, \quad (2.24)$$

$$\text{где } C = \frac{(2F_0 - R)(e^K - 1)}{2\sqrt{B(R - F_0)}(e^K + 1)}; \quad K = \frac{\exp\left[-\frac{(V_{K1}^{(1)} - V_0)}{I_{ED}}\right] - 1 + K_2 T}{K_2 A_{32}}; \quad K_2 = \frac{R}{\sqrt{(R - F_0)B}};$$

$$V_{K1}^{(1)} = \frac{F_0}{\sqrt{(R - F_0)B}}.$$

Время работы двигателя на участке траектории в грунте будет равно

$$t_{K3} = A_{32} \ln \left| \frac{N(V_{K3} + A_{31})}{V_{K3} + A_{31}} \right|. \quad (2.25)$$

2. Для случая, когда тяга двигателя равна статическому сопротивлению грунта, оптимальная скорость входа пенетратора в грунт будет определяться выражением аналогичным (2.31)

$$V_{K1}^{(2)} = C + \sqrt{C^2 + \frac{F_0}{B}}, \quad (2.26)$$

где

$$C = \frac{F_0 \left[\exp\left(-\frac{V_{K1}^{(1)} - V_0}{I_{ED}}\right) - 1 + K_2 T \right]}{2K_2 M_{CP}}; \quad V_{K1}^{(1)} = \frac{F_0 T}{2M_{CP}} + \sqrt{\frac{F_0^2 B T^2 + 4F_0 M_{CP}^2}{4B M_{CP}^2}}.$$

3. Для случая, когда тяга двигателя меньше статического сопротивления грунта, оптимальная скорость входа пенетратора будет определяться выражением

$$V_{K1}^{(2)} = C^{(2)} + \sqrt{[C^{(2)}] + \frac{F_0}{B}}, \quad (2.27)$$

где

$$C^{(2)} = \frac{(2F_0 - R)tK^{(2)}}{2\sqrt{B(F_0 - R)}}; K^{(2)} = \frac{\exp\left(-\frac{V_{K1} - V_0}{I_{ED}}\right) - 1 + K_2 T}{K_2 A_{32}};$$

$$V_{K1}^{(2)} = C^{(1)} + \sqrt{[C^{(1)}] + \frac{F_0}{B}}; C^{(1)} = \frac{(2F_0 - R)tK^{(1)}}{2\sqrt{B(F_0 - R)}}; K^{(1)} = \frac{T}{A_{32}}.$$

Значение скорости пенетратора в момент окончания работы двигателя в грунте определяется для всех трех случаев по формуле:

$$V_{K3} = \frac{F_0}{BV_{K1}}, \quad (2.28)$$

где V_{K1} подставляется из формул (2.24), (2.26) и (2.27) в зависимости от соотношения тяги двигателя и статического сопротивления грунта.

Высота запуска пенетратора и получаемая при этом максимальная глубина проникания определяется по формулам (2.6), (2.19) – (2.21) путем подстановки V_{K1} , t_{K3} и V_{K3} из (2.24) – (2.27).

В том случае, когда запуск пенетратора будет производиться с неподвижного посадочного аппарата, определение скорости входа в грунт и высоты запуска двигателя в прилунном пространстве будут производиться при условии $V_0 = 0$.

Рассмотрим пример расчета параметров движения пенетратора, проникающего в грунт. В качестве исходных данных заданы: $D_H = 0,024$ м – диаметр корпуса; $h_K = 0,05$ м – длина головной части конуса; $I_{ED} = 2300$ Н·с/кг – единичный импульс топлива; $M_T = 0,10$ кг – масса топлива; $M_H = 0,55$ кг масса конструкции. Проникание осуществлялось в различные грунты, основные характеристики которых представлены в табл. 2.1.

Физико-механические характеристики используемых грунтов

№ п/п	Виды грунтов	Плотность грунта $\rho_0 \cdot 10^{-3}$, кг/м ³	Угол внутреннего трения ϑ , град	Коэффициент сцепления $K \cdot 10^{-5}$, МПа	Коэффициент трения скольжения, μ_0
1.	Насыпь	0,13...0,15	35	0,06	0,30...0,42
2.	Песок	0,145...0,17	32...43	0,02...0,08	0,45...0,52
3.	Суглинок	0,135...0,165	18...22	0,11...0,42	0,36...0,78
4.	Супесь	0,135...0,17	25...30	0,05...0,10	0,40...0,63
5.	Глина	0,175...0,23	15...18	0,25...0,84	0,33...0,48

Для определения силы сопротивления при движении пенетратора в грунте была использована зависимость (1.16)

Значения параметров F_0 , A и B для различных грунтов приведены в табл. 2.2, в которой приведены также значения лобовых удельных сопротивлений

$F_{уд} = \frac{F_0}{S_M}$, определяемых отношением статического сопротивления к площади

миделевого сечения аппарата.

Таблица 2.2

Параметры сопротивления используемых грунтов

№ п/п	Виды грунта	F_0 , Н	A , Н·с ² /м	B , Н·с ² /м	$F_{уд} \cdot 10^5$, Па
1.	Насыпь	400	2,9 $\cdot 10^{-2}$	0,38	10,2
2.	Песок	2310	11,3 $\cdot 10^{-2}$	1,25	51,4
3.	Иловатый суглинок	1410	7,3 $\cdot 10^{-2}$	0,8	31,4
4.	Супесь	1190...2010	(6...10) $\cdot 10^{-2}$	0,69...1,1	26,5...44
5.	Глина	2510...3010	(12,9...15,8) $\cdot 10^{-2}$	1,35...1,6	55,7...66,9

Глубина проникания пенетратора, запущенного с посадочного аппарата, расположенного на поверхности грунта, определялась по формулам (2.26), (2.27)

для различных значений массо-габаритных и энергетических характеристик пенетратора.

Основные результаты расчетов глубины проникания в грунт, имеющих удельное лобовое сопротивление $F_{уд} = 1,53 \text{ МПа}$, сведены в таблицу 2.3, где R и T - тяга и время работы двигателя; $L_{V_{к1}} = 0$ - глубина проникания пенетратора, запускаемого с нулевой скоростью входа в грунт; $L_{V_{к1} \text{ opt}}$ - глубина проникания пенетратора, запускаемого таким образом, что скорость входа в грунт равна оптимальной скорости из условия достижения максимума глубины проникания; $L_{V_{к1} \text{ MAX}}$ - глубина проникания пенетратора, разгоняемого в прилунном пространстве и движущегося в грунте за счет кинетической энергии.

Таблица 2.3

Результаты расчетов глубины проникания пенетратора в песок

$T, \text{ с}$	$R, \text{ н}$	$L_{V_{к1}} = 0, \text{ м}$	$L_{V_{к1} \text{ opt}}, \text{ м}$	$L_{V_{к1} \text{ MAX}}, \text{ м}$
1,2	180	0	3,135	3,135
0,6	380	0	3,369	3,135
0,4	480	0	3,617	3,135
0,32	700	0,295	4,490	3,135
0,24	900	5,336	5,912	3,135
0,20	1100	5,637	6,330	3,135
0,16	1300	5,735	6,400	3,135
0,14	1500	5,706	6,335	3,135
0,125	1700	5,531	6,188	3,135
0,120	1900	5,500	6,062	3,135

По данным табл. 2.3 построены графики рис. 2.1 – 2.2, из которых видно, что максимальное значение глубины проникания соответствует случаю, когда тяга двигателя приблизительно в два раза больше статического сопротивления ($R \cong 2F_0$), (при условии, что не учитывается сила тяжести пенетратора). При этом значения скорости входа $V_{к1}$ и скорости движения в грунте в момент отключения двигателя $V_{к3}$ отвечают условию (2.28).

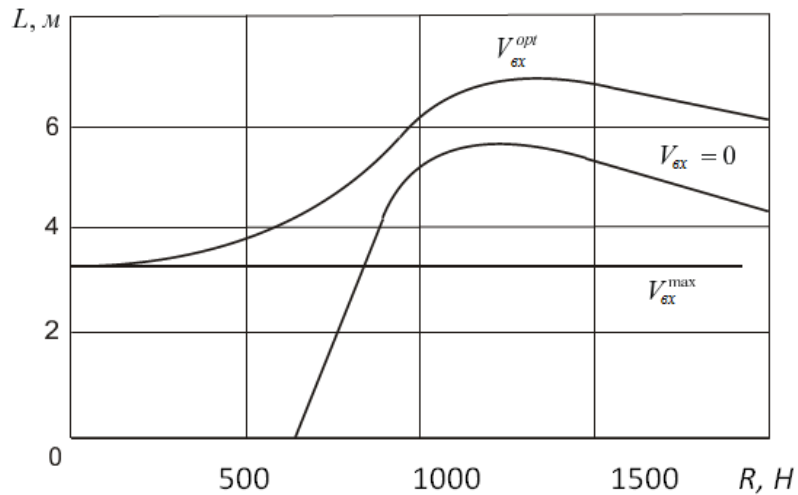


Рис. 2.1. Зависимость глубины проникания от тяги двигателя для различных скоростей входа

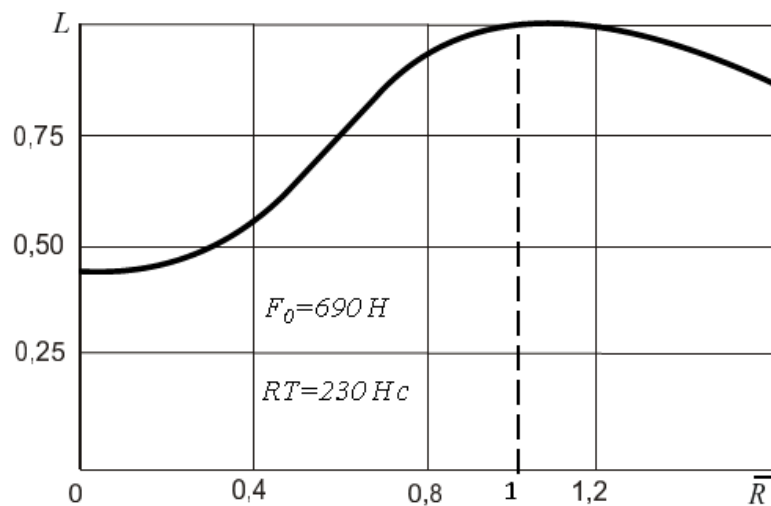


Рис.2.2. Изменение относительной глубины проникания от соотношения текущей тяги к тяге, при которой глубина имеет максимальное значение

Из графика 2.2 видно, что кривая относительной глубины проникания \bar{L} (отношение максимальной глубины проникания при заданном R к максимальной глубине проникания при $R \cong 2F_0$) от соотношения текущей тяги к тяге, при которой глубина проникания принимает максимальное значение \bar{R} , имеет явно выраженный максимум и что значение глубины проникания при работе двигателя

только в прилунном пространстве составляет $\sim 0,48L_{MAX}$, где L_{MAX} - глубина проникания пенетратора, имеющего $R = 2F_0$ и запущенного оптимальным образом.

Результаты расчетов глубины проникания пенетратора, запускаемого в различные грунты таким образом, что двигательная установка работает и на участке траектории прилунного пространства и в грунте сведены в табл. 2.4, где $t_{кз}$ - время работы двигателя в грунте; $R=1400 H$ – тяга ДУ; $T = 0,16$ с – полное время работы РДТТ.

Таблица 2.4

Результаты расчетов глубины проникания пенетратора в грунты различной прочности

F_0, H	190	390	690	1410	1910	2310	2610	3010
$t_{кз}, c$	Глубина проникания L, m							
0	6,63	3,72	2,81	1,66	1,26	1,05	0,94	0,82
0,02	9,02	5,98	3,96	1,89	1,43	1,18	1,04	0,89
0,04	10,34	6,90	4,62	2,13	1,47	1,06	0,84	0,71
0,06	11,26	7,64	5,16	2,24	1,23	0,82	0,84	0,74
0,08	12,02	8,28	5,61	2,27	0,82	0,91	0,73	0,56
0,10	12,58	8,78	5,98	2,19	0,88	0,67	0,54	0,53
0,12	12,82	9,06	6,19	2,01	0,81	0,42	0,47	0,33
0,14	12,52	8,65	6,11	1,59	0,25	0,29	0,12	0,10
0,16	11,37	8,20	5,50	0	0	0	0	0

На графике рис. 2.3 приведена зависимость относительной глубины проникания \bar{L} (отношение глубины проникания при произвольных значениях времени работы ДУ в грунте к максимальному значению глубины при оптимальном времени работы в грунте) от относительного времени работы двигателя в грунте. Анализ этой зависимости показывает, что при уменьшении соотношения статического сопротивления грунта к тяге относительное соотношение работы двигателя в прилунном пространстве и в грунте смещается в сторону увеличения времени работы двигателя в грунте, а при увеличении этого соотношения происходит смещение в сторону увеличения времени работы двигателя на прилунном участке траектории.

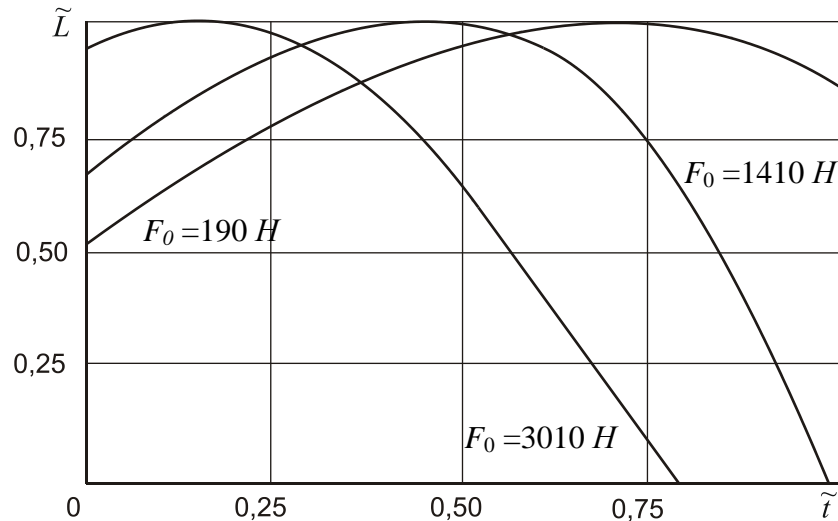


Рис. 2.3. Зависимость относительной глубины проникания пенетратора в различные грунты от относительного времени работы двигателя в грунте

На рис. 2.4 – 2.5 приведены результаты расчета глубины проникания пенетратора, имеющего различные значения массы конструкции, одинаковую тягу $R = 1400$ Н и полное время работы двигателя $T = 0,16$ с и запускаемого в грунт, характеризующийся удельным сопротивлением $F_{уд} = 4,23 \cdot 10^5$ Па, при этом варьировалось время работы двигателя в прилунном пространстве и грунте. Видно, что при уменьшении массы пенетратора для достижения максимальной глубины проникания необходимо увеличивать время работы двигателя в грунте за счет уменьшения времени его работы на прилунном участке траектории и что кривая зависимости максимальной глубины проникания от массы пенетратора имеет явно выраженный максимум.

В таблице 2.6 представлены результаты расчета глубины проникания пенетратора, входящего в грунт со скоростью $V_{вх} = 100$ м/с, в зависимости от момента включения двигателя на участке движения в грунте t_1 ; при этом двигательная установка имеет тягу $R = 1400$ Н и полное время работы двигателя $T = 0,16$ с, грунт характеризуется удельным сопротивлением $F_0 = 10,2 \cdot 10^5$ Па, время $t_1 = 0,07$ с соответствует моменту полного останова пенетратора, если бы

двигатель не включался. По данным построен график зависимости глубины проникания от момента включения двигателя рис. 2.6. Из графика видно, что максимальная глубина проникания получается, когда двигатель включается в момент времени $t_1 = 0,04$ с при скорости движения $V_{к1} = 21,11$ м/с, что соответствует условию (2.35).

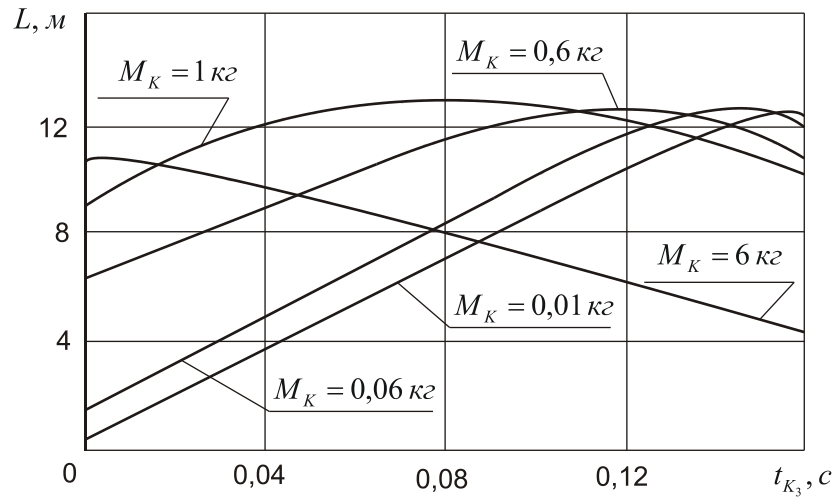


Рис. 2.4. Зависимость глубины проникания от времени работы двигателя в грунте для различных значений массы конструкции

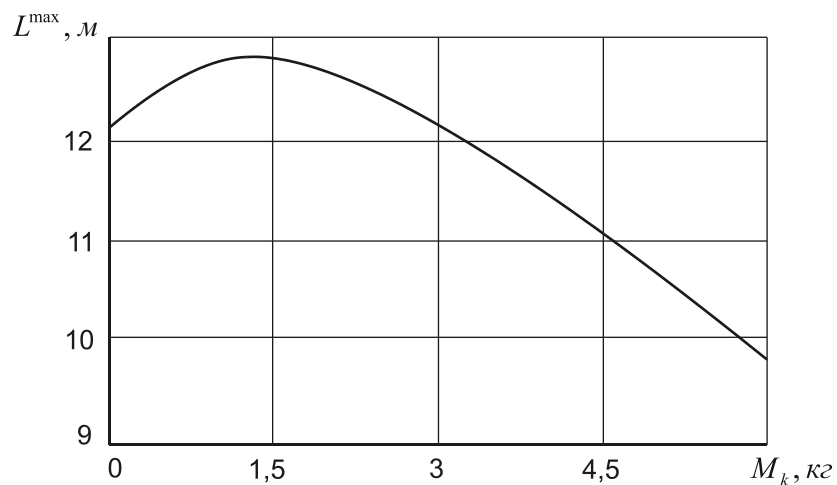


Рис. 2.5. Зависимость глубины проникания от массы пенетратора

Результаты расчета глубины проникания пенетратора, входящего в грунт со скоростью 100 м/с

$t_1, \text{к}$	0,005	0,01	0,015	0,02	0,025	0,03
$L, \text{м}$	11,33	11,45	11,53	11,6	11,63	11,72
$t_1, \text{с}$	0,035	0,04	0,045	0,05	0,06	0,07
$L, \text{м}$	11,84	11,69	11,68	11,63	11,63	11,47

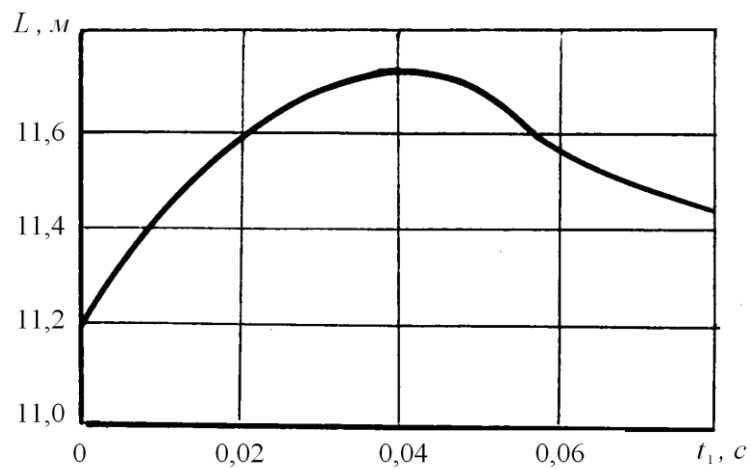


Рис. 2.6. Зависимость глубины проникания пенетратора от момента включения двигателя

Глава 3. МЕТОД ВЫБОРА ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ЛУННЫХ РЕАКТИВНЫХ ПЕНЕТРАТОРОВ

3.1 Анализ требований к характеристикам лунных реактивных пенетраторов и постановка задачи

На рис. 3.1 приведена одна из возможных классификаций реактивных пенетраторов по основным характерным признакам.

Наиболее существенным для ЛРП признаком является принцип движения в грунте. По этому признаку пенетраторы делятся на два класса – инерционные и с двигательной установкой. Инерционные пенетраторы (ИЛП) движутся в лунном грунте по инерции за счет кинетической энергии. Они просты по конструктивной схеме, но имеют ряд недостатков, основными из которых являются небольшая глубина проникания и крайне высокая удельная массовая нагрузка на мидель $M_{\text{мо}}$ (до 0,2 ...0,3 и более МПа). Такие значения $M_{\text{мо}}$ необходимы для накопления запаса кинетической энергии и для снижения максимальных перегрузок, действующих на приборный отсек, при входе в реголит.

Наличие двигательной установки позволяет уменьшить массу и улучшить условия эксплуатации при входе и движении в лунном грунте. Это обстоятельство объясняется тем, что пенетраторы с ДУ (реактивные пенетраторы) движутся в лунном грунте за счет кинетической энергии и тяги двигателя. Расчеты показывают [3,4], что количество энергии, выделяемой 1 кг топлива при сгорании (с учетом обобщенного КПД двигательной установки) равно кинетической энергии 7 кг ИЛП при скорости входа порядка 600 м/с. Кроме того, лунные реактивные пенетраторы имеют меньший уровень перегрузок при входе и движении в реголите из-за менее интенсивного торможения благодаря тяге ДУ. Сравнительный анализ характеристик ИЛП и пенетраторов с ДУ показывает, что при равных калибре, массе приборного отсека и допустимой перегрузке при входе в лунный грунт, масса ЛРП меньше в 3-4 раза.



Рис. 3.1. Классификация лунных пенетраторов

Анализ требований к характеристикам ДУ лунных пенетраторов показывает, что желательно иметь следующие характеристики: удельную лобовую тягу $R_{ул} = R / S_M = 1,5 - 15$ МПа; время работы ДУ $T = 0,2 - 0,6$ с; предельно допустимую осевую перегрузку $n_x^{доп} = 3000$.

Очевидно, что подобным требованиям наиболее полно отвечает ракетный двигатель твердого топлива (РДТТ). В настоящее время разработаны РДТТ с лобовой тягой $R_{ул} = 2...10$ МПа [75]. Эти РДТТ имеют высокий показатель удельного массового расхода через поперечное сечение камеры. Поэтому для них используют топлива со скоростью горения до 1 м/с и заряд, имеющий развитую поверхность горения, например, рулонный или трубчатый. С такими зарядами РДТТ имеют уровень допустимых перегрузок до 12000. Однако существенным

недостатком подобных РДТТ является невысокий уровень коэффициента заполнения поперечного сечения камеры сгорания и плотности заряжения при большом удлинении заряда. Эти обстоятельства приводят к тому, что при диаметрах камеры сгорания 100...300 мм, длина РДТТ может достигать 1...2 м [75]. Разработанные в последнее время пастообразные топлива с высокой скоростью горения позволяют использовать в РДТТ лунных пенетраторов заряд, горящий по торцу. Такой РДТТ будет иметь наивысшую плотность заряжения и небольшое удлинение.

В тех случаях, когда необходимо обеспечить двухрежимный уровень тяги (максимум при входе в грунт и минимум на марше), и уменьшить длину РДТТ при повышении плотности заряжения, целесообразно использовать модульные или секционные РДТТ. В некоторых случаях это позволяет снизить длину и массу ДУ на 30.. .50% при увеличении допустимых перегрузок, действующих на заряд [29,30].

При проектировании РДТТ следует уделять внимание вопросам ударной прочности, теплообмена и обеспечению расчетного процесса воспламенения заряда. В отличие от обычных РДТТ, в двигателях для лунных пенетраторов целесообразно использовать кольцевое сопло, которое по сравнению с соплом Лавалья может дать выигрыш в массе и длине.

Для обеспечения безаварийного входа пенетратора в реголит необходимо обеспечить определенную ориентацию и стабилизацию относительно поверхности грунта, для чего возможно использование реактивных двигателей управления.

Большое значение для надежной работы лунных пенетраторов имеют мероприятия по снижению перегрузок при входе его в грунт. Исследования в этой области показывают, что существенный выигрыш может быть достигнут при использовании амортизаторов различных систем, при покрытии корпуса твердыми или жидкими растворами высокомолекулярных соединений [75]. Интерес представляет также способ снижения перегрузок, действующих на приборный отсек в процессе входа пенетратора в лунный грунт, путем

включения в этот момент ракетного двигателя, вектор тяги которого совпадает с вектором скорости ЛРП.

Полная масса лунного реактивного пенетратора M_0 складывается из массы приборного отсека $M_{ПН}$, массы ДУ $M_{ДУ}$ и массы конструкции пенетратора M_K . Приборный отсек с расположенными в нем научной аппаратурой, датчиками и приемно-передающим устройством может иметь массу порядка десятка кг и больше.

Масса двигателя твердого топлива при использовании современных быстрогорящих топлив может достигать тоже порядка десятка кг в зависимости от калибра и заданной глубины проникания. Такого же порядка будет и масса конструкции пенетратора с учетом прочностных качеств и использования различных амортизирующих устройств [51,55,75,76]. Полная масса лунного реактивного пенетратора должна быть в пределах массы полезной нагрузки посадочного аппарата, спускаемого с орбиты Луны.

Во всех случаях следует стремиться к минимально возможному диаметру лунного пенетратора; поскольку при заданной глубине проникания тяга и масса ДУ в первом приближении пропорциональны площади миделевого сечения пенетратора, которая, в первую очередь, определяется диаметром приборного отсека. Анализ существующих полезных нагрузок показывает, что приборные отсеки с исследовательской аппаратурой, датчиками и современными системами передачи данных, могут иметь калибр порядка 10...20 см.

Длина ЛРП складывается из длины ДУ и длины носового конуса. Расчеты показывают [19,24,81], что РДТТ с характерным для лунных пенетраторов уровнями удельной тяги $R_{уд} = 2...10$ МПа и временем работы $T = 0,2...0,6$ с могут иметь удлинение (с соплом с центральным телом), равное $\lambda_{ДУ} = 4...10$ (с уменьшением при увеличении калибра), что при калибре 0,1...0,2 м приводит к длине ДУ, равной $l_{ДУ} = 0,4...2$ м. Длина носового конуса при среднем угле заострения $2\beta = 20^\circ$ и калибре 0,2 м может быть более полуметра, хотя следует отметить, что часть объема носового конуса может быть занята под ДУ. В любом

случае получается, что: длина ЛРП может быть 0,6...1,5 м, что при калибре 0,1..0,2 м дает удлинение $\lambda = 6...15$.

Максимально допустимая перегрузка, действующая на пенетратор при входе в лунный грунт, зависит от его конструктивных особенностей, наличия амортизирующих устройств, типа имеющийся в приборном отсеке аппаратуры, угла заостренности и формы носового конуса, параметров реголита, скорости подлета к поверхности лунного грунта и режима работы ДУ.

Анализ показывает, что основным лимитирующим условием является предельная перегрузка, действующая на приборный отсек. В зависимости от типа использованной аппаратуры и амортизационных устройств можно принять в первом приближении для приборного отсека предельно-допустимую осевую перегрузку $n_x^{don} = 1200$.

Максимальная скорость входа пенетратора в грунт, с которой перегрузка, действующая на ПО равна максимально допустимой, в зависимости от геометрических размеров и массы ЛРП, параметров грунта и ДУ может лежать в пределах 600...1500 м/с.

Под максимальным углом отклонения пенетратора от нормали к поверхности грунта понимают предельный угол между продольной осью ЛРП и нормалью в точке касания реголита, при превышении которого пенетратор либо рикошетирует от поверхности реголита, либо разрушается. Величина этого угла зависит от формы и угла заостренности носового конуса, скорости входа в грунт, центровки, массы, моментов инерции относительно продольной и поперечной осей, а также некоторых других параметров.

Экспериментальные работы, проведенные в США с аппаратами, входящими в грунт со скоростью порядка 1 км/с, показывают, что максимальный угол отклонения от нормали может достигать значений 30-50° по условию прочности и 70-75° по условию рикошетирования. Это подтверждено работами К.П.Станюковича, А.Я. Сагомояна и др. [63,64].

Основными характеристиками лунного реактивного пенетратора являются: средняя тяга R ; среднее время работы T ; тип топлива и заряда; давление в камере

P_k ; давление на срезе сопла P_a ; удельный импульс топлива I_{ed} ; масса топлива M_T ; масса ДУ $M_{ду}$; предельно-допустимая перегрузка n_x^{don} .

Характеристики ДУ определяются в процессе проектирования лунного реактивного пенетратора в соответствии с требованиями обеспечения основных проектных параметров ЛРП как средства для доставки приборного отсека на заданную глубину в реголит с определенными физико-химическими свойствами.

Расчеты показывают, что наиболее эффективной скоростью движения пенетратора в реголите на марше с энергетической точки зрения является скорость порядка 30...100 м/с. При этом удельная лобовая тяга ДУ должна быть больше или равна удвоенному статическому сопротивлению грунта, т.е. $R_{yd} = 1,5...15$ МПа и более. Тяга ДУ при этом для ЛРП калибром 0,1...0,2 м будет равна порядка 1,18...47 кН и более, время работы ДУ с учетом величин скоростей входа ЛРП в грунт ($V_{вх} = 60...150$ м/с) и глубины проникания не более ($L = 10$ м) будет лежать в пределах менее $T=0,04...0,2$ с. Для обеспечения указанных характеристик ДУ наиболее приемлемым является заряд из пастообразного топлива, горящий по торцу и имеющий скорость горения (при $P_k = 10...40$ МПа) равную 200-4000 мм/с; единичный импульс $I_{ед}=2300...2700$ Н·с/кг; плотность $\rho_T = 1500...1850$ кг/м³.

Большой массовый расход через критическое сечение сопла требует выбора давления в камере сгорания (во избежание запираания потока) – порядка 20...30 МПа и более.

Большая относительная площадь критического сечения сопла $\bar{S}_{кр} = S_{кр}/S_{кс} = 0,25...0,8$ и ограничение по площади среза сопла двигателя S_a площадью миделя ЛРП S_m ($S_a = S_m$) приводит к небольшой степени отношения давлений на срезе сопла к давлению в камере сгорания: $\pi = P_k / P_a = 0,025...0,25$.

Это обстоятельство приводит к тому, что давление на срезе сопла может достигать значений $P_a - 0,5...6,0$ МПа, что с одной стороны уменьшает удельную тягу ДУ, а с другой - положительно сказывается на запасе устойчивости к запираанию потока газов в сопле при возрастании противодействия в скважине за

срезом сопла.

С учетом величины удельного импульса $I_{ед} = 2500 \text{ Н}\cdot\text{с}/\text{кг}$, тяги $R=2,4... 9,6$ кН и времени работы $T = 0,04...0,2$ с, масса топлива будет равна $M_T = 0,4...7,6$ кг. Малое время работы и высокая плотность заряжания приводит к достаточно низкому конструктивному совершенству ДУ, несмотря на высокое давление в камере сгорания. Использование современных высокопрочных сплавов делает достижимым значение коэффициента $\mu_k = 0,3...0,5$, вследствие чего масса ДУ может быть в пределах $M_{ДУ}=40...500$ кг.

В таблице 3.1 приведены рассматриваемые характеристики ЛРП и диапазоны их величин.

Таблица 3.1.

Основные характеристики лунных пенетраторов (ЛП)

	Характеристики	Обозначения	Размерность	Интервал значений
1	<u>Масса и габариты пенетратора</u> Полная масса Диаметр (калибр) Длина полная Угол заострения	M_0 D_H l 2β	кг м м град	10...100 (ЛРП) 300...5000 (ИЛП) 0,1...0,2 (ЛРП) 0,15...0,6 (ИЛП) 1...2 и более 10...30
2	<u>Характеристики ДУ</u> Тяга (средняя) Время работы (среднее) Давление в камере (среднее) Давление на срезе сопла Масса топлива Масса ДУ Тип заряда	R T P_K P_a M_T $M_{ДУ}$ -	кН с МПа МПа кг кг -	2,4...9,6 0,04...0,2 20...40 0,5...6 0,4...7,6 0,64...10,2 Торцевой, трубчатый, рулонный
3	<u>Параметры движения пенетратора</u> Глубина проникания Максимальная перегрузка Максимальная скорость входа Тип грунта Удельное сопротивление Плотность грунта	L $n_x^{доп}$ $V_{вх}$ - $F_{уд}$ ρ_r	м ед м/с - МПа кг/м ³	2...10 0 50 Песок 1,53 1,600

3.2. Оценка массо – энергетических характеристик двигателя при входе пенетратора в грунт с нулевой скоростью

Определение потребной тяги двигательной установки. Будем считать, что пенетратор запускается вертикально с нулевой начальной скоростью входа в лунный грунт, т.е. в момент запуска двигателя головная часть ЛРП касается поверхности реголита. Время работы двигателя в грунте равно полному времени работы двигательной установки, т.е. $t_{к1}=0$ и $t_{к3}=T$. Положим, что в течении всего периода работы ДУ $R=const$ и что в момент отключения двигателя пенетратор останавливается мгновенно. Учитывая эти допущения, выражение для определения глубины проникания (2.22) запишется в виде

$$L = \frac{M_k + \frac{M_T}{2} + A}{B} \ln \left| \frac{e^{\frac{T}{A_{32}}} + 1}{2e^{\frac{T}{2A_{32}}}} \right|. \quad (3.1)$$

В качестве уравнений связи используются зависимости

$$m_3 \frac{dV_3}{dt_3} = R - F_0 - A \frac{dV_3}{dt} - BV_3^2 + m_3 g; \quad (3.2)$$

$$RT = I_{ед} M_T;$$

$$A_{32} = \frac{2M_k + M_T + A}{4\sqrt{B(R_1 - F_0)}}, \quad (3.3)$$

где $R_1 = R + (M_k + M_{дв})g + \frac{M_T}{2}g = R + M_{ср}g$, g - ускорение свободного падения на Луне.

На рис. 3.2 и 3.3 приведены зависимости изменения глубины проникания L , времени работы РДТТ T и тяги ДУ R от удельной лобовой тяги (отношение тяги ДУ к площади миделя). При построении зависимостей принималось:

$$\mu_k = \frac{M_k + M_{дв}}{M_0} \quad - \text{массовое соотношение конструкции}; \quad M_{M_T} = (1 - \mu_k) \frac{M_0}{S_M} \quad -$$

удельная массовая нагрузка топлива на мидель; $M_{M_0} = 0,01 \text{ МПа}$ - массовая нагрузка на мидель; $I_{ED} = 2050 \cdot \text{Н} \cdot \text{с} / \text{кг}$ - удельный импульс.

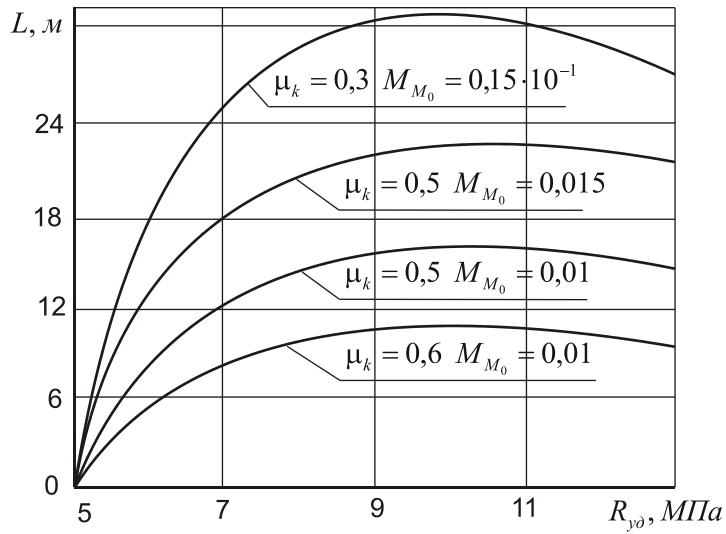


Рис. 3.2. Зависимость глубины проникания от удельной лобовой тяги и конструктивного совершенства пенетратора

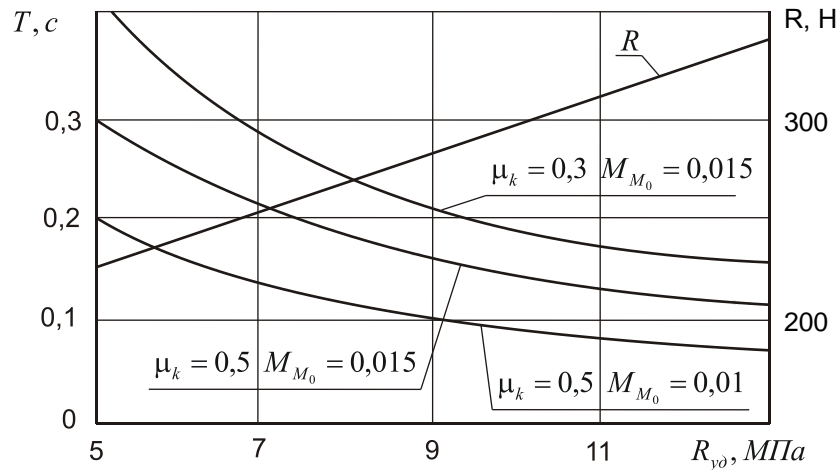


Рис. 3.3. Зависимость времени работы и тяги ДУ от удельной лобовой тяги и конструктивного совершенства конструкции

Зависимость $L = L(R_{y0})$ показывает, что начиная со значений удельной лобовой тяги 7-8 МПа и до 11 МПа, прирост дальности хода незначителен (~5%),

хотя при этом необходимая тяга возрастает на 60-70%, что заставляет применять двигатели с напряженными параметрами рабочего процесса.

Более целесообразно выбрать невысокое значение удельной лобовой тяги, и, потеряв в глубине проникания около 5%, значительно облегчить условия работы РДТТ.

Максимальная глубина проникания и значения параметров R и T , при которых этот максимум достигается, определяются через вспомогательную функцию Лагранжа по формулам:

$$L_{MAX} = \frac{2M_K + M_T + 2A}{2B} \ln \left| \frac{e^{2K} + 1}{2e^K} \right|; \quad (3.4)$$

$$R^{opt} = 2F_0 - 2M_{CP}g \quad (3.5)$$

$$T = \frac{I_{ED} M_T g}{2F_0 - 2M_K g - M_T g}, \quad (3.6)$$

где
$$K = \frac{I_{ED} M_T \sqrt{B}}{[2(M_K + A) + M_T] \sqrt{F_0 - M_K g - \frac{M_T g}{2}}}; \quad M_{CP} = M_K + \frac{M_T}{2}.$$

Таким образом, при запуске пенетратора с нулевой скоростью входа в грунт при условии, что тяга двигателя больше статического сопротивления грунта для достижения максимальной глубины проникания, определяемой зависимостью (3.4), необходимо выбирать тягу двигателя и время его работы в соответствии с выражениями (3.5) и (3.6).

Максимальная скорость движения пенетратора, имеющего тягу двигателя $R \approx 2F_0$ (обычно $F_0 \gg M_{CP}g$ и влияние силы тяжести несущественно),

определяется по формуле $V_{opt} = \sqrt{\frac{F_0}{B}}$ и является оптимальной скоростью движения пенетратора в заданном грунте.

Однако, в тех случаях, когда запуск пенетратора осуществляется в грунты, имеющие высокие значения удельного лобового сопротивления, целесообразно пойти на некоторое уменьшение величины тяги двигателя по сравнению с полученной из формулы (3.5). При этом удастся существенно облегчить условия

работы РДТТ при незначительной потере глубины проникания. Поставленный вопрос решается в каждом отдельном случае особо путем исследований производной первого порядка в окрестностях точки $R = R^{opt}$. Эта производная определяется выражением вида:

$$\frac{dL}{dR} = \frac{A_{32}T(2F_0 - R_1) \left(e^{\frac{T}{A_{32}}} - 1 \right)}{R_1 M_{CP} \left(e^{\frac{T}{A_{32}}} + 1 \right)} \quad (3.7)$$

и показывает скорость изменения глубины проникания при изменении тяги двигателя.

Определение потребной массы топлива. Масса топлива, обеспечивающая проникание пенетратора на заданную глубину, находится из выражения (3.4)

$$M_T = \frac{(2M_K + M_T + 2A) \sqrt{F_0 - M_K g - M_T \frac{1}{2} g \ln |C + \sqrt{C^2 + 1}|}}{I_{ED} B}, \quad (3.8)$$

где $C = e^{\frac{LB}{M_{CP} + A}}$; $M_{CP} = M_K + \frac{M_T}{2}$.

Если $C \gg 1$, то (3.8) можно записать в виде

$$M_T = \frac{(2M_K + M_T + 2A) \sqrt{F_0 - M_K g - M_T \frac{1}{2} g \left[\frac{LB}{M_{CP} + A} + \ln 2 \right]}}{I_{ED} B}. \quad (3.9)$$

Выражения (3.8) и (3.9) определяют зависимость между массой топлива и максимальной глубиной проникания.

3.3. Выбор проектных параметров пенетраторов, запускаемых с посадочного аппарата в процессе его спуска на поверхность Луны

Задача выбора параметров лунного реактивного пенетратора может быть сформулирована следующим образом: при заданных значениях глубины проникания L и массе приборного отсека $M_{по}$ необходимо определить проектные

параметры ЛРП, обеспечивающие его минимальную начальную массу M_0 , при входе пенетратора в реголит, имеющий заданные физико–механические характеристики $\bar{P}_{ГР}$, со скоростью $V_{ВХ}$.

Логическая модель исследования задачи проектирования в сформулированной постановке представлена на рис. 3.4, где входными данными являются глубина проникания, масса приборного отсека, физико – механические свойства лунного грунта ($\bar{P}_{ГР}$) и предельно - допустимая перегрузка вдоль продольной оси $n_x^{доп}$.

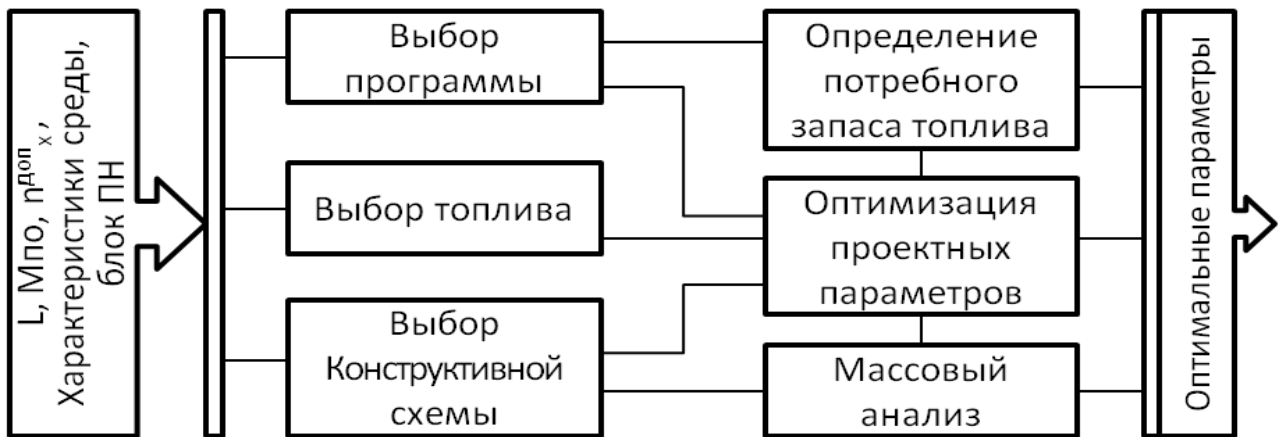


Рис. 3.4. Логическая модель выбора параметров проектирования пенетратора

Частные задачи выбора параметров пенетратора включают в себя: выбор топлива, выбор конструктивной схемы, выбор программы движения, расчет проектных параметров, массовый анализ и оптимизацию проектных параметров.

3.3.1 Выбор топлива и конструктивной схемы пенетратора

Выбор топлива производится с учетом следующих основных условий:

1. Обеспечение максимально возможных значений единичного импульса $I_{ед}$, скорости горения u и плотности топлива ρ_T ;

2. Обеспечение высокой механической прочности заряда и устойчивости горения в условиях высоких перегрузок n_x^{don} .

Для ракетных двигателей твердого топлива, исследуемых пенетраторов, характерно высокое значение удельной лобовой тяги (отношение тяги двигателя к площади миделевого сечения пенетратора) $R_{yЛ} = 10...10^2$ МПа при малом времени его работы $T = 0,1...1,0$ с, значении критерия Победоносцева $\alpha > 200$ и осевой перегрузке $n_x^{don} \approx 10^3$. Эти обстоятельства приводят к тому, что в РДТТ пенетраторов целесообразно использовать топливные заряды рулонного типа или армированные, которые имеют высокую прочность при большом массовом расходе топлива с поверхности. Следует отметить, что для РДТТ с заданными значениями тяги R и временем работы T существует оптимальная скорость горения u_{opt} , при которой масса двигателя будет минимальна.

Увеличение скорости горения приводит к увеличению свода заряда e (при заданном времени горения), что при выбранной тяге R , длине заряда l_3 и критерию Победоносцева α заставляет увеличивать диаметр камеры, а, значит и массу РДТТ. С другой стороны, уменьшение скорости горения приводит к увеличению длины заряда и массы РДТТ, причем некоторое уменьшение диаметра камеры не компенсирует это увеличение длины заряда, так как необходимо выдержать заданное значение критерия Победоносцева α .

Существует ряд методик, позволяющих определить оптимальную скорость горения при тех или иных исходных данных [75]. На рис. 3.5 представлена зависимость оптимальной скорости горения u_{opt} от уровня лобовой тяги $R_{yЛ}$. Расчет производился при значениях $I_{ед} = 2000...2800$ Н·с/кг и $\alpha = 240$. очевидно, что оптимальная скорость горения должна быть достаточно высокой $u_{opt} = 25...250$ мм/с.

С другой стороны, для РДТТ существует принципиальная зависимость между давлением в камере сгорания P_k и требуемым уровнем удельной лобовой тяги $R_{yЛ}$ [75]

$$R_{\text{ЛП}} = B_H^2 \frac{M_c}{S_{\text{КС}}} I_{\text{ЕД}} ; \quad (3.10)$$

где $B_H = \frac{D_{\text{КС}}}{D_H}$ - отношение диаметров камеры сгорания к наружному; $\frac{M_c}{S_{\text{КС}}} = \bar{M}_{\text{КС}}$ - массовый расход M_c через поперечное сечение камеры $S_{\text{КС}}$, называемый удельным массовым расходом через мидель камеры.

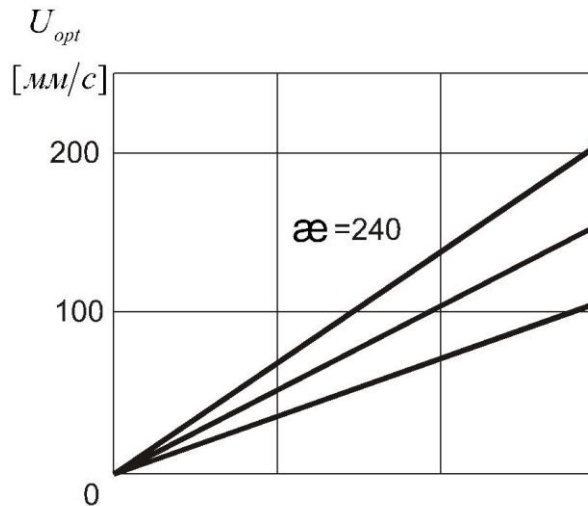


Рис. 3.5. Зависимость оптимальной скорости горения от лобовой тяги ЛРП

В то же время, величина $\bar{M}_{\text{КС}}$ определяется из уравнения

$$\bar{M}_{\text{КС}} = \bar{M}_{\text{КР}} \frac{S_{\text{КР}}}{S_{\text{КС}}}, \quad (3.11)$$

где $\bar{M}_{\text{КР}} = \frac{A \varphi_2 P_K}{\sqrt{RT_0}}$ - удельный массовый расход в критическом сечении сопла [19];

$A = \sqrt{k \left(\frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}}}$; $\varphi_2 = 0,94 \dots 0,97$ - коэффициент расхода, k - показатель адиабаты.

Тогда из (3.10) с учетом (3.11) получим зависимость давления в камере P_K от удельной лобовой тяги $R_{\text{ЛП}}$

$$P_K = \frac{\sqrt{RT_0}}{A\varphi_2 B_H^2 I_{ED} \left(\frac{S_{KP}}{S_{KC}} \right)} R_{VL}, \quad (3.12)$$

На рис. 3.6 представлена зависимость (3.12) при различных значениях I_{ED} и $\left(\frac{S_{KP}}{S_{KC}} \right)$. Расчет производился при $RT_0 = 10^6$ Дж/кг; $A = 0,69$ ($K = 1,25$); $\varphi_2 = 0,96$; $B_H = 0,9715$.

Если учесть, что для обеспечения нормального запуска рекомендуется выдержать соотношение

$$\mu = \frac{S_{KP}}{S_{KC}} \leq 0,8(1 - \xi),$$

где $\xi = \frac{S_{KP}}{S_{KC}}$ - коэффициент заполнения поперечного сечения камеры зарядом, то

при значениях $\xi = 0,6 \dots 0,8$ отношение $\frac{S_{KP}}{S_{KC}} \leq 0,48 \dots 0,64$ и давление в камере

сгорания должно быть порядка сотен атмосфер. Следует отметить, что при таких давлениях твердые топлива способны обеспечивать скорость горения порядка 100 мм/с и более даже при использовании обычных порохов.

Рассмотрим возможные компоновочные схемы пенетраторов, проникающих в лунный грунт с двигательной установкой. На рис. 3.7 представлена нормальная конструктивная схема пенетратора, где полезная нагрузка и система управления (приборный отсек) находится в передней части корпуса пенетратора, а двигатель - в задней. Подобная схема позволяет разместить в передней части корпуса ту или иную систему амортизации пенетратора при входе в реголит и в то же время обеспечивает наилучшие условия для истечения продуктов сгорания из сопла двигателя. Схема *а* позволяет выполнить пенетратор с максимальным диаметром полезной нагрузки. Схема *б* дает возможность снизить темп нарастания перегрузки при входе в грунт, хотя при этом диаметре пенетратора, тяга двигателя R и масса топлива будет больше, чем в первом случае.

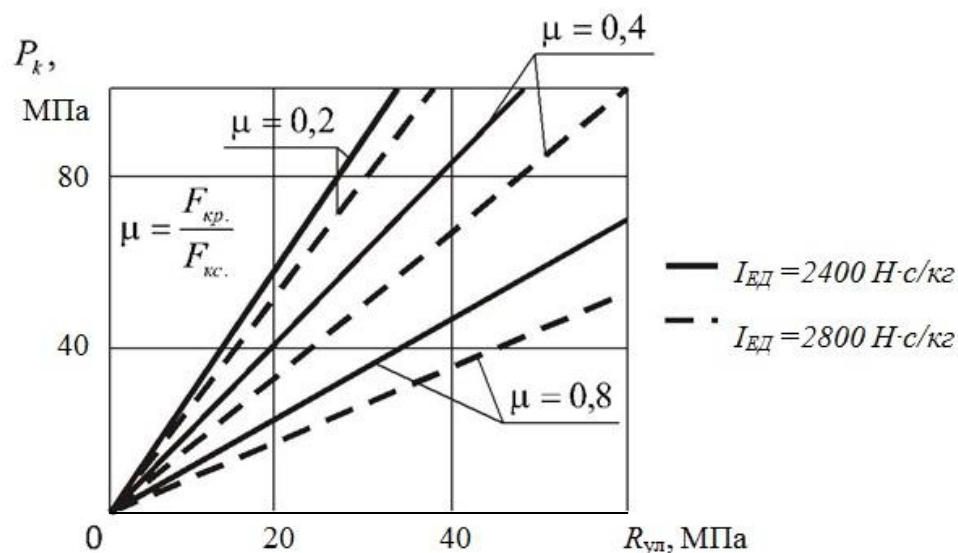


Рис. 3.6. Зависимость давления в камере сгорания от удельной лобовой тяги

На рис. 3.8 представлен пенетратор другой компоновочной схемы. Основным достоинством такой схемы является возможность снижения перегрузки, действующей на полезную нагрузку (приборный отсек) при входе в реголит. При соответствующем подборе уровня тяги РДТТ и программы ее изменения можно снизить перегрузку в случае необходимости до любой заданной величины. К недостатку этой схемы следует отнести повышенный диаметр пенетратора по сравнению со схемами (см. рис 3.7) при равном диаметре полезной нагрузки.

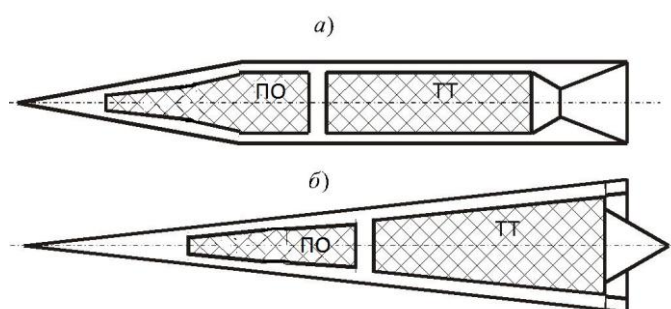


Рис. 3.7. Нормальная компоновочная схема ЛРП

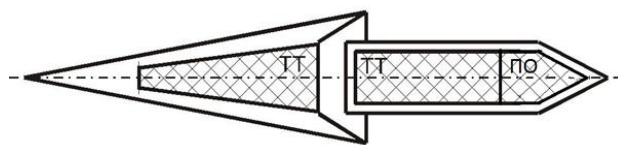


Рис. 3.8. Компоновочная схема с кольцевым соплом

На рис. 3.9, а приведена компоновочная схема пенетратора с двумя РДТТ и размещением приборного отсека в середине корпуса. В носовом конусе

пенетратора расположен РДТТ взрывного типа, который работает в период входа пенетратора в грунт и торможения до маршевой скорости, а далее работает маршевый РДТТ. Кольцевое сопло переднего РДТТ может в некоторых случаях сбрасываться каким – либо способом, например, с помощью пироболтов. Использование двух РДТТ различного типа позволяет реализовать наиболее оптимальные программы движения пенетратора на активном участке траектории в грунте.

Примером конструктивной схемы пенетратора с двухрежимным однокамерным РДТТ может служить схема с задним расположением приборного отсека, рис. 3.9, б. Здесь резкое дросселирование тяги РДТТ на маршевом участке обеспечивается использованием двух полузарядов разного типа, и из различных марок топлива. Недостатком такой схемы являются большой диаметр пенетратора за счет использования кольцевого сопла.

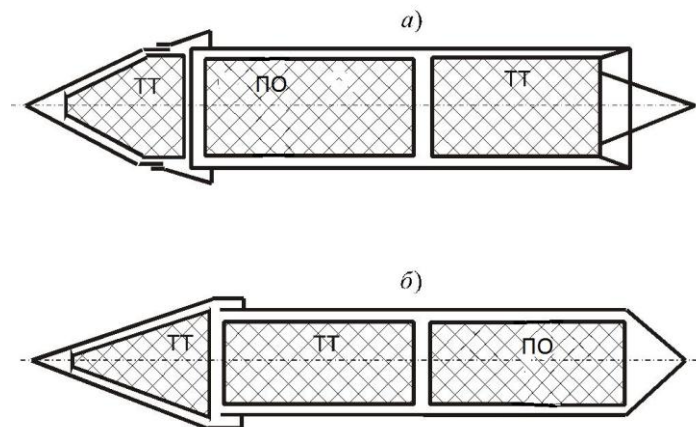


Рис. 3.9. Компоновочная схема с двухрежимным РДТТ

3.3.2. Выбор программы движения пенетратора в лунном грунте

Под программой движения пенетратора в лунном грунте понимают изменение скорости по времени движения в грунте $V = f(t)$. Оптимальная программа движения пенетратора в грунте должна обеспечивать при исходных данных достижение заданной глубины L при определенной скорости входа $V_{вх}$ с

затратой минимальной массы топлива на активном участке.

Примем следующие допущения: лунный пенетратор движется по вертикали вниз в однородном грунте ($\rho_r = const$, $F_{0\text{ уд}} = const$); единичный импульс двигателя постоянен ($I_{\text{ед}} = const$); закон сопротивления квадратичный, т.е. имеет место зависимость

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

Кроме того задана предельно допустимая перегрузка $n_x^{\text{доп}}$. Известно, что оптимальная, с точки зрения энергетических затрат, скорость движения пенетратора в лунном грунте равна

$$V_{\text{опт}} = \sqrt{\frac{F_0}{B}}.$$

Обычно для средних грунтов, к которым можно отнести и грунты-аналоги реголита $V_{\text{опт}} = 50 \dots 250$ м/с. В то же время скорость посадочного аппарата может лежать в пределах $0,5 \dots 2,5$ км/с.

Поэтому, если скорость входа пенетратора больше оптимальной скорости движения, программа движения в грунте должна обеспечивать торможение пенетратора от скорости $V_{\text{вх}}$ до оптимальной $V_{\text{опт}}$ и движение его на маршевом участке с постоянной скоростью $V_{\text{опт}}$ до достижения заданной глубины L_0 .

Анализ возможных вариантов программы движения показывает, что наиболее приемлемой с точки зрения расхода топлива является программа с равнозамедленным движением на участке торможения от $V_{\text{вх}}$ до $V_{\text{опт}}$, т.е.

$$V = \begin{cases} V_{\text{вх}} - at & \text{при } 0 \leq t \leq t_1 \\ V_{\text{опт}} & \text{при } t_1 < t \leq T \end{cases}, \quad (3.13)$$

где t_1 - время торможения до $V_{\text{опт}}$; T - время работы РДТТ; a - постоянная торможения (ускорение); t - текущее время движения ЛРП в грунте.

Действительно, при движении с отрицательной перегрузкой $\frac{a}{g} < n_x^{\text{доп}}$ необходимо иметь тягу R большую, чем при движении с перегрузкой $n_x^{\text{доп}}$, что приводит к увеличению расхода топлива на участке торможения, даже с учетом

увеличения средней скорости на этом участке, поскольку тяга и расход топлива пропорционален квадрату скорости движения penetrатора, а время торможения обратно пропорционально величине средней скорости движения и предельной перегрузке и, следовательно, суммарный импульс тяги, а значит и масса топлива в этом случае возрастает.

На рис. 3.10 представлены качественные зависимости изменения ускорения a , скорости V , силы сопротивления F , тяги R и глубины проникания L по времени при движении penetrатора по программе (3.13). На участке торможения движение равнозамедленное. При этом скорость изменяется по зависимости

$$V = V_{BX} - at .$$

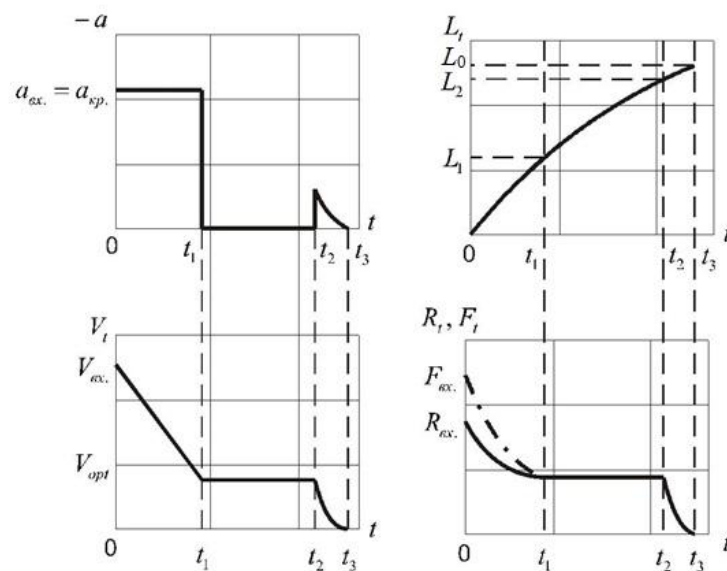


Рис. 3.10. Характер изменения ускорения, скорости, силы сопротивления, тяги и глубины проникания во времени движения penetrатора в лунном грунте.

Время торможения t_1 , равно

$$t_1 = \frac{V_{BX} - V_{OPT}}{a} .$$

Глубина проникания L_1 (длина участка торможения) равна

$$L_1 = V_{BX} t_1 - \frac{at_1^2}{2} = \frac{V_{BX}^2 - V_{OPT}^2}{2a} . \quad (3.14)$$

Сила сопротивления на участке торможения меняется от $F_{BX} = F_0 + A\dot{V} + BV_{BX}^2$ до $F_1 = 2F_0 = 2F_{ВД}S_M$ по закону

$$F = B(V_{BX} - at)^2 + Aa + F_{ВД}S_M. \quad (3.15)$$

Сила тяги в соответствии с уравнением движения

$$R = F - am \quad (3.16)$$

изменяется по зависимости

$$R = B(V_{BX} - at)^2 + F_{ВД}S_M - aM, \quad (3.17)$$

где M - текущее значение массы с учетом коэффициента A .

На отрезке времени $t_1 - t_2$ пенетратор движется на маршевом участке с постоянной скоростью V_{OPT} , где t_2 - момент отключения двигателя. Длина маршевого участка L_M определяется по формуле

$$L_M = (L_2 - L_1) = L_2 - \frac{V_{BX}^2 - V_{OPT}^2}{2a}. \quad (3.18)$$

Время движения на марше t_M равно

$$t_M = t_2 - t_1 = \frac{L_M}{V_{OPT}} = \frac{L_2 - \frac{V_{BX}^2 - V_{OPT}^2}{2a}}{V_{OPT}}. \quad (3.19)$$

Тяга при этом равна удвоенному статическому сопротивлению

$$R_M = 2F_0 = 2F_{ВД}S_M. \quad (3.20)$$

Полная глубина проникания L_0 будет складываться из глубин проникания на участке торможения, маршевом и движении по инерции после отключения двигателя.

Зная зависимости изменения тяги по времени, можно при принятых ранее допущениях определить массу топлива M_T , расходуемую на достижение заданной глубины L_0 (с учетом движения ЛРП по инерции после отключения двигателя). Следует отметить, что использование программы с равнозамедленным изменением скорости на участке торможения предполагает использование РДТТ с дросселированием по тяге в 30...100 раз за период от 0,05...0,2 с.

Другим видом программы движения пенетратора в лунном грунте является

движение с постоянной тягой $R = const$ на обоих участках. Анализ параметров движения пенетратора показывает, что, если выбрать $R = 2F_0$, где R - тяга, F_0 - статическое сопротивление, т.е. обеспечить после торможения движение на марше с оптимальной скоростью V_{opt} , то при приемлемых допущениях по перегрузке $n_x^{доп} \approx 1200$ допустимая скорость входа будет $V_{вх} < 500$ м/с. Поэтому, при скоростях посадочного аппарата больше 500 м/с следует использовать двухрежимный двигатель, либо вообще два двигателя на пенетраторе. В случае использования двухрежимного двигателя, уровень тяги на участке торможения выбирается из условия обеспечения заданной перегрузки в момент входа пенетратора в лунный грунт. Далее в некоторый момент тяга двигателя уменьшается до $R = 2F_0$. При наличии на пенетраторе двух двигателей, сначала включается один двигатель и пенетратор тормозится до оптимальной скорости, после чего включается маршевый двигатель. Во всех случаях момент изменения тяги выбирается таким образом, чтобы при этом перегрузка не превысила допустимую. На рис. 3.11 показаны зависимости изменения параметров движения пенетратора при такой программе движения аппарата в грунте.

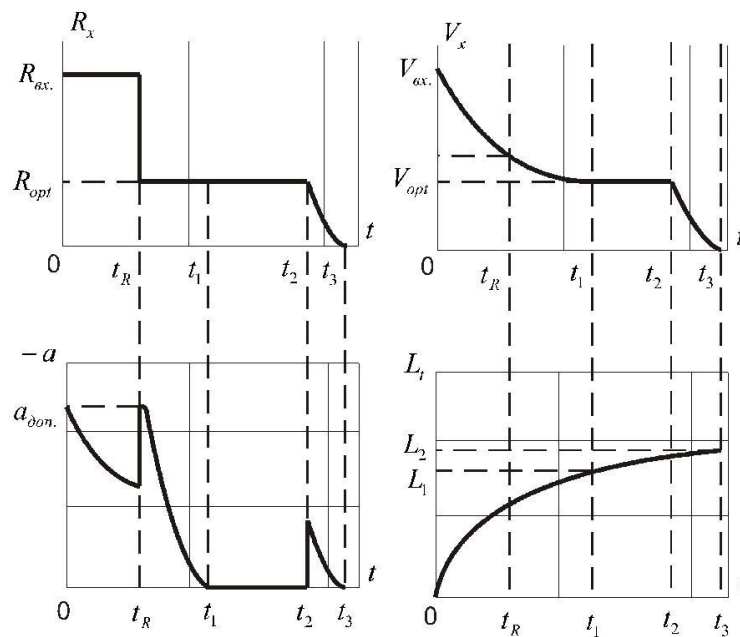


Рис. 3.11. Зависимость параметров движения пенетратора при двухрежимной работе РДТТ

3.3.3 Определение потребного запаса топлива для лунного реактивного пенетратора

Частная задача проектирования пенетраторов формулируется следующим образом: требуется определить минимальный запас топлива M_T , обеспечивающий заданную дальность L_0 при условии, что программа движения, топливо и конструктивная схема пенетратора выбраны.

Исходными данными для расчета являются дальность L_0 , калибр D_H , единичный импульс РДТТ I_{ED} , предельно допустимая перегрузка n_{x0}^{don} , скорость входа V_{BX} , оптимальная скорость V_{OPT} , коэффициент сопротивления B , удельное сопротивление F_{VD} , начальная масса M_0 .

Рассмотрим методику баллистического расчета пенетратора с программой движения

$$V \begin{cases} V_{BX} - at & \text{при } 0 \leq t \leq t_1 \\ V_{OPT} & \text{при } t_1 < t \leq T \end{cases}$$

Как было показано выше, при такой программе запас топлива будет минимальным при принятых исходных данных. Полная масса топлива пенетратора складывается из массы топлива, расходуемого на участке торможения в грунте M_{TT} и на маршевом участке в грунте M_{TM} .

$$M_T = M_{TT} + M_{TM}.$$

Определим зависимость массы топлива M_{TT} , расходуемого на участке торможения. Из уравнения (3.16) величину тяги можно записать

$$R = F - aM = BV^2 + F_{VD}S_M - aM; \quad (3.21)$$

Скорость изменения массы (секундный расход топлива) равна

$$M_C = \frac{dM}{dt} = -\frac{R}{I_{ED}}. \quad (3.22)$$

Тогда с учетом (3.22) уравнение движения (3.21) запишется следующим образом

$$-I_{ED}M_C + aM = B(V_{BX} - at)^2 + F_{VD}S_M. \quad (3.23)$$

Имея в виду, что $B(V_{BX} - at)^2 \gg F_{ВД} S_M$ и что

$$M_c = \frac{dM}{dt} = \frac{dM}{dt} \frac{dV}{dV} = -a \frac{dM}{dV}, \quad (3.24)$$

уравнение (3.23) можно записать

$$I_{ЭД} a \frac{dM}{dV} + aM = BV^2 \quad (3.25)$$

или

$$\frac{dM}{dV} + \frac{1}{I_{ЭД}} M = \frac{B}{I_{ЭД} a} V^2. \quad (3.26)$$

Если учесть, что $I_{ЭД} = W_a$ - скорость истечения газов, а $I_{ЭД} a = W_a a$, то окончательно получим дифференциальное уравнение с правой частью

$$\frac{dM}{dv} + \frac{1}{W_a} M = \frac{B}{W_a a} V^2. \quad (3.27)$$

Линейное неоднородное уравнение (3.27) решается в квадратурах. Решение однородного уравнения

$$\frac{dM}{dV} = -\frac{1}{W_a M} \quad (3.28)$$

имеет вид

$$M = ce^{-\frac{V}{W_a}}. \quad (3.29)$$

Значение постоянной интегрирования $c(V)$ определяется путем подстановки M в исходное уравнение (3.27), что приводит к уравнению

$$\frac{dc}{dV} = \frac{B}{W_a a} V^2 e^{\frac{V}{W_a}} \text{ или } c = \frac{B}{W_a \cdot a} \int V^2 e^{\frac{V}{W_a}} dV. \quad (3.30)$$

Тогда интегрируя (3.30), будем иметь

$$c = \frac{B}{a} e^{\frac{V}{W_a}} [V^2 - 2VW_a + 2W_a^2] + c_1, \quad (3.31)$$

где c_1 - постоянная, определяемая из начальных условий:

$$M = M_0 \text{ при } V = V_{BX}$$

$$\text{Тогда } M = \frac{B}{a} [(V - W_a)^2 + W_a^2] + c_1 e^{-\frac{V}{W_a}} \quad (3.32)$$

или

$$c_1 = \left\{ M_0 - \frac{B}{a} [(V_{\text{ВХ}} - W_a)^2 + W_a^2] e^{\frac{V_{\text{ВХ}}}{W_a}} \right\}. \quad (3.33)$$

Окончательно масса пенетратора при скорости V равна

$$M = \frac{B}{a} [(V - W_a)^2 + W_a^2] + \left\{ M_0 - \frac{B}{a} [(V - W_a)^2 + W_a^2] \right\} e^{\frac{V_{\text{ВХ}} - V}{W_a}}. \quad (3.34)$$

Для определения массы к моменту достижения пенетратором оптимальной скорости $M_{\text{КТ}}$ необходимо вместо V подставить $V_{\text{ОПТ}}$.

Масса топлива, расходуемая на участке торможения будет определена по формуле

$$M_{\text{ТТ}} = M_0 - M_{\text{КТ}}$$

или

$$M_{\text{ТТ}} = \frac{B W_a^2}{a} \left\{ \left[\left(1 - \frac{V_{\text{ВХ}}}{W_a} \right)^2 + 1 \right] e^{\frac{V_{\text{ВХ}} - V_{\text{ОПТ}}}{W_a}} - 1 - \left(1 - \frac{V_{\text{ОПТ}}}{W_a} \right)^2 \right\} - M_0 \left[e^{\frac{V_{\text{ВХ}} - V_{\text{ОПТ}}}{W_a}} - 1 \right]. \quad (3.35)$$

Расход топлива на маршевом участке $M_{\text{ТМ}}$ определяется следующим образом. Тяга R_M равна удвоенному статическому сопротивлению

$$R_M = 2F_{\text{УД}} S_M = \frac{\pi}{2} D_H^2 F_{\text{УД}}. \quad (3.36)$$

Время работы двигателя на марше L_M определяется из уравнения (3.19)

$$t_M = \frac{2aL_0 - V_{\text{ВХ}}^2 + V_{\text{ОПТ}}^2}{2aV_{\text{ОПТ}}} \quad (3.37)$$

или

$$t_M = \frac{L_0}{V_{\text{ОПТ}}} - \frac{V_{\text{ОПТ}} \left[\left(\frac{V_{\text{ВХ}}}{V_{\text{ОПТ}}} \right)^2 - 1 \right]}{2a}. \quad (3.38)$$

Тогда запас топлива $M_{\text{ТМ}}$ будет равен

$$M_{\text{ТМ}} = \frac{R_M t_M}{I_{\text{ЕД}}} = \frac{\pi D_H^2 F_{\text{УД}} (2aL_0 - V_{\text{ВХ}}^2 + V_{\text{ОПТ}}^2)}{4aV_{\text{ОПТ}} I_{\text{ЕД}}} \quad (3.39)$$

или

$$M_{TM} = \frac{\pi}{4} D_H^2 F_{VD} \frac{2a \frac{L_0}{V_{OPT}} - V_{OPT} \left[\left(\frac{V_{BX}}{V_{OPT}} \right)^2 - 1 \right]}{a W_a}. \quad (3.40)$$

Таким образом, полная масса топлива M_T , обеспечивающая заданную дальность L_0 penetrатора калибром D_H и массой M_0 , имеющей РДТТ со скоростью истечения газов $W_a = I_{ED}$ и величину предельной перегрузки $n_x^{доп}$, входящей со скоростью V_{BX} в грунт, удельное сопротивление которого F_{VD} , оптимальная скорость V_{OPT} и коэффициент сопротивления движению penetrатора B равна

$$M_T = M_{TT} + M_{TM} = \frac{B W_a^2}{a} \left\{ \left[\left(1 - \frac{V_{BX}}{W_a} \right)^2 + 1 \right] e^{\frac{V_{BX} - V_{OPT}}{W_a}} - 1 - \left(1 - \frac{V_{OPT}}{W_a} \right)^2 \right\} -$$

$$- M_0 \left[e^{\frac{V_{BX} - V_{OPT}}{W_a}} - 1 \right] + \frac{\pi}{4} D_H^2 F_{VD} \frac{2a \frac{L_0}{V_{OPT}} - V_{OPT} \left[\left(\frac{V_{BX}}{V_{OPT}} \right)^2 - 1 \right]}{a W_a}. \quad (3.41)$$

Масса топлива является функцией девяти параметров, т.е.

$$M_T = f(L_0, D_H, a, W_a, B, V_{OPT}, F_{VD}, M_0, V_{BX})$$

из которых один – скорость входа V_{BX} нужно выбрать таким образом, чтобы масса топлива была минимальной. Найти экстремум $M_T = F(V_{BX})$ можно путем дифференцирования уравнения (3.41) по скорости V_{BX} и приравниванием производной к нулю, что достаточно трудоемко, либо путем построения зависимости в виде графика.

В качестве примера определяем зависимость $M_T = f(V_{BX})$ для ЛРП со следующими исходными данными: глубина проникания penetrатора $L_0 = 10$ м; наружный диаметр ЛРП $D_H = 0,2$ м; предельно-допустимая перегрузка $n_x^{доп} = 1000$; начальная масса penetrатора $M_0 = 100$ кг; скорость истечения газов из сопла двигателя $W_a = I_{ед} = 2300 \frac{H \cdot c}{кг}$; удельное статическое сопротивление реголита

$$F_{VD0} = 1,53 \text{ МПа}; \text{ динамический коэффициент сопротивления } B = 18,84 \frac{H \cdot c^2}{м^2};$$

оптимальная скорость движения ЛРП $V_{OPT} = 50$ м/с; ускорение свободного падения на Луне $g = 1,6$ м/с²; предельное ускорение $a = 1600$ м/с².

Расчет ведем следующим образом:

1. Определим скорость входа V_{BX} , при которой ЛРП будет иметь участок торможения со скоростью V_{BX} до V_{OPT} равный заданной глубине входа, а значит маршевый участок будет отсутствовать

$$V_{BX\ PP} = \sqrt{2aL_0 + V_{OPT}^2}.$$

2. При скоростях входа больших чем V_{BX} пенетратор будет достигать заданной глубины L_0 имея скорость V_K равную

$$V_K = \sqrt{V_{BX}^2 - 2aL_0}.$$

Массу топлива следует определить по формуле (3.39), подставляя вместо V_{OPT} значение V_K .

3. При скоростях входа меньших, чем $V_{BX\ PP}$ расчет массы топлива производится по зависимости (3.41).

4. В предельном случае, при $V_{BX} = V_{OPT}$, т.е. когда участок торможения отсутствует, масса топлива рассчитывается по формуле:

$$M_T = \frac{R_M t_M}{I_{ED}} = \frac{\pi}{2} D_H^2 \frac{F_{UD}}{I_{ED}} \frac{L_0}{V_{OPT}}$$

причем в этом случае $a = 0$.

На рис 3.12 представлены зависимости масс M_{TT} , M_{TM} и M_T от скорости входа V_{BX} . Расчеты показывают, что при принятых исходных данных оптимальная скорость входа V_{opt}^{BX} , обеспечивающая минимум топлива, равна $V_{opt}^{BX} = 150$ м/с. Очевидно, что при принятых исходных данных при скорости входа более 150 м/с резко возрастает расход топлива на участке M_{TT} торможения, в то время как M_{TM} монотонно уменьшается.

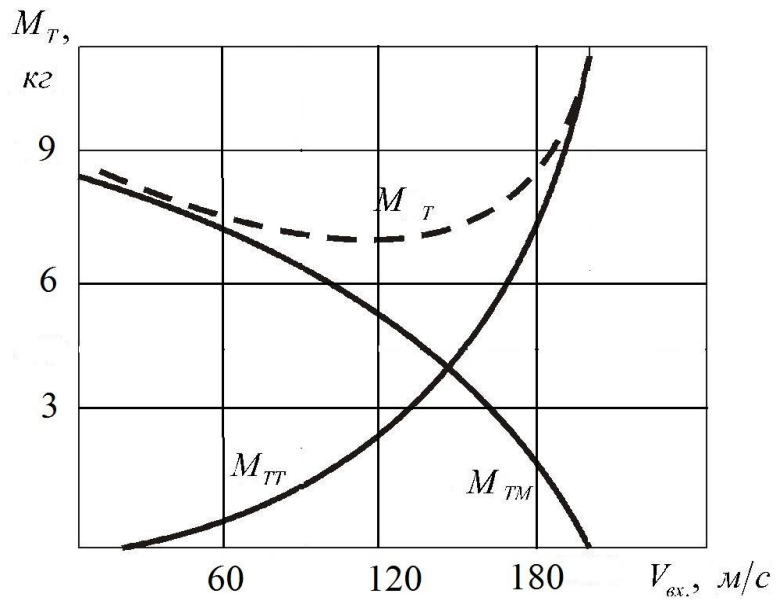


Рис. 3.12 Зависимость массы топлива на участках торможения и маршевом от скорости входа пенетратора в грунт

На рис. 3.13 представлена зависимость $M_T = \frac{R_M t_M}{I_{ED}} = \frac{\pi}{2} D_H^2 \frac{F_{UD}}{I_{ED}} \frac{L_0}{V_{OPT}}$ массы топлива от глубины проникания пенетратора в реголит для трех значений наружного диаметра ЛРП.

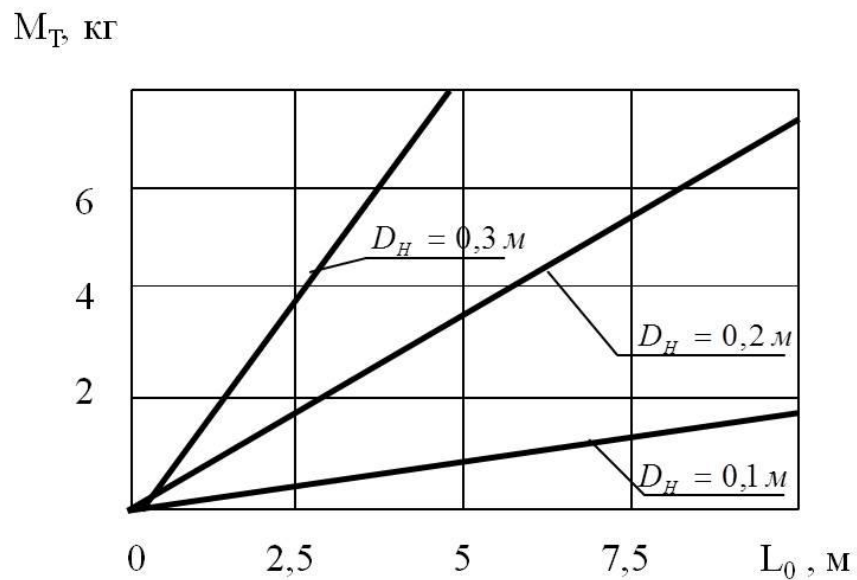


Рис. 3.13. Зависимость массы топлива от глубины проникания пенетратора в реголит

3.4. Определение параметров лунного реактивного penetrатора с помощью номограмм

Ранее был рассмотрен аналитический метод определения основных проектных параметров ЛРП. Несмотря на приближенный характер расчета, трудоемкость аналитического метода значительна. Поэтому для оценочных расчетов параметров ЛРП можно применить метод, использующий заранее построенные номограммы.

На рис. 3.14 – 3.15 приведены номограммы I – III для расчета параметров ЛРП, имеющей программу движения $V = V_{BX} - at$ при $0 \leq t \leq t_1$ и $V_{BX} = V = V_{opt}$ при $t_1 \leq t \leq T$, где t_1 - время окончания торможения от скорости входа V_{BX} до оптимальной скорости V_{opt} ; T - длительность активного участка.

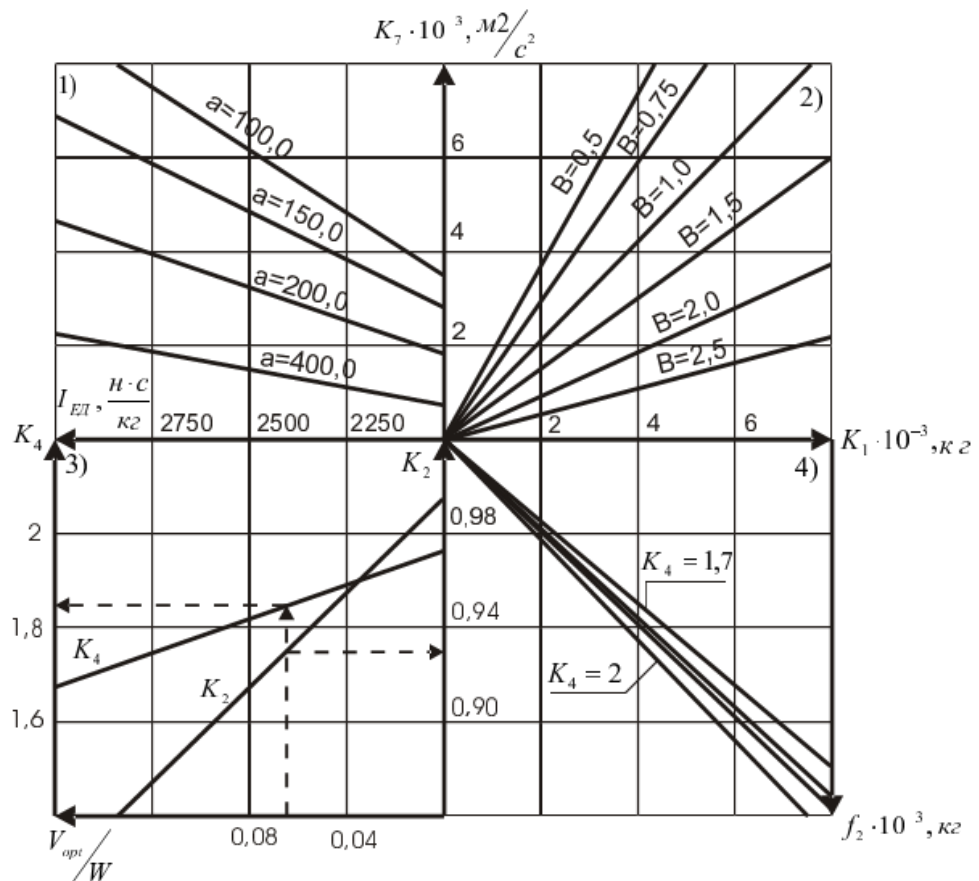


Рис. 3.14 Номограмма I

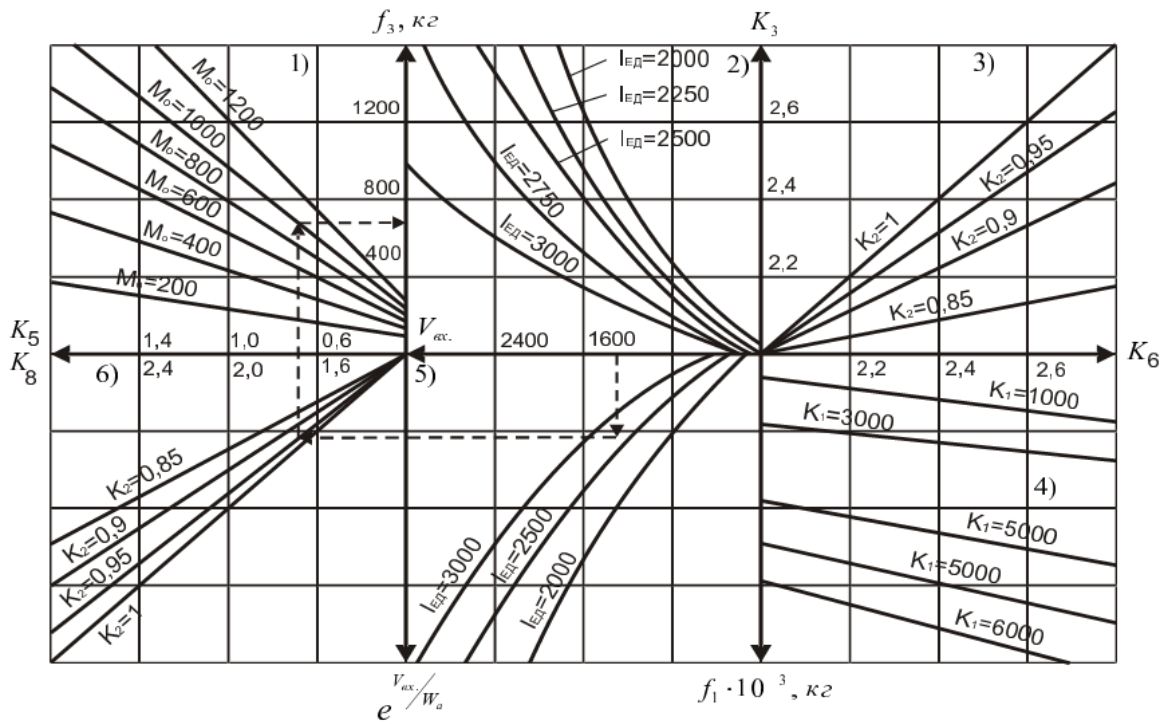


Рис. 3.15 Номограмма II

Как было показано ранее, такая программа движения обеспечивает минимальный расход топлива для достижения заданной глубины при принятых исходных данных.

Исходными данными при расчете являются следующие величины: глубина проникания L_0 ; калибр D_H ; предельно допустимая перегрузка n_x^{don} ; параметры грунта $F_{0уд}$; оптимальная скорость движения V_{OPT} ; коэффициент сопротивления B ; единичный импульс I_{ED} ; полная масса M_0 .

На номограммах I и II приведены зависимости, позволяющие определить параметры ЛРП на участке торможения. Номограммы построены следующим образом.

Зависимость массы топлива, расходуемой на участке торможения M_{TT} от проектных параметров можно записать в виде

$$M_{TT} = f_1 - f_2 - f_3;$$

$$f_1 = K_1 K_2 K_3 = K_1 K_6; \quad K_1 = \frac{BW_a^2}{a} = BK_7$$

$$f_2 = K_1 K_4; K_2 = \exp\left(-\frac{V_{OPT}}{W_a}\right)$$

$$f_3 = K_5 M_0; K_3 = \left[1 + \left(1 - \frac{V_{BX}}{W_a}\right)^2\right] e^{\frac{V_{BX}}{W_a}}$$

$$K_4 = 1 + \left(1 - \frac{V_{OPT}}{W_a}\right)^2; K_5 = K_8 - 1; K_6 = K_2 K_3; K_7 = \frac{W_a^2}{a}; K_8 = K_2 e^{\frac{V_{BX}}{W_a}}$$

По номограмме I определяются значения коэффициентов K_1, K_2, K_4, K_7 и функция f_2 . В квадрантах 1 и 2 приведены зависимости, позволяющие по значениям I_{ED}, a и B определить величину коэффициента K_1 .

В квадранте 3 представлены зависимости, позволяющие при известных значениях $\frac{V_{OPT}}{W_a}$ определить значения коэффициентов K_4 и K_2 .

В квадранте 4 приведена зависимость функции f_2 от K_1 и K_4

По номограмме II определяются значения коэффициентов K_3, K_5, K_6, K_8 , а также функции f_1 и f_3 .

В квадратах 2,3 и 4 представлена зависимость функции $f = f(V_{BX}, I_{ED}, K)$, а в квадратах 5, 6 и 1 зависимость $f_3 = f(M_0, V_{BX}, I_{ED}, K_2)$.

Номограмма III (рис. 3.16) позволяет определить параметры ЛРП на маршевом участке. Расход топлива на маршевом участке M_{TM} , определяемый по зависимости (3.40).

Составляющие правой части уравнения в виде графических зависимостей приведены в 6 квадрантах номограммы III. в квадранте 1 приведена зависимость длины участка торможения L_1 от скорости входа ЛРП в грунт V_{BX} при различных значениях допустимой перегрузки n_x^{don} , имеющая вид (3.14)

$$L_1 = \frac{V_{BX}^2 - V_{OPT}^2}{2a},$$

причем, поскольку $\frac{V_{BX}}{V_{OPT}} \approx 10$, то $\frac{V_{BX}^2}{V_{OPT}^2} \approx 100$ и можно считать, что $L_1 = \frac{V_{BX}^2}{2a}$.

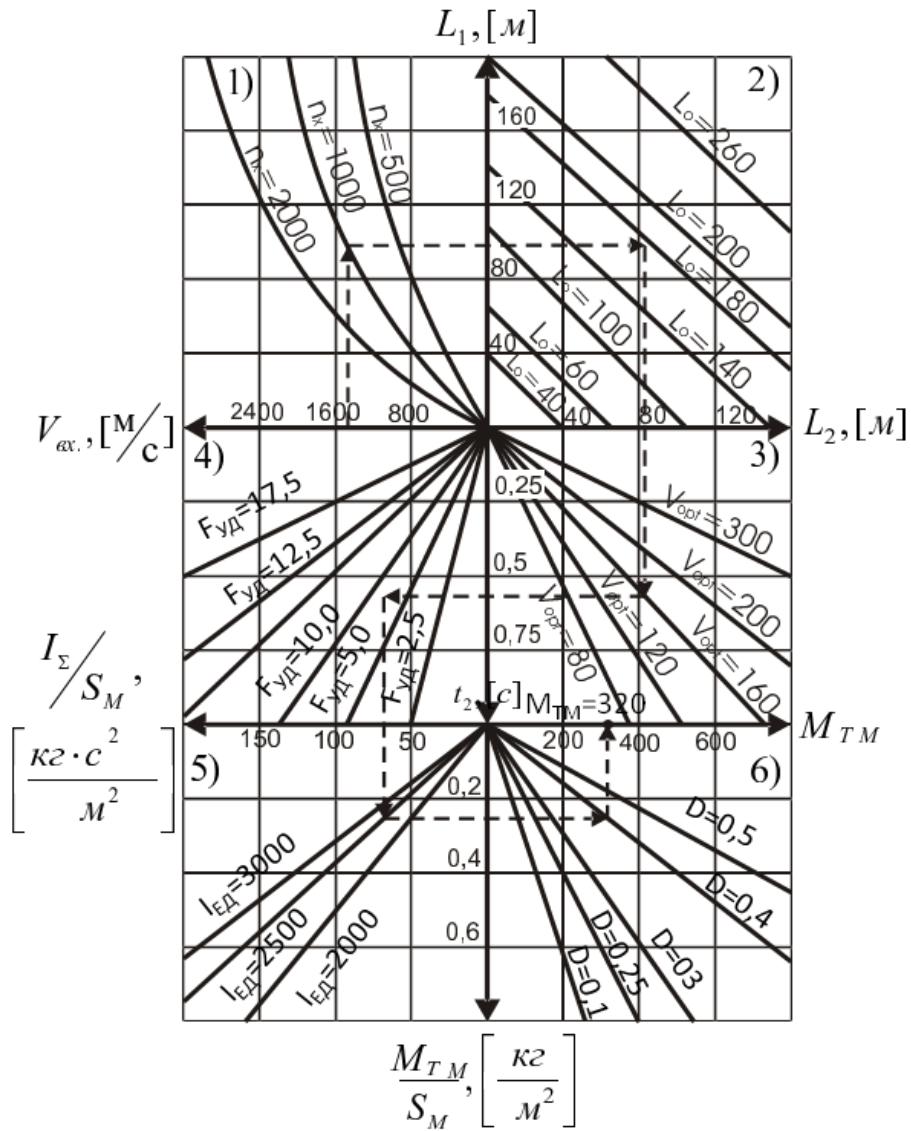


Рис. 3.16. Номограмма III

В квадранте 2 приведены зависимости длины маршевого участка L_2 от длины участка торможения L_1 при заданной глубине проникания L_0 , т.е.

$$L_2 = L_0 - L_1.$$

В квадранте 3 приведены зависимости времени движения ЛРП на маршевом участке t_2 от длины L_2 при различных значениях V_{opt} :

$$t_2 = \frac{L_2}{V_{opt}}.$$

В квадранте 4 представлена зависимость величины удельного лобового

суммарного импульса $\frac{I_{\Sigma}}{S_M}$ от времени работы t_2 при различных значениях удельного сопротивления грунта $F_{0уд}$ [МПа]

$$\frac{I_{\Sigma}}{S_M} = 2F_{0уд}t_2.$$

В квадранте 5 приведены зависимости удельной поперечной топливной нагрузки на мидель $\frac{M_{ТТ}}{S_M}$ от удельного суммарного импульса $\frac{I_{\Sigma}}{S_M}$ при различных значениях единичного импульса топлива $I_{ЕД}$:

$$\frac{M_{ТТ}}{S_M} = \frac{I_{\Sigma}}{S_M I_{ЕД}}.$$

В квадранте 6 приведены зависимости массы топлива, расходуемой на марше $M_{ТТ}$ от удельной поперечной топливной нагрузки $\frac{M_{ТТ}}{S_M}$ при различных значениях калибра

$$M_{ТТ} = \frac{M_{ТМ}}{S_M} \frac{\pi D_H^2}{4}.$$

В качестве примера использования номограмм рассмотрим задачу определения запаса топлива M_T для ЛРП, рассмотренного в предыдущем подразделе. Примем $V_{ВХ} = 1500$ м/с - тогда:

$$\text{отношение } \frac{V_{OPT}}{W} \text{ равно } 1600 \div 2750 = 0,058.$$

По номограмме I определим следующие величины. По отношению $\frac{V_{OPT}}{W} = 0,058$ в квадранте 3 определим значение коэффициентов $K_2 = 0,94$ и

$K_4 = 488$. По исходным данным $I_{ЕД} = 2750 \frac{Н \cdot с}{кг}$, $n_x^{доп} = 1000$ и $B = 1,2$ определяем:

в квадранте 1 - $K_7 = 7,6 \cdot 10^3 \text{ с}^2/\text{м}^2$; в квадрате 2 - $K_1 = 8,2 \cdot 10^3$ кг; в квадрате 3 (с учетом значения $K_2 = 0,94$) - $f_2 = 15,3 \cdot 10^3$ кг.

По номограмме II получаем значения параметров следующим образом. По принятым значениям $V_{BX} = 1500$ м/с, $I_{ED} = 2750$ Н·с/кг и определенным по номограмме I значениям K_1 и K_2 получаем: в квадранте 2 - $K_3 = 2,1$; в квадранте 3 - $K_6 = 2,12$; в квадрате 4 - $f_1 = 16,36 \cdot 10^3$ кг; в квадранте 5 - $e^{\frac{V_{BX}}{W}} = 1,72$; в квадранте 6 - $K_8 = 1,77$.

Величина K_5 и K_8 снимается с той же оси, поскольку точка пуска для K_5 смещена по оси вправо на единицу.

По исходному значению полной массы ЛРП $M_0 = 1000$ кг в квадранте 1 определяется $f_3 = 700$ кг. В итоге определяем значение расхода топлива на участке торможения

$$M_{TT} = f_1 - f_2 - f_3 = 360 \text{ кг.}$$

Расход топлива на маршевом участке определяется по номограмме III. По известным значениям V_{BX} , n_x^{don} , L_0 , V_{OPT} , $F_{уд}$, I_{ED} и D последовательно по квадрантам 1–6 определяем значения

$$L_1 = 110 \text{ м; } L_2 = 90 \text{ м; } t_2 = 0,55 \text{ с; } \frac{I_{\Sigma}}{S_M} = 8755 \text{ Н·с/см}^2; \frac{M_{TT}}{S_M} = 0,25 \text{ кг/см}^2 \text{ и}$$

массу топлива $M_{TM} = 320$ кг.

Полная масса $M_T = M_{TT} + M_{TM} = 360 + 320 = 680$ кг. Сравнение полученного графоаналитическим методом значения M_T с результатом расчета (см. табл. 3.2) показывает приемлемую точность этого метода

$$\Delta M = \frac{M_T^H - M_T^P}{M_T^H} \cdot 100 = \frac{680 - 618}{680} \cdot 100 = 9,1\%,$$

где M_T^H , M_T^P – полная масса топлива, полученная из номограмм и расчетным путем соответственно.

Глава 4. СРАВНЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ ТЕОРЕТИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ С ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫМИ ДАННЫМИ

4.1. Особенности экспериментальной отработки пенетраторов

Экспериментальная отработка пенетратора включает исследования всех проблемных вопросов связанных с поиском его оптимальной конструкции с изучением динамики отделения лунного пенетратора от посадочного аппарата, динамики движения в грунте, определение возможности по достижению заданных глубин внедрения и способу выполнения целевой задачи.

Моделирование этапа посадки и внедрения пенетратора в грунты-аналоги включает следующие задачи:

- исследование динамических процессов движения ЛРП и функционирования его элементов;
- создание требуемых линейных и угловых перемещений, скоростей и ускорений;
- исследование динамических нагрузок при контакте с грунтом и движения в нем;
- проверка динамической прочности и устойчивости при движении ЛРП в грунтах при различных начальных кинематических параметрах соударения;
- определение границ устойчивости ЛРП;
- фиксация динамических параметров движения составных частей ЛРП.

Решение этих задач осуществляется на ряде специализированных испытательных стендов, в частности, в работе представлен динамический стенд УН-2.

Экспериментальная отработка ЛРП должна моделировать экстремальные условия, которые сильно отличаются от наземных (температура, давление, гравитационное поле и др.), что требует создания сложных автоматизированных стендов. Блок-схема экспериментальной отработки ЛРП представлена на рис. 4.1 [56].

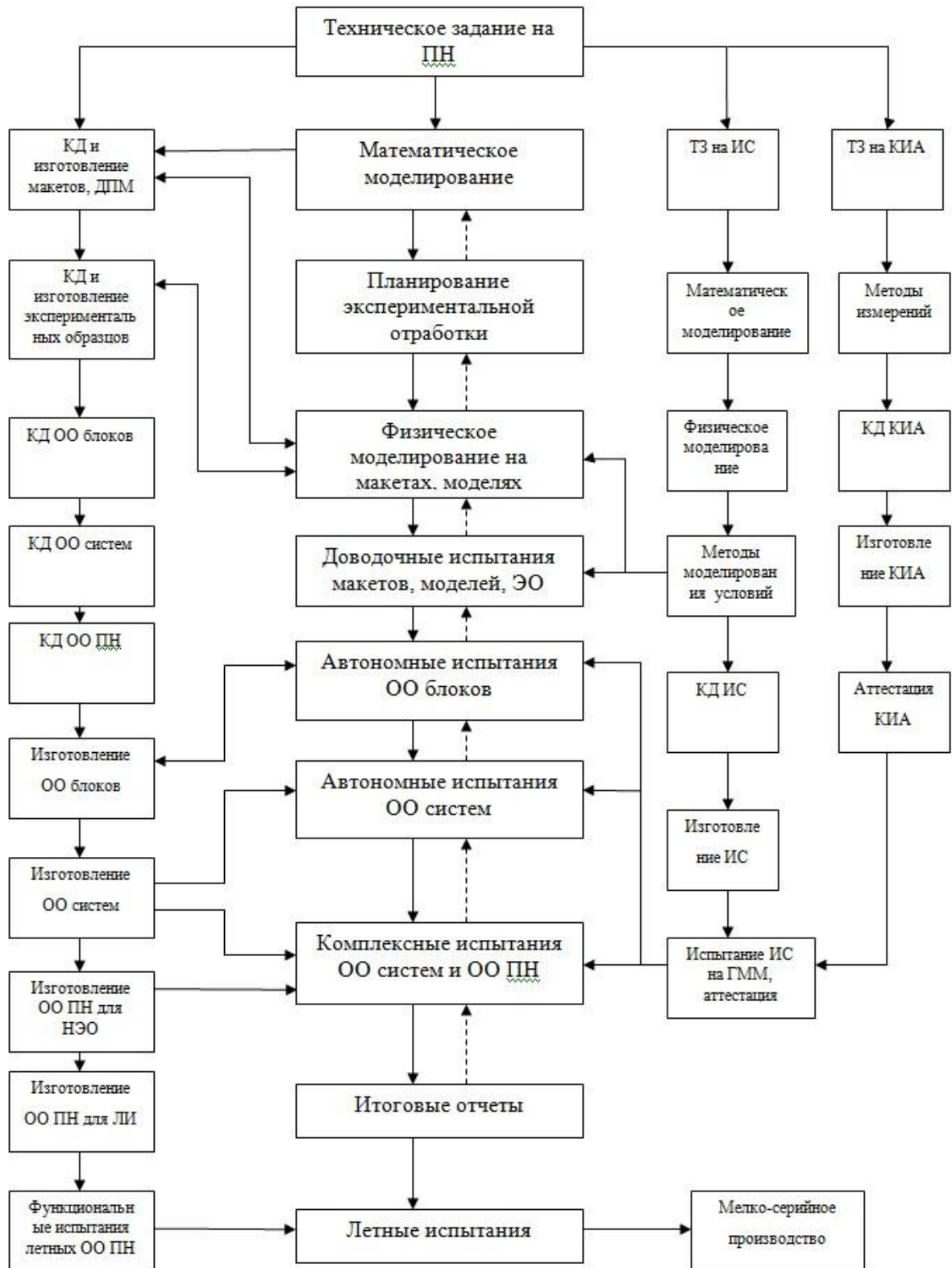


Рис. 4.1. Блок-схема алгоритма экспериментальной отработки ЛП, разработки испытательных стендов и контрольно-измерительной аппаратуры.

При посадке аппарат испытывает комбинированные нагрузки, характер и величина которых зависят как от системы торможения, так и от характеристик места посадки. Динамика движения аппарата при посадке, его устойчивость, возникающие при этом нагрузки и другие параметры предварительно определяются теоретически, однако некоторые факторы, имеющие существенное влияние на эти параметры, точному учету не поддаются (жесткость грунта, силы трения, динамическая жесткость конструкции).

В результате теоретических исследований определяются основные расчетные случаи. Экспериментальные исследования в зависимости от расчетных случаев, структуры аппарата и характера действующих нагрузок подразделяются на:

1. Исследовательские испытания по выбору конструктивно-силовой схемы пенетратора, подбору материала и жесткости элементов амортизации;
2. Исследовательские и приемочные испытания блоков и систем посадочного аппарата по оценке соответствия параметров исходным данным;
3. Исследовательские испытания по определению прочности ЛРП и его элементов;
4. Предварительные и приемочные испытания при проверке устойчивости, «внедрения» ЛП в момент контакта с грунтом при верхнем и нижнем положениях его центра масс, максимальном и минимальном моментах инерции, изменении углов ориентации ЛРП и наклона грунта;
5. Предварительные и приемочные испытания по определению максимальных ударных перегрузок и прочности при максимальной и минимальной массах пенетратора;
6. Приемочные испытания по комплексной проверке надежности внедрения и функционирования бортовых систем ЛП при воздействии имитируемых планетных условий.

Виды испытаний отличаются объектом испытаний, методикой проведения экспериментов и их объемом, стендовым оборудованием, степенью имитации внешних условий и т.д.

Процесс отработки начинается с простых экспериментальных образцов, блоков и систем. Затем проводятся на экспериментальных и опытных образцах, конструктивно аналогичных штатному, укомплектованных габаритно-массовыми макетами, и являются зачетными для окончательного подтверждения прочности и устойчивости аппарата.

Комплексные испытания проводятся на опытных образцах ЛРП с функционирующей аппаратурой для проверки ее работоспособности при имитации реальных условий эксплуатации ЛРП в процессе движения по штатной циклограмме.

Желательно, имитировать как можно больше внешних факторов на более ранних стадиях отработки. Это позволит заблаговременно выявить дефекты конструкции. Важным является вопрос об объеме испытаний, о том минимальном количестве экспериментов каждого вида, после которого при получении положительных результатов можно гарантировать достаточную надежность. Необходимо принимать во внимание преимущество конструкции, степень новизны и сложности конструктивно-силовой схемы, наличие надежных методов теоретической и экспериментальной отработки, применение новых материалов части, ее восстанавливаемость после испытаний, а также значимость каждого узла, системы или агрегата для живучести аппарата в целом.

Основываясь на оптимальной структуре, организации и комплексном планировании, разрабатывается программа испытаний, которая должна предусматривать режимы, учитывающие не только номинальные, но и предельные уровни варьирования внешних и внутренних факторов, а также наиболее неблагоприятные их сочетания.

В соответствии с этим определяются методы испытаний для каждого конкретного расчетного случая.

Таким образом, прежде чем принять решение о возможности конструктивной реализации того или иного агрегата (аппарата), следует тщательно изучить его работоспособность при воздействиях, соответствующих условиям эксплуатации.

Эти исследования проводятся исключительно экспериментально на натуральных пенетраторах, чтобы подтвердить, что ЛРП соответствует наиболее тяжелым ожидаемым условиям по нагрузкам.

Методы моделирования посадки ЛРП должны учитывать все многообразие факторов и параметров, определяющих динамику движения: конструктивные, массово-инерционные характеристики, линейные и угловые скорости пенетратора; грунта и гравитационного поля планеты, коэффициент трения опорной поверхности по грунту.

Для наземной отработки внедрения ЛРП рационально выбирать наименее благоприятные грунты-аналоги. Так, при определении максимальных напряжений в элементах конструкции пенетратора и максимальных перегрузок в отсеках ЛРП следует обратиться к наиболее прочному грунту-аналогу.

Работы, проводимые в процессе подготовки и проведения испытаний РДТТ, являются огне- и взрывоопасными, поэтому необходимо соблюдать правила техники безопасности.

Правила техники безопасности включают в себя мероприятия по безопасной подготовке и проведению работ и определяют требования к испытательным стендам, испытательным площадкам, испытательному оборудованию, измерительным системам и к подъемно-транспортным средствам.

Основные требования техники безопасности испытаний ЛРП:

- все производственные помещения, стенды должны соответствовать правилам создания огне- и взрывоопасных предприятий с соблюдением безопасных внешних и внутренних расстояний;
- оборудование и инструмент, применяемые при испытаниях, должны быть в безысковом исполнении и исключать образование статического электричества;
- при работе с зарядами, воспламенителями и пиротехническими средствами не допускаются толчки, удары, волочение и другие механические воздействия;
- погрузочно-разгрузочные работы должны быть механизированы, а грузоподъемные механизмы – во взрывобезопасном исполнении;
- минимизация опасности проводимых операций, правила безопасного

ведения работ, перечень предупредительных мер;

- запрещается применение нагревательных и других электроприборов с открытыми тепловыделяющими элементами;

- на рабочем месте должно находиться минимально возможное количество исполнителей;

- сборка и снаряжение ЛРП осуществляется только в специализированных подразделениях в строгом соответствии с технологическими регламентами на аттестованном и проверенном оборудовании.

4.2. Сравнение результатов расчета параметров ЛРП с экспериментальными данными

С целью подтверждения корректности разработанной методики расчета ЛРП было проведено сравнение результатов теоретических расчетов с экспериментальными данными, полученными в МАИ при выполнении хоздоговорных работ с промышленностью.

Проведенные экспериментальные исследования по прониканию реактивных пенетраторов в грунты состояли из трех основных частей.

1. Стендовые испытания ЛРП ставили своей целью отработку рабочего процесса [15] и определение основных рабочих характеристик двигательных установок.

2. Пуски в модельный грунт на испытательном стенде преследовали следующие основные цели:

- а) подтверждение теоретических зависимостей внешней баллистики проникающих реактивных пенетраторов;

- б) определения значений экспериментальных коэффициентов внешней баллистики.

3. Пуски в грунты-аналоги производились с целью:

- а) определения глубины проникания ЛРП;

- б) сравнения результатов пусков с расчетом;

- в) приобретение опыта эксплуатации ЛРП;

г) сравнения результатов, получаемых при различных способах запуска.

Характеристика экспериментальных образцов. Специально для экспериментально-расчетных исследований были использованы результаты запусков пенетраторов «Гром-24» и «Гром-30», имеющих похожую конструкцию на испытательном стенде.

Изделия состоят из корпуса, сопла и головного конуса, которые вворачиваются в корпус. Топливный заряд опирается на диафрагму и поджигается к ней пружиной. Воспламенитель размещен во внутренней полости головного корпуса. Электропровода от воспламенителя проходят через внутренний канал заряда и выводятся через сопло. В качестве материала конструкции используется Ст-45.

В таблице 4.1. приведены характеристики пенетраторов для движения в грунте.

Таблица 4.1.

Основные характеристики пенетраторов

Характеристики пенетратора	Гром – 24	Модель пенетратора без двигательной установки
Длина, L , м	0,440	1,2
Стартовая масса, M_0 , кг	0,725	13,5-15
Масса топлива, M_T , кг	0,11	0
Тяга (средняя), R , Н	1400	0
Время работы (среднее), T , с	0,185	0
Диаметр, м	0,024	0,125

Методика проведения эксперимента. Для изучения динамики движения пенетраторов в грунтах был разработан испытательный стенд – лоток, на котором производились испытательные пуски устройств «Гром – 24» и «Гром – 30».

Лоток изготовлен из (рис. 4.2) древесины толщиной 0,035 м и имеет габариты 0,5х0,5х4 м. Верхняя крышка открывается при заполнении лотка грунтом, а также при установке рамок системы измерения скорости (СИС) и при уплотнении грунта до заданной величины. На переднем торце лотка

устанавливается пусковая труба, ось которой совпадает с продольной осью лотка. На лотке имеется нагрузочное устройство для измерения статического сопротивления грунта пенетратору, состоящему из рычага, штанги и противовесов. За задним торцом лотка имеется ловительное устройство, представляющее собой емкость, заполненная кирпичной крошкой и опилками. Ловительное устройство и боковые стенки лотка закрыты земляной насыпью.

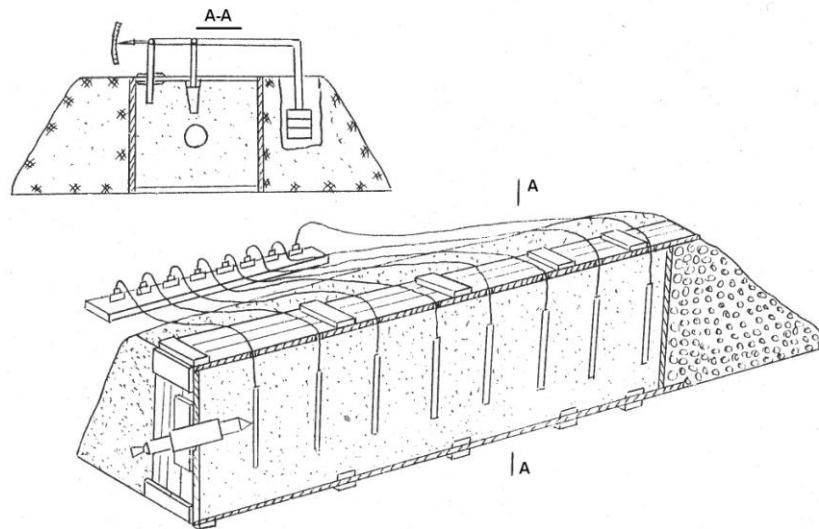


Рис. 4.2. Схема испытательного лотка

Ударные испытания пенетраторов. Для проведения исследовательских испытаний по моделированию внедрения пенетратора в грунты различных типов и отработке конструкции его основных узлов и систем использовался высотная шахта МАИ УН-2 (рис. 4.3) [56].

Состав станда:

- устройство отстрела и разгона пенетратора;
- грунтовая мишень со специальными устройствами для ее наполнения и замены;
- система измерения (блок замера ускорений до 8000 м/с^2 и блок контроля параметров пенетратора при внедрении в грунт);
- система скоростной кинорегистрации на участке соударения с грунтом-аналогом;
- система обработки результатов измерений с программным обеспечением.

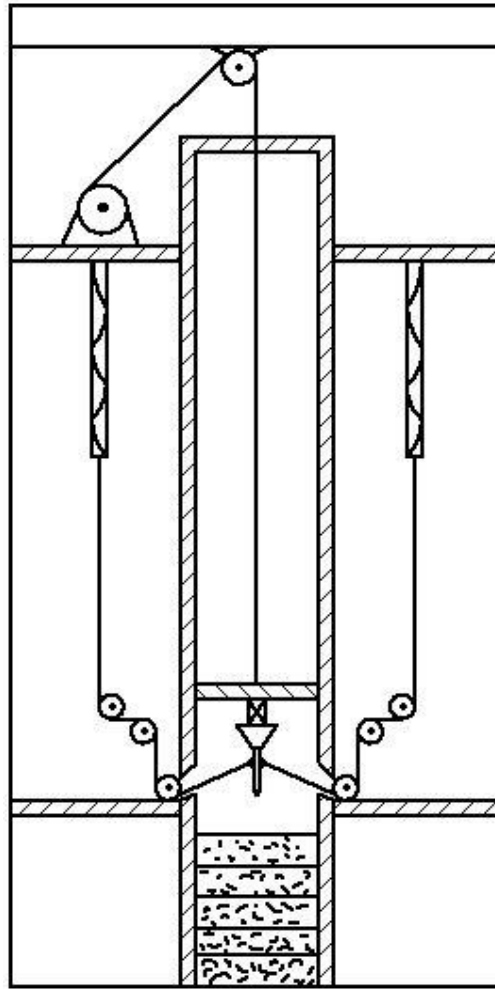


Рис. 4.3. Схема оборудования шахты

Характеристики стенда:

грузоподъемность, кг	3600
энергия разгонной системы, кДж	1250
максимальная скорость соударения образца с грунтом, м/с	80
рабочая зона приемного бункера – сечением, м	2x2
- глубина, м	5
размеры шахты стенда – максимальная высота, м	56,8
- ширина, м	5,5
- длина, м	5,5

В качестве вариантов грунтовых мишеней, которые позволяют в первом приближении смоделировать крайние случаи прочностных свойств грунта при

проведении ударных испытаний пенетратора, применяются две модели грунта-аналога.

При исследованиях ЛРП фиксируются следующие параметры:

- скорость соударения с грунтом и пространственное положение ЛРП в начальный момент и после внедрения;
- динамика внедрения ЛРП;
- величины перегрузок, действующих на элементы ЛРП;
- глубины внедрения носовой части и заглубления хвостовой части;
- начальное давление в системе амортизации;
- взаимное расположение носовой и хвостовой частей;
- деформации элементов ЛРП.

4.3. Результаты и рекомендации по исследованиям реактивных пенетраторов для внедрения в грунты

По данным таблицы 4.2 строится зависимость средней скорости от дальности хода L [33]. Затем через середины расстояний между рамками, по точкам с ординатой, равной средней скорости на данном участке, проводится кривая, проходящая через начало координат и все серединные точки. Таким образом получается зависимость изменения скорости движения по пройденному пути $V = V(L)$.

Предлагаемый способ определения зависимости изменения скорости движения по пройденному пути достаточно точен из-за малых расстояний между рамками системы измерения скорости и большой точности определения времени движения между рамками. Далее на основании табл. 4.2. и зависимости $V = V(L)$ находится связь между изменением движения пенетратора и временем его движения (рис. 4.4). Для определения ускорения на графике зависимости $V = V(t)$ выбирается ряд точек (порядка 8 – 12 штук) и с помощью метода касательных (графического дифференцирования) устанавливается значение ускорения a .

Результаты эксперимента по движению пенетратора в грунте

Характеристика	Номер рамки	1	2	3	4	5	6	7
	Единица измерения							
Расстояние на осциллограмме	м	0,14	0,05	0,0398	0,039	0,0385	0,039	-
Время прохождения ЛРП между рамками	с	0,019	0,0062	0,005	0,0052	0,00514	0,0052	-
Суммарное время	с	0,01946	0,0257	0,031	0,03621	0,04135	0,04651	-
Средняя скорость движения	м/с	15,4	48,0	56,5	57,7	58,5	57,7	-
Расстояние рамок от ЛРП в момент пуска	м	0,3	0,6	0,9	1,2	1,6	1,8	-

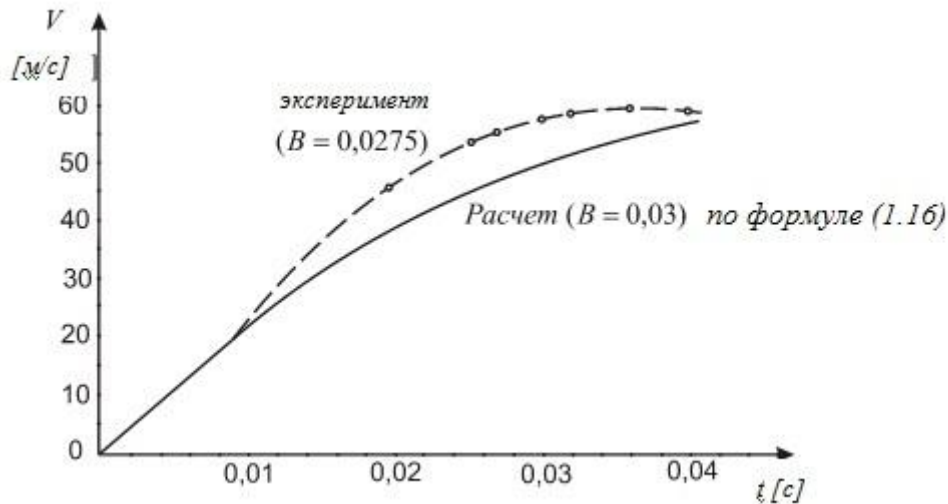


Рис. 4.4. Изменение скорости движения пенетратора во времени

Все значения времени t , скорости V , перемещения L , ускорения a и тяги R в выбранных точках зависимости заносятся в табл. 4.3., сюда же заносятся произведение массы на ускорение, причем текущее значение массы определяется по формуле

$$m_t = m_0 - \frac{S_{0-t}}{I_{ED}} \mu_R \mu_t,$$

где m_0 - стартовая масса penetrатора; S_{0-t} - площадь под кривой $R = f(t)$ от начала горения до времени t ; μ_R - масштаб диаграммы тяги $R = f(t)$ по тяге R ; μ_t масштаб диаграммы тяги по времени; $I_{ед}$ - единичный импульс РДТТ.

С помощью имеющихся данных можно определить скоростное сопротивление грунта.

Уравнение движения penetrатора в грунте имеет вид:

$$am_t = R_t - F_0 - C,$$

где F_0 - статическое сопротивление грунта; $C = A\dot{V} + BV^2$ - динамическая составляющая сопротивления, и заносится в таблицу 4.3.

Далее определяются средние значения коэффициентов скоростного сопротивления A и B , для чего решается система уравнений вида

$$\begin{cases} C_1 = AV_1 - BV_1^2 \\ C_2 = AV_2 + BV_2^2 \end{cases},$$

где V_1 и V_2 скорость в каких-либо двух точках.

Значения коэффициентов A и B определяются из следующих зависимостей

$$A = \frac{C_1V_2^2 - C_2V_1^2}{V_1V_2(V_2 - V_1)};$$

$$B = \frac{C_2V_1 - C_1V_2}{V_1V_2(V_2 - V_1)}.$$

Производится расчет для всех сочетаний точек на траектории, что позволяет уменьшить ошибку за счет неточности определения V в конкретной точке.

Значение времени, скорости, перемещения, ускорения и тяги для различных точек

№ п/п	характеристика	Условное обозначение	Номер точки размерность	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
1.	Время	t	с	0,019	0,021	0,025	0,027	0,0305	0,032	0,036	0,038	0,042	0,043	0,047
2.	Расстояние	L	м	0,30	0,40	0,60	0,70	0,90	1	1,2	1,3	1,50	1,60	1,80
3.	Скорость	V	м/с	45	48	54	56,5	57,5	57,7	58	58,5	58	57,5	57,5
4.	Средняя скорость	V_{CP}	м/с	-	48	-	56,5	-	57,7	-	58,5	-	57,5	-
5.	Тяга	R_t	кН	230	223	203	187	166	163	156	153	146	143	138
6.	Ускорение	a	$\frac{м}{с^2}$	1700	1500	100	700	300	225	100	0	-20	-60	-100
7.	Произв.массы на ускорение	am_t	кН	120	105	70	49	21	16	7	0	-1,5	-4,0	-7
8.	Разность между тягой и произведением	$Rt - am_t$	кН	110	113	133	138	145	147	149	153	147,5	147	145
9.	Стат. сопротивление	F_0	кН	54	54	54	54	54	54	54	54	54	54	54
10.	Динам. составляющая сопротивления	C	кН	56	64	79	84	91	93	95	99	93,5	93	91

Результаты эксперимента и сопоставление их с теорией. Рассмотрим результаты пусков аппаратов «Гром – 24» и «Гром – 30» в модельные грунты на экспериментальном лотке. В качестве модельного грунта в экспериментальных исследованиях использовался сухой песок с эталонными параметрами, а именно: удельным сопротивлением $F_{уд} = 1,0$ МПа и плотностью $\rho_1 = 1500$ кг/м³.

Сравним расчетную зависимость скорости движения аппаратов «Гром – 24» и «Гром – 30» на участке разгона с результатами экспериментальных пусков. На рис. 4.5 представлена расчетная зависимость пройденного пути от времени движения, нанесены экспериментальные значения моментов прохождения базовых рамок системы измерения скорости. Очевидно, что достигнуто хорошее согласование между теорией и экспериментом.

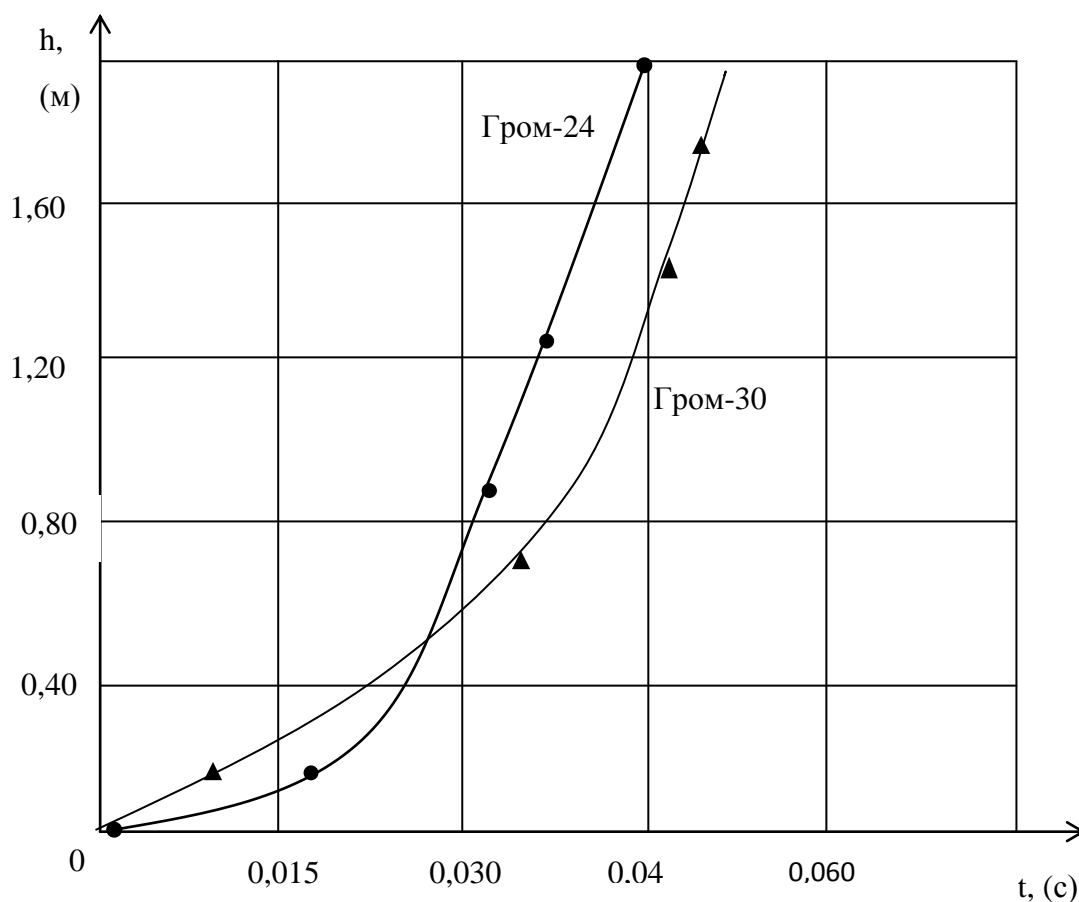


Рис. 4.5. Изменение перемещения во времени

- а) — расчетная
 б) ▲ ● экспериментальная

Опытные значения коэффициентов лобового сопротивления не сильно отличаются от теоретических значений, что видно по табл. 4.4.

Таблица 4.4

Значения коэффициентов лобового сопротивления

Модель	$C_x^{ЭКСП}$	$C_x^{РАСЧ}$	$\Delta C_x, \%$	$L^{ЭКСП}, \text{ м}$	$L^{РАСЧ}, \text{ м}$	$\Delta L, \%$
Пенетратор Гр -24	0,78	0,814	4,4	7,52	7,33	2,59
Модельный пенетратор	0,880	0,944	7,3	1,95	1,78	9,55

Таким образом можно сделать вывод о том, что использование основных зависимостей, полученных в работе, позволяет получить расчетные параметры движения аппаратов в грунте, которые хорошо согласуются с экспериментом и, следовательно, могут быть использованы в расчетах.

Результаты бросковых испытаний ЛРП для внедрения в грунт.

Модельный грунт №1 представлен аллювиальным песком преимущественно кварцевого состава с незначительной примесью полевых шпатов и глинистых минералов. Грунтовый массив в испытательном контейнере в целом однороден по сложеню, более плотный в нижней части и более рыхлый в верхней. Замеренная плотность верхних слоев грунта перед сбросом составляла 1560 кг/м³ на глубине 0,05 м и 1690 кг/м³ на глубине 0,75 м. Средняя плотность модельного грунта в контейнере составляла 1680 кг/м³. Влажность песчаного грунта увеличивалась с глубиной от 0,1 % до 3,1 %. Верхняя часть массива находилась в воздушно-сухом состоянии.

Грунтовая модель №2 представляет собой смесь из грубообломочного материала и грубозернистого песка. В качестве песка использовался песок составляющий грунтовую модель первого типа. Доля грубообломочного материала составляла по объему 40%, а доля песка 60%. В качестве грубообломочного материала использовался керамзитобетон марки 150 с

добавкой керамзита с размером фрагментов 1-3 см в количестве 20% от общего объема бетона. Размер фракций керамзитобетона: обломки 0,03-0,1 м - 50% от объема; обломки 0,1-0,15 м - 30% от объема; обломки 0,15-0,2 м - 20% от объема.

Укладка грунтовой модели второго типа в контейнер производилась до глубины 2 м по всей площади контейнера. Укладка производилась послойно с присыпкой каждого слоя песком, что обеспечивало среднеравномерное распределение фракций по глубине и сечению контейнера.

Первые три бросковых испытаний выполнялись в грунтовую модель №1. Четвертое контрольное бросковое испытание динамического макета пенетратора со штатной внедряемой частью выполнялось в грунтовую модель № 2.

Условия проведения бросковых испытаний пенетраторов по внедрению представлены в таблице 4.5.

Основные результаты испытаний ЛРП по внедрению представлены в таблице 4.6.

Теоретическая глубина проникания внедряемой части в модельные грунты №1 и №2 определялась по формуле (2.13), где $V_{кз}$ – скорость подхода к поверхности грунта; M_4 – масса внедряемой части пенетратора; $F_0 = (\sigma_{уд} \cdot \pi d^2) / 2$; d – диаметр внедряемой части; $\sigma_{уд}$ – удельное статическое сопротивление грунта; F_0 и B - определялись по формуле (1.16).

Таблица 4.5

Условия проведения испытаний пенетраторов

№ п/п	Условия проведения испытаний	Номер эксперимента			
		№1	№2	№3	№4
1.	Скорость подхода к поверхности грунта, м/с	60+/- 2	70+/- 2	70+/- 2	60+/- 2
2.	Угол атаки, град.	0	5	0	0
3.	Угол откоса грунта, град.	0	20	0	0
4.	Начальное давление в рабочей полости системы амортизации в момент контакта с грунтом, ати	26,5	26,5	26,5	26,5
5.	Масса макета пенетратора, кг	83	87	95	75
6.	Масса внедряемой части, кг	13,5	15	14,6	14,5
7.	Модельный грунт №	№1	№1	№1	№2

Результаты бросковых испытаний пенетраторов

Результаты испытаний		Номер эксперимента			
		1	2	3	4
Модельный грунт		№1	№1	№1	№2
Скорость подхода к поверхности грунта, м/с		60,7	64,8	69,5	61,8
Глубина проникания в грунт, м	Эксперимент	1,95	1,64	1,98	2,3
	Расчет	1,75	1,92	1,86	2,24
Погрешность, %		9,55	9,3	6,45	2,6

Комплексные испытания проводились при скоростях подхода от 60 до 71 м/с, углах атаки 0 град., 5 град. и углах откоса грунта -10 град., 0 град. и +20 град. на двух моделях грунта.

Проведенные испытания выявили:

1. Параметры процесса внедрения при различных условиях подхода пенетратора к поверхности достаточно хорошо согласуются с расчетами.

2. Глубина проникания в грунт внедряемой части пенетратора составила:

- для модельного грунта № 1 – 1,64-1,98 м;

- для модельного грунта № 2 – 2,3 м.

3. Расхождение торцов хвостовой части и контейнера кабель-троса составило от 0,06 до 0,48 м.

4. Величина заглубления хвостовой части пенетратора не превысила 0,227 м.

5. Максимальные продольные перегрузки не превысили:

- на корпусе хвостовой части - 1400;

- на приборной раме - 500;

- на корпусе внедряемой части - 340.

6. На хвостовой части пенетратора имели место повреждения: потеря устойчивости конической оболочки и разрывы оболочки в широтном направлении; потеря устойчивости цилиндрической проставки и незначительные

деформации поперечного сечения направляющего цилиндра; разрушение ТЗП тормозного конуса.

7. В ряде экспериментов в процессе внедрения хвостовая часть после отделения "догоняла" внедряемую часть и в результате столкновения имели место незначительные механические повреждения контейнера кабель-троса в виде задиров, царапин и среза винтов крепления. Разрушения ТЗП внедряемой части не наблюдалось.

8. Получаемые при внедрении в грунт повреждения (деформации) корпуса пенетратора на работоспособности систем не сказывались.

9. Система амортизации срабатывала при различных условиях подхода к поверхности. Величина рабочего хода от 0,024 до 0,2 м.

Анализ результатов испытаний, с использованием экспериментальных образцов пенетратора, позволяет сделать следующие выводы:

- нагрузки, действующие на составные части пенетратора, не приводят к разрушению конструкции, препятствующему нормальному функционированию систем;

- изъятие щтифтов-зачековок позволило уменьшить ударные нагрузки при взведении системы амортизации до расчетных значений;

- расхождение внедряемой и хвостовой частей пенетратора обеспечивает рабочую зону функционирования спектрометра;

- системы пенетратора (кабель-трос, механизм взведения в рабочее положение телекамеры и механизм открытия окон спектрометра) в исследованных условиях испытаний функционируют без замечаний.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

По результатам работы могут быть сделаны следующие выводы:

1. Разработан метод выбора проектных параметров реактивных пенетраторов для движения в лунном грунте. Предложенный метод позволяет определить параметры и характеристики, а также условия запуска пенетратора, доставляющего приборный отсек заданной массы на определенную глубину при минимальном энергетическом расходе, заданном массой топлива.

2. На основе анализа состава лунного грунта получены аналитические зависимости для определения глубины проникания, скорости и ускорения движения в каждый момент времени как функции параметров пенетратора, условий его запуска и физико-механических свойств реголита.

3. Установлено, что при запуске реактивного пенетратора с посадочного аппарата, неподвижно расположенного на поверхности Луны, для достижения максимальной глубины проникания необходимо, чтобы уровень тяги двигателя был в два раза выше значения статического сопротивления реголита. При этом запуск должен быть организован таким образом, чтобы к моменту его входа в грунт он имел скорость, равную оптимальной скорости движения в этом реголите.

4. Проведена апробация работоспособности предложенного метода на числовых примерах для пенетраторов различных конструктивных исполнений, размеров и масс.

5. Проведены экспериментальная проверка основных зависимостей по определению силы сопротивления, глубины проникания и скорости движения при запуске пенетратора с нулевой скоростью, а также верификация предложенного метода выбора проектных параметров лунного реактивного пенетратора. Результаты эксперимента не противоречат расчетным данным.

6. Метод, разработанный в работе, и иллюстрирующие его примеры могут служить руководством для проектировщиков и конструкторов при создании реактивных устройств, способных двигаться в грунтах с высокими скоростями, поскольку, дает возможность рассмотреть большое число вариантов исполнения подобных аппаратов на ранних стадиях проектирования.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

A, B	- коэффициенты в формуле для определения сопротивления
D_M	- наружный диаметр аппарата
$D_{ск}$	- 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 аппарата
M_0	- стартовая масса аппарата
M_k	- масса конструкции аппарата
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_r	- поверхность горения заряда твердого топлива
S_M	- площадь миделевого сечения
T	- полное время работы двигателя
T_3	- температура топлива

V_{opt}	-	оптимальная скорость движения аппарата
$V_{вх}$	-	скорость входа аппарата в грунт
W_0	-	объем скважины
$W_{св}$	-	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
ПА	-	посадочный аппарат

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. 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.
2. Автоматические межпланетные станции. - Новости космонавтики. - № 21, - 1996.
3. 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.
4. Андреев, К.К. Теория взрывчатых веществ. Сборник. / К.К. Андреев - М.: Оборонгиз, 1983,- 384с.
5. 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.
6. Березанцев, В.Г. Механика грунтов, основания и фундаменты. / В.Г. Березанцев – М.: Трансжелдориздат, 1961, - 340 с.
7. Блинов, Г.А. Техника и технология высокоскоростного бурения. / Г.А. Блинов, Л.Г. Буркин, О.А. Володин и др. - М.: Недра, 1982,- 408с.
8. Бойко, А.А. Краткий справочник горного инженера. / А. А. Бойко - М.: Недра. 1971, - 518с.
9. Бондарик, Г.К. Полевые методы инженерно-геологических исследований. / Г.К. Бондарик, И.С. Комаров, В.И. Ферронский - М.: Недра, 1967, - 372с.
10. Брылов, С.А. Современная технология проходки шурфов. / С.А. Брылов, Ш.Б. Багдасаров, О.В. Зеленцов, В.И. Несмотряев - М.: Недра, 1971,- 208с.

11. 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
12. 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
13. 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
14. Вознесенский, Е.А. Динамическая неустойчивость грунтов. / Е.А. Вознесенский - М.: Эдиториал УРСС, 1999, - 261 с.
15. 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.
16. Высокоскоростные ударные явления. / Под ред. Р.Кислоу - М., Мир, 1973, - 536с.
17. Вялов, С.С. Реологические основы механики грунтов / С.С. Вялов // Уч. пособие для вузов. - М.: Высшая школа, 1978, - 447с.
18. 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.

19. Гарькавый, А.А. Двигатели летательных аппаратов. / А.А. Гарькавый, А.В. Чайковский, С.И. Ловинский - М.: Машиностроение, 1987, - 288с.
20. Генезис и модели формирования свойств грунтов. / Под ред. В.Т. Трофимова и В.А. Королёва // Тр. Межд. научн. конф. - М.: МГУ, 1998, - 163 с.
21. ГОСТ 20522-96. Грунты. Методы статистической обработки результатов испытаний. - М., МНТКС, 1997, 28 с.
22. ГОСТ 25100-95. Грунты. Классификация. - М.: МНТКС, 1996. 31 с.
23. Грунтоведение. / Учебник под ред. Е.М. Сергеева.// 5-е изд. – М.: МГУ, 1983, - 392 с.
24. 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. Коротева А.С. - М.: Машиностроение, 2004, – 512 с.
25. 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.
26. 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.
27. Демьянов, Ю.А. Прочность при интенсивных кратковременных нагрузках. / Х.А. Рахматулин, Ю.А. Демьянов - М.: Физматгиз, 1961, – 400с.
28. Жарков, В.И. Введение в физику Луны. / В.И. Жарков, В.Л. Паньков, А.А. Калачников, А.И. Оснач - М.: Наука, 1969, - 311 с.
29. Жуков Б.П. и др. Твердотопливные реактивные аппараты скоростного бурения грунтов. ЦНИИТИ и ТЭИ. 1981.

30. Зельдович, Я.Б. Теория нестационарного горения пороха. / Я.Б. Зельдович, О. И. Лейпунский, В. Б. Либрович - М.: Наука, 1975, — 132с.
31. Ильюшин, А.А. Механика сплошной среды. / А.А. Ильюшин - М.: МГУ, 1990, -310с.
32. Инженерная геология России. / Под ред. Трофимова В.Т., Вознесенского Е.А. и Королёва В.А. // Том 1. Грунты России. - М.: КДУ, 2011, - 672 с.
33. Кантер, А.В. Аппаратура и метода измерения при испытаниях ракет. / А.В. Кантер – М.: Оборонгиз, 1963, - 520с.
34. 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.
35. 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.
36. Королёв, В.А. Термодинамика грунтов. / В.А. Королев // Учебное пособие. - М.: МГУ, 1997, - 167 с.
37. Космохимия Луны и планет. / Под. ред. А. П. Виноградов - М.: Наука, 1975, - 764 с.
38. Лунный грунт из Моря Изобилия. / Под ред. А.П. Виноградова. – М.: Наука, 1974, - 624 с.
39. Лунный грунт из Моря Кризисов. / Под ред. В.Л. Барсуков - М.: Наука, 1980, - 360с.
40. 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.

41. Маслов, Н.Н. Основы инженерной геологии и механики грунтов. / Н.Н. Маслов М.: Высшая школа, 1982, - 511с.
42. Межпланетные станции. - Новости космонавтики. - № 12, - 2013
43. Месчан, С.Р. Начальная и длительная прочность глинистых грунтов. / С.Р. Месчан - М.: Недра, 1978, - 207с.
44. Москалев, А.Н. Повышение эффективности термического и механического бурения. / А.Н. Москалев - М.: Недра, 1973, -184с.
45. Мосесов, С.К. Технология бестраншейный прокладки трубопроводов. / С.К. Мосесов // Автореферат, 1986.
46. Модели в механике сплошной среды. Сборник. ШТ. 1979.
47. Назаров, М.А. Аллюмоэнстатиты 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.
48. 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>
49. 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.
50. Огородникова, Е.Н. Техногенные грунты / Е.Н. Огородникова, С.К. Николаева // Уч. пособ. – М.: МГУ, 2004, - 250 с.
51. Орлов, Б.В. Термодинамические и баллистические основы проектирования РДТТ. / Б.В. Орлов, Г.Ю. Мазинг - М.: Машиностроение, 1968, - 536с.
52. Орнатский, Н.В. Механика грунтов. / Н.В. Орнатский. - М.: МГУ, 1962,- 447с.

53. Передвижная лаборатория на Луне. «Луноход-1». / Т.1 - М.: 2Наука, 1971, 128 с.
54. Посадка космических аппаратов на планеты. – М.: Машиностроение, 1978, – 159 с.
55. Присняков, В.Ф. Динамика ракетных двигателей твердого топлива. / В.Ф. Присняков - М.: Машиностроение, 1984, - 247с.
56. 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.
57. Рахматулин, Х.А. Вопросы динамики грунтов. / Х.А. Рахматулин, А.Я. Сагомоян, Н.А. Алексеев – М.: МГУ, 1964, – 239 с.
58. Ребрик, Б.М. Бурение скважин при инженерно-геологических изысканиях. / Б.М. Ребрик - М.: Недра, 1973, - 260с.
59. Родченко, В.В. Основы проектирования реактивных аппаратов для движения в грунте. / В.В. Родченко - М.: МАИ-ПРИНТ, 2007, – 52с
60. Родченко, В.В. Экспериментальная отработка грунтовых реактивных аппаратов. / В.В. Родченко - М.: МАИ, 1995, - 50с
61. Роза, С.А. Механика грунтов. / С.А. Роза - М.: Высшая школа, 1962, – 229с.
62. Роман, Л.Т. Механика мерзлых грунтов. / Л.Т. Роман - М.: МАИК «Наука/Интерпериодика», 2002, - 426с.
63. Сагомоян, А.Я. Волны напряжения в сплошных средах. / А.Я. Сагомоян – М.: МГУ, 1985,- 416с.

64. Сагомоян, А.Я. Проникание. / А.Я. Сагомоян – М.: МГУ, 1974, – 209с.
65. Садретдинова, Э.Р. Реактивный аппарат для движения в грунте. / В.В. Родченко, Э.Р. Садретдинова / Сборник статей. Научно-техническая конференция студентов и аспирантов аэрокосмического факультета МАИ-2006 - М.: МАИ, 2006, - с. 36.
66. 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, с. 83-90.
67. Садретдинова, Э.Р. Влияние особенностей функционирования двигателя на технические характеристики лунного пенетратора. / В.В. Родченко, Э.Р. Садретдинова, В.А. Заговорчев и др. // Журнал № 59 – М.: Электронный журнал Труды МАИ, 2012.
68. Садретдинова, Э.Р. Выбор параметров пенетратора, входящего в лунный грунт с нулевой скоростью. / В.В. Родченко, А.Г. Галеев, Э.Р. Садретдинова. – М.: Электронный журнал Труды МАИ, 2013.
69. Садретдинова, Э.Р. Проектирование пенетратора для движения в лунном грунте. / В.В. Родченко, Э.Р. Садретдинова / Молодежь. Техника. Космос. 5-ая Общероссийская молодежная научно-техническая конференция. – СПб.: Военмех. Вестник БГТУ, 2013, с. 89 - 90.
70. Садретдинова, Э.Р. Экспериментальная отработка посадки и внедрения пенетраторов в грунты планет. / Горяина М.В., Садретдинова Э.Р., Фишкина Е.И. / Московской молодёжной научно-практической конференции «Инновации в авиации и космонавтике-2014». Сборник тезисов докладов конференции. – М.: ООО «Принт-салон», 2014, с. 79- 80.
71. Садретдинова, Э.Р. Выбор параметров лунных пенетраторов со сквозным каналом. / В.В. Родченко, Э.Р. Садретдинова, В.А. Заговорчев. М.: Вестник МАИ, 2014, с. 32-40.

72. Садретдинова, Э.Р. 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., Садретдинова Э.Р., Заговорчев В.А. / Международный научный журнал «Альтернативная энергетика и экология». 2014, № 16 (156), с 44-50.
73. Сергеев, Е.М. Грунтоведение. / Е.М. Сергеев – М.: МГУ, 1973, - 387с.
74. 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.
75. Создание и промышленное производство малогабаритных РДТТ длительного торцевого горения с переменным профилем тяги: научно-технический отчет. Шифр «Статуетка-1», этап 3. Э.Р. Садретдинова и др./ – М: ОАО «МКБ «Искра», 2013
76. Соркин, Р.Е. Газодинамика РДТТ. / Р.Е. Соркин - М.: Наука, 1967,- 368с.
77. Станеску, Е.К. Исследование распределения сопротивления грунта в свайном основании. / Е.К. Станеску – М.: Стройиздат, 1967. – 183с.
78. Терцаги, К. Теория механики грунтов. / К. Терцаги – М.: Гос. Изд. литературы по строительству, архитектуре и строительным материалам, 1961, - 506с.
79. 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.
80. Трофимов, В.Т. Теоретические аспекты грунтоведения. / В.Т. Трофимов – М.: МГУ, 2003, - 114 с.

81. Фахрутдинов, И.Х. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива. / И.Х. Фахрутдинов, Котельников А.Е. // Учебник для машиностроительных вузов - М.: Машиностроение, 1987, - 328с.
82. Фрондел, Дж. Минералогия Луны. / Дж. Фрондел - М.: Мир, 1978, - с.11.
83. 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>
84. Харр, М.Е. Основы теоретической механики грунтов. / М.Е. Харр – М.: Перев. с англ. Стройиздат, 1971, - 320с.
85. Хэу, Б.К. Основы инженерного грунтоведения. / Б.К. Хэу - М.: Недра, 1975.
86. Циферов М.И. Способ бурения скважин. а/с № 79119 от 29.09.48.
- 87.Цытович, Н.А. Механика грунтов. / Н.А. Цытович – М.: Госстройиздат, 1940, - 387с.
88. Черкасов, И.И. Грунт Луны. / И.И. Черкасов, В.В. Шварев. М.: Наука, 1975, - 144с.
89. Чуринов, М.В. Справочник по инженерной геологии. / М.В. Чуринов - М.: Недра, 1968, - 540с.
90. Ягунов, А.В. Тепловое разрушение горных пород и огневое бурение. / А.В. Ягунов - М.: Недра, 1973.
91. 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.
92. Agrell S. O., Pecket 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.

93. 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.
94. 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
95. L. D. Jaffe, *Scientific results of the «Surveyor» lunar landings.* Moon and Planets. II. Amsterdam, North Holland, 321 p.
96. 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.
97. 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.
98. «Surveyor» project final report. Part. II. Science results. – *Cal. Inst. of Techn. JPL.* NASA tech. rep. 32-1265, 1968, 403 p.
99. Schmitt H. H., Lofgren G., Swann G. A., Simmons G. *The Apollo 11 sample: introduction.* – *Proc. Apollo 11 Lunar Sci. Conf.*, 1971, 1. 1.
100. Wood J.A., Marvin U.B., Powell B. N., Dickey J. S., Jr. *Mineralogy and petrology of the Apollo 11 lunar sample.* – *spec. Rept. Smithsonian Astrophys. Obs.*, 1970, N 307.
101. 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.