

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

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени кандидата
технических наук



Москва – 2014

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

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

Официальные оппоненты: Бизяев Ростислав Владимирович – доктор технических наук, профессор, Федеральное государственное унитарное предприятие «Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева», начальник отделения

Францкевич Владимир Платонович – кандидат технических наук, доцент, Открытое акционерное общество «Машиностроительное конструкторское бюро «Искра» имени Ивана Ивановича Картукова», первый заместитель главного конструктора по науке

Ведущая организация: Федеральное государственное унитарное предприятие «Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина» (ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина»)

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

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего профессионального образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» и на сайте:

<http://www.mai.ru/events/defence/>

Автореферат разослан « » _____ 2014 года.

Ученый секретарь
диссертационного совета Д 212.125.10,  Денискина Антонина Робертовна
кандидат технических наук, доцент

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы

По Федеральной космической программе России на период до 2025 года предусматриваются запуски ракет космического назначения (РКН) с космодрома Восточный, в том числе с целью обеспечения строительства и обслуживания лунной базы и осуществления в будущем марсианской экспедиции. Так решение задач строительства лунной базы и доставки залежей воды (в виде льда) с полярных областей Луны требует проведения бурильных работ на глубину от двух до десятков метров. Сейчас 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 лёд — это вода, это кислород, это водород. Подтверждение залежей воды в лунном грунте может кардинально изменить ситуацию по созданию лунной базы и использованию ее в будущем для заправки ракетным топливом и старта ракет к объектам дальнего космоса.

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 возвращением ее на поверхность грунта предполагается использовать реактивные пенетраторы, представляющие собой устройства, снабженные ракетными двигателями и способные двигаться в грунтах с высокими скоростями.

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

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.

Научная задача

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 рассмотрел вопросы, связанные с определением целесообразности применения этих аппаратов в военных целях, с 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.

В работе С.К. Мосесова 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 параметров и тактико-технических характеристик грунтовых реактивных аппаратов проведено в работах В.В. Родченко, где сформулированы методологические подходы к разработке, созданию и внедрению эффективных теоретических и экспериментально обоснованных методов проектирования грунтовых реактивных аппаратов различного назначения.

Из представленной на рис. 1 классификации методов и средств образования скважин в грунте видно, что лунные реактивные пенетраторы относятся к средствам скоростного вдавливания, образующих скважину методом уплотнения.



Рис. 1. Классификация методов и средств образования скважин в грунте

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 верификация 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 обработку.

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

Основные положения и результаты работы докладывались на следующих конференциях: 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).

Основные положения и результаты работы представлены в пяти научных статьях, опубликованных в рецензируемых журналах и входящих в рекомендованный ВАК Минобрнауки РФ перечень изданий [1,2,3,4,5].

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 и объем работы

Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения, списка сокращений и списка литературы. Диссертация снабжена иллюстрациями, и списком литературы в количестве. Общий объем 136 страниц.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обосновывается актуальность выбранной темы диссертации, формулируются цели работы, проанализированы основные проблемы. Отмечена научная новизна и практическая значимость полученных результатов. Приведены основные положения диссертационной работы, выносимые на защиту, сведения об апробации результатов работы и описана структура диссертации. На рис. 2 представлен инерционный пенетратор для исследования подповерхностных слоев планет (проект «Марс-96») и на рис. 3 схема посадочного аппарата, используемого для запуска трех пенетраторов (проект «Луна-Глоб»).

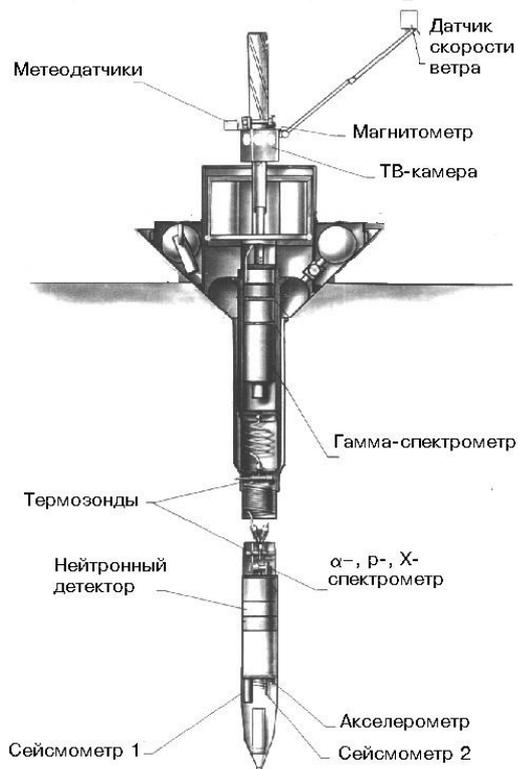


Рис. 2. Инерционный пенетратор

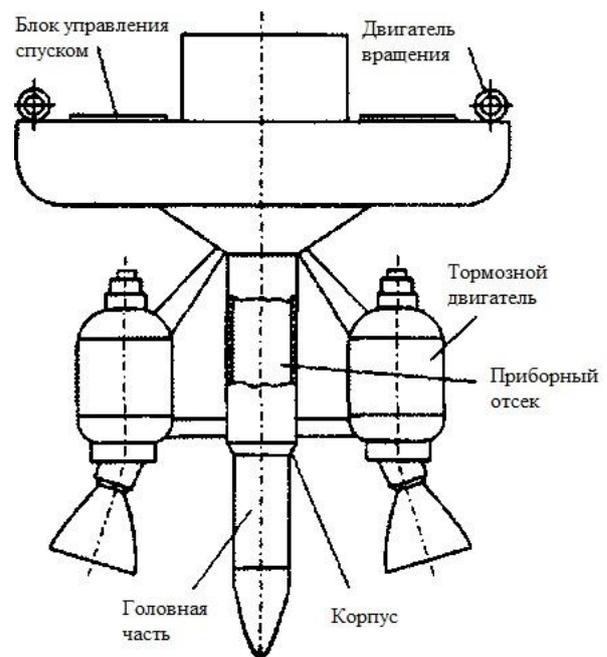


Рис. 3. Схема посадочного аппарата

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 атмосфере, так и в грунте, а также определяются силы действующие на пенетратор при движении его в грунте.

В работе описываются основные физико-механические свойства лунных грунтов как среды для движения реактивных пенетраторов, а также на основе анализа состава и структуры данных грунтов выбираются земные грунты-аналоги, позволяющие установить связи между внедряемым пенетратором и средой.

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

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

Таблица 1

Физико-механические свойства реголита, земных аналогов
и модельных грунтов

Виды грунтов		Плотность грунта, ρ_0 , кг/м ³	Угол внутреннего трения ϑ , град	Коэффициент спеления $k \cdot 10^{-5}$, 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

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 теории проектирования реактивных аппаратов.

Сопротивление обусловлено взаимодействием пенетратора и грунта, причем кинетическая энергия пенетратора передается среде, затрачиваясь на энергию деформаций и разрушений среды, сообщая при этом некоторые скорости частицам грунта для освобождения пути проникающему пенетратору.

В результате на пенетратор действуют две силы сопротивления, одна из которых обусловлена прочностью материала, не равная нулю при весьма малых скоростях проникания, и вторая инерцией вытесняемых при движении масс, приближающаяся к нулю, если скорость проникания также приближается к нулю.

Приведены эмпирические зависимости, позволяющие провести оценку параметров взаимодействия пенетратора с грунтом и дающие сравнительно хорошие результаты, удовлетворяющие требованиям, предъявляемым к инженерным расчетам. В частности, представлена формула в виде квадратного трехчлена

$$F = F_0 + aS_M V + C_x S_M \frac{\rho_0 V^2}{2}, \quad (1)$$

где F_0 - статическое сопротивление грунта, не равное нулю при малых скоростях внедрения; 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, ρ_0 - плотность грунта.

Для практического использования формулы (1) необходимо определение статического сопротивления и динамических коэффициентов 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.

Так, грунты малой и средней влажности, к которым относится и реголит, могут быть представлены моделью пластического тела с нелинейной и необратимой объемной деформацией. При этом сжимаемость грунта значительна, а следовательно, для решения задач о проникании пенетратора необходимо иметь связь между среднегидравлическим давлением и объемной деформацией.

В результате решения системы уравнений получено выражение для определения силы сопротивления идеально связного грунта пенетратору с конической головной частью

$$F = F_0 + AV + BV^2, \quad (2)$$

где

$$F_0 = \pi h^2 t g^2 \beta \varkappa (a^{1/2} - 1) \left[P_a + \frac{t_0}{v(1+\mu)} \right];$$

$$A = \frac{2}{3} \pi h^3 t g^4 \beta \varkappa \frac{\rho_0}{v b_1} (a^{1/2} - 1);$$

$$B = \pi h^2 t g^4 \beta \varkappa \frac{\rho_0}{(v-2)B_1} \left[\frac{v-2}{v} (a^{1/2} - 1) + b_1 (v-2) a^{1/2} - (a^{v/2-1} - 1) \right];$$

$$\tau_0 = 2k \cos \vartheta;$$

$$\varkappa = \frac{1 + \mu_0 \operatorname{ctg} \beta}{1 - \mu_0 t g \beta}; \quad v = \frac{2\mu}{1 + \mu}; \quad b = \frac{\rho_0}{\rho}; \quad a = \frac{1}{1 - b_1}; \quad \mu = \sin \vartheta;$$

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.

Следует отметить, что в формулу (2) входят параметры, которые характеризуют пенетратор и грунт отдельно. 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.

Для решения задачи о выборе проектных параметров и условий запуска пенетратора для движения в лунном грунте необходимо составить общую схему запуска (рис. 4), позволяющую исследовать его движение на всех возможных участках траектории как в прилунном пространстве, так и в реголите. Такой 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.

При этом траектория движения ЛРП характеризуется следующими участками: 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 варианты запуска пенетратора в реголит, как с посадочного аппарата, находящегося на траектории его спуска к Луне, так и с ПА, неподвижно расположенного на поверхности реголита.

В первом случае в момент запуска пенетратора скорость спуска ПА может быть больше или меньше оптимальной скорости движения пенетратора в реголите.

Во втором случае пенетратор может быть запущен либо непосредственно с поверхности реголита с нулевой скоростью входа в грунт, либо с некоторого расстояния от этой поверхности, так что к моменту его входа в реголит он будет разогнан до некоторой скорости в прилунном пространстве с помощью двигателя.

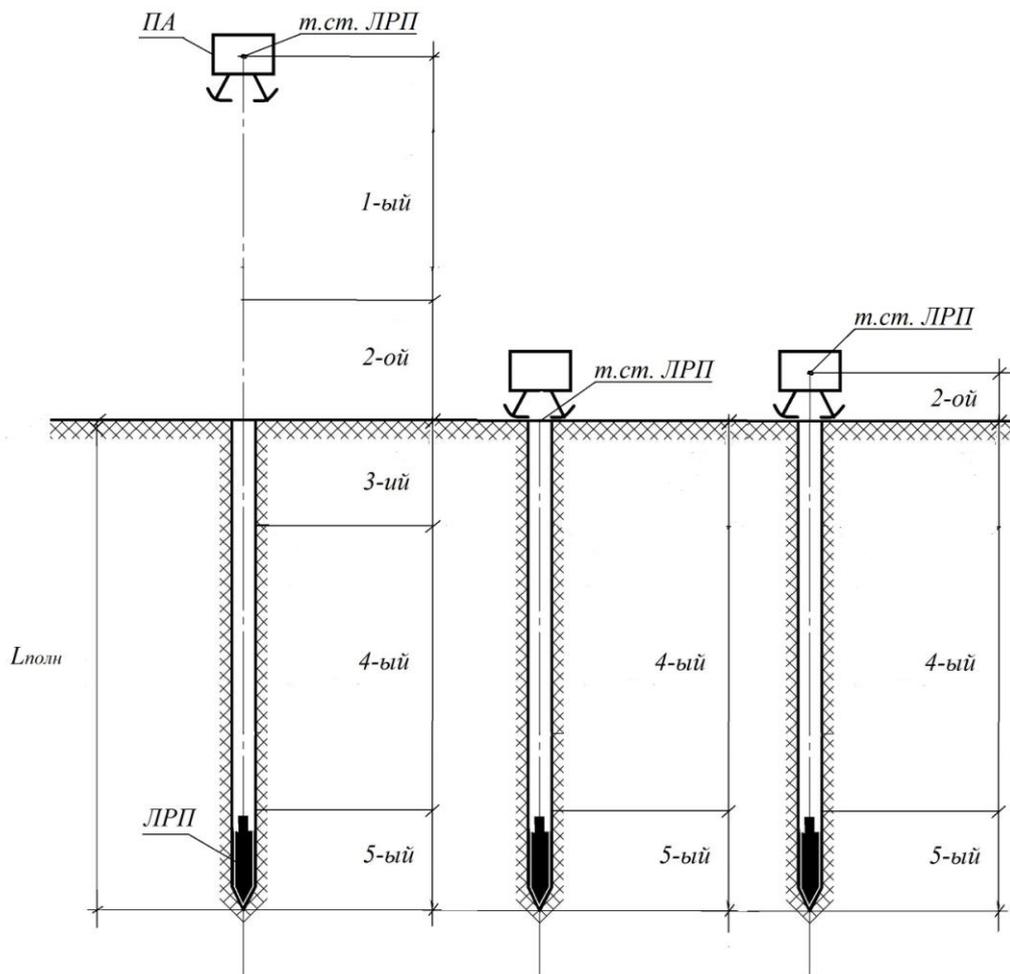


Рис. 4. Общая схема запуска и движения ЛРП

Вторая глава посвящена методике определения основных зависимостей, связывающих параметры лунного реактивного пенетратора и условия его запуска с физико-механическими свойствами грунтов, а также определены оптимальные условия 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 (2) слабо зависят от скорости движения, то, полагая их постоянными, для случая движения с постоянной тягой, найдены 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.

При запуске реактивного пенетратора с поверхности Луны с нулевой скоростью входа необходимым условием его движения в реголите является условие, когда тяга двигателя больше статического сопротивления, причем в этом случае двигатель работает только в грунте. Полная глубина проникания при этом варианте запуска ЛРП будет определяться по формуле:

$$L = \frac{M_K + \frac{M_T}{2} + A}{B} \ln \left| \frac{1 + \exp\left(\frac{T}{A_{32}}\right)}{2 \exp\left(\frac{T}{2A_{32}}\right)} \right| + \frac{M_K + A}{2B} \ln \left| \frac{F_0 + BV_{K3}^2}{F_0} \right|, \quad (3)$$

где $A_{32} = \frac{2M_K + M_T + A}{4\sqrt{B(R - F_0)}}$; $R = \frac{I_{ED}M_T}{T}$; V_{K3} - скорость ЛРП в момент отключения двигателя; R , T - тяга и время работы двигателя; M_K - масса конструкции ЛРП, включая массу приборного отсека; M_T , I_{ED} - масса и единичный импульс топлива.

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 $R = F_0$;

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}^H ; 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 $R < F_0$.

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

$$L_{II} = L_I + L_{II} + L_{III} + L_{III}'' = \frac{m_{CP} + A}{B_I} \ln \left| \frac{e^{\frac{t_{K3I}}{A_{32I}}} - N_I}{e^{\frac{t_{K3I}}{2A_{32I}}} (1-N)} \right| + \frac{m_{CP} + A_{II}}{B_{II}} \ln \left| \frac{V_{K3I}}{V_{K3II}} \right| +$$

$$+ \frac{m_{CP} + A_{III}}{2B_{III}} \ln \left| \frac{R_{I_{III}} + B_{III} V_{K3II}^2}{R_{I_{III}} + B_{III} V_{K3III}^2} \right| + \frac{m_4 + A_{III}}{2B_{III}} \ln \left| \frac{F_{0_{III}} + B_{III} V_{K3II}}{F_{0_{III}}} \right| \quad (4)$$

На графике рис. 5 представлены результаты расчетов по определению глубины проникания penetrатора L , имеющего заданные массогабаритные и энергетические характеристики, в грунт с удельным лобовым сопротивлением $F_{уд0}=1,53$ МПа.

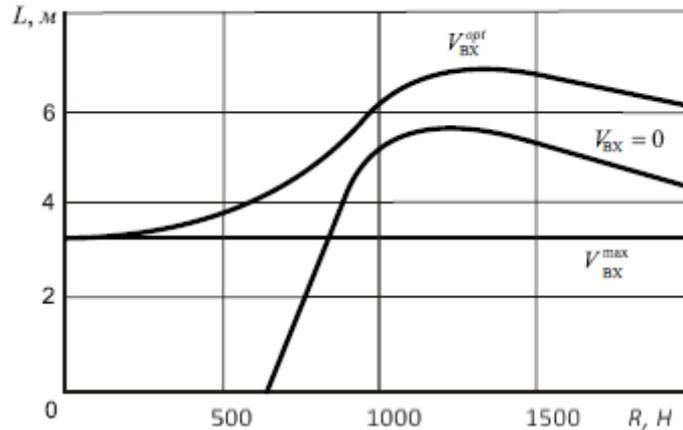


Рис. 5. Результаты расчетов по определению глубины проникания penetrатора L в грунт с удельным лобовым сопротивлением $F_{уд0}=1,53$ МПа

Кривая $V_{вх}=0$ показывает зависимость глубины проникания ЛРП в грунт от тяги двигателя при запуске penetrатора с нулевой скоростью входа в грунт.

Кривая $V_{вх}^{opt}$ соответствует глубине проникания penetrатора, запускаемого таким образом, что скорость входа в грунт равна оптимальной скорости из условия достижения максимума глубины проникания.

Прямая линия $V_{вх}^{max}$ характеризует глубину проникания penetrатора, разгоняемого только в прилунном пространстве и движущегося в грунте за счет кинетической энергии.

Анализ этих результатов показывает, что глубина проникания penetrатора, запущенного с посадочного аппарата, расположенного на поверхности грунта, зависит не только от значений массогабаритных и энергетических характеристик ЛРП, но и от условий его запуска, а также соотношения величины тяги и времени работы двигателя при заданном суммарном импульсе твердого топлива.

Из графика рис. 6 видно, что кривая относительной глубины проникания \bar{L} , (отношение максимальной глубины проникания при заданном уровне тяги R к максимальной глубине проникания при $R = 2F_0$) 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 менее $0,5L_{max}$, где

L_{\max} – глубина проникания пенетратора, имеющего тягу $R = 2F_0$ и запущенного оптимальным образом.

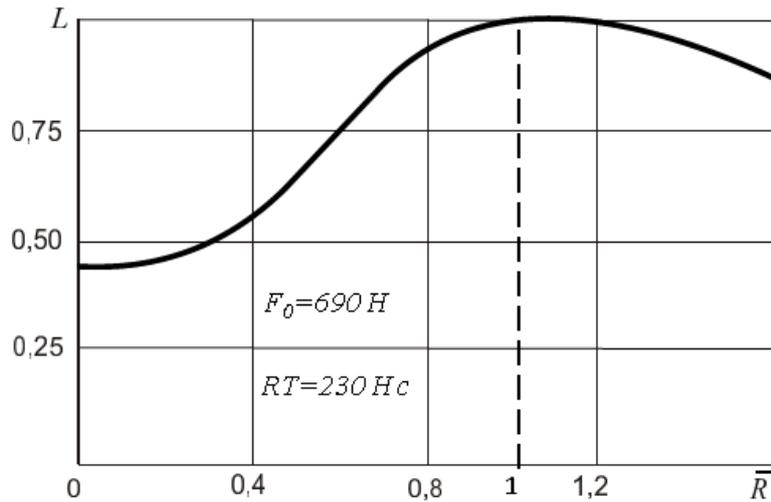


Рис. 6. Зависимость относительной глубины проникания \bar{L} от относительной тяги

Задача определения оптимальных условий запуска решалась в следующей постановке. 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 пенетратора и траектории, обращает функцию глубины проникания в максимум; причем в момент включения ДУ пенетратор имеет некоторую скорость движения.

Для решения задачи по выбору оптимальных условий запуска использовался метод неопределенных множителей Лагранжа.

В результате получаются решения, определяющие оптимальные параметры и условия запуска реактивных пенетраторов, движущихся в грунте.

В частности, установлено, что реактивный пенетратор, имеющий заданные параметры и характеристики и запущенный с посадочного аппарата, неподвижно расположенного на поверхности реголита, достигнет максимальной глубины проникания в том случае, когда скорость его движения в момент отключения двигателя в реголите будет определяться по формуле

$$V_{кз} = \frac{F_0}{BV_{к1}}, \quad (5)$$

где $V_{к1}$ – скорость ЛРП в момент его входа в реголит.

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.

Предполагалось, что в течении всего периода работы ДУ тяга постоянная и что в момент отключения двигателя пенетратор останавливается мгновенно.

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

$$L_{MAX} = \frac{2M_K + M_T + 2A}{2B} \ln \left| \frac{e^{2K} + 1}{2e^K} \right|; \quad (6)$$

$$R^{opt} = 2F_0 - 2M_K g - M_T g; \quad (7)$$

$$T = \frac{I_{ED} M_T g}{2F_0 - 2M_K g - M_T g}, \quad (8)$$

где $K = \frac{I_{ED} M_T \sqrt{B}}{[2(M_K + A) + M_T] \sqrt{F_0 - M_K g - \frac{M_T g}{2}}}$; g – ускорение силы тяжести на

Луне.

Таким образом, при запуске пенетратора с нулевой скоростью входа в грунт для достижения максимальной глубины проникания, определяемой зависимостью (6), необходимо выбирать тягу двигателя и время его работы в соответствии с выражениями (7) и (8).

Максимальная скорость движения пенетратора, имеющего тягу двигателя $R \approx 2F_0$, определяется по формуле

$$V_{max} = \sqrt{\frac{F_0}{B}} \quad (9)$$

и является оптимальной скоростью движения пенетратора в заданном грунте ($V_{max} = V_{opt}$).

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 (7). 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 $R = R^{opt}$.

Задача выбора параметров лунного реактивного пенетратора, запускаемого с посадочного аппарата в процессе спуска его на поверхность Луны (рис. 7), 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 $V_{ВХ}$.

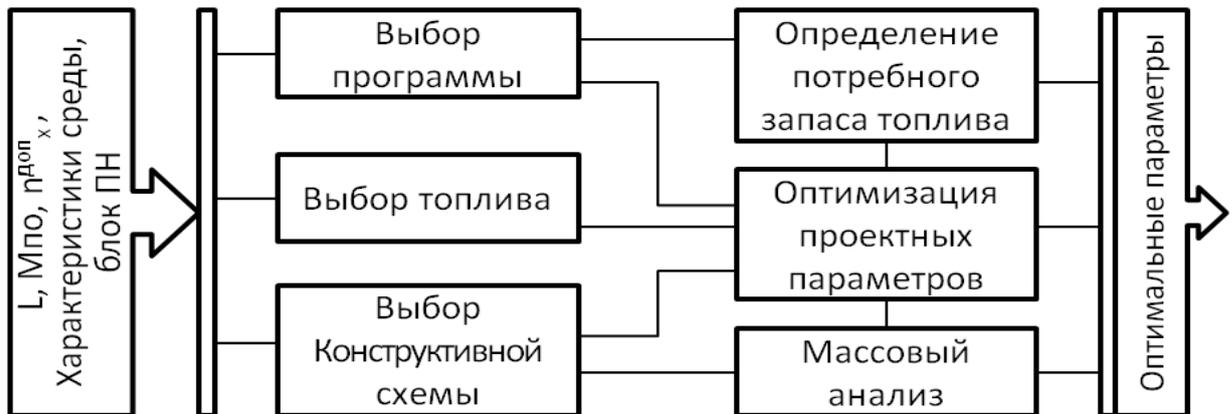


Рис. 7. Алгоритм выбора параметров лунного реактивного пенетратора

Выбор топлива производится с учетом следующих основных условий:

1. Обеспечение максимально возможных значений единичного импульса, скорости горения и плотности топлива.
2. Обеспечение высокой механической прочности заряда и устойчивости горения в условиях высоких перегрузок.

Для ракетных двигателей твердого топлива, исследуемых пенетраторов, характерно высокое значение удельной лобовой тяги (отношение тяги двигателя к площади миделевого сечения пенетратора) $R_{\text{УЛ}} = 1 \dots 10$ МПа при малом времени его работы $T = 0,04 \dots 0,2$ с, значении критерия Победоносцева $\alpha > 200$ и осевой перегрузке $n_x^{\text{доп}} \approx 10^3$. 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 $u_{\text{ОПТ}}$, при которой масса двигателя будет минимальна.

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

Масса конструкции из условий прочности на ударные перегрузки в первом приближении может быть оценена по формуле

$$M_K = \pi D_H^2 \delta \lambda \rho_M, \quad (10)$$

где λ - удлинение цилиндрической части пенетратора; ρ_M - плотность материала конструкции; $\delta = \frac{F}{\pi D_H \sigma_B}$ - толщина стенки; F - сила сопротивления реголита; σ_B - предельно допустимое напряжение на сжатие материала конструкции.

Предельно-допустимая скорость входа penetrатора в реголит из условия прочности топливного заряда определяется зависимостью вида:

$$V_{BX}^{oon} = \sqrt{\frac{R - F_0 + \frac{(M_0 + A)\sigma_B^T}{\lambda_3 D_0 \rho_T}}{B}}, \quad (11)$$

где M_0 - масса ЛРП в момент входа в реголит; σ_B^T - предельно-допустимое напряжение на сжатие топлива; λ_3 - удлинение топливного заряда; D_0 - внутренний диаметр цилиндрической обечайки корпуса penetrатора; ρ_T - плотность топлива.

На рис. 8 представлены возможные компоновочные схемы ЛРП, каждая из которых имеет свои достоинства и недостатки. В частности, использование кольцевого сопла увеличивает диаметр ЛРП.

Под программой движения penetrатора в лунном грунте понимают изменение скорости по времени движения в грунте $V = f(t)$. Оптимальная программа движения penetrатора в грунте должна обеспечивать при исходных данных достижение заданной глубины L при определенной скорости входа V_{BX} с затратой минимальной массы топлива на активном участке.

Анализ возможных вариантов программы движения показывает, что наиболее приемлемой с точки зрения расхода топлива является программа с равнозамедленным движением на участке торможения от V_{BX} до V_{OPT} (рис. 9), т.е.

$$V = \begin{cases} V_{BX} - at & \text{при } 0 \leq t \leq t_1 \\ V_{OPT} & \text{при } t_1 < t \leq T \end{cases}, \quad (12)$$

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

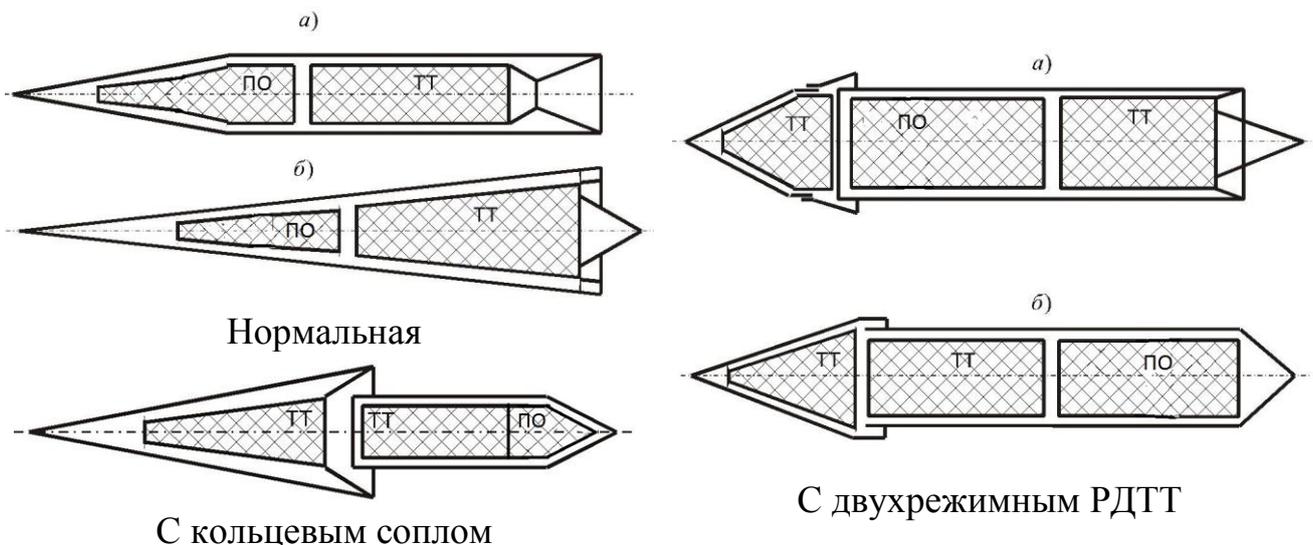


Рис. 8. Схемы компоновки ЛРП

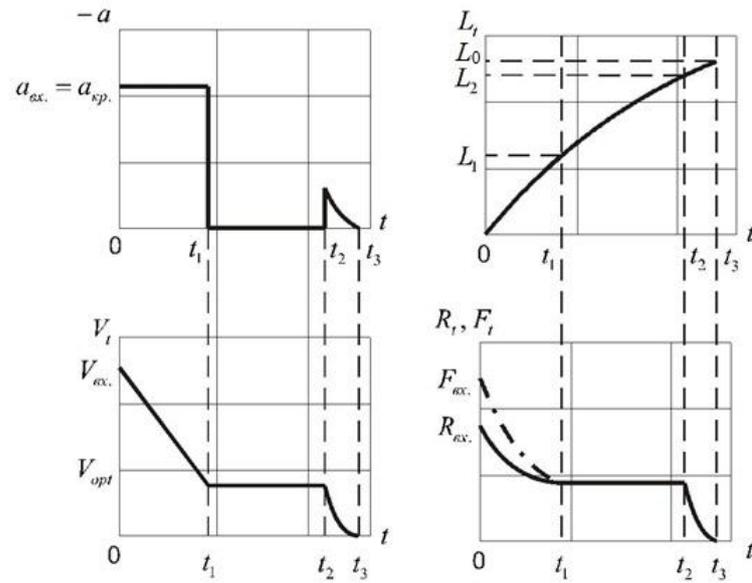


Рис. 9. Характер изменения ускорения, скорости, силы сопротивления, тяги и глубины проникания во времени движения пенетратора в лунном грунте

Действительно, при движении с отрицательной перегрузкой $\frac{a}{g} < n_x^{don}$ необходимо иметь тягу R большую, чем при движении с перегрузкой n_x^{don} , 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 пенетратора, 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.

Задача выбора необходимого запаса топлива 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.

Полная масса топлива пенетратора складывается из массы топлива, расходуемого на участке торможения в грунте M_{TT} и на маршевом участке в грунте M_{TM}

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

В результате решение уравнения движения пенетратора на участках торможения и маршевом в работе определена полная масса топлива:

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

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

(13)

Анализ зависимости (13) показывает, что масса топлива является функцией девяти параметров, т.е.

$$M_T = f(L_0, D_H, a, W_a, B, V_{OPT}, F_{уд0}, M_0, V_{ВХ}),$$

где L_0 – полная глубина проникания ЛРП; D_H – наружный диаметр; a – ускорение торможения; W_a – скорость течения газовой струи из сопла ДУ, равная $I_{ед}$; B – динамический коэффициент сопротивления; V_{OPT} – оптимальная скорость движения; $F_{уд0}$ – удельное статическое сопротивление; M_0 – начальная (полная) масса ЛРП; $V_{ВХ}$ – скорость входа пенетратора в грунт.

В качестве примера на рис. 10 представлена зависимость массы топлива на участках торможения и маршевом от скорости входа пенетратора в реголит.

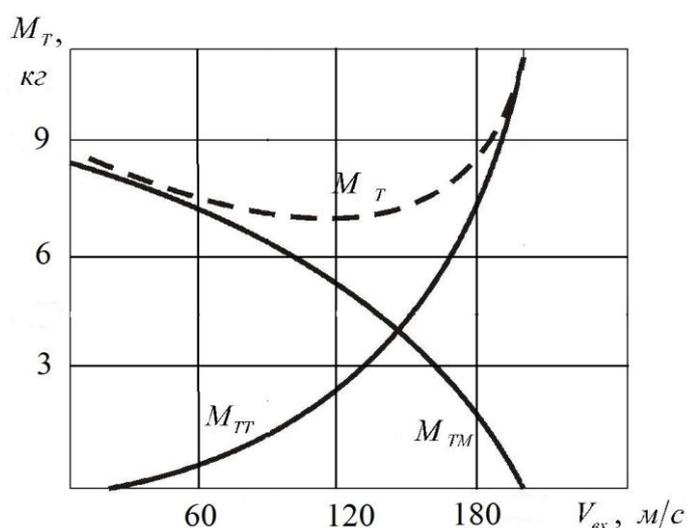


Рис. 10. Зависимость массы топлива на участках торможения и маршевом от скорости входа пенетратора в реголит

Расчет проводился при следующих исходных данных: глубина проникания пенетратора $L_0 = 10 м$; наружный диаметр ЛРП $D_H = 0,2 м$; предельно-допустимая перегрузка $n_X^{доп} = 1000$; начальная масса пенетратора $M_0 = 100 кг$; скорость истечения газов из сопла двигателя $W_a = I_{ед} = 2300 \frac{Н \cdot с}{кг}$; удельное статическое сопротивление реголита $F_{уд0} = 1,53 МПа$; динамический коэффициент сопротивления $B = 18,84 \frac{Н \cdot с^2}{м^2}$; оптимальная скорость движения ЛРП $V_{OPT} = 50 м/с$; ускорение свободного падения на Луне $g = 1,6 м/с^2$; предельное ускорение $a = 1600 м/с^2$.

Предельная скорость входа, при которой отсутствует маршевый участок движения ЛРП, а участок торможения будет составлять заданную глубину проникания, определялась по формуле

$$V_{BX}^{np} = \sqrt{2aL_0 + V_{OPT}^2}, \quad (14)$$

при этом в момент достижения пенетратором глубины L_0 он будет иметь скорость движения V_{OPT} , при скоростях входа пенетратора меньших V_{BX}^{np} расчет массы топлива производится по зависимости (13), а в предельном случае при $V_{BX} = V_{OPT}$, т.е. когда участок торможения отсутствует

$$M_T = \frac{\pi}{2} D_H^2 \frac{F_{уд0} L_0}{I_{ед} V_{OPT}}, \quad (15)$$

причем в этом случае $a = 0$.

На рис. 11 представлена зависимость (15) массы топлива от глубины проникания пенетратора в реголит для трех значений наружного диаметра ЛРП.

M_T , кг

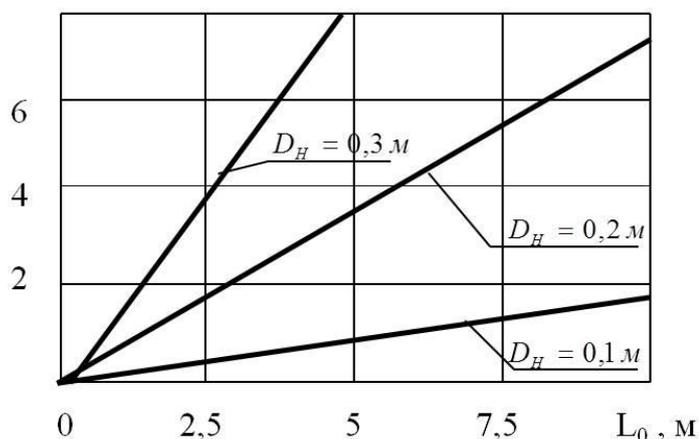


Рис. 11. Зависимость массы топлива от глубины проникания пенетратора в реголит

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 и скорости движения, а также валидации 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 (рис. 12);

б) бросковых испытаний макетов пенетраторов в модельные грунты, проведенных в Московском авиационном институте в девяностые годы в рамках выполнения хоздоговорных работ с промышленностью (рис.13). Характеристики пенетраторов, используемых при стендовой отработке, представлены в таблице 2, а в таблице 3 приведены расчетные и экспериментальные данные по определению коэффициента лобового сопротивления C_x и глубины проникания пенетраторов L .

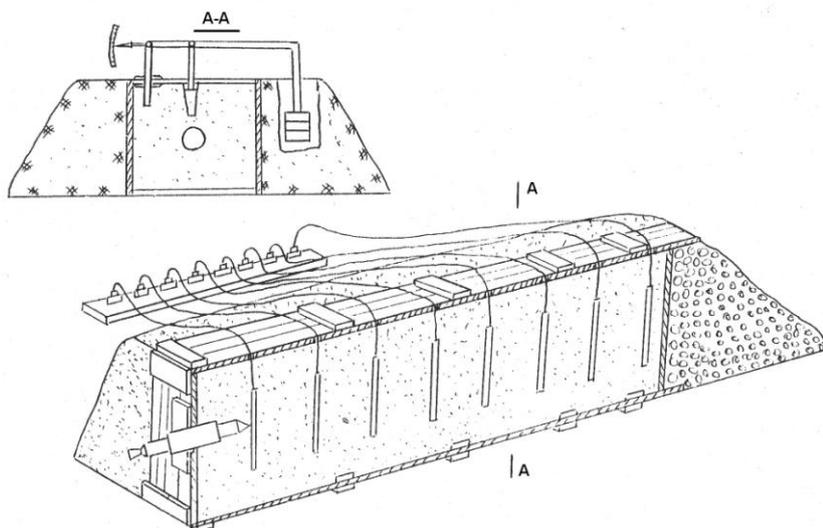


Рис. 12. Схема испытательного лотка

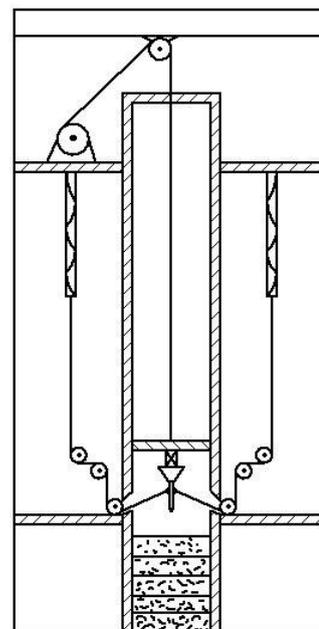


Рис. 13. Схема оборудования шахты

Таблица 2

Характеристики пенетраторов при стендовой отработке

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

Таблица 3

Значения коэффициентов лобового сопротивления

Модель	$C_x^{ЭКСП}$	$C_x^{РАСЧ}$	ΔC_x , %	$L^{ЭКСП}$, м	$L^{РАСЧ}$, м	ΔL , %
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

Расчетные значения коэффициента C_x были получены с использованием зависимостей (1) и (2), из которых видно, что $C_x = \frac{2B}{\rho_0 S_M}$.

На рис. 14 представлены расчетная и экспериментальная кривые изменения скорости движения реактивной модели пенетратора Гр-24 по времени.

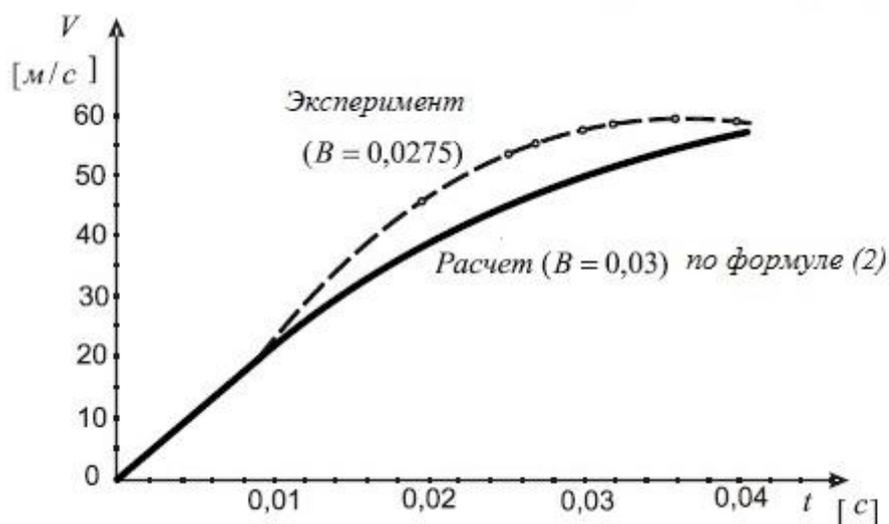


Рис. 14. Зависимость изменения скорости движения Гр-24 по времени

В таблице 4 приведены результаты как бросковых испытаний пенетраторов в модельные грунты двух типов, так и расчетные глубины проникания соответствующих пенетраторов в те же грунты.

Таблица 4

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

Сравнительный анализ теоретических и экспериментальных исследований показывает достаточно хорошую сходимость результатов расчета и опытов.

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.

Основные результаты диссертации опубликованы в следующих работах:

1. Садретдинова Э.Р., Родченко В.В., Гусев Е.В. Выбор параметров пенетратора для исследования лунного грунта. // Вестник МАИ 2010, №17, т. 3, с. 83-90.
2. Садретдинова Э.Р., Родченко В.В., Заговорчев В.А., Луговцов И.А. Влияние особенностей функционирования двигателя на технические характеристики лунного пенетратора. // Электронный журнал «Труды МАИ», 2012. №59.
3. Садретдинова Э.Р., Родченко В.В., Гусев Е.В., Галеев А.Г. Выбор параметров пенетратора, входящего в лунный грунт с нулевой скоростью. // Электронный журнал «Труды МАИ». 2013. №64.
4. Садретдинова, Э.Р. Выбор параметров лунных пенетраторов со сквозным каналом. / В.В. Родченко, Э.Р. Садретдинова, В.А. Заговорчев. М.: Вестник МАИ, 2014, №2, т.21, с. 32-40.
5. Садретдинова Э.Р., Галеев А.Г., Захаров Ю.В., Родченко В.В., Заговорчев В.А. Экспериментальная проверка метода выбора проектных параметров реактивных пенетраторов для движения в лунном грунте. // Международный научный журнал «Альтернативная энергетика и экология». 2014, № 16 (156), с. 44-50.
6. Создание и промышленное производство малогабаритных РДТТ длительного торцевого горения с переменным профилем тяги: научно-технический отчет. Этап 3. Э.Р. Садретдинова и др./ – М: ОАО «МКБ «Искра», 2013
7. Разработка методов обеспечения надежности и безопасности при эксплуатации ракет космического назначения: научно-технический отчет. Этап 8. Садретдинова и др./ – М: МАИ, 2012
8. Садретдинова Э.Р., Родченко В.В. Реактивный аппарат для движения в грунте. // Сборник статей. Научно-техническая конференция студентов и аспирантов аэрокосмического факультета МАИ-2006 - М.: МАИ, 2006, - с. 36.
9. Садретдинова Э.Р., Родченко В.В. Проектирование пенетратора для движения в лунном грунте. // Молодежь. Техника. Космос. 5-ая Общероссийская молодежная научно-техническая конференция. – СПб.: Военмех. Вестник БГТУ, 2013, с. 89-90.
10. Садретдинова, Э.Р., Горяина М.В., Фишкина Е.И. Экспериментальная отработка посадки и внедрения пенетраторов в грунты планет. // Московская молодёжная научно-практическая конференция «Инновации в авиации и космонавтике-2014». Сборник тезисов докладов конференции. – М.: ООО «Принт-салон», 2014, с. 79-80.