Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

На правах рукописи

af

Кочнев Кирилл Владиславович МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПЛАВЛЕНИЯ ЛУННОГО РЕГОЛИТА

Специальность: 1.3.14 - «Теплофизика и теоретическая теплотехника»

Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук

> Научный руководитель: доктор технических наук, профессор Ненарокомов Алексей Владимирович

Оглавление

Введение
Глава 1. Проблема моделирования процесса плавления лунного реголита
применительно к созданию перспективных лунных баз
1.1. Использование лунного реголита при строительстве лунных баз 13
1.2. Свойства лунного реголита16
1.3. Физические модели лунного реголита
1.4. Обзор опыта тепловой обработки имитаторов лунного реголита
1.5. Проект аппарата для обработки лунного реголита
Глава 2. Математическое моделирование спекания лунного грунта 55
2.1. Математические модели спекания лунного грунта
2.2. Математическое моделирование спекания лунного реголита
программными средствами
2.3. Постановка задачи идентификации математической модели спекания и
плавления лунного реголита71
Глава 3. Расчетно-экспериментальное определение теплофизических
характеристик имитатора лунного реголита74
3.1 Алгоритм решения задачи расчетно-экспериментального определения
ТФХ сыпучих материалов77
3.2. Экспериментальное оборудование
3.3. Подготовка и проведение эксперимента101
3.4. Обработка результатов эксперимента 121
Глава 4 Расчетно-экспериментальное исследование математической модели
плавления сыпучего материала под воздействием поверхностного
концентрированного теплового радиационного излучения 128

4.1. Методика идентификации математических моделей плавления лунного
грунта128
4.2. Экспериментальное оборудование и проведение эксперимента 135
4.3. Апробация экспериментальной методики 154
Заключение
Список литературы 160

Введение

До настоящего времени полеты на Луну космонавтов и автоматических аппаратов рассматриваются как программы посещения и изучения. Дальнейшее развитие человеческой цивилизации, в частности пилотируемой космонавтики, приведет к тому, что Луна станет не конечной точкой маршрута, а местом, где можно добывать ресурсы, дозаправлять топливом космические корабли, строить станции долговременного пребывания.

Луна богата полезными ископаемыми: ее поверхность покрывает толстый слой мелкораздробленных горных пород – реголит, в составе которого содержится большое количество оксидов железа, титана, алюминия и других металлов. Эти соединения могут быть переработаны в конструкционные материалы и использованы для строительства объектов на Луне или доставлены к другим объектам Солнечной системы. Применение местных материалов приведет к сокращению расходов на транспортировку конструкций с Земли, а также ускорит процесс строительства и значительно увеличит возможности по развитию лунного комплекса.

Космическое пространство в целом и лунная поверхность в частности являются неблагоприятной средой для обитания человека. Жизни космонавтов угрожают микрометеоритная опасность, солнечное и галактическое излучение, значительные перепады температур. Даже сам по себе лунный реголит угрозу. Помимо человека, в защите нуждается и техника. представляет Вышеперечисленное означает, что при планировании долговременных программ исследования Луны необходимо обеспечить космонавтов и оборудование объектами, потребными укрытиями, а также другими для выполнения поставленных задач: взлетно-посадочными площадками, дорогами И др. Строительство таких объектов позволит решить проблемы, связанные с вредным и опасным влиянием реголита на космонавтов и оборудование, которое возникает при разлете мелких фракций реголита с лунной поверхности от динамических воздействий струй двигателей посадочных и взлетных модулей, а также от движущегося транспорта и работающих механизмов.

Важным фактором в развитии внеземных колоний является степень зависимости от земных ресурсов. В идеале, после строительства внеземных поселений и наладки транспортного сообщения, Земля должна получать больше, чем отдает. Колониям необходимо иметь автономность в вопросах жизнеобеспечения и транспорта.

Здесь необходимо отметить, что около 40% реголита составляет связанный кислород, который может быть выделен и использован в системах жизнеобеспечения, а также в качестве окислителя в ракетном топливе [1, 2]. Кроме оксидов, кислород содержится в водяном льде, найденном в полярных регионах спутника.

Стоит упомянуть о гелии-3, содержащемся в тонком поверхностном слое реголита. Гелий-3 теоретически может быть использован В реакции термоядерного синтеза. В результате слияния атомов дейтерия и гелия-3 должно высвобождаться колоссальное количество энергии: гелия-3 одна тонна эквивалентна по энергетическому выходу 20 миллионам тонн нефти [1]. Однако, на данный момент, еще не существует работающего реактора термоядерного синтеза. Ближайших результатов в данной области следует ожидать в 2035 году, который запланирован пуск международного экспериментального на термоядерного реактора ITER. Запасы гелия-3 на Луне превышают земные в 15-75 раз [1], что может сделать его весьма ценным ресурсом, оправдывающим затраты на добычу в космосе.

Как было указано выше, Луна может предложить значительные ресурсы, сокрытые в реголите. Эти ресурсы могут быть добыты путем термической обработки [2-4]. Основной акцент в работе сделан на использовании лунного реголита для строительства лунных баз. Для этих целей была разработана методика определения теплофизических характеристик сыпучих материалов, к

5

которым относится лунный реголит. Умение определять ТФХ реголита является основой математической модели плавления лунного грунта, поскольку строительство лунных баз предполагается путем послойного наплавления реголита.

Актуальность темы диссертации

Актуальность и своевременность рассматриваемой задачи по разработке расчетно-экспериментального метода идентификации математических моделей плавления сыпучих материалов, в частности имитатора лунного грунта, для разработки новых технологий применительно к строительству лунной инфраструктуры подтверждается тем, что множество организаций и компаний по всему миру, как государственных, так и частных, занимаются разработками технологий, связанных с освоением Луны.

С 2000 по 2024 года собственные автоматические межпланетные станции (АМС) к Луне отправили Россия, США, Европа, Китай, Индия, Япония, Израиль. Важно отметить, что три аппарата, предназначенные для посадки на Луну, были построены на частные средства: Beresheet (Израиль), Накиto-R (Япония), IM-1 (США). Важно, что космические исследования перестали быть прерогативой небольшие быть более эффективными государств: компании могут В определенных случаях. К тому же, увеличение числа участников второй лунной гонки побуждает к ускорению работ и улучшению технических решений. Если говорить о лидерстве, то, на данный момент, это определенно Китай: с 2007 года в ходе реализации программы Чанъэ автоматическими аппаратами были осуществлены выход на орбиту Луны, мягкая посадка на ее поверхность, доставка лунохода Юйту, доставка лунного грунта на Землю, первая в истории доставка лунного грунта на Земю с обратной стороны Луны.

Среди основных разработчиков проектов лунных станций, предполагающих эксплуатацию человеком, можно выделить Европейское космическое агентство (ЕКА) и Национальное управление по аэронавтике и исследованию космического пространства (НАСА). Указанные агентства на протяжении многих лет ведут исследования и опытно-конструкторские работы в области космической робототехники, связи, логистики и строительства. В сентябре 2024 года в Кёльне (Германия) состоялось открытие Европейской лаборатории лунных исследований LUNA. Испытательный стенд LUNA имитирует участок лунной поверхности площадью около 700 м². Он предназначен для тестирования технологий, связанных с исследованием Луны, а также для отработки операций на поверхности для подготовки к будущим пилотируемым полетам [5, 6].

Также, что более актуально в контексте данной работы, существует проект Международной научной лунной станции (МНЛС), разрабатываемый совместно Россией и Китаем. Планируется, что станция будет обитаемой, но при этом должна иметь возможность длительно функционировать в автономном режиме. Согласно заявлению главы «Роскосмоса» Юрия Борисова, "российско-китайская экспансия Луны начнется после 2036 года" [7]. Обозначенная дата, с одной стороны говорит о востребованности разработок по лунной тематике «здесь и сейчас», с другой стороны предоставляет достаточно времени для их воплощения.

Цели и задачи работы

Целью данной работы является разработка комплекса алгоритмических и методических средств для идентификации математических моделей плавления лунного реголита, базирующихся на методологии обратных задач теплообмена.

Для достижения поставленной цели были решены следующие задачи:

- сбор, анализ и систематизация данных о свойствах лунного реголита;

сбор и анализ информации о физических моделях лунного реголита,
применяемых в мировой практике при проведении исследований;

 сбор и анализ информации о тепловых экспериментах над лунным реголитом и его имитаторами, произведенных в мировой практике;

– выбор и анализ математической модели плавления сыпучих материалов, адекватной рассматриваемым физическим процессам;

7

 разработка алгоритма идентификации математической модели плавления сыпучих материалов, основанный на методологии обратных задач теплообмена;

 выбор материала, имитирующего свойства исследуемого объекта, и позволяющего реализовать экспериментальную часть исследования;

 – разработка экспериментальной методики для определения теплофизических характеристик сыпучих материалов на основе методологии коэффициентных обратных задач теплопроводности;

 разработка экспериментальной методики для определения параметров математической модели плавления сыпучих материалов на основе методологии обратных задач теплообмена;

– проведение экспериментальных исследований для апробации метода.

Объектом исследования является математическая модель теплопереноса в образце имитатора лунного реголита, подвергающегося термической обработке.

Предмет исследования – метод параметрической идентификации математической модели плавления сыпучих материалов, основанный на решении обратных задач теплообмена, предполагающая применение внутренних контактных средств измерения температуры.

Научная новизна

Научная новизна работы определяется впервые реализуемым комплексным подходом к исследуемой проблеме определения комплекса неизвестных характеристик процесса плавления сыпучих материалов при поверхностном радиационном нагреве: на первом этапе расчетно-экспериментальных исследований определяются теплофизические характеристики материала до начала плавления, а на втором - параметры математической модели плавления.

Теоретическая и практическая значимость работы

Теоретическая значимость работы заключается в применении методов обратных задач теплообмена для исследования процесса оплавления сыпучих материалов, в частности – реголита.

Практической ценностью данной работы является:

 создание алгоритмических и методических средств расчетноэкспериментального исследования процессов оплавления сыпучих материалов;

 разработка методики проведения тепловых испытаний для реализации разрабатываемого метода;

– разработка прикладного программного обеспечения, используемого для экспериментальной апробации метода.

Указанное выше позволяет сделать вывод о том, что в работе предлагаются новые практические подходы, которые могут быть использованы для применения разработанных алгоритмов и экспериментальных методик к исследованию различных сыпучих материалов в технике, а также в геофизике.

Работа имеет высокую практическую значимость, поскольку разработанная математическая модель плавления лунного реголита может быть использована для определения технических характеристик аппаратов, предназначенных для строительства объектов лунной инфраструктуры.

Положения, выносимые на защиту

На защиту выносятся следующие результаты проведенных автором исследований:

1. Комплексный расчетно-экспериментальный метод идентификации модели теплопереноса с учетом процессов плавления в сыпучем материале;

2. Методика и технические средства экспериментального исследования теплофизических характеристик сыпучих материалов с использованием контактного нагрева образцов;

3. Методика и технические средства экспериментального исследования параметров математической модели плавления с использованием радиационного нагрева и контактных средств измерения температуры;

4. Результаты реализации разработанного метода идентификации применительно к трехмерной нестационарной модели теплопереноса в образце материала под воздействием лазерного излучения.

Достоверность и обоснованность полученных результатов проведенных исследований основывается на корректности используемых общепринятых математических моделей плавления, строгости используемых математических методов обратных задач теплообмена, оценках их устойчивости и сходимости путём численного моделирования и по результатам сравнения экспериментальных данных с расчетными.

Апробация результатов работы

Положения и результаты работы докладывались на следующих научных конференциях:

Шестая Всероссийская молодежная научно-практическая конференция «Колачёвские чтения» Ступинский филиал МАИ, 2021 г.

2. Международная конференция «Космические системы», МАИ, 2021 г.

3. XXIII Школа-семинар молодых ученых И специалистов под А.И. академика Леонтьева "Проблемы руководством газодинамики И тепломассообмена в энергетических установках", Екатеринбург, 2021 г.

4. XXII Научно-техническая конференция учёных и специалистов ПАО «РКК «Энергия», 2021 г.

5. Королёвские чтения, АО «НПО Лавочкина», 2022 г.

6. XXIV Школа-семинар молодых ученых и специалистов под руководством академика РАН А.И. Леонтьева "Проблемы газодинамики и тепломассообмена в энергетических установках", посвященная столетию академика В. Е. Алемасова. Казань, 2023 г.

Публикации по теме диссертации

По теме диссертации опубликовано 9 работ, из них в рецензируемых научных изданиях рекомендуемых ВАК при Минобрнауки России по специальности

1.3.14. — «Теплофизика и теоретическая теплотехника» опубликованы 3 работы.

Структура и объем диссертации

Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, заключения и списка литературы. Общий объем работы составляет 167 страниц, включающих 113 рисунков, 29 таблиц. Список литературы включает 75 источников.

Во введении показана актуальность работы, ее научная новизна, степень достоверности результатов, теоретическая и практическая значимость проведенных исследований, сформулированы цели и задачи исследования, а также, определены применяемые методы и подходы.

Первая глава посвящена сбору и анализу информации о свойствах лунного грунта (реголита). В ней формируется представление о его химическом, минералогическом и гранулометрическом составе. Приводится информация о степени разработанности данной темы в рамках мировой науки. Для решения проблемы дефицита настоящего лунного реголита на Земле произведен обзор его имитаторов, произведенных искусственно из земных компонентов. Представлены результаты анализа различных подходов к использованию лунного грунта для объектов лунной инфраструктуры. строительства Сделан вывод 0 целесообразности использования технологии послойного спекания лунного грунта с использованием концентраторов солнечной энергии.

Во второй главе рассматривается проблема выбора обоснованных математических моделей теплопереноса в сыпучих материалах с учетом плавления при поверхностном концентрированном радиационном нагреве. Представлены результаты компьютерного моделирования оплавления реголита движущимся источником тепла. Моделирование произведено в программном продукте Ansys, предложены и реализованы несколько стратегий обработки реголита. Приводится постановки задачи параметрической идентификации математической модели плавления сыпучего материала.

В третьей главе рассматриваются вопросы расчетно-экспериментального теплофизических определения характеристик сыпучих материалов, что необходимо для дальнейшего определения параметров математической модели плавления. Кратко представлен метод итерационной регуляризации для решения коэффициентной обратной теплопроводности, задачи описывается экспериментальная установка, сформулированы требования к образцам, условиям проведения и параметрам испытаний. Последний раздел посвящен обработке результатов проведенных экспериментальных исследований.

В четвертой главе рассматриваются экспериментально-расчетные исследования оплавления имитатора лунного грунта с использованием лазерной установки. Представлен алгоритм параметрической идентификации математической модели плавления сыпучего материала. Приведены физическая и математическая модели процесса теплообмена в образце, схема испытаний и методика их проведения. Проведена апробация разрабатываемой методологии при определении теплофизических свойств (коэффициента поглощения И удельной теплоты плавления) оплавляющегося сыпучего материала.

В заключении подведены итоги работы и представлены общие выводы.

Диссертация является результатом исследований, проводимых на кафедре 601 МАИ в рамках научного проекта FSFF-2025-0001, выполняемого при финансовой поддержке Министерства высшего образования и науки РФ.

Глава 1. Проблема моделирования процесса плавления лунного реголита применительно к созданию перспективных лунных баз

1.1. Использование лунного реголита при строительстве лунных баз

На данный момент существует множество технологий обработки реголита, которые могут быть применены для аддитивного производства конструкционных материалов на Луне. Ранее проведенные исследования по этой теме показали, что конструкционный материал можно получить путем добавления в лунный грунт связующего вещества или химически активного соединения [8-15]. Такие технологии можно назвать «холодными». В противовес им идут «горячие» технологии, где искомый образец получается в процессе спекания, или плавления [16-25]. Спекание – это процесс, при котором реголит соединяется в единое тело под действием тепла, но в основной массе не переходит в жидкую фазу.

Спекание и плавление могут быть реализованы различными методами. В качестве источника энергии могут быть использованы: генераторы микроволнового излучения [18-21], лазерные излучатели [22,26], резистивные элементы нагрева [23,27] и концентраторы солнечного света [28-30].

В 2013 году Европейское космическое агентство представило проект строительства лунной базы из реголита по «холодной» технологии (рис. 1.1) [31]. По задумке авторов, робот должен построить из реголита купол, который будет защищать базу от внешних угроз. Технология возведения купола представляет собой послойное наращивание из реголита. Сцепление песчинок лунного грунта между собой происходит за счет склеивания: робот впрыскивает жидкое связующее во вновь насыпанный слой грунта. Герметичность постройки обеспечивается внутренней надувной оболочкой и жестким шлюзом, которые должны быть доставлены на Луну с Земли.

Лунный реголит сам по себе представляет угрозу для космонавтов в лунных программах. В отсутствие атмосферы и при низкой силе притяжения, пылеватая фракция лунного реголита взметается вверх при ходьбе/езде/посадке и взлете космических аппаратов, а затем оседает на скафандрах и транспортных средствах.



Рисунок 1.1 – Проект ЕКА по строительству лунной базы из реголита методом склеивания [31]: а – процесс создания защитной оболочки лунной базы; б – Вид лунной базы в разрезе

Поскольку на Луне отсутствует атмосфера, не происходят и эрозионные процессы, как следствие песчинки реголита имеют множество заостренных граней. Попадание пыли на скафандры и подвижные элементы механизмов приводит к их ускоренному абразивному износу. Оседание пыли на радиаторах может привести к перегреву, как это было с Луноходом-2 и едва не случилось с лунным автомобилем программы Аполлон-17.

Одним из способов удержания лунной пыли является мощение дорог и плиткой. Проект PAVER Европейского взлетно-посадочных площадок космического агентства изучал возможность спекания лунного реголита в плитки для последующего строительства лунных дорог [32]. В качестве источника 12-киловаттный энергии был использован углекислотный Для лазер. эксперимента лазер был расфокусирован так, чтобы на обрабатываемой поверхности получалось пятно диаметром 4,5 см. Методом проб и ошибок учеными была подобрана стратегия сканирования, при которой получались треугольные плитки с полым центром и диаметром описанной окружности около

20 см (рис.1.2). Отмечается, что лазер использован только для моделирования источника энергии в земных условиях. На луне предполагается использование солнечных концентраторов эквивалентной мощности и размером светового пятна, падающего на обрабатываемую поверхность.



Процесс спекания

Остывание образца



Способ укладки

Рисунок 1.2 – Эксперимент по спеканию плитки [32]

Технология обработки лунного реголита концентрированным солнечным светом представляется наиболее рациональной, поскольку, во-первых, не требует расходных материалов таких, как как жидкое связующее, или легкоплавкий наполнитель, а во-вторых, не требует дополнительных преобразований солнечной энергии в электрическую, чем повышается КПД процесса.

1.2. Свойства лунного реголита

Реголит представляет собой сыпучий материал, покрывающий поверхность Луны. Состав и структура реголита отличается в зависимости от района его происхождения. Можно выделить два основных типа районов, составляющих поверхность Луны – материковая часть и область лунных морей. Материковый реголит состоит из анортозитовых пород, а морской – из базальтовых.

Поверхность Луны покрыта реголитом практически полностью. Толщина слоя реголита зависит от района. В лунных морях средняя толщина реголитового покрова составляет 4 метра, тогда как на материках она может достигать 10-15 м. [33].

Химические составы морского и материкового реголита различаются не слишком сильно: для большинства соединений, входящих в состав лунного грунта, массовые концентрации имеют близкие значения. Большую часть для обоих типов грунта составляет SiO₂, который занимает более 40%. Также реголит богат на оксиды алюминия, титана и железа. В таблице 1.1 [33] приведены результаты исследования образцов, доставленных космическими аппаратами Луна-16 и Луна-20.

	SiO ₂	Al ₂ O ₃	TiO ₂	FeO	MgO	CaO	Na ₂ O	K ₂ O	MnO	Cr ₂ O ₃	P_2O_5
Л-16	41,7	15,33	3,39	16,64	8,78	12,49	0,34	0,10	0,21	0,28	0,12
Л-20	44,4	22,9	0,56	7,03	9,7	15,2	0,55	0,10	0,12	-	0,14

Таблица 1.1 – Массовые концентрации соединений в лунном реголите, % [33]

Для проводимых теплофизических исследований и тепловых испытаний наибольший интерес представляют следующие физические и теплофизические характеристики (ТФХ) рассматриваемых сыпучих материалов: плотность насыпного материала ρ , плотность уплотненного материала ρ_{yn} , структура материала, размеры частиц, коэффициент теплопроводности $\lambda(T)$, теплоемкость *С* и температура плавления T_{nn} .

Рассматриваемые сыпучие материалы состоят из твердых частиц произвольной формы, и разного химического состава.

Исследования, посвященные разработке перспективных термических технологий обработки реголита, показывают, что для этих технологий целесообразным является использование более мелких фракций реголита [34, 35]. Распределения по размерам частиц реголита полученные по результатам исследований в отечественных и зарубежных лунных экспедициях показывают, что более мелкие зерна в большем весовом количестве встречаются в зрелом реголите [33, 36]. В связи с этим, в дальнейшем анализе основное внимание уделялось свойствам зрелого лунного реголита и его имитаторам (аналогам).

Размер частиц лунного реголита контролируется двумя основными механизмами противоположного действия. Первый – это дробление в результате метеоритной и микрометеоритной бомбардировки, которое уменьшает размер частиц. Второй процесс – агглютинация – это увеличение размера частиц за счет налипания брызг стекла, образовавшихся в результате удара.

На рисунке 1.3 показан обломок базальта неправильной угловатой формы со следами ударного воздействия, доставленный на Землю аппаратом «Луна-16». Структура поверхности с резкими гранями сколов является весьма характерной для базальтовых пород Луны [37].



Рисунок 1.3 – Обломок базальта со следами ударного воздействия: а – общий вид обломка; б – увеличенное изображение верхней части [37]

На рисунке 1.4 показана частица агглютината, так же доставленная «Луной-16». Поверхность частицы неровная, бугристая, большая ее часть покрыта пузырчатым стеклом. Характер формы и поверхности частицы (весьма типичные для агглютинатов) обусловлены ее генезисом: оплавлением и спеканием литических фрагментов, минеральных и стеклянных зерен лунного реголита в одну частицу при высокоскоростном метеоритном ударе [37].



Рисунок 1.4 – Частица агглютината [37]

В большинстве случаев реголит характеризуется логнормальным распределением частиц по размерам. Поэтому данные по распределению частиц обычно представляют в φ -единицах: $\varphi = -\lg_2 d$, где d – размер частиц в миллиметрах.

На рисунке 1.5 представлено распределение среднего размера частиц реголита (Mz) в зависимости от стандартного отклонения (σ_i) для образцов, доставленных экспедицией Apollo17 (A-17) [36]. Стандартное отклонение

характеризует степень сортировки реголита – чем оно меньше, тем ближе частицы друг к другу по размеру. Стандартное отклонение уменьшается с увеличением зрелости реголита. Оранжевые стекла – очень хорошо сортированные пирокластические отложения.



Рисунок 1.5 – Распределение среднего размера частиц реголита (M_z) в зависимости от стандартного отклонения (σі) для 42 образцов, доставленных из Моря Ясности экспедицией Apollo17. [36]

Если отсортировать частицы реголита внутри одного образца по размеру, и разделить на две равные по весу фракции, то границей раздела будут частицы медианного размера. Средний медианный размер частиц составляет 70 мкм.

Таким образом, примерно половина типичного лунного реголита по весу состоит из частиц, размер которых меньше разрешения человеческого глаза.

Мелкообломочный реголит по морфологии можно разделить на 3 группы: 1-я шарики стекла и металла; 2-я остроугольные обломки различных пород, минералов и стекол; 3-я спеки и шлаки (таблица 1.2). Наиболее правильная форма у шариков. Микрофотография стеклянного шарика показана на рисунке 1.6, где на фоне относительно чистой поверхности выделяются участки, покрытые агломератами мелких спекшихся частиц реголита [37].



Рисунок 1.6 – Микрофотография стеклянного шарика

На рисунке 1.7 показана металлическая сферическая частица (Fe-Ni состава с содержанием Ni – 9,5%). Частица имеет ударное происхождение, являясь застывшей каплей расплавленного метеоритного металла.

Обломки пород характерны острыми гранями, по форме довольно простые Спеки и шлаки обычно имеют развитую сложную форму. По форме и распределению размеров частиц у реголита нет прямых естественных земных аналогов [33].

Таблица 1.2 – Относительное число частиц различных морфологических групп в составе реголита [33].

	Относительное число частиц, % в размерных фракциях, мм				
Морфологическая	Морской ре	еголит Л-16	Материковый реголит Л-20		
15	0,45-0,9	+0,9	0,45-0,9	+0,9	
1. Шарики	1,2	0,5	0,4	0	
2. Обломки пород, минералов и стекол	64,7	76,3	81,5	85,3	
3. Спеки, шлаки	34,1	23,2	18,1	14,7	



Рисунок 1.7 – Металлическая сферическая частица: а – общий вид; б – увеличенное изображение нижней левой части [37]

На рисунках 1.8 и 1.9 представлены фотографии микростроения лунного реголита по данным источника [38]. В таблице 1.3 представлены результаты количественного морфологического анализа частиц лунного реголита по РЭМ фотоснимкам [38].



Структура лунного реголита, представляет собой зерна оливина, авгита, плагиоклаза, распределенные среди обломков других основных пород, присутствует остаточное стекло Рисунок 1.8 – Структура лунного реголита [38]



Рисунок 1.9 – Морфология образцов лунного реголита из различных районов Луны: А, Б — из горной долины Тавр-Литтров (увеличение 100× и 40× соответственно); В — из области гор Декарт (увеличение 40×); Г — из кратера Фра-Мауро. [38]

Таблица 1.3 – Результаты количественного морфологического анализа частиц лунного реголита [38]

	Регион взятия пробы				
Показатель	Горная долин	а Тавр-Литтров	Горы	Кратер	
	участок 1	участок 2	Декарт	ФраМауро	
Средний диаметр частиц, мкм	149	218	2881	56	
Средняя площадь частиц, мкм ²	18573	40545	7608900	2555	
Средний периметр частиц, мкм	722	904	16756	291	
Коэффициент формы	0,73	0,75	0,68	0,64	
Сферичность	0,83	0,85	0,77	0,76	
Округлость	0,46	0,5	0,29	0,36	
Окатанность	0,52	0,62	0,27	0,47	

Удельная плотность (удельный вес) лунного реголита (грунта) зависит от его химического и минералогического состава. По данным работы [36] она изменяется в достаточно широких пределах от 2,3 до более чем 3,2 г/см³.

Величина объемного веса реголита в значительной мере зависит от пористости, которая определяется двумя типами. Первый – внутренняя пористость отдельных частиц за счет их сложной геометрии. Второй – пористость за счет расстояния между соседними частицами. Значения пористости реголита в зависимости от глубины залегания представлены в таблице 1.4 [36].

Интервал глубины, см	Средняя пористость, %
0-15	52±2
0-30	49±2
30-60	44±2
0-60	46±2

Таблица 1.4 – Зависимость пористости реголита от глубины [36]

Объемный вес (насыпная плотность) является важным параметром в контексте использования реголита в качестве исходного сырья для переработки в конструкционные материалы и других прикладных задачах, связанных с колонизацией Луны.

В таблице 1.5 представлены средние значения объемного веса лунного реголита на различной глубине залегания [36]. По данным работы [33] объемные веса морского и материкового реголита практически не отличаются.

Таблица 1.5 – Изменение объемного веса лунного реголита с глубиной [36]

Интервал глубины, см	Средний объемный вес, г/см ³
0-15	1,50±0,05
0-30	1,58±0,05
30-60	$1,74{\pm}0,05$
0-60	1,66±0,05

Теплофизические характеристики лунного реголита зависят от многих параметров: пористости, морфологии частиц, химического состава и др.

На теплопроводность лунного грунта в первую очередь влияют пористость и морфология частиц. Теплоемкость реголита, в основном, определяется теплоемкостями входящих в него минералов. Поэтому, если известен химический состав образца, его удельная теплоемкость (с) может быть рассчитана по формуле [39]:

$$c = \sum_{i} c_i \cdot C_{P_i}, \tag{1.1}$$

где *c_i* – массовая концентрация *i*-го компонента в образце;

С_{Рі} – удельная теплоемкость этого компонента.

В таблице 1.6 представлены результаты сравнения значений удельной теплоемкости морского реголита, полученные путем лабораторного анализа и расчетом по известному составу [33,40]. Из данных, представленных в таблице 1.6, можно сделать вывод о возможности использования расчетного метода определения теплоемкости лунного грунта в прикладных задачах.

Таблица 1.6 – Сравнение значений удельной теплоемкости морского реголита, полученных путем лабораторного анализа и расчетом по известному составу [33, 40]

Метод определени	Теплоемкость, Дж/(кг град)	
Лабораторный анализ	Луна-16	699,16 ÷ 783,96
	Аполлон-11	753,36 ÷ 921,36
Расчет по известному составу	787,12	

Теплоемкости морского и материкового реголита близки по значению, поскольку значительную и примерно одинаковую часть обоих грунтов составляют силикаты.

В работе [40] отмечается, что увеличение количества вулканического и ударного стекла в образце ведет к уменьшению теплопроводности. Увеличение же размера частиц и количества рудных минералов теплопроводность улучшает.

В таблице 1.7 приведены коэффициенты теплопроводности морского реголита, полученные путем лабораторного анализа, которые характеризуют реголит как отличный теплоизолятор.

Таблица 1.7 – Коэффициенты теплопроводности морского реголита, полученные путем лабораторного анализа [33, 40]

Источник реголита	Коэффициент теплопроводности, Вт/(м град)
Луна-16	$1,51 \times 10^{-3} \div 2,51 \times 10^{-3}$
Аполлон-11	2,3×10 ⁻³

Эти свойства объясняются малой уплотненностью, и развитой поверхностью частиц сложной формы, которая приводит к малым точкам контакта между частицами.

В работе [33] отмечается, что теплофизические свойства реголита в значительной степени зависят от температуры. На рисунке 1.10 показаны зависимости теплопроводности и температуропроводности от температуры, определенные для образцов реголита, доставленных по программам Аполлон-15 и Аполлон-16. Следует отметить, что грунт в этих образцах тонкозернистый.

Для усредненного лунного грунта с объемным весом 1,3 г/см³ данные приведены в таблице 1.8.

Экспериментальные оценки влияния давления [44] показали, что коэффициент теплопроводности лунного грунта в вакууме в пределах точности

опытов не зависит от удельного давления на грунт, в то время как влияние давления гелия проявилось в условиях опыта при $P_{He} = 4 \times 10^{-1}$ мм рт.ст. (рисунок 1.11).



Рисунок 1.10 – Изменение величин теплопроводности и температуропроводности реголита (Аполлон-15, пунктир) и (Аполлон-16, сплошная линия) в зависимости от температуры [33]

Таблица 1.8 – Зависимость теплопроводности и теплоемкости лунного грунта от температуры [33]

Температура, К	Теплопроводность, x10 ³ , Вт/м₊град К	Удельная теплоемкость, Дж/кг.град К	
100	0,7	275,7	
150	0,8	433,9	C
250	1,1	672,4	0-6 Tol
300	1,4	758,1	ум, 1(
350	1,7	848,9	ваку

В таблице 1.9 по данным работы [39] приведены некоторые теплофизические свойства соединений, входящих в состав морского и материкового лунного реголита.

Таблица 1.9 – Некоторые теплофизические свойства соединений входящих в состав лунного грунта [39]

Соединение	c _i ,	c _i , %		Ткип, К	
	море	материк	- 100, - 2	- KMII) - C	
SiO ₂	41,7	44,4	1953	3223	
Al ₂ O ₃	15,33	22,9	2326	3253	
TiO ₂	3,39	0,56	2143	2500	
FeO	16,64	7,03	1641	2700	
MgO	8,78	9,7	3098	3873	
CaO	12,49	15,2	2887	3123	
Na ₂ O	0,34	0,55	1405	2223	
K ₂ O	0,1	0,1	1013	разл.	
MnO	0,21	0,12	2053	3400	
Cr ₂ O ₃	0,28	_	2613	3273	
P ₂ O ₅	0,12	0,14	695	864	



Рисунок 1.11 – Зависимость коэффициента теплопроводности от давления гелия при различных значениях удельного давления на грунт (кг/см²): 1 — 0,015; 2 — 0,2; 3 — 0,4; 4 — 0,8 [44].

1.3. Физические модели лунного реголита

Эксперименты, связанные с исследованием Луны и созданием соответствующих технологий, будь то бросковые испытания посадочных ступеней летательных аппаратов и пенетраторов, или прожиг реголита на лазерной установке, требуют большого количества лунного грунта. По очевидным причинам в таких исследованиях принято использовать имитаторы реголита, которые в литературе могут называться также симуляторами, грунтами-аналогами и т.д.

Из-за условий происхождения, полностью воссоздать лунный реголит на основе земных пород практически невозможно [40]. Имитаторы реголита создаются под конкретные задачи и из всех его свойств – физико-механических, теплофизических, электромагнитных, гранулометрических, химических и др. – обычно воспроизводят только необходимые в данном эксперименте.

Производство имитаторов основано на механическом измельчении горных пород, преимущественно ударным способом для создания обломочной формы частиц. При изготовлении имитаторов морского реголита используются базальтовые породы, для имитации материкового грунта – анортозитовые. Фазу агглютинатов имитируют добавлением стекла. Для воспроизведения размерного распределения, реголит просеивается, разделяется по размеру фракций, а затем смешивается в нужных пропорциях. Необходимо отметить, что подобный процесс весьма затратен, особенно при воспроизведении песчаных и пылеватых фракций, поэтому точность гранулометрического распределения в имитаторе выбирается соразмерно поставленной задаче. Например, при бросковых испытаниях, когда требуется создать большие объемы имитатора, гранулометрический состав будет отличаться от настоящего реголита и в целом соответствовать только крупнозернистой фракции.

Собственные имитаторы лунного реголита есть у каждой страны, занимающейся его изучением: США (MLS-1, MLS-2, JSC-1A, JSC-2A, MKS-1, NU-LHT, GRC-1, BP-1, ALS, GCA-1), Японии (FJS-1, FJS-2, FJS-3), Китая (CLRS-1, CLRS-2, CUG-1, NAO-1, TJ1, TJ2), Канады (OB-1), Европы (EAC-1, EAC-1A) [40].

Подробно рассмотрим американские имитаторы JSC-1A, JSC-2A и европейские EAC-1, EAC-1A, поскольку далее будет произведен обзор на эксперименты по тепловой обработке указанных имитаторов.

JSC-1A имитатор морского лунного реголита с низким содержанием титана, производимый НАСА из вулканических отложений в Аризоне [30, 41, 42]. Сырье для имитатора было выбрано из-за содержания 50% рыхлого стекла, которое должно имитировать фазу агглютинатов из настоящего реголита, а также из-за доступности в больших количествах. По своему минеральному составу JSC-1A близок к образцам реголита, доставленным в результате программы Аполлон 14. В дальнейшем на смену JSC-1A пришел JSC-2A, изготавливаемый из

синтетических минералов. Идентичные составы JSC-1A и JSC-2A приведены в Таблице 1.10.

Имитатор EAC-1 был разработан для удовлетворения потребностей Европейской лаборатории исследования Луны (LUNA) [5]. Испытательный стенд лаборатории – это помещение площадью порядка 700 м², имитирующее поверхность Луны. Лаборатории требовался имитатор, в достаточной степени воспроизводящий свойства лунного реголита, по невысокой цене и с возможностью производства в больших объемах.

Таблица 1.10 – Сравнение химических составов симуляторов лунного реголита с оригиналом [30]

Оксид	Maccoвoe содержание в JSC-1A/JSC-2A, %	Массовое содержание в лунном грунте с Аполлон 14, %
SiO ₂	46,67	47,3
TiO ₂	1,71	1,6
Al ₂ O ₃	15,79	17,8
Fe ₂ O ₃	3,41	/
FeO	7,57	10,5
MgO	9,39	9,6
CaO	9,90	11,4
Na ₂ O	2,83	0,7
K ₂ O	0,78	0,6
MnO	0,19	0,1
P ₂ O ₅	0,66	/

Было определено, что в LUNA и в качестве имитатора большого объема будет использоваться однородный базанитовый материал, получивший название «EAC-1». Имитатор лунного реголита EAC-1 добывается из внутриконтинентальной провинции базанитов, расположенной в вулканическом поле Зибенгебирге, Кёнигсвинтер, Германия. Механически измельченный базанит может быть предоставлен оптом в пяти различных диапазонах размеров зерен, из которых три были рассмотрены как представляющие интерес: 0,02–0,2 мм, 0,2–0,5 мм и 0,5–1,0 мм. В тех случаях, когда были измерены свойства пылевидного имитатора, он маркируется как «EAC-1A».

Минеральный состав EAC-1A следующий: 55% плагиоклаза, 25% оливина и 10% пироксена. Химический состав EAC-1A включает: SiO₂ (43,7%), Al₂O₃ (12,6%), Fe₂O₃ (12%), MgO (11,9%) и CaO (10,8%) [43].

Степень сортировки EAC-1A плохая, что означает, что в материале присутствует широкий диапазон размеров зерен. Согласно схеме классификации Вентворта, EAC-1A классифицируется как илистый песок. Распределение размеров зерен EAC-1A в основном лежит в пределах верхней и нижней границы Apollo, хотя EAC-1A имеет немного более низкий весовой процент частиц между ~180 мкм и 70 мкм, чем нижний предел объемных образцов лунного реголита Apollo. На рисунке 1.12 показано сравнение распределения размеров некоторых имитаторов лунного реголита с образцами, доставленными в рамках программы Аполлон.



Рисунок 1.12 – Кривая распределения размеров зерен [5] Насыпная плотность EAC-1A составляет 1,45 г/см³, что сопоставимо с значениями плотности лунного реголита, измеренными с использованием

буровых кернов во время миссий Apollo, с поверхностной плотностью 1,30 г/см³, быстро увеличивающейся до 1,52 г/см³, а затем постепенно до 1,83 г/см³ до глубины 100 см. Измерения абсолютной плотности (измерение объема без учета порового пространства) ЕАС-1 дали результат 2,90 г/см³.

Информация о содержании стекла в имитаторах лунного реголита была получена методом дифференциальной сканирующей калориметрии (ДСК). Имитаторы лунного реголита помещались в тигли диаметром 5 мм и высотой 5 мм, которые нагревались со скоростью 10 К/минуту от комнатной температуры до 1200 °C, измерения проводились в среде аргона. ЕАС-1 оказался полностью кристаллизованными материалом. Он демонстрирует заметный эндотермический пик между 1080 °C и 1250 °C, но без крупных экзотермических превращений (рисунок 1.13). Напротив, содержание стекла в JSC-1A составляет около 50%, и как JSC-1A, так и JSC-2A имеют пики стеклования. Для обоих материалов стеклование (Tg) составляет 620 °C, в то время как пик кристаллизации (Tc) происходит при 800 °C.



Рисунок 1.13 – Результаты измерений методом ДСК [5]

В СССР и России создавались собственные имитаторы лунного грунта. В ΜΓУ [38] работе выполненной В И посвященной моделированию гранулометрического состава лунных грунтов отмечается, что в качестве грунтов-аналогов ингредиентов смеси могут быть использованы как искусственные материалы, так и природные грунты, моделирующие лунные по гранулометрическому составу, такие как: вулканогенные андезит-базальтовые пески; щебень и дресва земных магматических пород (андезитов, туфов и пр.); техногенные золы; металлургические шлаки; продукты дробления скальных пород андезитового состава.

В таблице 1.11 представлен гранулометрический состав разработанных авторами работы [38] грунтов-аналогов. Наиболее грубозернистым лунным реголитам соответствуют модели ЛГА-1 и ЛГА-2. Модель ЛГА-3 может использоваться как аналог «усредненного» для разных районов лунного реголита (она была реализована в виде крупногабаритной стендовой модели в Научно-производственном объединении им. С.А. Лавочкина как наиболее хорошо соответствующая вероятному лунному реголиту). На рисунках 1.14 и 1.15 представлен общий вид некоторых грунтов-аналогов.

Модель	Разновидность грунта по гранулометрическ ому составу по ГОСТ 25100-2011	Содержание фракций, %, с размером частиц, мм								Степень неоднор одности,	
		>10	10÷5	5÷2	2÷1	1,0÷0,5	0,50÷	0,25÷	0,10÷	<0, 05	усл. ед.
ΠΓΑ-1	Гравелистый	-	~	20			0,25	0,10	0,05	0.5	
JH 71-1	1 pabeline ibin	3	3	28	6	6	23	22	3	2	11
ЛГА-2	Пылеватый	0	0	2	2	2	18	38	13	25	10
ЛГА-3	Среднезернистый	0	3	11	3	5	30	4	15	29	14
ЛГА-5	Мелкозернистый	0	0	4	3	4	12.5	12,5	23	41	4
ЛГА-6	Пылеватый	0	0	0	1	2	5	15	10	67	3
ЛГА-7	Гравелистый	0	21,5	5,5	26,5	8	13,5	13	9,5	2,5	18
ЛГА-8	Гравелистый	0	42	3	1	20	22	9	2	1	23
ЛГА-9	Средней крупности	0	3	17	5,5	9,5	15	36	14	0	7

Таблица 1.11 – Гранулометрический состав разработанных грунтов-аналогов [38]



Рисунок 1.14 – Общий вид мелкодисперсных грунтов-аналогов [38]



Рисунок 1.15 – Общий вид грубодисперсных грунтов-аналогов [38]

Модели ЛГА-6 и ЛГА-8 состоят исключительно из молотых туфов с ЛГА-9 различным содержанием гранулометрических фракций. Модель представляет собой пирокластический материал с вулкана Толбачик, состоящий из вулканического песка с включениями оплавленных и спекшихся обломков шлаков из вулканического стекла и пепла. Модели ЛГА-6, ЛГА-8 и ЛГА-9 моделируют не только гранулометрический, но и минеральный состав лунных реголитов. Однако, если для стендовых испытаний минеральный состав грунтованалогов не имеет существенного значения, то можно использовать другие из моделей, поскольку физико-механические характеристики вышеуказанных (прежде всего прочность) их компонентов также близки к таковым у лунных реголитов. При этом стоимость и доступность исходных грунтов и материалов для этих моделей вполне позволяет изготовлять крупногабаритные стенды

большой площади и значительного объема. Всего было изготовлено восемь моделей грунтов-аналогов, которые можно использовать для создания крупногабаритных стендовых моделей лунных грунтов.

По результатам анализа РЭМ-изображений грунтов-аналогов и лунного реголита (рис 1.9 и 1.16), а также их статистической компьютерной обработки сделан вывод о наличии аналогии между формами и размерами частиц реголита из различных районов Луны и изготовленных моделей разной дисперсности. Выявлено, что более высокодисперсные модели сходны по микростроению с хорошо переработанным зрелым лунным морским реголитом, а гравелистые и крупнозернистые модели аналогичны по своей морфологии реголиту горных районов и кратеров Луны. Результаты сравнения приведены в таблице 1.12.



Рисунок 1.16 – Морфология частиц преобладающих фракций в составе грунта крупнообломочных моделей ЛГА-7 (А–В) и ЛГА-8 (Г): А — песок крупный (обр. П-17); Б — андезиты фракции 0,25–0,50 мм (обр. АК);

В — кварцевая крошка фракции 1–2 мм (обр. КК); Г — молотые туфы фракции 0,25–0,50 мм (обр. ТК). В белых прямоугольниках указано увеличение.

	Модель ЛГА-7			Модель ЛГА-8	Лунный реголит				
Показатель	обр. П-17 обр. АК обр. КІ		обр. КК	обр. ТК	горная долина Тавр-Литтров участок 1 участок 2		горы Декарт	кратер ФраМауро	
Средний диаметр частиц, мкм	1538	375	871	445	149	218	2881	56	
Средняя площадь частиц, мкм ²	1861182	112023	612616	164330	18573	40545	7608900	2555	
Средний периметр частиц, мкм	5914	1646	3798	1914	722	904	16756	291	
Коэффициент формы	0,72	0,7	0,69	0,76	0,73	0,75	068	0,64	
Сферичность	0,84	0,81	0,81	0,84	0,83	0,85	0,77	0,76	
Округлость	0,52	0,46	0,44	0,47	0,46	0,5	0,29	0,36	
Окатанность	0,32	0,42	0,34	0,38	0,52	0,62	0,27	0,47	

Таблица 1.12 – Результаты количественного морфологического анализа частиц грунта моделей и лунного реголита по РЭМ-фотоснимкам [38]

1.4. Обзор опыта тепловой обработки имитаторов лунного реголита

В работе [46] произведен большой сравнительный анализ методик тепловой обработки имитаторов лунного реголита. Авторами проведены эксперименты по спеканию/сплавлению имитатора лунного реголита JSC-2A всеми известными способами: в печах с резистивным источником тепла, микроволновым нагревателем, лазерной установкой и солнечным концентратором. Обработка имитатора производилась для каждого способа в воздушной среде и в вакууме. Исследования проводились на прессованных и непрессованных образцах. Прессование образцов производилось под давлением 255 МПа в течении 10
минут. В состав некоторых образцов было введено дополнительное количество ильменита – минерала с высоким содержанием титана. Увеличением концентрации ильменита авторы хотели исследовать его влияние на свойства спеченных образцов.

На рисунке 1.17 показаны образцы, полученные путем спекания имитатора реголита в печи резистивного нагрева при разных условиях. На рисунке 1.18 показаны образцы, полученные другими способами.

Для спекания и плавления образцов солнечным концентратором, в качестве источника света были использованы две ксеноновые лампы, суммарной мощностью 12 кВт. Спектральное распределение ламп близко к солнечному, а их применение позволяет избежать трудностей, связанных с земной атмосферой. Фокусированный свет попадал в зону печати модифицированного 3Д-принтера. Формирование новых слоев осуществлялось порошковым питателем, который подавал имитатор реголита с помощью вибрационного механизма. Конструкция установки не позволяла проводить эксперименты в вакууме.

Образцы реголита, обработанные по технологии SLM, были изготовлены с помощью лазерной установки, оснащенной лазером с максимальной мощностью 100 Вт (волоконный лазер IPG, длина волны – 1070 нм) и диаметром фокуса лазера 100 мкм. Детали изготавливались в среде аргона. Формирование новых слоев производилось с помощью механизма протирки.

Для обработки образцов реголита с помощью микроволнового излучения была использована модифицированная микроволновая печь, максимальной мощностью 950 Вт. Порошок насыпали в керамический (глиноземный) тигель, помещали в печь и обрабатывали в условиях окружающей среды.

Изготовленные образцы различались по форме и цвету в зависимости от технологии их изготовления и среды. Образцы с относительно плохими механическими свойствами рассыпались на куски при отделении от тигля или подложки. Для измерений подготовленные образцы были разрезаны алмазной проволокой до размера 10 × 10 × 1 мм. Как и следовало ожидать, спекание прессованных образцов привело к более высоким значениям плотности по

сравнению с непрессованными образцами, независимо от техники и условий спекания.



Рисунок 1.17 – Образцы, спеченные в печи с резистивным нагревательным элементом при разных условиях: а – в воздушной среде, не прессованный; б – в воздушной среде, прессованный; в – в вакууме, не прессованный; г – в вакууме, прессованный; д – в воздушной среде, с добавлением ильменита, прессованный;

е – в вакууме, с добавлением ильменита, прессованный

Результаты измерений плотности образцов приведены в таблице 1.13. Наименьшее значение плотности у образца, полученного спеканием солнечным светом. Это объясняется отсутствием прессования, способом нанесения новых слоев, обработкой в воздушной среде а также высокой скоростью движения фокального пятна по обрабатываемой поверхности. При уменьшении скорости сканирования имитатор начал плавиться, что привело к значительному увеличению плотности итогового образца.





б



Рисунок 1.18 – Образцы, полученные различными технологиями: а – спеченный солнечным светом; б – сплавленный солнечным светом; в – спеченный лазером; г – спеченный микроволновым излучением

Образец	Плотность, г/см ³
Спеченный в печи, в атмосферных условиях, с добавлением ильменита, прессованный	2.57
Спеченный в печи, в условиях вакуума, прессованный	2.51
Спеченный в печи, в условиях вакуума, с добавлением ильменита, прессованный	2.31
Спеченный в печи, в условиях вакуума, не прессованный	2.42
Спеченный в печи, в атмосферных условиях, прессованный	2.41
Расплавленный солнечным светом	2.33
Спеченный лазером	2.32
Спеченный в печи, в атмосферных условиях, не прессованный	2.30
Спеченный в микроволновой печи	2.24
Спеченный солнечным светом	1.57

Таблица 1.13 – Результаты измерения плотности обработанных образцов

Европейское космическое агентство рассматривает разные технологии переработки реголита в конструкционный материал. Одним из проектов, заслуживающих внимания, является RegoLight [47]. Ученые, входящие в команду проекта, исследовали возможность спекания трехмерных объектов из имитатора лунного реголита с помощью сфокусированного солнечного света. В качестве концентратора солнечного излучения была задействована солнечная печь Немецкого аэрокосмического центра в Кельне. Печь представляет собой массив из 147 зеркал, ориентированных так, чтобы сфокусировать солнечный свет в зоне обработки имитатора реголита (рис. 1.19).



Рисунок 1.19 – Солнечная печь [36]: а – массив фокусирующих зеркал; б – зона обработки

Авторы отмечают, что спеченные образцы (рис. 1.20) по прочности эквивалентны гипсовым и должны пройти детальные механические испытания.



Рисунок 1.20 – Экспериментальный образец, напечатанный из имитатора лунного реголита [36]: а – общий вид образца; б – вид образца сбоку

На сайте проекта указано, что спекание происходило при 1000 °С и изготовление образца произвольной формы размерами до 200х100х30 мм занимало примерно пять часов. При этом обработка производилась в воздушной среде.

Как было сказано ранее, реголит представляет собой серьезную угрозу для техники и космонавтов из-за своих абразивных свойств. С целью уменьшения его

разлета в процессе передвижения по лунной поверхности, предлагается замостить дороги и другие поверхности плиткой, изготовленной из реголита путем сплавления концентрированным солнечным светом. В рамках проекта PAVER, группа ученых исследовала возможность создания такой плитки [43].

Для воссоздания концентрированного солнечного света в этом исследовании использовался CO₂ – лазер с максимальной мощностью 12 кВт и диаметром светового пятна до 100 мм. Использование лазера позволило получить плотность солнечного излучения, которую может собрать концентратор на лунной поверхности. К тому же, в земных условиях, в присутствии атмосферы и относительно короткого светового дня, моделирование с помощью лазера дает стабильную выходную мощность в любое время суток. В качестве сырья в этом исследовании использовался имитатор лунного реголита EAC-1A, свойства которого были подробно описаны в разделе 1.3.

Мощность лазера, диаметр светового пятна и скорость сканирования подбирались экспериментальным путем. Первый набор характеристик был следующим: мощность лазера – 10 кВт, диаметр светового пятна – 95 мм, скорость сканирования – 5 мм/мин. При данных параметрах время прогрева в центре лазерного пятна было равно 1200 с, а глубина плавления – около 20 мм. Интенсивность излучения при этом составила 142 Вт/см², а температура облучаемой поверхности достигла 1600 °C.

Все попытки осуществить повторный нагрев ранее сплавленных дорожек приводили к образованию в них трещин. Так, при формировании второй дорожки с 15% перекрытием первой, в первой дорожке образовались трещины (рисунок 1.21). Это можно объяснить термическим ударом по уже затвердевшему материалу. Также было замечено, что к появлению трещин приводит увеличение скорости движения лазера. Критическим параметром при этом являлось не время выдержки в центре лазерного пятна, а скорость охлаждения материала на заднем крае лазерного пятна.



Рисунок 1.21 – Образование трещин в образце при повторном нагреве

Для предотвращения растрескивания образцов, авторы изменили их геометрию и подход к изготовлению. Диаметр лазерного пятна уменьшился до 45 мм, мощность уменьшилась до 3 кВт, интенсивность при этом стала равна 188 Вт/см². Обработка производилась без повторного нагрева ранее сплавленных участков. Полученные плитки показаны на рисунке 1.22

На следующем этапе была исследована возможность создания деталей путем послойного наращивания. Образец, изготовленный таким способом показан на рисунке 1.23. Он состоит из трех слоев общей толщиной 22 мм. При наплавлении новых слоев, в предыдущих образовывались трещины, создать бездефектный образец не удалось. В поперечном сечении образца видно, что в верхней части материал полностью стекловидный, в нижней части находится дендритная кристаллическая фаза, а на границе с нерасплавленным порошком находится тонкий слой спеченного материала.

Стекловидная фаза в верхней части образцов была следствием высокой скорости охлаждения расплавленного материала на поверхности образца, в то время как более низкая скорость охлаждения расплавленного материала, окруженного нерасплавленным порошком, способствовала кристаллизации в этой области.



Рисунок 1.22 – Сплавленные плитки



Рисунок 1.23 – Трехслойный образец

Для определения механических свойств полученного материала, из него были вырезаны образцы кубической формы. Анализируемые образцы состояли как из стекла, так и из кристаллического материала, поскольку было невозможно разделить их механически, не разрушив образцы. Средняя плотность образцов составила 2,76 г/см³ со стандартным отклонением 0,05 г/см³. Прочность на сжатие образцов варьировалась от 216,29 до 56,19 МПа со средним значением 93,97 МПа и стандартным отклонением 55,88 МПа.

Далее рассматривается теплоэнергетическая система, разработанная в HACA в рамках программы ISRU (in situ resource utilization – использование местных ресурсов).

Группа ученых из НАСА под руководством Такаси Накамура разработала, изготовила и испытала солнечную энергетическую установку на основе параболических концентраторов [28]. Испытания проходили на полигоне в Мауна-Кеа, Гавайи. Конструкция установки представляет собой массив из семи параболических концентраторов солнечной энергии, диаметром 27 дюймов каждый (685,8 мм). Концентраторы неподвижно закреплены на плоской раме, которая может поворачиваться и наклоняться относительно основания установки. Общий вид установки показан на рисунке 1.24. Каждый концентратор состоит из основного и вторичного зеркал, а также светоприемника, к которому подключен оптоволоконный кабель. Концы оптоволоконных кабелей от всех концентраторов подключены К «реактору», оканчивающемуся кварцевым стержнем, диаметром 36 мм (рис. 1.25). Кварцевый стержень суммирует входящую мощность от оптоволоконных кабелей и направляет ее в зону обработки.



Рисунок 1.24 – Общий вид установки для концентрации солнечного излучения



Рисунок 1.25 – Реактор

Во время испытаний замеренный солнечный поток составлял 884 Вт/м². При всех семи установленных концентраторах выходная мощность кварцевого стержня составляла 703 Вт. Учитывая суммарную площадь поверхности первичных зеркал концентраторов, равную 2,3898 м², эффективность системы – 33,3%. Авторы отмечают, что данная установка является прототипом и предлагают меры по увеличению ее эффективности (см. таблицу 1.14).

Для полевых испытаний реактор установки был закреплен на устройстве, напоминающем трехкоординатный фрезерный станок с ЧПУ (см. рис. 1.26). Это устройство позволило программировать стратегию движения реактора.

Испытательный полигон находится на Мауна-Кеа, щитовом вулкане на острове Гавайи, где поверхность засыпана тефрой – материалом, выброшенным при извержении вулкана и затем осевшим. Для данного эксперимента тефра выступала в роли имитатора лунного реголита.

Идея эксперимента заключалась в стабилизации поверхности Луны путем спекания реголита для уменьшения пылеобразования при деятельности человека и механизмов. В ходе экспериментов были определены параметры процесса, при которых получался наилучший результат: температура поверхности тефры = ~ 1100 ° C; плотность энергии 50-70 Bt/cm², скорость движения реактора = 1 - 2,35 мм / с.

Компонент	Наземная демонстрационная система		Космическая система	
Romioneni	кпд	Мера улучшения	кпд	Мера улучшения
Основной концентратор	0,91	улучшенное алюминиевое покрытие	0,925	защищенное серебряное покрытие
Вторичный отражатель	0,94	защищенное серебряное покрытие	0,94	защищенное серебряное покрытие
Коэффициент перехвата концентратора	0,72	Доступное воспроизводимое никелевое основание: низкая точность поверхности	0,90	Высокоточное композитное основание: Высокая точность поверхности
Входная оптика	0,82	Прототипный уровень обработки оптических поверхностей и покрытия	0,94	Высокоточная оптическая обработка поверхности и покрытия
Волоконно- оптический кабель *	0,75	Дешевый полимер- кремнеземный кабель	0,90	Высококачественный кремнезем-кремнеземный кабель
Интерфейс кабель-реактор	0,875	Оптический интерфейс прототипа с водяным охлаждением	0,98	Высокоточный оптический интерфейс
Общий КПД	0,331	_	0,649	_

Таблица 1.14 – Меры по улучшению КПД установки концентрации солнечной энергии



Рисунок 1.26 – Установка для спекания тефры

Процесс обработки тефры показан на рисунке 1.27. Отмечается, что температурный диапазон, в котором тефра спекалась достаточно узок, от 1000 °C до 1100 °C. До 1000 °C спекания не происходило, после 1150 °C начинал образовываться расплавленный шлак.



Рисунок 1.27 – Процесс спекания тефры

Данный эксперимент показывает принципиальную возможность использования солнечных концентраторов для переработки реголита. Важно то, что описанная выше установка имеет небольшие габариты, относительно дешева в производстве и справилась с поставленной задачей в земных условиях, где значительно плотность солнечного излучения меньше, чем В условиях космического пространства. При этом необходимо отметить, что в работе не сказано о степени схожести тефры с настоящим лунным реголитом и проводились ли эти исследования. Также необходимо учитывать, что эксперимент проводился в воздушной среде, следовательно, в процессе теплопереноса активно участвовала конвекция, что дополнительно отличает условия от лунных.

1.5. Проект аппарата для обработки лунного реголита

Идея переработки реголита в конструкционные материалы с помощью концентрированного солнечного света выглядит перспективной по нескольким причинам.

Во-первых, она не требует расходных материалов, которые необходимо привозить с Земли в больших объемах, что существенно снизит стоимость программы. Реголит покрывает поверхность Луны слоем значительной толщины, значит для его добычи не требуется специальная техника. Более 95% частиц реголита по массе имеют размеры менее миллиметра, из этого числа более 50% имеют размеры менее 50 мкм [35]. Как было сказано ранее, уменьшение размера фракции приводит к улучшению свойств спеченных образцов и ускоряет процесс Возможно, возникнет потребность В дробильноспекания. создании сортировочной машины для переработки «сырого» реголита в материал однородной фракции необходимого размера. Но, если такая потребность возникнет, то скорее всего уже для полномасштабного строительства крупных лунных объектов. Для первых аппаратов, только отрабатывающих технологию, предположительно будет достаточно только просеивать собранный с поверхности реголит.

Во-вторых, по сравнению с другими способами нагрева (лазерным излучением, микроволновым, от резистивных нагревательных элементов), применение энергетических установок на основе солнечных концентраторов не сопровождается преобразованием одного вида энергии в другой, значит не происходит лишних потерь и эффективность системы становится выше.

В – третьих, по сравнению с «холодными» технологиями, возможности применения у высокотемпературных установок значительно шире. Как было показано ранее, состав реголита богат оксидами титана, железа, алюминия и другими полезными элементами. Термическая обработка может быть использования для выделения кислорода из реголита (карботермическое восстановление) и в металлургии.

Математическая модель спекания и плавления реголита разрабатывается для формирования технических требований к автоматической лаборатории, которая будет отрабатывать технологию получения конструкционных материалов из реголита на Луне.

49

Предполагаемый облик автоматической лаборатории лунного базирования представлен на рисунке 1.28. Лаборатория представляет собой самоходный автоматический аппарат, предназначенный для изготовления тестовых блоков из реголита методом послойного наплавления, проведения над ними экспериментов и отправки информации о результатах экспериментов на Землю. Её основной задачей является апробация разработанной технологии переработки лунного конструкционный материал В реальных лунных реголита В условиях. Предполагается, что на момент запуска лаборатории к Луне уже будут подобраны режимы плавления и спекания реголита. Лаборатория должна будет проверить эти режимы и, при необходимости, получить данные о требуемой корректировке. Помимо проверки параметров плавления, запуск аппарата необходим для отработки множества технических решений. Имеются ввиду как решения, непосредственно связанные с целевой задачей (забор реголита с поверхности, его дозированная засыпка при печати, работа измерительных и исполнительных органов слежения за Солнцем, работа механизмов печати и др.), так и служебные, связанные с корректной работой аппарата в целом (система терморегуляции, связи, электропитания и др.)



Рисунок 1.28 – Автоматическая лаборатория лунного базирования

При формировании проектного облика лаборатории, показанной на рисунке 1.28, за основу были взяты аппараты программы «Луноход», разработанные на Машиностроительном заводе имени С. А. Лавочкина (современное название – Научно-производственное объединение имени С. А. Лавочкина). В частности, на рисунке можно увидеть конструктивно схожие шасси, РИТЭГ и спиральную остронаправленную антенну.

Конструкция шасси «Луноходов» прекрасно зарекомендовала себя при эксплуатации аппаратов и позволила преодолеть значительные расстояния по сложной лунной поверхности, поэтому была выбрана для проектируемой лаборатории.

За сбор, концентрацию и доставку солнечного излучения в зону спекания отвечает оптический блок. Он состоит из параболического концентратора, вторичного и поворотного зеркал. Параболический концентратор – это зеркало параболической формы, диаметром (по предварительным расчетам) чуть менее двух метров. Конструкцию зеркала предлагается выполнить из углепластикового композитного материала в виде трехслойной панели с последующим нанесением отражающего слоя. Вторичное зеркало установлено в зоне фокуса концентратора, его задача в перенаправлении лучей внутрь оптического блока и отдалении точки схождения. Поворотное зеркало нужно для направления солнечного изучения в зону спекания. Схема распространения лучей в оптическом блоке показана на рисунке 1.29.

Концентраторы солнечного изучения могут быть различной формы, которая влияет на величину концентрации (рисунок 1.30 [48]). Параболическая форма зеркала для проектируемого аппарата была выбрана в связи с наилучшими показателями концентрации, как видно из графиков на рисунке 1.30. Еще одним доводом в пользу параболической формы стало положение фокуса. Фокус у параболических концентраторов находится в компактной области, в отличии, например, от сферических, у которых фокальная зона растянута по оси симметрии зеркала.

51



Рисунок 1.29 – Схема хода лучей в установке: 1 – параболический концентратор, 2 – вторичное зеркало, 3 – поворотное зеркало



Рисунок 1.30 – Величины средних концентраций для отражателей разного типа [48]: 1 – идеальный параболоид; 2 – сфера в плоскости R_{сф}/2; 3 – сфера при оптимальном смещении приемника; 4 – сфера, приемник осевого типа; 5 –

стеклянный параболоид прожекторного типа, θ max = 60°; 6 – никелевая копия,

 θ max = 60°; 7 – концентратор Френеля; 8 – зонтиковый концентратор

В качестве отражающего слоя на зеркала установки предлагается нанести алюминиевое покрытие и защитить его пленкой из моноокиси кремния. График спектральных отражательных способностей различных покрытий показан на рисунке 1.31 [48]. Чистый алюминий является наиболее эффективным, однако в процессе эксплуатации его отражательные способности со временем ухудшаются, поэтому возникает потребность в защитном слое.



Рисунок 1.31 – Спектральные отражательные способности различных покрытий [48]: 1 – Аl под пленкой моноокиси кремния; 2 – Al; 3 – Rh; 4 – Au; 5 – Ag

После прохождения оптической системы концентрированное солнечное излучение попадает в зону спекания. В зоне спекания находится подвижная емкость с открытым верхом, в которую из диспенсера насыпается реголит. Емкость совершать плоскопараллельные движения может только под обеспечивается неподвижным лучом концентрированного света, чем

формирование рисунка спекания. Дно емкости может опускаться и подниматься, чем контролируется толщина насыпаемого слоя. В начале эксперимента дно находится в верхнем положении заподлицо со стенками емкости. После завершения очередного слоя дно опускается на заданную величину, сверху засыпается новая порция реголита и начинается процесс спекания нового слоя.

В нижней части аппарата находится блок аппаратуры для исследования спеченного образца. Приборный состав блока на данном этапе не прорабатывался, как и полный список исследований. Но из проведенного анализа литературы понятно, что нужно обращать внимание на прочность образцов в целом, связь между спеченными слоями, температурные деформации и структуру полученного материала.

Информация, полученная в процессе исследования, отправляется на Землю для дальнейшего изучения, после чего будут откорректированы параметры процесса и проведен повторный эксперимент. В результате итеративным методом будут получены оптимальные параметры спекания для различных комбинаций входных параметров, к которым относятся размер фракции реголита, толщина слоя, габариты спекаемого образца и др.

Глава 2. Математическое моделирование спекания лунного грунта

2.1. Математические модели спекания лунного грунта

Математическая модель спекания и плавления лунного реголита необходима для определения характеристик, которыми должна обладать установка по переработке лунного грунта. Можно выделить три группы параметров, влияющих на характеристики проектируемой установки: свойства лунного реголита, особенности среды, в которой будет происходить обработка и параметры, связанные с разработкой, изготовлением и эксплуатацией установки [49-52].

Рассмотрим первую группу – свойства реголита. Подробно вопрос был рассмотрен в первой главе, здесь же кратко перечислим основные особенности грунта, которые нужно учитывать при моделировании.

Реголит плохо отсортирован, это означает, что в составе образца будут частицы, значительно отличающиеся друг от друга по размеру. Частицы реголита могут иметь значительно развитую площадь поверхности неправильной дендритной формы. Эти факторы приводят к высокому значению пористости и, как следствие, низкой теплопроводности, учитывая малые точки контакта между частицами и отсутствие конвективного теплопереноса в вакууме.

Тем не менее, экспериментально показано, что искусственная сортировка грунта и введение в состав образца дополнительной мелкой фракции реголита положительно влияет на скорость спекания и на свойства спеченного образца [35]. Также механические свойства спеченного образца и скорость спекания увеличивались при прессовании.

Для проведения тепловых расчетов в данной работе слой имитатора реголита моделировался как твердое сплошное тело. Для этого тела вычислялись эффективные теплоемкость и теплопроводность. Уравнение теплопроводности записывается в трехмерной системе координат как:

$$C(T)\frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda(T)\frac{\partial T}{\partial x}\right) + \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda(T)\frac{\partial T}{\partial x}\right) + \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda(T)\frac{\partial T}{\partial x}\right) + q_{V} + q_{nn}, \qquad (2.1)$$
$$x \in (-a/2, +a/2), y \in (-a/2, +a/2), z \in (0, d), \tau \in (0, \tau_{m}]$$

где λ – теплопроводность;

 ρ – плотность;

С – теплоемкость;

Т-температура;

t – время.

Внутреннее тепловыделение при нагреве описывается как [49]:

$$q_{V}(x, y, z, \tau) = \frac{3A_{s}Q}{\pi r^{2}(d-z)} \exp\left[-\frac{3(x^{2}+y^{2})}{r^{2}}\right] \quad .$$
(2.2)

И внутреннее теплопоглощение за счет плавления определяется как $q_{n\pi}(x, y, z, \tau) = \beta(T) \rho \Delta H,$ (2.3)

где ΔH – удельная теплота плавления симулятора грунта,

$$\beta(T) = \begin{cases} 0, & e c \pi u \quad T \leq T_s \\ \left(\frac{\partial T}{T_s - T_L}\right) e c \pi u \quad T_s \leq T \leq T_L \\ 0, & e c \pi u \quad T \geq T_L \end{cases}$$

Особенностью среды, в которой должно происходить спекание является отсутствие теплопередачи за счет конвекции. Сам реголит, как было сказано ранее, является прекрасным теплоизолятором. В связи с этим в математической модели считается, что исследуемый образец является теплоизолированным с пяти сторон. Шестая поверхность образца подвергается тепловой обработке. С нее

происходит потеря тепла за счет излучения и испарения легкоплавких компонентов.

Начальные и граничные условия с учетом нагрева и излучения можно записать как:

$$T(x, y, z, 0) = T_0(x, y, z),$$

$$x \in [-a/2, +a/2], y \in [-a/2, +a/2], z \in [0, d],$$
(2.4)

$$-\lambda(T)\frac{\partial T(-a/2, y, z, \tau)}{\partial x} = 0, \qquad (2.5)$$

$$y \in [-a/2, +a/2], z \in [0, d]$$

$$-\lambda(T)\frac{\partial T(a/2, y, z, \tau)}{\partial x} = 0, \qquad (2.6)$$

$$y \in [-a/2, +a/2], z \in [0, d]$$

$$-\lambda(T)\frac{\partial T(x,-a/2,z,\tau)}{\partial y} = 0, \ x \in \left[-a/2,+a/2\right], z \in \left[0,d\right]$$

$$(2.7)$$

$$-\lambda(T)\frac{\partial T(x,a/2,z,\tau)}{\partial y} = 0, x \in [-a/2,+a/2], z \in [0,d]$$

$$(2.8)$$

$$-\lambda(T)\frac{\partial T(x,y,0,\tau)}{\partial z} = 0, \ x \in \left[-a/2, +a/2\right], \ y \in \left[-a/2, +a/2\right],$$
(2.9)

$$-\lambda(T)\frac{\partial T(x,y,d,\tau)}{\partial z} = q_l - \varepsilon \sigma T^4(x,y,d,\tau) - q_{ucn},$$
(2.10)

$$x \in [-a/2, +a/2], y \in [-a/2, +a/2],$$

где q_l – плотность поглощенного теплового потока, излучаемого лазером, ε – излучательная способность; σ – постоянная Стефана – Больцмана; q_{ucn} – потеря тепла при испарении.

В случае нагрева реголита тепловое воздействие лазера, поглощенное верхней свободной поверхностью порошкового слоя, аппроксимируется по нормальному распределению:

$$q_{l}(x, y, \tau) = \frac{2A_{s}Q}{\pi r^{2}} \exp\left[-\frac{2(x^{2} + y^{2})}{r^{2}}\right],$$
(2.11)

где Q – тепловая мощность излучаемого лазером; r – радиус луча лазера; A_s – поглощающая способность материала.

Поскольку реголит является сложной системой, состоящей из множества компонентов, необходимо учитывать потери тепла, которые случатся вследствие испарения более легкоплавких входящих до достижения рабочей температуры процесса:

$$q_{ucn} = \frac{0.82\Delta H_{\nu}^{*}}{\sqrt{2\pi MRT}} P_{0} \exp\left(\frac{\Delta H_{\nu}^{*}(T - T_{\nu})}{RTT_{\nu}}\right), \qquad (2.12)$$

где ΔH^*_v – эффективная энтальпии паров;

M – молярная масса;

R – универсальная газовая постоянная;

Т-температура поверхности;

*T*_v – температура кипения;

*P*₀ – давление.

Образование ванны расплава будет сопровождаться перемещением жидкости, образовавшейся из расплавленных компонентов. Главными причинами движения будут напряжение сдвига Марангони:

$$\gamma(T) = \gamma_m + \frac{d\gamma}{dT} (T - T_m), \qquad (2.13)$$

где γ – поверхностное натяжение при температуре поверхности *T*;

у_m – поверхностное натяжение при температуре плавления;

Т_m – температура плавления;

*d*γ/*dT* – температурный коэффициент поверхностного натяжения,

и давление отдачи *P_{rec}*, вызванное испарением жидких компонентов:

$$P_{rec} = 0.54 P_0 \exp\left(\frac{\Delta H_v \left(T - T_v\right)}{RTT_v}\right), \qquad (2.14)$$

где *P*₀ – давление;

 ΔH^*_v – эффективная энтальпии паров;

Т – температура поверхности;

 T_v – температура кипения;

R – универсальная газовая постоянная.

Скорость образования ванны расплава и затвердевания напрямую влияют на конструкцию проектируемой установки, поскольку от них зависят скорости сканирования при спекании, потребная мощность и др.

Кроме того, отдельного исследования требует подбор стратегий сканирования в зависимости от площади спекаемого образца, толщины слоя, процента перекрытия при сканировании, очередности выполнения контура и заполнения и т.д. Стратегии сканирования напрямую влияют на прочность полученного изделия и стабильность его геометрической формы, поскольку должны учитывать температурные деформации и прочность связи между наплавляемыми слоями.

2.2. Математическое моделирование спекания лунного реголита программными средствами

Математическое моделирования тепловой обработки лунного реголита движущимся источником энергии производилось в программном продукте Ansys. Был использован пакет Transient Thermal, позволяющий производить расчеты нестационарных тепловых процессов. Выбор этого пакета обусловлен необходимостью программирования различных сценариев движения источника тепла.

Программирование осуществлялось во встроенном редакторе APDL команд.

Целью работы было получить программу, которая позволила бы определить наиболее подходящую стратегию обработки реголита. Далее указаны параметры, варьирование которых должно приводить к получению спеченных образцов различного качества:

- мощность источника;
- диаметр светового пятна;

распределение мощности в радиальном направлении в световом пятне;

- скорость сканирования;
- размеры обрабатываемой зоны;
- перекрытие между проходами при сканировании;

– рисунок заполнения.

Мощность источника и диаметр светового пятна – это параметры, которые зависят от конструктивных особенностей экспериментальной установки. Эти параметры не могут быть изменены после того, как экспериментальная установка изготовлена. Диаметр и мощность – исходные данные, которые должны быть получены в результате расчетов с помощью программы. На этапе расчетов они могут варьироваться в довольно небольшом диапазоне, ограниченном современными технологиями производства, материалами и габаритными ограничениями космической техники. Мощность и диаметр пятна неразрывно связаны с конструкцией главного зеркала солнечного концентратора.

Предел мощности определяется диаметром параболического зеркала: оно должно быть технологично в производстве, иметь адекватную массу и входить под обтекатель ракеты-носителя.

Размер светового пятна определен физическими особенностями отражения от стенки параболоида вращения [48], диаметром концентратора, углом раскрытия и видимыми размерами Солнца. Этим же обусловлено и распределение мощности внутри светового пятна.

Однако в программе размер светового пятна и распределение мощности могут принимать значения, отличные от ограничений, указанных выше. Это сделано для того, чтобы иметь возможность сравнивать расчетные данные с данными, полученными в результате эксперимента на оборудовании, характеристики которого отличаются от солнечного концентратора. Например, на установке с лазером.

Скорость сканирования, размер обрабатываемой зоны, перекрытие между проходами и рисунок заполнения – все эти параметры связаны между собой и определяют качество спеченного образца.

Задание движущегося источника тепла в программе Ansys может быть реализовано разными способами, со своими нюансами. Результатом первого опробованного подхода стала программа с достаточно сложной стратегией сканирования (рис. 2.1). При использовании такой стратегии источник тепла сначала очерчивает рамку заготовки, а потом производит построчное заполнение, двигаясь змейкой.

61



Рисунок 2.1 – Моделирование движения источника энергии по заданной траектории

Составленная программа позволяла задавать сложные движения источника тепла, однако не получила развития из-за невозможности задания распределения мощности внутри источника тепла. Было проведено исследование методик работы в Ansys, в результате которого была определена другая стратегия программирования.

Новая программа обязательно должна была учитывать распределение мощности внутри светового пятна. С этой целью было взято уравнение (2.11) и преобразовано к виду (2.15) в соответствии с особенностями Ansys.

$$q(x, y, t) = q_0 \cdot e^{-3\left(\frac{x^2 + (y - v \cdot t)^2}{r^2}\right)},$$
(2.15)

где q_0 – полная мощность источника;

х, *у* – координаты центра источника;

v – скорость движения источника;

t – время с начала обработки;

r – радиус светового пятна.

В уравнении (2.15) изменение координаты у выражено через скорость движения источника v и время t. Смещение источника вдоль оси Y определяется заданной скоростью и шагом расчета по времени. Программой такая запись будет восприниматься следующим образом: смещение происходит вдоль оси Y, координата по X не меняется.

Для дальнейшей работы было произведено два преобразования исходного уравнения (2.7). На первом шаге уравнение было приведено к виду, который воспринимается программой Ansys classic:

 $q = AA^{*}exp(BB^{*}(({X}-CC)^{2}+({Y}-DD^{*}{TIME}-EE)^{2})/FF)$ (2.16)

После этого в Ansys classic уравнение 2.8 было преобразовано к форме записи массива.

Итоговый вид уравнения приведен на рисунке 2.2. Оно записано в виде массива и в тексте кода содержится между строками «!Начало уравнения...» и «!Конец уравнения...»

*DIM,HEAT_FLX,TABLE,8,14,1,,,,0
1
! Начало уравнения: AA*exp(BB*(({X}-CC)^2+({Y}-DD*{TIME}-EE)^2)/FF)
*SET,HEAT_FLX(0,0,1),0.0,-999
*SET,HEAT_FLX(2,0,1),0.0
*SET,HEAT_FLX(3,0,1),AA
*SET,HEAT_FLX(4,0,1),BB
*SET,HEAT_FLX(5,0,1),CC
*SET,HEAT_FLX(6,0,1),DD
*SET,HEAT_FLX(7,0,1),EE
*SET,HEAT_FLX(8,0,1),FF
*SET,HEAT_FLX(0,1,1),1.0,-1,0,1,2,2,19
*SET,HEAT_FLX(0,2,1),0.0,-2,0,2,0,0,-1
*SET,HEAT_FLX(0,3,1),0,-3,0,1,-1,17,-2
*SET,HEAT_FLX(0,4,1),0.0,-1,0,1,20,3,1
*SET,HEAT_FLX(0,5,1),0.0,-2,0,1,3,2,-1
*SET,HEAT_FLX(0,6,1),0.0,-1,0,1,-2,2,21
*SET,HEAT_FLX(0,7,1),0.0,-2,0,2,0,0,-1
*SET,HEAT_FLX(0,8,1),0.0,-4,0,1,-1,17,-2
*SET,HEAT_FLX(0,9,1),0.0,-1,0,1,-3,1,-4
*SET,HEAT_FLX(0,10,1),0.0,-2,0,1,18,3,-1
*SET,HEAT_FLX(0,11,1),0.0,-1,0,1,-2,4,22
*SET,HEAT_FLX(0,12,1),0.0,-1,7,1,-1,0,0
*SET,HEAT_FLX(0,13,1),0.0,-2,0,1,17,3,-1
*SET,HEAT_FLX(0,14,1),0.0,99,0,1,-2,0,0
! Конец уравнения: AA*exp(BB*(({X}-CC)^2+({Y}-DD*{TIME}-EE)^2)/FF)
sf,surface1,hflux,%HEAT_FLX%

Рисунок 2.2 – Уравнение тепловой нагрузки, приведенное к форме массива

Последней строкой на рисунке 2.2 записана команда sf [53]. Она отвечает за прикладывание тепловой нагрузки к поверхности surface1 исследуемого тела.

Для проведения расчетов требуется модель образца. Для этого в сторонней САПР был сделан параллелепипед со сторонами 10x100x150 мм (рис. 2.3). Данный параллелепипед моделирует имитатор реголита.



Рисунок 2.3 – 3D-модель образца

Расчеты проведены в программе Ansys Workbench, в модуле Transient thermal. Теплофизические характеристики исследуемого материала задаются в На этапе подготовки данной программы были блоке Engineering Data. использованы материалы поскольку, по умолчанию, в-первую очередь, сканирования. Теплофизические подготавливались различные сценарии характеристики же могут выть уточнены в любой момент после. Основное окно программы приведено на рисунке 2.4.

Основные настройки расчета произведены в модуле программы Mechanical, который открывается после нажатия кнопки Setup в блоке Transient Thermal. После открытия Mechanical были добавлены необходимые системы координат, заданы граничные и начальные условия, была построена сетка разбиения. Поскольку скорость и очередность движения источника тепла в уравнении определяется временем, были заданы необходимые временные интервалы для каждого перемещения.



Рисунок 2.4 – Основное окно программы

Было создано нескольких стратегий обработки.

В стратегии с возвращением (рис. 2.5) источник тепла совершает проход по прямой линии вдоль оси Y, затем смещается в перпендикулярном направлении вдоль оси X на заданную величину Δ и возвращается в исходное положение по оси Y. Варьирование величины Δ позволяет исследовать различные степени перекрытия при параллельных проходах.

Были подготовлены программы расчета для перекрытий в 0%, 10%, 20% и 30%. Распределения температур в образце для каждого случая показаны на рисунках 2.6–2.9. При этом остальные параметры оставались неизменными. Местоположения сечений и время для всех расчетов одинаковое.



Рисунок 2.5 – Симуляция обработки образца движущимся источником

излучения



Рисунок 2.6 – 0% перекрытия



Рисунок 2.7 – 10% перекрытия

67







Рисунок 2.9 – 30% перекрытия

68

Изотермические поверхности дают наглядное представление о состоянии материала при обработке. При спекании важно контролировать температуру различных областей образца. Неравномерности нагрева приводят к температурным деформациям. Недостаточность прогрева предыдущего прохода приведет к слабым связям и скажется на прочности образца.

Вторая стратегия обработки – сонаправленные проходы. При таком сценарии по завершении первого прохода вдоль оси Y, источник тепла переходит в точку, которая находится в начале координат по оси Y и смещена на величину Δ по оси X. После перемещения движение источника продолжается вдоль оси Y.

На рисунке 2.10 показан сценарий с сонаправленными проходами при 0% перекрытия, а на рисунке 2.11 – при 30%. Остальные параметры не изменялись.



Рисунок 2.10 – Сонаправленные проходы, 0% перекрытия

После модификации уравнения было реализовано движение источника вдоль оси Х. В совокупности с направлением движения вдоль У это дало

возможность задавать сценарии сканирования с окаймлением зоны сканирования рамкой (рис. 2.12), а также варьировать способы заполнения плоскости.



Рисунок 2.11 – Сонаправленные проходы, 30% перекрытия



Рисунок 2.12 – Сценарий сканирования «Рамка»

Итогом работы в Ansys стала программа, с помощью которой можно производить теоретический расчет тепловых процессов, происходящих в реголите при его нагревании тепловым лучом. В программе могут варьироваться скорость сканирования, размер зоны обработки, мощность источника, размер светового пятна, перекрытие между проходами при сканировании, рисунок сканирования.

В расчетах были использованы теплофизические характеристики лунного реголита, полученные из литературы. В следующих главах будет описан процесс определения ТФХ опытного образца. После этого планируется произвести моделирование процессов спекания указанного образца с помощью данной программы и полученных характеристик.

2.3. Постановка задачи идентификации математической модели спекания и плавления лунного реголита

Постановка задачи идентификации предполагает следующие этапы:

1) выбор рассматриваемой структурной математической модели;

 указание области применения такой модели при решении практических задач;

3) анализ существования и единственности решения;

4) выявление дополнительной информации, необходимой для решения на основании теорем существования и единственности;

5) математическая формулировка обратной задачи;

6) выбор оптимальных условий проведения экспериментов.

Особенность использования аппарата обратных задач заключается в том, что он может быть использован только для структурной идентификации математических моделей, то есть оценки их адекватности исследуемому процессу. Структура математической модели теплообмена должна быть задана исследователем, а затем проверена средствами ОЗТ. Основываясь на допущениях, приведенных в 2.1, можно считать, что теплообмен в исследуемой системе описывается краевой задачей (2.1) – (2.12).

Необходимо определить область применимости модели теплообмена (2.1) – (2.12) для её корректного использования.

Можно утверждать, что уравнение теплового баланса на поверхности (2.10) в сочетании с остальными уравнениями (2.1-2.9, 2.11-2.12) описывает процессы теплового радиационного воздействия на поверхности любых оплавляющихся материалов при отсутствии движения пленки расплава.

В уравнении (2.16) дана формальная запись данных о поле температур для трехмерной системы прогрева – измерение температур в нескольких дискретных точках тела. Эти данные избыточны для прямой задачи (2.1) – (2.12), однако необходимы для определения неизвестных характеристик методами ОЗТ, поскольку последние требуют дополнительную информацию о тепловом состоянии системы.

$$T(x_m, y_m, z_m, \tau) = f_m^{\text{skcn}}(\tau), \ m = \overline{1, M}$$
(2.16)

где *М* – число термодатчиков;

 (x_m, y_m, z_m) – координаты установки термодатчиков.

Предполагается, что измерения температуры могут производиться как внутри, так и на его поверхности (на внутренней поверхности только в случае граничных условий II-го, или III-го рода). Справедливо соотношение $M \le M_p \le M + 2$, где M_p – число всех термодатчиков. Для упрощения индексации в последующих выкладках рассматриваются только внутренние термодатчики.

Проведенный анализ литературных источников [54-65] показал, что наибольшие неопределенности в математических моделях плавления свойственны данным по поглощательной способности сыпучих материалов A_s и тепловому эффекту плавления ΔH . Кроме того, не всегда достоверна мощность, испускаемая источником нагрева Q, поэтому было принято решение о
возможности определения комплекса $Q_l = A_s Q$. Очевидно, что если мощность излучения лазера не вызывает сомнений, то задача становится эквивалентной определению только A_s . Окончательно сформулировать рассматриваемую задачу можно следующим образом: необходимо определить совокупность параметров $\overline{u} = \{Q_l, \Delta H\}$, удовлетворяющих краевой задаче (2.1) – (2.11) и дополнительным условиям (2.12).

Глава 3. Расчетно-экспериментальное определение теплофизических характеристик имитатора лунного реголита

Как уже отмечалось, идентификация математической модели спекания и оплавления лунного грунта невозможна без достоверной информации о его теплофизических характеристиках. Поэтому в данном разделе рассматривается первый этап расчетно-экспериментального исследования лунного грунта, а именно: определение его ТФХ.

Теплоперенос в сыпучих материалах и грунтах по своей природе во многом схож с теплопереносом в пористых материалах. Поэтому теплоперенос в таких материалах следует рассматривать как суперпозицию от влияния несколько физических процессов:

- Теплоперенос за счет теплопроводности частиц фракций материала или грунта;

- Теплоперенос за счет конвекции атмосферы в пространстве между фракций частицами материала или грунта;

- Лучистый теплоперенос в пространстве между частицами фракций материала или грунта.

На эти физические процессы существенное влияние будут оказывать такие факторы, как: количество фракций входящих в состав сыпучего материала и их массовое соотношение, форма и размеры частиц, условия теплового контакта между отдельными частицами (загрязнения, окислы, шероховатость), градиент распределения частиц в рассматриваемом объеме, химический состав атмосферы и ее плотность, степень черноты и коэффициент поглощения поверхности частиц каждой фракции и т.д.

На практике, очень часто, в расчетах используют эффективные коэффициенты теплоемкости и теплопроводности. При этом коэффициент

эффективной теплопроводности может быть оценен как сумма долей всех входящих в состав сыпучего материала компонентов:

$$c_{_{9\phi}} = \sum_{i=1}^{n} C_{pi} c_i , \qquad (3.1)$$

где *п* - количество фракций;

*С*_{*pi*} – удельная теплоемкость *i*-го компонента;

*с*_{*i*} – массовая концентрация *i*-го компонента.

Для лунного реголита покомпонентный состав представлен в таблице 3.1.

Таблица 3.1 – Покомпонентный состав и теплофизические характеристики лунного реголита по данным советских автоматических станций Луна-16 и Луна - 20 [39]

	SiO ₂	Al ₂ O ₃	TiO ₂	FeO	MgO	CaO	Na ₂ O	K ₂ O	MnO	Cr ₂ O ₃	P_2O_5
Массов ые концен трации (Л-16)	41.7	15.33	3.39	16.64	8.78	12.49	0.34	0.10	0.21	0.28	0.12
Массов ые концен трации Л-20	44.4	22.9	0.56	7.03	9.7	15.2	0.55	0.10	0.12	-//-	0.14
С _{рі к} Д ж/(кг∙К)	0.88 4	0.96	0.691	0.754	1.068	0.839	1.192	0.887	0.668	0.74	1.49
λ, Βτ/(мм ·K)	128. 2	1093	851	468	1910	928.6	479	302.5	618.9	688.9	457.6

Расчет значения теплопроводности весьма затруднителен, т.к. на него будут оказывать влияние все перечисленные ранее факторы от массовых соотношений до степени черноты.

В [66] приведены формула для расчета коэффициента теплопроводности в зависимости от массовых соотношений отдельных фракций. Но в том же источнике говорится о низкой достоверности полученных результатов.

На основании вышесказанного, можно сделать вывод о том, что достоверные значения эффективных теплофизических характеристик могут быть получены в результате проведения эксперимента непосредственно со смесью компонентов сыпучего материала.

Существует множество методик, позволяющих по данным эксперимента определить теплофизические характеристики материала, но многие из них имеют различные недостатки, не позволяющие использовать их для работы с сыпучими материалами и грунтами.

-Метод тонкой проволоки;

-Метод лазерной вспышки;

-Метод ДСК.

Эти методы можно считать ограниченно годными для определения теплофизических характеристик сыпучих материалов и грунтов по следующим причинам:

- Сыпучие материалы в зависимости от величины и формы фракции являются частично прозрачными для лазерного луча. В таком случае область прогрева будет находиться не только на поверхности материала, но и в глубине, а это, в свою очередь, будет влиять на картину прогрева исследуемого образца материала.

- В зависимости от величины и формы фракции контакт с нагреваемой проволокой может происходить не по всей площади поверхности, а на некоторой ограниченной области. В том числе может присутствовать лучистый теплоперенос. Это так же будет влиять на картину прогрева и не позволит объективно оценить характеристики материалов.

- Все три метода позволяют рассчитать из одного эксперимента значение теплофизических характеристик только при одном конкретном значении температуры.

В данной работе определение ТФХ лунного грунта базируется на аппарате обратных задач теплообмена, который позволяет по данным одного нестационарного эксперимента определить комплекс ТФХ в достаточно широком диапазоне температур.

3.1 Алгоритм решения задачи расчетно-экспериментального определения ТФХ сыпучих материалов

Основываясь на более чем пятидесятилетнем опыте развития методологии обратных задач теплообмена на кафедре 601 МАИ, представляется что наиболее универсальными является метод итерационной регуляризации [67], основанный на минимизации целевого функционала, вычисляемого как разность расчетных и экспериментально измеренных температур в некоторых точках объема материала (точках измерений).

$$J(\overline{u}) = \sum_{m=1}^{M} \int_{0}^{\tau_m} \left[T(X_m, \tau) - f_m(\tau) \right]^2 d\tau , \qquad (3.2)$$

где \overline{u} – вектор неизвестных характеристик;

М – количество точек, в которых проводились измерения;

 au_m – продолжительность расчетного участка прогрева;

X_m – координаты точек в которых проводились измерения;

 f_{m} – измеренные значения температур.

Методы, построенные на минимизации функционала (3.2), лишены недостатков методов лазерной вспышки, ДСК и тонкой проволоки.

Минимизация функционала (3.2) может быть осуществлена различными методами, которые можно разбить на две группы: методы требующие вычисления градиента функционала невязки и методы, построенные на эвристических принципах. В данной работе используется первый подход.

Как уже отмечалось, определение теплофизических характеристик сыпучих материалов и грунтов может быть сведено к решению коэффициентной обратной задачи. Для описания теплопереноса в сыпучих материалах использовалась одномерная математическая модель теплопереноса:

$$c_{j\phi}(T(\tau,x))\frac{\partial T(\tau,x)}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x}\left(\lambda_{j\phi}(T(\tau,x))\frac{\partial T(\tau,x)}{\partial x}\right),\tag{3.3}$$

$$x \in (0, L), \tau \in (0, \tau_m]$$

 $T(x,0) = T_0(x), \ x \in [0, L]$ (3.4)

$$-\lambda_{y\phi} \left(T\left(0,\tau\right) \right) \frac{\partial T\left(0,\tau\right)}{\partial x} = q_1 \tag{3.5}$$

$$-\lambda_{9\phi}\left(T\left(L,\tau\right)\right)\frac{\partial T\left(X_{L},\tau\right)}{\partial x} = q_{2}, \ \tau \in \left(0,\tau_{m}\right].$$

$$(3.6)$$

где $\lambda_{_{3\phi}}$ и $c_{_{3\phi}}$ – неизвестные эффективные характеристики теплопроводности и теплоемкости образца сыпучего грунта;

L – толщина расчетной области;

 τ_m – продолжительность процесса прогрева;

 q_1 и q_2 – тепловые потоки на двух границах образца материала;

 $T_0(x)$ – распределение температуры в начальный момент времени.

Для того что бы сформировать функционал (3.2), помимо задачи (3.3) - (3.6), необходима экспериментальная информация о тепловом состоянии исследуемого материала в некоторых точках.

$$T(X_m,\tau) = T_m^{\mathcal{H}Cn}(\tau), \ m = 1, M,$$
(3.7)

где X_m координаты М точек, в которых производилось измерение температуры.

Так как обратные задачи обладают физической некорректностью, для их решения используются специальные методы, позволяющие повысить устойчивость решения. Большинство применяющихся в инженерной практике методов решения образных задач основаны на методе регуляризации А. Н. Тихонова [68]. Дальнейшим развитием метода регуляризации А. Н. Тихонова является разработанный академиком О. М. Алифановым метод итерационной регуляризации [67].

При использовании метода итерационной регуляризации для решения задачи (3.2) - (3.7) поиск решения осуществляется методами оптимизации первого порядка:

$$\overline{u}^{s+1} = \overline{u}^s - \gamma_s G(J_u^{(s)}), \ s = 0, 1, ..., s^*$$
(3.8)

Вектор \bar{u} представляет собой вектор неизвестных характеристик $\bar{u}(\lambda_{_{3\phi}}, c_{_{3\phi}});$ s – номер итерации, $G(J_{u}^{(s)})$ – оператор, определяющий метод минимизации; γ_{s} – параметр спуска.

В этом случае минимизация функционала невязки (3.2) выполняется до выполнения условия:

$$J(C_{_{9\phi}}(T),\lambda_{_{9\phi}}(T)) \leq \delta_f^2 \quad , \tag{3.9}$$

где $\delta_f^2 = \sum_{m=1}^2 \int_0^{\tau_{max}} \sigma_m(\tau) d\tau$ – интегральная погрешность измерений

температуры; σ_m – дисперсия измерений.

Сложность использования такого подхода заключается в определении градиента функционала невязки J'_{u} . Для расчета градиента функционала невязки производится доопределение задачи (3.3) - (3.7). В точках, где осуществляется

измерение температуры вводятся фиктивные слои с идеальными условиями сопряжения.

$$\lambda_{_{9\phi}} \frac{\partial T_m \left(X_m - 0, \tau \right)}{\partial x} = \lambda_{_{9\phi}} \frac{\partial T_m \left(X_m + 0, \tau \right)}{\partial x}, \ m = 1, M \ \tau \in \left(0, \tau_m \right], \tag{3.10}$$

$$T_m(X_m - 0, \tau) = T_m(X_m + 0, \tau), \ \tau \in (0, \tau_m], m = 1, M$$
(3.11)

С учетом условий задачи (3.3) - (3.7), (3.10) - (3.11) расширенный функционал Лагранжа для задачи условной минимизации функционала невязки (3.2) будет иметь вид:

$$\Im \left(c_{s\phi}, \lambda_{s\phi}\right) = \sum_{m=1}^{M} \int_{0}^{\tau_{m}} \left[T_{m}\left(X_{m}, \tau\right) - f_{m}\left(\tau\right)\right]^{2} d\tau + \\ + \sum_{m=1}^{M+1} \int_{0}^{\tau_{m}} \sum_{x_{m-1}}^{x_{m}} \psi_{m}\left(x, \tau\right) \left[\frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda_{s\phi}\left(T\right) \frac{\partial T_{m}\left(x, \tau\right)}{\partial x}\right) - c_{s\phi}\left(T\right) \frac{\partial T_{m}\left(x, \tau\right)}{\partial \tau}\right] d\tau dx \\ + \sum_{m=1}^{M+1} \eta_{m}(x, 0) \left[T_{m}\left(0, x\right) - T_{0,m}\left(x\right)\right] + \\ + \int_{0}^{\tau_{m}} \eta\left(\tau, 0\right) \left[-\lambda_{s\phi}\left(T\right) \frac{\partial T\left(0, \tau\right)}{\partial x} - q_{1}\right] d\tau + \\ + \int_{0}^{\tau_{m}} \eta\left(\tau, L\right) \left[-\lambda_{s\phi}\left(T\right) \frac{\partial T\left(L, \tau\right)}{\partial x} - q_{2}\right] d\tau + \\ + \sum_{m=1}^{M} \int_{0}^{\tau_{m}} \mu_{m}\left(\tau, x_{m}\right) \left[T_{m}\left(\tau, x_{m}\right) - T_{m+1}\left(\tau, x_{m}\right)\right] d\tau + \\ + \sum_{m=1}^{M} \int_{0}^{\tau_{m}} \eta_{m}\left(\tau, x\right) \left[\frac{\partial T_{m}\left(\tau, x_{m}\right)}{\partial x} - \frac{\partial T_{m+1}\left(\tau, x_{m}\right)}{\partial x}\right] d\tau$$

$$(3.12)$$

где $\psi_m(x,\tau), \eta_m(x,0), m = \overline{1,M+1}, \eta(X_0,\tau), \eta(X_m,\tau), m = \overline{1,M},$ $\mu(x_m,\tau), m = \overline{1,M}, \eta(L,\tau)$ – неопределенные множители Лагранжа, соответствующие условиям (3.3) - (3.6).

Предположим, что функции $C_{_{s\phi}}(T)$ и $\lambda_{_{s\phi}}(T)$ получила вариации $\Delta C(T)$ и $\Delta \lambda(T)$. Тогда температура $T_m(x,\tau)$, изменится на некоторую величину

 $\mathscr{G}_{m}(x,\tau), m = \overline{1, M + 1}$. Несложно показать, что вариация температуры $\mathscr{G}_{m}(x,\tau)$ удовлетворяет следующей краевой задаче (для упрощения записи индекс "эф" ниже опускаем:

$$C(T)\frac{\partial \mathcal{G}_{m}}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda(T)\frac{\partial \mathcal{G}_{m}}{\partial x}\right) + \frac{\partial T_{m}}{\partial x}\frac{d\lambda}{dT}\frac{\partial \mathcal{G}_{m}}{\partial x} + \left[\frac{\partial^{2}T_{m}}{\partial x^{2}}\frac{d\lambda}{dT} + \left(\frac{\partial T_{m}}{\partial x}\right)^{2}\frac{d^{2}\lambda_{l}}{dT^{2}} - \frac{\partial T_{m}}{\partial \tau}\frac{dC}{dT}\right]\mathcal{G}_{m} - \left[\frac{\partial^{2}T_{m}}{\partial x^{2}}\Delta\lambda(T) + \left(\frac{\partial T_{l,m}}{\partial x}\right)^{2}\frac{d(\Delta\lambda)}{dT} - \frac{\partial T_{m}}{\partial \tau}\frac{d(\Delta C_{L})}{dT}\right],$$

$$x_{m-1} < x < x_{m}, \ 0 < \tau \le \tau_{\max}, \ m = \overline{1, M+1},$$

$$(3.13)$$

$$\mathcal{G}_{m}(x,0) = 0, \ x_{m-1} \le x \le x_{m}, m = \overline{1,M+1},$$
(3.14)

$$\lambda \left(T_1(0,\tau) \right) \frac{\partial \mathcal{G}_1(0,\tau)}{\partial x} + \frac{\partial T_1(0,\tau)}{\partial x} \frac{d\lambda}{dT} \left(T_1(0,\tau) \right) \mathcal{G}_1(0,\tau) + \frac{\partial T_1(0,\tau)}{\partial x} \Delta \lambda(T) = 0$$
(3.15)

$$\frac{\partial \mathcal{G}_m(x_m,\tau)}{\partial x} = \frac{\partial \mathcal{G}_{m+1}(x_m,\tau)}{\partial x}, \ m = \overline{1,M},$$
(3.16)

$$\mathcal{G}_{m}(x_{m},\tau) = \mathcal{G}_{m+1}(x_{m},\tau), \ m = \overline{1,M},$$
(3.17)

$$\lambda \left(T_{M+1}(L,\tau) \right) \frac{\partial \mathcal{G}_{M+1}(L,\tau)}{\partial x} + \frac{\partial T_{M_{L}+1}(L,\tau)}{\partial x} \frac{d\lambda_{L}}{dT} \left(T_{M_{L}+1}(L,\tau) \right) \mathcal{G}_{M+1}(L,\tau) + \frac{\partial T_{M+1}(L,\tau)}{\partial x} \Delta \lambda(T) = 0,$$
(3.18)

Выражение для линейной части приращения минимизируемого функционала невязки имеет вид:

$$\delta J = 2 \sum_{m=1}^{M} \int_{0}^{\tau_m} \left[\left(x_m, \tau \right) - f_m(\tau) \right] \mathcal{G}_m(x_m, \tau) d\tau$$
(3.19)

Вариацию функционала Лагранжа, представляющую собой главную линейную часть приращения этого функционала, можно представить следующим образом:

$$\delta \mathfrak{I} = \delta J + I_1 + I_2 + I_3 \tag{3.20}$$

где

$$I_{1} = \sum_{m=1}^{M+1} \int_{0}^{\tau_{m}} \int_{x_{m-1}}^{x_{m}} \psi_{m}(x,\tau) \left\{ \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda(T) \frac{\partial \mathcal{P}_{m}}{\partial x} \right) + \frac{\partial T_{m}}{\partial x} \frac{d\lambda}{dT} \frac{\partial \mathcal{P}_{m}}{\partial x} + \left[\frac{\partial^{2} T_{m}}{\partial x^{2}} \frac{d\lambda}{dT} + \left(\frac{\partial T_{m}}{\partial x} \right)^{2} \frac{d^{2} \lambda}{dT^{2}} + \left[\frac{\partial T_{m}}{\partial x} \frac{d\lambda}{dT} - \frac{\partial T_{m}}{\partial x} \frac{dC}{dT} \right] \mathcal{P}_{m} - C(T) \frac{\partial \mathcal{P}_{m}}{\partial \tau} \right\} dx d\tau$$

$$(3.21)$$

$$I_{2} = \sum_{m=1}^{M+1} \int_{x_{m-1}}^{x_{m}} \eta(x,0) \vartheta_{m}(x,0) dx + \\ + \int_{0}^{\tau_{max}} \eta(0,\tau) \left\{ \lambda (T_{1}(0,\tau)) \frac{\partial \vartheta_{1}(0,\tau)}{\partial x} + \frac{d\lambda_{1}}{dT} (T_{1,1}(X_{0},\tau)) \frac{\partial T_{1}(0,\tau)}{\partial x} \vartheta_{1,1}(X_{0},\tau) \right\} d\tau + \\ + \sum_{m=1}^{M-1} \int_{0}^{\tau_{max}} \eta(x_{m},\tau) \left[\frac{\partial \vartheta_{m}(x_{m},\tau)}{\partial x} - \frac{\partial \vartheta_{m+1}(x_{m},\tau)}{\partial x} \right] d\tau + \\ + \sum_{m=1}^{M-1} \int_{0}^{\tau_{max}} \mu(x_{m},\tau) \left[\vartheta_{m}(x_{m},\tau) - \vartheta_{m+1}(x_{1,m},\tau) \right] d\tau + \\ + \int_{0}^{\tau_{max}} \eta(L,\tau) \left\{ \lambda (T_{M+1}(L,\tau)) \frac{\partial \vartheta_{M+1}(L,\tau)}{\partial x} + \frac{\partial T_{M+1}(L,\tau)}{\partial x} \frac{d\lambda}{dT} (T_{M+1}(L,\tau)) \vartheta_{M_{L}+1}(L,\tau) \right\} d\tau$$
(3.22)

$$I_{3} = \sum_{m=1}^{M+1} \int_{0}^{\tau_{\max}} \int_{x_{m-1}}^{x_{m}} \psi_{m} \left(\frac{\partial^{2}T_{m}}{\partial x^{2}} \Delta \lambda(T) + \left(\frac{\partial T_{m}}{\partial x} \right)^{2} \frac{d(\Delta \lambda(T))}{dT} - \frac{\partial T_{m}}{\partial \tau} \Delta C(T) \right) dx d\tau + \int_{0}^{\tau_{\max}} \eta(0,\tau) \frac{\partial T_{1}(0,\tau)}{\partial x} \Delta \lambda(T) d\tau - \int_{0}^{\tau_{\max}} \eta(L,\tau) \frac{\partial T_{M+1}(L,\tau)}{\partial x} \Delta \lambda(T) d\tau,$$
(3.23)

Исключив далее в *l*₁ производные вариации температуры под знаком повторного интеграла, из условия произвольности множителей Лагранжа и за счет приравнивания нулю в соотношении (3.20) коэффициентов при

$$\mathcal{G}_{m}(x,\tau), \mathcal{G}_{m}(x,\tau_{\max}), m = \overline{1,M+1}, \ \frac{\partial \mathcal{G}_{1}(0,\tau)}{\partial x}, \ \mathcal{G}_{1}(0,\tau), \frac{\partial \mathcal{G}_{M+1}(L,\tau)}{\partial x}, \ \mathcal{G}_{M+1}(L,\tau),$$

а также

$$\frac{\partial \mathcal{G}_{m+1}(x_m,\tau)}{\partial x}, \frac{\partial \mathcal{G}_m(x_m,\tau)}{\partial x}, \mathcal{G}_{m+1}(x_m,\tau), \mathcal{G}_m(x_m,\tau), m = \overline{1,M},$$

После преобразований получим следующую систему уравнений, сопряженную с линеаризованной формой исходной задачи:

$$\frac{\partial \psi_m}{\partial \tau} c_{s\phi} + \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda_{s\phi} \frac{\partial \psi_m}{\partial x} \right) - \frac{d\lambda}{dT} \frac{\partial T_m}{\partial x} \frac{\partial \psi_m}{\partial x} = 0$$
(3.24)

$$x_{m-1} < x < x_m, \ x_0 = 0, \ x_{M+1} = L, \ 0 \le \tau < \tau_{\max}, \ m = 1, M+1,$$

$$\psi_m(x, \tau_{\max}) = 0, \ x_{m-1} < x < x_m, \ x_0 = 0, \ x_{M+1} = L, \ m = \overline{1, M+1},$$
(3.25)

$$\frac{\partial \psi_1}{\partial x} \lambda \left(T_1(x_1, \tau) \right) = 0 \tag{3.26}$$

$$\lambda \left(T_m(X_m, \tau) \right) \left[\frac{\partial \psi_m(x_m, \tau)}{\partial x} - \frac{\partial \psi_{m-1}(x_m, \tau)}{\partial x} \right] = 2 \left[T_m(x_m, \tau) - f_m(\tau) \right], \ m = \overline{1, M}$$
(3.27)

$$\psi_m(x_m,\tau) = \psi_{m+1}(x_m,\tau), \ m = \overline{1,M}$$
(3.28)

$$\frac{\partial \psi_{M+1}}{\partial x} \lambda \left(T_{M+1}(L,\tau) \right) = 0 \tag{3.29}$$

Используя соотношения краевых задач (3.13) – (3.18) и (3.24) - (3.29), выражение (3.20) преобразуем к виду:

$$\delta J = \delta \mathfrak{I} = \sum_{m=1}^{M+1} \int_{0}^{\tau_{\max}} \int_{x_{m-1}}^{x_m} \psi_{L,m} \left[\frac{\partial^2 T_m}{\partial x^2} \Delta \lambda(T) + \left(\frac{\partial T_m}{\partial x} \right)^2 \frac{d(\Delta \lambda(T))}{dT} - \frac{\partial T_m}{\partial \tau} \Delta C(T) \right] dx d\tau + \int_{0}^{\tau_{\max}} \psi_1(L,\tau) \frac{\partial T_1(0,\tau)}{\partial x} \Delta \lambda(T_1(0,\tau)) d\tau -$$

$$- \int_{0}^{\tau_{\max}} \psi_{M+1}(L,\tau) \frac{\partial T_{M+1}(L,\tau)}{\partial x} \Delta \lambda(T_{M+1}(L,\tau)) d\tau$$
(3.30)

В том случае, когда искомые в обратной задаче характеристики являются функцией только пространственной координаты и (или) времени , соотношение вида (3.30) может рассматриваться как дифференциал функционала невязки. Тогда с помощью этого соотношения можно сразу записать выражение для градиента функционала невязки. В рассматриваемой задаче неизвестная характеристика зависит от температуры – переменной состояния анализируемого процесса, и равенство (3.30) не является дифференциалом. В такой ситуации выражение для градиента можно получить, представив искомую зависимость в параметрическом виде.

Универсальной формой параметризации является представление:

$$C(T) = \sum_{k=1}^{N_1} C_k \phi_{1,k}(T);$$
(3.31)

$$\lambda(T) = \sum_{k=1}^{N_2} \lambda_k \phi_{2,k}(T),$$
где $C_k, k = \overline{1, N_1}; \lambda_k, k = \overline{1, N_2}$ – неизвестные параметры
 $\phi_{i,k}(T), k = \overline{1, N_i}; i = 1, 2$ – заданная система базисных функций.

Тогда приращения неизвестных функций можно представить как:

$$\Delta c(T) = \sum_{k=1}^{N_1} \Delta c_k \phi_{1,k}(T),$$

$$\Delta \lambda(T) = \sum_{k=1}^{N_2} \Delta \lambda_k \phi_{2,k}(T),$$
(3.32)

В качестве базисных функций использовалась система полиномов кубических В-сплайнов. Базисная функция в этом случае называется В-сплайном степени (j-1) и будет иметь вид:

$$B^{(j-1)} = B^{(j-1)} \left(T_i, T_{i+1}, \dots, T_{i+j}, \tau \right) = \sum_{s=i}^{i+j} \frac{\left(T_s - T \right)_+^{j-1}}{\omega_i^{'}(T_s)},$$

$$\Gamma A^{e} \omega_i^{'} = \left(T - T_i \right) \left(T - T_{i+1} \right) \dots \left(T - T_{i+j} \right) \mathbb{M} \left(T_s - T \right)_+^{j-1} = \max \left\{ 0 \quad , \quad \left(T_s - T \right)_-^{j-1} \right\}$$
(3.33)

Аппроксимирующие функции для неизвестных характеристик определяются:

$$\begin{split} \phi_{1}(T) &= 2 B_{0}(\overline{T} + \Delta T) + B_{0}(\overline{T}) ,\\ \phi_{2}(T) &= -B_{0}(\overline{T} + 2\Delta T) + B_{0}(\tau \overline{T}) ,\\ \phi_{k}(T) &= B_{k-1}(\overline{T}) , \quad k = 3, \dots, N_{i} - 2 ,\\ \phi_{N_{p}-1}(T) &= B_{0}(\overline{T} - (N_{p} - 2)\Delta T) - B_{0}(\overline{T} - N_{i}\Delta T) ,\\ \phi_{N_{p}}(T) &= 2B_{0}(\overline{T} - (N_{p} - 1)\Delta T) + B_{0}(\overline{T} - N_{i}\Delta T) . \end{split}$$
(3.34)

Подставляя в (3.30) приращение $\Delta u_i(T) = \sum_{k=1}^{N_i} \Delta u_{ik} \phi_k(T), i = 1, 2,$ получим

следующие формулы для составляющих градиента функционала невязки:

$$\frac{\partial J}{\partial \lambda_{k}} \equiv J_{\lambda_{k}}' = \sum_{m=1}^{M+1} \int_{0}^{\tau_{max}} \int_{x_{m-1}}^{x_{m}} \psi_{m} \left[\frac{\partial^{2}T_{m}}{\partial x^{2}} \phi_{k}(T) + \left(\frac{\partial T_{m}}{\partial x} \right)^{2} \frac{d\phi_{k}(T)}{dT} \right] dx d\tau + \int_{0}^{\tau_{max}} \psi_{1}(0,\tau) \frac{\partial T_{1}(0,\tau)}{\partial x} \phi_{k}(T_{01}(0,\tau)) d\tau - \int_{0}^{\tau_{m}} \psi_{M+1}(L,\tau) \frac{\partial T_{M+1}(L,\tau)}{\partial x} \phi_{k}(T_{M+1}(L,\tau)) d\tau, \quad (3.35)$$

$$k = \overline{1, N_{2}}$$

$$\frac{\partial J}{\partial C_{k}} \equiv J_{C_{k}}' = -\sum_{m=1}^{M_{1}+1} \int_{0}^{\tau_{max}} \int_{x_{m-1}}^{x_{m}} \psi_{m}(x,\tau) \frac{\partial T_{m}}{\partial \tau} \phi_{k}(T) dx d\tau, \quad k = \overline{1, N_{1}}$$

В градиентных методах минимизации общим подходом является выбор параметра спуска на каждой *3*-ой итерации из решения задачи минимизации функции одной переменной

$$\gamma_{s} = \operatorname{Arg\,min}_{\gamma} J\left(u^{s} - \gamma G\left(J^{'(s)}\right)\right) \tag{3.36}$$

Тогда параметр спуска γ_s с учетом условия (3.36) находится из выражения:

$$\gamma_{s} = \frac{\sum_{m=1}^{M} \int_{0}^{\tau_{max}} \left[T_{m} \left(x_{m}, \tau, \gamma \right) - f_{m}^{\scriptscriptstyle \mathcal{KC}n} \left(\tau \right) \right] \Delta T_{m} \left(x_{m}, \tau, G \left(J_{\gamma}^{\prime \left(s \right)} \right) \right) d\tau}{\sum_{m=1}^{M} \int_{0}^{\tau_{max}} \left[\Delta T_{m} \left(x_{m}, \tau, G \left(J_{\gamma}^{\prime \left(s \right)} \right) \right) \right]^{2} d\tau}$$
(3.37)

При этом вариация температуры $\Delta T_m \left(X_m, \tau, G \left(J_{\gamma}' \right)^{(s)} \right) для каждой$

неизвестной характеристики определяется из решения краевой задачи:

$$c_{s\phi} \frac{\partial \Delta T_m}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda_{s\phi} \frac{\partial \Delta T_m}{\partial x} \right) + \frac{d\lambda_{s\phi}}{dT} \frac{\partial T_m}{\partial x} \frac{\partial \Delta T_m}{\partial x} + \left(\frac{d^2 \lambda_{s\phi}}{dT^2} \left(\frac{\partial T_m}{\partial x} \right)^2 + \frac{d\lambda_{s\phi}}{dT} \frac{\partial^2 T_m}{\partial x^2} \right) \Delta T_m + \sum_{i=1}^2 R_i$$
(3.38)

$$x_{m-1} < x < x_m, \ 0 < \tau \le \tau_{\max}, \ m = 1, M + 1$$

$$\Delta T(0, x) = 0, \ x_{m-1} < x < x_m, \ m = \overline{1, M + 1}$$
(3.39)

$$\lambda_{_{3\phi}}\left(T_{_{M+1}}(0,\tau)\right)\frac{\partial\Delta T_{_{1}}(0,\tau)}{\partial x} + \frac{\partial T_{_{1}}(0,\tau)}{\partial x}\frac{d\lambda_{_{3\phi}}\left(T_{_{1}}(0,\tau)\right)}{\partial T}\Delta T_{_{1}}(0,\tau) +$$

$$\partial T\left(0,\tau\right)^{N_{2}}$$
(3.40)

$$+\frac{\partial T_1(0,\tau)}{\partial x}\sum_{k=1}^{N_2} G(J'_{\lambda})\phi_k(T_1(0,\tau)) = 0$$

$$\frac{\partial \Delta T_m(x_m,\tau)}{\partial x} = \frac{\partial \Delta T_{m+1}(x_m,\tau)}{\partial x}, \ m = \overline{1,M}$$
(3.41)

$$\Delta T_m(x_m,\tau) = \Delta T_{m+1}(x_{m+1},\tau), m = \overline{1,M}$$
(3.42)

$$\lambda_{_{3\phi}}\left(T_{_{M+1}}(L,\tau)\right)\frac{\partial\Delta T_{_{M+1}}(L,\tau)}{\partial x} + \frac{\partial T_{_{M+1}}(L,\tau)}{\partial x}\frac{d\lambda_{_{3\phi}}\left(T_{_{M+1}}(L,\tau)\right)}{dT}\Delta T_{_{M+1}}(L,\tau)$$

$$+ \frac{\partial T_{_{M+1}}(L,\tau)}{\partial x}\sum_{_{k=1}}^{N_{2}}G\left(J_{\lambda}'\right)\phi_{k}\left(T_{_{M+1}}(L,\tau)\right) = 0$$
(3.43)

Коэффициенты R_i рассчитываются в зависимости от определяемой характеристики по формулам:

$$R_{1} = -\frac{\partial T_{m}}{\partial \tau} \sum_{i=1}^{N_{1}} G(J_{C}') \phi_{k}(T);$$

$$R_{2} = \frac{\partial^{2} T_{m}}{\partial x^{2}} \sum_{k=1}^{N_{2}} G(J_{\lambda}') \phi_{k}(T) + \left(\frac{\partial T_{m}}{\partial x}\right)^{2} \sum_{k=1}^{N_{2}} G(J_{\lambda}') \frac{\partial \phi_{k}(T)}{\partial T}$$
(3.44)

Таким образом, удается построить итерационный алгоритм, который включает в себя на каждом этапе решение краевой сопряженной задачи (3.24) - (3.29), решение краевой задачи приращения температуры (3.38) - (3.44) и решение прямой задачи (3.3) - (3.6), (3.10) - (3.11). По своей математической структуре все три задачи являются идентичными, что существенно упрощает алгоритм решения.

3.2. Экспериментальное оборудование

Экспериментальная часть работы по определению теплофизических характеристик имитатора лунного реголита проводилась на экспериментальном комплексе ВТС-ОЗТ Тепловой лаборатории НИО-601 МАИ коллективом специалистов под руководством С. А. Будника. В данном подразделе рассмотрено экспериментальное оборудование и приборы автоматизированного экспериментального комплекса, которые использовались при проведении тепловых испытаний исследуемых образцов сыпучих материалов.

Для проведения тепловых испытаний образцов сыпучих материалов в рамках данной работы использовался тепловакуумный стенд TBC-1M, входящий в состав комплекса BTC-O3T. Стенд обеспечивает возможность проведения испытаний в условиях нестационарного радиационного и радиационно-кондуктивного нагрева при температурах от комнатной до 2000°C и темпах нагрева до 100°C/c в воздушной среде или в среде инертных газов при давлении до 1,6 бар, или в вакууме при давлении от 1×10^{-7} бар.

Принципиальная схема стенда ТВС-1М показана на рисунке 3.1. На рисунке 3.2 представлен общий вид стенда. Таблица 3.2 содержит основные технические характеристики тепловакуумного стенда ТВС-1М.

На стенде TBC-1M используются специальные сменные экспериментальные модули (ЭМ), которые являются одними из основных агрегатов стенда.

Сменные ЭМ предназначены для размещения экспериментальных образцов исследуемых материалов в вакуумной камере стенда. ЭМ обеспечивают заданные

тепловые режимы образцов в процессе тепловых испытаний, включая нагрев по заданной программе, обеспечение требуемых тепловых условий на границах образца и проведение тепловых измерений в образцах.



Рисунок 3. 1 – Принципиальная схема тепловакуумного стенда ТВС-1М

Таблица	3.2 -	– Основные	технические	характеристики	тепловакуумного	стенда
TBC-1M						

Характеристика	Значение		
Объем вакуумной камеры	0,1 м ³		
Мощность источников нагрева	до 40 кВт		
Максимальная температура поверхности исследуемых образцов	до 2000°С *		
Темп нагрева	до 100°С/с		
Изменение температуры нагрева поверхности образца	по программе от АСНИ комплекса ВТС-ОЗТ		
Среда в вакуумной камере: вакуум (в холодном состоянии); воздух, азот, инертные газы с давлением	до 1×10 ⁻⁸ бар; до 1,6 бар		
Количество одновременно испытываемых образцов	1 или 2		
Размеры исследуемых образцов (длина × ширина ×толщина): минимальные, максимальные	10×10×(≈0) мм 150×150×100 мм		
Используемые экспериментальные модули (ЭМ): - с неохлаждаемыми тоководами; - с регулируемыми размерами установочных рамок; - с охлаждаемыми тоководами; - с регулируемыми размерами установочных рамок и охлаждаемыми тоководами; - для испытаний ортотропных материалов и покрытий; - для исследования радиационно-оптических характеристик ТРП; - с неохлаждаемыми тоководами для экстремальных нагрузок; - для исследования и отработки средств измерений - для исследований с использованием системы FLIR SC660 - для испытаний образцов КМ сложной формы Тип используемых термолатчиков и их размеры	ЭМ-2 ЭМ-2А ЭМ-2В ЭМ-2А/2В ЭМ-ОТ ЭМ-2ТРП ЭМ-2Т ЭМ-2Т ЭМ-3Д ЭМ-2ВТ-2D ЭМ-2C Термопары: BP 5/20; ПР 30/6; ПП; ХА;		
тип используемых термодатчиков и их размеры	ХК; МК; ∅ 0,05 ÷ 0,2 мм		
Общее число каналов измерения и управления АСНИ (с учетом мобильных узлов) (в том числе высокоточных каналов измерения температуры)	240 112		
Точность измерения температуры	0,5÷1°C		
* – при использовании высокотемпературных нагревательных элементов			



1 – вакуумная камера; 2 – силовой трансформатор;
 3 – стойка управления и контроля
 Рисунок 3.2 – Общий вид стенда ТВС-1М

Модульный принцип построения ЭМ позволяет существенно упростить процесс подготовки тепловых испытаний. ЭМ для каждого испытания собирается и готовится с учетом требований конкретного теплофизического исследования. При этом процесс подготовки модуля не связан со стендом. Это позволяет проводить подготовку параллельно сразу нескольких ЭМ для различных испытаний, что существенно повышает производительность проводимых исследований. Далее подготовленные к испытаниям ЭМ устанавливаются в ВК стенда.

Для тепловых испытаний образцов сыпучих материалов на стенде TBC-1M используется экспериментальный модуль ЭМ-2BCM, разработанный и изготовленный в рамках данной работы. Конструкция модуля учитывает особенности и свойства исследуемых сыпучих материалов. Общий вид модуля ЭМ-2BCM показан на рисунке 3.3.

В модуле ЭМ-2ВСМ используется малоинерционный плоский электронагревательный элемент омического типа, изготовленный из ленты термостойкой нержавеющей стали X18Н9Т толщиной δ =0,1мм. Размеры рабочей зоны НЭ 100×50мм, площадь рабочей зоны S= 0,005м². Схема нагревательного элемента (НЭ) представлена на рисунке 3.4.

Теплофизические характеристики нержавеющей стали X18H9T представлены в таблице 3.3.

Рамки формообразующего корпуса образца сыпучего материала (1А, 2А, 3А и 4А) и теплоизолирующие элементы ЭМ, а также датчики теплового потока ДТП-1 и ДТП-2 изготовлены из высокопористого высокотемпературного теплоизоляционного материала ТЗМК-10. На рисунках 3.5 и 3.6 представлены схемы одной рамки формообразующего корпуса образца и датчика теплового потока соответственно. Основные характеристики материала ТЗМК-10 приведены в таблице 3.4.



Рисунок 3.3 – Общий вид экспериментального модуля ЭМ-2ВСМ



1 – двухслойное уширение НЭ,
 2 – место точечной сварки, 3 – рабочая зона НЭ.
 Рисунок 3.4 – Схема нагревательного элемента (НЭ)

T, °C	T, K	р, кг/м ³ [69]	λ, Bt/ (m°C) [69]	С _р , Дж/ (кг ^о С) [69]	р×10 ⁶ , Ом×м [70]	ε [71]	ε [71] (после прокатки и 1,75 ч нагрева при 980°С)	ε [72]
-73	200	7906	13,5	500,0	-	-	-	-
27	300	7900	14,5	505,0	-	-	-	-
127	400	7895	16,5	520,0	0,82	-	-	-
227	500	-	17,5	535,0	0,89	-	-	0,43
327	600	-	18,5	550,0	0,96	0,30	0,48	0,46
427	700	-	20,0	575,0	1,01	0,31	0,54	0,51
527	800	-	21,5	600,0	1,07	0,33	0,58	0,55
627	900	-	23,0	615,0	1,11	0,35	0,61	0,59
727	1000	7860	25,0	630,0	1,16	0,45	0,64	0,61
927	1200		25,8	660,0	-	0,86	0,67	0,645
1127	1400	7836	28,0	690,0	-	0,91	0,70	_

Таблица 3.3 – Характеристики нержавеющей стали Х18Н9Т (1Х18Н9Т)

Таблица 3.4 – Основные физические свойства материала ТЗМК-10

Характеристика	Значение
Химический состав [%]	$98 \div 99$ SiO ₂
Плотность - ρ , [кг/м ³]	140 ÷ 150
Излучательная способность - є	$0,8 \div 0,9$
Коэффициент теплопроводности - $\lambda(T)$ [Вт/(м °С)]	0,05 (при 20°С и Р=1 бар) 0,22 (при 800°С и Р=1 бар)
Теплоемкость – $C(T)$ [кДж/(кг °C)]	0,8 (при 20°С) 1,2 (при 800°С)
Предел прочности при растяжении, [МПа]	$0,20 \div 0,35$
Предел прочности при сжатии [МПа]	$0,40 \div 0,60$
Максимальная температура применения <i>Т</i> [°C]	1100 (длительно) 1250 (кратковременно)



1 – крепежная скоба термопары,

2 – термопара, 3 – крепежное отверстие.





Рисунок 3.6 – Схема датчика теплового потока

Схемы температурных измерений в датчиках теплового потока ДТП-1 и ДТП-2 представлены в таблице 3.5, координаты отсчитываются от нагреваемой поверхности соответствующего датчика.

Координата, мм / термопара	ДатчикДТП-1	Датчик ДТП-2	Примечание	
			Нагреваемая	
X_1/T_i	0,0 / T4	0,0 / T1	поверхность	
			датчика	
X_{2}/T	30/T-	30/T-	Внутренняя	
2/1i	5,0715	3,0717	термопара	
			Обратная	
X ₃ /T _i	20,0 / T ₆	20,0 / T ₈	поверхность	
			датчика	

Таблица 3.5 – Схемы температурных измерений в датчиках ДТП-1 и ДТП-2

Для управления проводимыми на стенде TBC-1M тепловыми испытаниями исследуемых образцов сыпучих материалов, включая: управление нагревом, проведение измерений, регистрацию, сбор, хранение и первичную обработку экспериментальных данных используется автоматизированная система научных исследований теплофизических процессов (АСНИ ТФП) экспериментального комплекса BTC-O3T.

Общий вид АСНИ ТФП экспериментального комплекса ВТС-ОЗТ, а также основные элементы АСНИ используемые при проведении данных испытаний представлены на рисунках 3.7 и 3.8.

АСНИ ТФП комплекса построена на основе модульных приборов измерения и контроля в стандарте РХІ компании National Instruments (США), обеспечивающих высокоточные измерения температуры и напряжения по 24-м термопарным каналам с разрешением 24-бит и высокоскоростное управление нагревом по 4-м аналоговым каналам со скоростью 2,8 Ms/s с разрешением 16-бит, а также на основе модульных приборов в стандарте LXI-VXI компании VXI Technology (США), обеспечивающих высокоточное измерение температуры



Внешний контроллер (ПК) узла №1, 2 - модульная система NI PXI,
 3 - рабочее место исследователя №1, 4 - Switch/Router локальной сети,
 5 - коммутирующий блок, 6 - крейт NI PXI, 7 - изотермический блок холодного спая термопар.

Рисунок 3.7 – Общий вид АСНИ ТФП экспериментального комплекса ВТС-ОЗТ



8 - рабочее место исследователя №2, 9 - внешний контроллер (ПК) узла №2, 10 - крейт VXI-LXI,
11 - измерительный модуль EX2500A



коннекторный блок SCB-68,
 коннекторные блоки TBX-68T,
 крейт NI PXI,
 коммутирующий блок,
 изотермический блок спая термопар,
 блок питания изотермического блока

Рисунок 3.8 – Элементы АСНИ ТФП

по 32 термопарным каналам со скоростью 1000 опросов/с на канал с разрешением 0,1°С. В качестве внешнего контроллера системы используется ПК Intel Core 2 Quad-E9300-2500MHz.

Для проведения тепловых измерений в тепловых испытаниях исследуемых образцов сыпучих материалов в качестве первичных термодатчиков использовались микротермопары типа Хромель-Алюмель (ХА) (тип К) с толщиной проволок 100мк. а также датчики нестационарных тепловых потоков ДТП-1 и ДТП-2, использующих такие же термопары.

Микротермопары сваривались способом «встык» и способом «с корольком» с использованием специальных установок УСМТП-1В и УСМТП-2К созданных в Тепловой лаборатории НИО-601 МАИ (см. рисунки 3.9 – 3.12).

Для измерения давления в вакуумной камере стенда ТВС-1М используется вакуумметр Мерадат-ВИТ19ИТ2 (рисунок 3.13), предназначенный для измерения давления сухого воздуха и азота в вакуумных системах лабораторного и промышленного назначения. Прибор внесен в Государственный реестр средств измерений под № 41616-09.

Для повышения надежности работы системы вакуумирования на стенде TBC-1M дополнительно используется вакуумный датчики Pfieffer PCR 280 (рисунок 3.14) компании Pfieffer Vacuum, который используется для измерения давления газов в диапазоне 5×10^{-5} ... 1500 мбар и представляет собой комбинацию датчика Пирани (Pirani) и мембранного емкостного датчика. В процессе работы оба датчика активны. При низких давлениях используется только сигнал с датчика Пирани, а при высоких давлениях только сигнал с мембранного емкостного датчика, тем самым, перекрывая весь рабочий диапазон. Датчик работает совместно с двухканальным блоком питания, управления и отображения Pfeiffer TPG 262 (рисунок 3.13).

Для калибровки микротермопар использовалась высокотемпературная печь Pegasus Plus 1200 (рисунок 3.15).





Рисунок 3.9 – Общий вид установки УСМТП-1В



Рисунок 3.10 – Образцы микротермопар сваренных способом "встык" (увеличено)





Рисунок 3.11 – Общий вид установки УСМТП-2К

Рисунок 3.12 – Образцы микротермопар, сваренных способом "с корольком" (увеличено)

Для наблюдения и исследования внутренней структуры, исследуемых образцов сыпучих материалов до и после тепловых испытаний использовался Высокотехнологичный микроскоп OLIMPUS SZX2-ZB16 (рисунок 3.16).



Двухканальный блок управления и питания Pfieffer TPG 262 для вакуумных датчиков Pfieffer

Вакуумметр Мерадат-ВИТ19ИТ2

Рисунок 3.13 – Приборы измерения давления в вакуумной камере

стенда ТВС-1М



Рисунок 3.14 – Вакуумные датчики и соединительная арматура



Рисунок 3.15 – Высокотемпературная печь для калибровки термопар Pegasus Plus 1200



Рисунок 3.16 - Микроскоп OLIMPUS SZX2-ZB16

3.3. Подготовка и проведение эксперимента

В тепловых испытаниях исследованию подвергался образец ПК-1 – кварцевый песок, представляющий собой смесь пылевидных, мелкозернистых и среднезернистых фракций обогащенного кварцевого песка природного происхождения с размерами частиц 0+ ÷ 0,63мм и с содержанием двуокиси кремния (SiO₂) ≈95%.

В рамках данной работы было произведено три испытания образцов сыпучих материалов: пробное, штатное в воздушной среде, штатное в вакууме.

Для оценки структуры сыпучего материала ПК-1 на рисунке 3.17 представлены фотографии толстого и тонкого слоев материала, полученные с использованием микроскопа OLIMPUS SZX2-ZB16 при различном оптическом увеличении (3.5x, 5.5x, 17.5x, 40x).

Плотность (насыпная) неуплотненного материала ПК-1 определялась из расчета после взвешивания известного объема материала и равнялась **1407кг/м³**.

В соответствии с разработанной методикой подготовки и проведения тепловых испытаний сыпучих материалов экспериментальный образец материала ПК-1 формировался в процессе окончательной сборки экспериментального модуля ЭМ-2BCM. При формировании образца, ПО мере заполнения формообразующего корпуса, проводится уплотнение материала путем многократного постукивания по силовой конструкции модуля.

На рисунке 3.18 представлены отдельные этапы формирования образца и окончательной сборки модуля.



Толстый слой, (метка 2мм)



Толстый слой, (метка 500мкм)



Толстый слой, (метка 200мкм)



Толстый слой, (метка 100мкм)



Тонкий слой, (метка 2мм)



Тонкий слой, (метка 1мм)



Тонкий слой, (метка 200мкм)



```
Тонкий слой, (метка 100мкм)
```

Рисунок 3.17- Фотографии материала ПК-1 при различном увеличении



Модуль с установленным НЭ и датчиком ДТП-2



Засыпка материала



Датчик ДТП-1 перед установкой



Модуль ЭМ-2ВСМ подготовлен к испытаниям



Установлены рамки 1 и 2 формообразующего корпуса



Образец сформирован



Датчик ДТП-1 установлен на образец



Модуль ЭМ-2ВСМ в ВК стенда ТВС-1М

Рисунок 3.18 – Основные этапы формирования образца и сборки ЭМ

103

В таблице 3.6 представлены геометрические и массовые характеристики сформированного экспериментального образца сыпучего материала ПК-1.

Таблица 3.6 – Характеристики экспериментального образца сыпучего материала ПК-1

Длина, мм	Ширина, мм	Толщина, мм	Плотность уплотненного материала, кг/м ³	
100,0	100,0	30,0	1565,0	

Схема температурных измерений в образце сыпучего материала ПК-1 представлена в таблице 3.7.

Таблица 3.7 – Схема температурных измерений в образце сыпучего материала ПК-1(координаты отсчитываются от нагреваемой поверхности образца).

Координата Х _і , мм / термопара Т _і	Примечание
0,0 / T ₁	Нагреваемая поверхность образца
10,0 / T ₂	Внутренняя термопара
20,0 / T ₃	Внутренняя термопара
30,0 / T 4	Обратная поверхность образца

Здесь предполагается, что температура на поверхности образца совпадает с температурой измеренной термопарой Т_{НЭ} установленной на НЭ.

Схема температурных измерений внутри датчиков теплового потока ДТП-1 и ДТП-2 из материала ТЗМК-10 представлена в таблице 3.8. Координаты отсчитываются от нагреваемой поверхности соответствующего датчика.

Координата, мм / термопара	Датчик ДТП- 1	Датчик ДТП-2	Примечание
X_{i}/T_{i}	0,0 / T4	0,0 / T ₁	Нагреваемая поверхность датчика
X_2/T_i	3,0 / T5	3,0 / T ₇	Внутренняя термопара
X ₃ /T _i	20,0 / T ₆	20,0 / T ₈	Обратная поверхность датчика

Таблица 3.8 – Схема температурных измерений в датчиках ДТП-1 и ДТП-2

Здесь предполагается, что температура на нагреваемой поверхности датчика ДТП-2 совпадает с температурой, измеренной термопарой Т_{НЭ}, установленной на НЭ, а температура на нагреваемой поверхности датчика ДТП-1 совпадает с температурой, измеренной термопарой Т₄, установленной на обратной поверхности образца.

На рисунке 3.19 показана схема экспериментального модуля ЭМ-2ВСМ, подготовленного к проведению тепловых испытаний образца сыпучего материала ПК-1.

Перед установкой модуля ЭМ-2ВСМ в ВК стенда проводится тестирование и проверка работы термопар, установленных в модуле.

После установки модуля ЭМ-2ВСМ с экспериментальным образцом в вакуумную камеру (ВК) стенда ТВС-1М модуль подключается к силовым токоподводящим проводам стенда. Шланги системы водяного охлаждения модуля подключаются к системе водяного охлаждения стенда. Провода термопар подключаются к коннекторным планкам ВК стенда (рисунок 3.18), которые через герморазъем ВК соединены с измерительными линиями АСНИ ТФП комплекса ВТС- ОЗТ (рисунок 3.8).

Перед каждым тепловым испытанием выполнялась сушка в вакууме экспериментальной сборки с образцом при температуре 250°С и технологический прогрев (прожиг) образца установленного в ЭМ-2ВСМ в ВК стенда ТВС-1М



1 – прижимная планка НЭ, 2 – Корпус формообразующий, 3 –нагревательный элемент, 4 – верхняя прижимная теплоизолирующая пластина, 5 – датчик теплового потока ДТП-1, 6 – экспериментальный образец, 7 – чувствительный элемент (ЧЭ) датчика ДТП-1, 8 – датчик теплового потока ДТП-2, 9 - нижняя прижимная теплоизолирующая пластина, 10 – чувствительный элемент (ЧЭ) датчика ДТП-2, 11 - точки измерения напряжения на границах

рабочей зоны НЭ, 12 – рабочая область образца.

1А ÷ 4А – рамки формообразующего корпуса образца.

Термопары:

Т_{НЭ} – «управляющая» термопара на нагревательном элементе;

- T₁ на нагреваемой поверхности образца;
- Т₂, Т₃, внутри образца;
- Т₄ на нагреваемой поверхности ЧЭ ДТП-1;
- Т₅ внутри ЧЭ ДТП-1;
- Т₆ на обратной поверхности ЧЭ ДТП-1;
- Т₇ внутри ЧЭ ДТП-2;
- Т₈- на обратной поверхности ЧЭ ДТП-2.

Рисунок 3.19 – Схема тепловых испытаний с модулем ЭМ-2ВСМ

при температуре ~500°С в вакууме при давлении ~ 1,0×10⁻⁶ с целью удаления летучих компонентов из пористых материалов образцов, датчиков теплового потока, технологических материалов экспериментального модуля, а также для удаления адсорбированной и связанной влаги из образца и элементов теплоизолирующих оправок и датчиков.

После прожига ЭМ с образец охлаждается и сохраняется в условиях вакуума до начала проведения пробных или штатных испытаний.

В соответствии с методикой проведения испытаний, сначала было проведено пробное испытание образца материала ПК-1 на пониженном режиме нагрева

с максимальной температурой T_{1мах} = 750°С в воздушной среде при давлении 1бар.

Результаты температурных измерений в образце и в датчиках ДТП-1 и ДТП-2 в виде термограмм _{T_i}(τ) (таблицы и графики) сохранялись в электронном виде и затем обрабатывались. На рисунках 3.20 – 3.23 в виде графиков представлены результаты пробного теплового испытаний сыпучего материала ПК-1.

Программа нагрева T_{pr}(τ), реализованная в пробном испытании, представлена на рисунке 3.20. Нагрев был выключен в момент времени τ≈1348с. Запись показаний термопар была выключена в момент времени т≈1607с.



Рисунок 3.20 – Результаты **пробного** испытания сыпучего материала **ПК-1 (750°С, Р=1бар)**, (Общий график)



Рисунок 3.21 – Результаты **пробного** испытания сыпучего материала **ПК-1** (750°С, Р=1бар), (Образец)

108


Рисунок 3.22 – Результаты пробного испытания сыпучего материала ПК-1 (750°С, Р=1бар), (Датчик ДТП-1)



Рисунок 3.23 – Результаты пробного испытания сыпучего материала ПК-1 (750°С, Р=1бар), (Датчик ДТП-2)

Штатные тепловые испытания образца сыпучего материала ПК-1 были проведены на режимах нагрева с T_{1мах} = 1000°C в воздушной среде при давлении 1бар и в вакууме при давлении в ВК стенда в диапазоне 1,17×10⁻⁷ ÷ 3,31×10⁻⁷ бар.

На рисунках 3.24 – 3.29 в виде графиков представлены результаты штатного теплового испытаний сыпучего материала ПК-1 в воздушной среде при давлении в ВК 1бар.

Плотность теплового потока на обратной поверхности образца определяется из решения соответствующей граничной ОЗТ по результатам температурных измерений в датчике ДТП-1.

Программа нагрева $T_{pr}(\tau)$, реализованная в штатном испытании, представлена на рисунках 3.24-3.27. Нагрев был выключен в момент времени $\tau \approx 1365c$. Запись показаний термопар была выключена в момент времени $\tau \approx 1580c$.



Рисунок 3.24 – Результаты штатного испытания сыпучего материала ПК-1 (1000°С, Р=1бар), (Общий график)



Рисунок 3.25 – Результаты штатного испытания сыпучего материала ПК-1 (1000°С, Р=1бар), (Образец)



Рисунок 3.26 – Результаты штатного испытания сыпучего материала ПК-1 (1000°С, Р=1бар), (Датчик ДТП-1)



Рисунок 3.27 – Результаты штатного испытания сыпучего материала ПК-1 (1000°С, Р=1бар), (Датчик ДТП-2)



Рисунок 3.28 – Плотность теплового потока *q*_{*H*3} в **штатном** испытании сыпучего материала **ПК-1** (1000°С, **Р=1бар)**, (Общий график)



Рисунок 3.29 – Плотность теплового потока *q*_{HЭ} в штатном испытании сыпучего материала ПК-1 (1000°С, Р=1бар), (График в увеличенном масштабе)

После завершения штатных испытания в воздушной среде при давлении 1 бар без извлечения ЭМ с образцом из ВК стенда было проведено тепловое испытания образца сыпучего материала ПК-1 в условиях вакуума при давлении в ВК P=1,17×10⁻⁷ ÷ 3,31×10⁻⁷ бар.

На рисунках 3.30 – 3.35 в виде графиков представлены результаты штатного теплового испытаний сыпучего материала ПК-1 в вакууме при давлении **1,17×10⁻⁷ бар** ÷ **3,31×10⁻⁷**.

Программа нагрева $T_{pr}(\tau)$, реализованная в данном штатном испытании, представлена на рисунке 3.30. Нагрев был выключен в момент времени $\tau \approx 3621c$. Запись показаний термопар была выключена в момент времени $\tau \approx 4186c$.



Рисунок 3.30 – Результаты штатного испытания сыпучего материала ПК-1 (1000℃, Р=1,17×10⁻⁷ бар ÷ 3,31×10⁻⁷), (Общий график)



Рисунок 3.31 – Результаты штатного испытания сыпучего материала ПК-1 (1000°С, P=1,17×10⁻⁷ бар ÷ 3,31×10⁻⁷), (Образец)



Рисунок 3.32 – Результаты штатного испытания сыпучего материала ПК-1 (1000°С, P=1,17×10⁻⁷ бар ÷ 3,31×10⁻⁷), (Датчик ДТП-1)



Рисунок 3.33 – Результаты штатного испытания сыпучего материала ПК-1 (1000°С, Р=1,17×10⁻⁷ бар ÷ 3,31×10⁻⁷), (Датчик ДТП-2)



Рисунок 3.34 – Плотность теплового потока q_{H3} в штатном испытании сыпучего материала ПК-1 (1000°С, P=1,17×10⁻⁷ бар ÷ 3,31×10⁻⁷), (Общий график)



Рисунок 3.35 – Плотность теплового потока q_{H3} в штатном испытании сыпучего материала ПК-1 (1000°С, P=11,17×10⁻⁷ бар ÷ 3,31×10⁻⁷), (График в увеличенном масштабе)

После завершения тепловых испытаний образца сыпучего материала ПК-1, с целью анализа состояния образца и датчиков ДТП-1 и ДТП-2 была проведена разборка ЭМ-2ВСМ.

На рисунке 3.36 представлены фотографии некоторых элементов экспериментальной сборки модуля после проведенных пробного и штатного испытаний.

Результаты проведенных тепловых испытаний исследуемого образца сыпучего материала ПК-1 приведены ниже.

Для **всех** проведенных испытаний (пробного, штатного в воздушной среде, штатного в вакууме):

- удалось достаточно хорошо реализовать заданную программу нагрева НЭ и нагреваемой поверхности исследуемого образца сыпучего материала ПК-1;

- значения температур на нагреваемой поверхности образца T₁ и на НЭ T_{нэ} совпадают, поскольку термопара установлена между образцом и нагревателем;

- характер изменения температур $T_i(\tau)$ в точках измерений в образце и в датчиках теплового потока ДТП-1 и ДТП-2 соответствует физическому смыслу процессов теплообмена протекающих в экспериментальной сборке ЭМ на участках нагрева и охлаждения и зависит от режима нагрева, от теплофизических свойств исследуемого образца сыпучего материала ПК-1 и материала датчиков ДТП-1 и ДТП-2, а также от геометрических размеров и взаимного расположения элементов экспериментальной сборки, и реализованных в ней схем температурных измерений;

- значения температуры на обратной поверхности образца и нагреваемой поверхности датчика ДТП-1 совпадают. Это связано с тем, что в использованной схеме измерений в экспериментальной сборке эти температуры измеряются одной термопарой Т₄, фактически установленной на стыке между образцом и датчиком ДТП-1;

- значения температуры на нагреваемой поверхности датчика ДТП-2, находящейся в непосредственном контакте с НЭ совпадают со значениями



Обратная поверхность датчика ДТП-1



Обратная поверхность образца



Формообразующий корпус образца



Нагревательный элемент



Материал образца ПК-1 до испытаний



Материал образца ПК-1 после испытаний

Рисунок 3.36 – Фотографии некоторых элементов ЭМ-2ВСМ и сыпучего материала ПК-1 после тепловых испытаний.

температуры измеренными термопарами T_{нэ} и T₁, установленными на НЭ, что соответствует принятой схеме измерений.

Результаты пробного теплового испытания:

- в пробном тепловом испытании проведенном в воздушной среде при давлении **P=1бар** на временном участке от $\tau = 0$ с до $\tau = 300$ с был реализован монотонный нагрев от начальной температуры $T_R = 27,2^{\circ}$ С до температуры $T_{\text{маx}} \approx 750^{\circ}$ С с темпом нагрева $\approx 2,5^{\circ}$ С/с. Затем до момента времени $\tau_e = 1348$ с поддерживалась постоянная температура НЭ $\approx 750^{\circ}$ С. После чего нагрев был прекращен, и происходило охлаждение экспериментальной сборки в условиях работы системы водяного охлаждения модуля. В момент времени $\tau=1607$ с запись показаний термопар была прекращена;

- на участке монотонного нагрева наблюдается некоторое отставание температур $T_{_{H3}}$ и температуры нагреваемой поверхности образца T_1 от программных значений $T_{_{np}}$. На участке выхода температур $T_{_{H3}}$ и T_1 на постоянное значение $T_{_{Max}}$ равное 750°С наблюдается превышение этой температуры на ≈ 20 °С, что связано с резким программным изменением температуры нагрева. Следует отметить, что наблюдаемые отклонения температур не влияют на результаты последующего определения эффективных ТФХ исследуемого материала из решения ОЗТ, поскольку данная методика позволяет определять теплофизические характеристики, не накладывая жестких ограничений на характер изменения температуры T_1 в процессе нагрева.

Результаты штатного теплового испытания, проведенного в воздушной среде:

- в штатном тепловом испытании проведенном в воздушной среде при давлении **P=1бар** на временном участке от $\tau = 0$ с до $\tau = 300$ с был реализован монотонный нагрев от начальной температуры $T_R = 27,66^{\circ}$ С до температуры $T_{\text{max}} \approx 1000^{\circ}$ С

с темпом нагрева $\approx 3,25$ °C/с. Затем до момента времени $\tau_e = 1365$ с поддерживалась постоянная температура НЭ 1000°С. После чего нагрев был прекращен, и

происходило охлаждение экспериментальной сборки в условиях работы системы водяного охлаждения модуля. В момент времени τ=1580с запись показаний термопар была прекращена;

- в начале участка монотонного нагрева наблюдается некоторое отставание температур T_{H_3} и температуры нагреваемой поверхности образца T_1 от программных значений T_{np} . На участке выхода температур T_{H_3} и T_1 на постоянное значение T_{max} равное 1000°C наблюдается превышение этой температуры на $\approx 12°$ C, что связано с резким программным изменением температуры нагрева. Следует отметить, что наблюдаемые отклонения температур не влияют на результаты последующего определения эффективных ТФХ исследуемого материала из решения ОЗТ, поскольку данная методика позволяет определять теплофизические характеристики не накладывая жестких ограничений на характер изменения температуры T_1 в процессе нагрева;

плотность теплового потока *q_{HЭ}*, рассчитанная по электрическим параметрам НЭ (рисунки 3.28 – 3.29) достигает своего максимального значения ≈37,660 кВт/м² в момент времени ≈300с.

Результаты штатного теплового испытания, проведенного в вакууме:

- в штатном тепловом испытании проведенном в вакууме при давлении P=1,17×10⁻⁷ бар ÷ 3,31×10⁻⁷, на временном участке от $\tau = 0$ с до $\tau = 300$ с был реализован монотонный нагрев от начальной температуры $T_R = 24,73^{\circ}C$ до температуры $T_{max} \approx 1000^{\circ}C$ с темпом нагрева $\approx 3,25^{\circ}C/c$. Затем до момента времени $\tau_e = 3621$ с поддерживалась постоянная температура НЭ $\approx 1000^{\circ}C$. После чего нагрев был прекращен, и происходило охлаждение экспериментальной сборки в условиях работы системы водяного охлаждения модуля. В момент времени $\tau = 4186$ с запись показаний термопар была прекращена;

- в начале участка монотонного нагрева наблюдается некоторое отставание температур T_{H_3} и температуры нагреваемой поверхности образца T_1 от программных значений T_{np} . На участке выхода температур T_{H_3} и T_1 на постоянное значение T_{max} равное 1000°С наблюдается превышение этой температуры на \approx

13°С, что связано с резким программным изменением температуры нагрева. Следует отметить, что наблюдаемые отклонения температур не влияют на результаты последующего определения эффективных ТФХ исследуемого материала

из решения ОЗТ, поскольку данная методика позволяет определять теплофизические характеристики, не накладывая жестких ограничений на характер изменения температуры T₁ в процессе нагрева;

- плотность теплового потока q_{H3} , рассчитанная по электрическим параметрам НЭ (рисунки 3.34 – 3.35), достигает своего максимального значения \approx 20,0 кВт/м² в момент времени \approx 300с

3.4. Обработка результатов эксперимента

Целью проведения экспериментальных исследований, описанных выше, является определение теплофизических характеристик симулятора лунного реголита, а именно теплопроводности λ и объемной теплоемкости *C*. Определение указанных ТФХ осуществлялось методами ОЗТ в два этапа на основании данных, полученных в результате экспериментов.

На первом этапе определялся нестационарный тепловой поток, исходящий от внутренней поверхности сыпучего материала. Для этого использовались показания термопар датчика ДТП-1. Предполагалось, что коэффициенты уравнения теплопроводности (теплофизические характеристики материала ТЗМК-10) известны. Правым граничным условием первого рода задавались экспериментальные значения термопары T_6 . Показания термопар T_4 и T_5 использовались в качестве дополнительных измерений. Левое граничное условие второго рода (тепловой поток $q(\tau)$), требовалось определить.

В результате расчетов, произведенных в программном комплексе СНАМАТІ (НИО-601 МАИ), были получены значения теплового потока на внутренней границе материала. Эти значения приведены на рисунке 3.37.



б

Рисунок 3.37 – Значения теплового потока на внутренней поверхности сыпучего материала: а – эксперимент в вакууме; б – эксперимент в воздушной среде.

Далее были определены теплопроводность и объемная теплоемкость образца. В качестве дополнительной исследуемого информации были использованы показания термопар $T_1 - T_4$, а определенное ранее значение теплового потока - в качестве правого граничного условия второго рода $q_2(\tau)$.

Плотность теплового потока на нагреваемых поверхностях образцов $q_l(\tau)$, может быть определена по электрической мощности w(r) нагревательного элемента на основе измерений действующего напряжения U(r) на границах рабочей зоны нагревательного элемента с площадью А и действующей силы тока $I(\tau)$ в цепи нагревательного элемента:

$$q_1^*(\tau) = W(\tau)/(2*A), \ 0 \le \tau \le \tau_{\max}$$
 (3.45)

Для данных испытаний, в экспериментальном модуле был использован нагревательный элемент в виде фольги из жаростойкой нержавеющей стали длинной 180 мм, шириной 140 и толщиной 0,1 мм. В качестве рабочей зоны нагревательного элемента для определения $q_1^*(\tau)$ рассматривалась область с размерами 140 x 70 мм. Таким образом A = 0,00959 м2.

Можно оценить учесть потери тепла И за счет теплоемкости нагревательного элемента из нержавеющей стали. Плотность теплового потока на нагреваемой поверхности образца с учетом потерь тепла:

$$q_1(\tau) = q_1^*(\tau) - q_h(\tau)/2 \quad . \tag{3.46}$$

Тепловые потери за счет нагрева самого нагревательного элемента можно оценить как:

$$q_h(\tau) = \rho_h \delta_h c_h \frac{\partial T_h(\tau)}{\partial \tau} , \qquad (3.47)$$

где: ho_h = 7900 кг/м3 - плотность нержавеющей стали; δ_h = 0,0001 м толщина нагревательного элемента; $c_h = (450 + 0.57 \text{ T}) \text{ Дж/(кг*гр)}$ - удельная теплоемкость нержавеющей стали.

Вычисление производной температуры $\partial \tau$ осуществлялось с помощью интерполяции полученных экспериментальных данных на равномерной сетки с помощью сглаживающего полинома второго порядка, определяемого на шести узлах исходной неравномерной сетки, расположенных по обе стороны от рассматриваемой точки. Производная температуры по времени определялась по значениям температуры на новой сетке как производная функции, содержащей случайные ошибки

$$\frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{1}{10\Delta \tau} \left(-2T_{j-2} - T_{j-1} + T_{j+1} + 2T_{j-2} \right)$$
(3.48)

Полученные экспериментальные данные использовались для определения теплофизических характеристик испытываемых материалов. Для этого результаты испытаний были преобразованы и подготовлены соответственно требованиям используемого программного обеспечения для решения задач идентификации.

Сравнение значений температуры, полученных из решения обратной задачи и измеренных экспериментально, представлены на рисунке 3.38 и 3.39. Результаты определения зависимостей $\lambda(T)$ и C(T) для симулятора лунного грунта представлены на рисунках 3.40 и 3.41. В таблице 3.9 представлены полученные оценки среднеквадратичного и максимального расхождения экспериментальных и расчетных значений температур.

Таблица 3.9 – Оценки среднеквадратичного и максимального расхождения экспериментальных и расчетных значений температур

Эксперимент	Среднеквадратичное расхождение температур (К)	Максимальное расхождение температур (К)
Вакуум	5.63	16.4
Воздух	6.31	17.1

 $\partial T_h(\tau)$



Рисуно

к 3.38 – Сравнение расчетных и измеренных значений температур (эксперимент в вакууме)



Рисунок 3.39 – Сравнение расчетных и измеренных значений температур (эксперимент в воздушной среде)



Рисунок 3.40 – Полученное значение коэффициента теплопроводности для симулятора лунного грунта: 1 - эксперимент в вакууме, 2 - эксперимент в воздушной среде



Рисунок 3.41 – Полученное значение коэффициента объемной теплоемкости для симулятора лунного грунта: 1 - эксперимент в вакууме, 2 - эксперимент в воздушной среде.

Следует отметить, что в испытании в воздушной среде скорость прогрева образца существенно выше, а время нагрева до момента возникновения заметной реакции термопар T_4 , T_5 и T_6 , установленных в датчике ДТП-1, значительно короче, по сравнению со значениями, полученными в испытании, проведенном в вакууме. По-видимому, это связано с значительным вкладом конвекции в процесс теплообмена. При испытании в вакууме сыпучий материал фактически работает, как высокоэффективная порошково-вакуумная теплоизоляция.

В испытаниях в воздушной среде изменение температуры T_2 в точке образца, расположенной на расстоянии 20мм от его нагреваемой поверхности, происходит медленнее, чем изменение температуры T_8 в точке на обратной поверхности ДТП-2, расположенной на таком же расстоянии 20 мм от нагревательного элемента. Наблюдаемые различия в температурах T_2 и T_8 существенно увеличиваются при испытаниях в вакууме. Это позволяет ожидать более высоких теплоизоляционных свойств сыпучего материала по сравнению с теплоизоляционными свойствами волокнистого материала ТЗМК-10 особенно в вакууме.

В испытании в воздушной среде для нагрева поверхности образца до заданной максимальной температуры $T_{\text{мах}} = 1000^{\circ}\text{C}$ требуется обеспечить существенно большее значение плотности теплового потока на поверхности НЭ по сравнению с испытанием в вакууме. Это также связано с влиянием конвекции на теплообмен в системе образец ПК-1 – термопары – датчики.

Глава 4 Расчетно-экспериментальное исследование математической модели плавления сыпучего материала под воздействием поверхностного концентрированного теплового радиационного излучения

4.1. Методика идентификации математических моделей плавления лунного грунта

Решение задачи идентификации математической модели плавления (спекания) в поверхностных слоях симуляторов лунного грунта целесообразно проводить итерационно с последующим увеличением числа учитываемых факторов. Поскольку работа является начальной, в ней рассматривалась достаточно приближенная модель теплопереноса.

Для определенности, рассмотрим задачу физического моделирования процесса спекания сыпучего материала на поверхности. Задача описания процесса теплового воздействия, может быть сформулирована следующим образом (рис. 4.1) Ограниченная пластина размером *a x a* толщиной *d* подвергается воздействию нормально падающего теплового потока *q*_l. На остальных гранях предполагается теплоизолированность. Измерение температуры проводится только в двух внутренних точках.



Рисунок 4.1 – Схема процесса теплопереноса в симуляторе лунного грунта

Математическая модель теплопереноса в рассматриваемой системе представляет собой краевую задачу, включающую уравнение теплопереноса, а также, начальные и граничные условия и, следуя анализу, проведенному в главе 2, имеет следующий вид:

$$C(T)\frac{\partial T}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda(T)\frac{\partial T}{\partial x}\right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(\lambda(T)\frac{\partial T}{\partial y}\right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\lambda(T)\frac{\partial T}{\partial z}\right) + q_{v} + q_{nv}, \quad (4.1)$$

$$x \in \left(-a/2, +a/2\right), y \in \left(-a/2, +a/2\right), z \in \left(0, d\right), \tau \in \left(0, \tau_{m}\right]$$

$$T(x, y, z, 0) = T_{0}(x, y, z), \quad x \in \left[-a/2, +a/2\right], y \in \left[-a/2, +a/2\right], z \in \left[0, d\right], \quad (4.2)$$

$$-\lambda(T)\frac{\partial T(-a/2, y, z, \tau)}{\partial x} = 0, \quad -\lambda(T)\frac{\partial T(a/2, y, z, \tau)}{\partial x} = 0, \quad (4.3)$$
$$y \in [-a/2, +a/2], z \in [0, d]$$

$$-\lambda(T)\frac{\partial T(x,-a/2,z,\tau)}{\partial y} = 0, \quad -\lambda(T)\frac{\partial T(x,a/2,z,\tau)}{\partial y} = 0, \quad (4.4)$$
$$x \in [-a/2,+a/2], \quad z \in [0,d]$$

$$-\lambda(T)\frac{\partial T(x,y,0,\tau)}{\partial z} = 0, -\lambda(T)\frac{\partial T(x,y,d,\tau)}{\partial z} = q_l, \qquad (4.5)$$
$$x \in [-a/2, +a/2], y \in [-a/2, +a/2]$$

В случае нагрева симулятора тепловое воздействие лазера, поглощенного верхней свободной поверхностью порошкового слоя, аппроксимируется по нормальному распределению:

$$q_{l}(x, y, \tau) = \frac{2A_{s}Q}{\pi r^{2}} \exp\left[\frac{2(x^{2} + y^{2})}{r^{2}}\right],$$
(4.6)

где q_l – плотность поглощенного теплового потока, излучаемого лазером;

Q – тепловая мощность излучаемого лазером;

r – радиус луча лазера;

А_s – поглощающая способность материала.

Внутреннее тепловыделение аппроксимируется следующим образом:

$$q_V(x, y, z, \tau) = \frac{3A_s Q}{\pi r^2 (d-z)} \exp\left[-\frac{3(x^2 + y^2)}{r^2}\right]$$
(4.7)

И внутреннее теплопоглощение за счет плавления определяется как $q_{nn}(x, y, z, \tau) = \beta(T) \rho \Delta H,$ (4.8)

где ΔH - удельная теплота плавления симулятора грунта,

$$\beta(T) = \begin{cases} 0, & ec\pi u \quad T \leq T_S \\ \left(\frac{\partial T / \partial \tau}{T_S - T_L}\right) ec\pi u \quad T_S \leq T \leq T_L \\ 0, & ec\pi u \quad T \geq T_L \end{cases}$$

В качестве неизвестных параметров в данной работе рассматриваются A_sQ и ΔH , предполагаемые константами. Разработанный алгоритм основывается на решении обратной задачи теплообмена по результатам измерений внутренних температур образца:

Для упрощения записи введем обозначение:

$$Q_l = A_s Q \tag{4.9}$$

Для того что бы окончательно сформировать постановку задачи, помимо модели (4.1) – (4.8), необходима экспериментальная информация о тепловом состоянии исследуемого порошка в некоторых внутренних точках.

$$T(x_m, y_m, z_m, \tau) = f_m^{\mathfrak{skcn}}(\tau), \ m = \overline{1, M}$$
(4.10)

Здесь (x_m, y_m, z_m) – координаты *М* точек, в которых производилось измерение температуры.

В операторном виде задача определения комплекса характеристик $\overline{u} = \{Q_l, \Delta H\}$ может быть сформулирована как решение уравнения

$$A\overline{u} = f , \qquad (4.11)$$

где под оператором *А* понимается краевая задача (4.1)–(4.8), а под *f* _ совокупность экспериментальных измерений (4.10). Следуя принципу

итерационной регуляризации и введя в рассмотрение среднеквадратичный функционал невязки расчетных и экспериментально-измеренных температур [67], сформулируем задачу следующим образом: необходимо определить такое значение $\bar{u} = \{Q_l, \Delta H\}$, при котором выполняется условие

$$J(\overline{u}) = \sum_{m=1}^{M} \int_{0}^{\tau_m} \left[A_m \overline{u} - f_m(\tau) \right]^2 d\tau \le \delta^2$$
(4.12)

В результате задача сводится к задаче минимизации функционала $J(\bar{u})$. При этом, в случае, когда определяемые характеристики являются постоянными величинами, весьма эффективным является применение метода последовательных приближений с использованием линейной оценки приращения вектора неизвестных характеристик на *s*-ой итерации $\Delta \bar{u}^s$ [67], задаваемого на каждой итерации следующим образом:

$$J(\overline{u}^{s+1}) = \min J(u^s + \Delta \overline{u}^s)$$
(4.13)

где
$$\Delta \overline{u} \in R^{N_u}, N_u = 2.$$

При этом, $\Delta \overline{u}^s$ определяется из условия:

$$\frac{\partial J}{\partial \Delta \overline{u}} \left(u^s + \Delta \overline{u}^s \right) = 0 \tag{4.14}$$

ИЛИ

$$2\sum_{m=1}^{M} \int_{0}^{\tau_{m}} \left[A_{m}(u^{s} + \Delta \overline{u}^{s}) - f_{m}(\tau) \right] (A_{m})_{\overline{u}}' \,\overline{e}d\tau =$$

$$= 2\sum_{m=1}^{M} \int_{0}^{\tau_{m}} \left[A_{m}(u^{s}) + ((A_{m})_{\overline{u}}' \,\Delta \overline{u}^{s})^{T} - f_{m}(\tau) \right] (A_{m})_{\overline{u}}' \,\overline{e}d\tau = 0$$
(4.15)

где $\overline{e} = \{e_i\}_1^{N_u} = \{1\}_1^{N_u}$ – единичный вектор. В результате получаем систему линейных алгебраических уравнений:

$$-\sum_{m=1}^{M} \int_{0}^{\tau_{m}} \left[A_{m}(u^{s}) - f_{m}(\tau) \right] (A_{m})_{\overline{u}}^{\prime} \overline{e} d\tau =$$

$$= \sum_{k=1}^{N_{u}} \sum_{m=1}^{M} \int_{0}^{\tau_{m}} ((A_{m})_{\overline{u}_{k}}^{\prime} \overline{e}) ((A_{m})_{\overline{u}}^{\prime} \overline{e})^{T} \Delta \overline{u}^{s} d\tau,$$

$$(4.16)$$

ИЛИ

$$-\sum_{m=1}^{M} \int_{0}^{\tau_{m}} \left[A_{m}(u^{s}) - f_{m}(\tau) \right] (A_{m})'_{\overline{u}_{i}} e_{i} d\tau =$$

$$= \sum_{k=1}^{N_{u}} \sum_{m=1}^{M} \int_{0}^{\tau_{m}} ((A_{m})'_{\overline{u}_{k}} e_{k}) ((A_{m})'_{\overline{u}} e_{i}) \Delta \overline{u}_{k} d\tau, \ i = \overline{1, N_{u}}$$
(4.17)

С целью получения выражения для $(A)'_{\overline{u}}$, следуя предложенному в [67] подходу, предположим, что неизвестная характеристика u_i получила приращение Δu_i , при этом некоторое приращение $\theta_i(x, y, z, \tau)$ получит и поле температур в рассматриваемой системе. С точностью порядка $O(\Delta \overline{u}^2)$ приращение $\theta_i(x, y, z, \tau)$ удовлетворяет следующей краевой задаче:

$$C(T)\frac{\partial\theta_{i}}{\partial\tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda(T)\frac{\partial\theta_{i}}{\partial x}\right) + \frac{\partial}{\partial x} \frac{\partial\theta_{i}}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \frac{\partial\theta_{i}}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \frac{\partial\theta_{i}}{\partial x} + \frac{\partial^{2}T}{\partial x} \frac{\partial\lambda}{\partial T} + \frac{\partial^{2}T}{\partial x} + \frac{\partial^{2}T}{\partial$$

$$\theta_i(x, y, z, 0) = 0,$$

$$x \in [-a/2, +a/2], y \in [-a/2, +a/2], z \in [0,d],$$
(4.19)

$$\lambda \frac{\partial \theta_{i} \left(-a/2, y, z, \tau\right)}{\partial x} + \frac{\partial T}{\partial x} \frac{d\lambda}{dT} \theta_{i} \left(-a/2, y, z, \tau\right) = 0$$

$$\lambda \frac{\partial \theta_{i} \left(a/2, y, z, \tau\right)}{\partial x} + \frac{\partial T}{\partial x} \frac{d\lambda}{dT} \theta_{i} \left(a/2, y, z, \tau\right) = 0$$

$$y \in \left[-a/2, +a/2\right], z \in \left[0, d\right]$$
(4.20)

$$\lambda \frac{\partial \theta_{i}(x, -a/2, z, \tau)}{\partial y} + \frac{\partial T}{\partial y} \frac{d\lambda}{dT} \theta_{i}(x, -a/2, z, \tau) = 0,$$

$$\lambda \frac{\partial \theta_{i}(x, a/2, z, \tau)}{\partial y} + \frac{\partial T}{\partial y} \frac{d\lambda}{dT} \theta_{i}(x, a/2, z, \tau) = 0,$$

$$x \in [-a/2, +a/2], z \in [0, d]$$

$$\lambda \frac{\partial \theta_{i}(x, y, 0, \tau)}{\partial z} + \frac{\partial T}{\partial z} \frac{d\lambda}{dT} \theta_{i}(z, y, 0, \tau) = 0,$$

$$-\lambda \frac{\partial \theta_{i}(x, y, d, \tau)}{\partial z} - \frac{\partial T}{\partial z} \frac{d\lambda}{dT} \theta_{i}(z, y, d, \tau) = \delta_{i}^{1} \frac{2}{\pi r^{2}} \exp\left[\frac{2(x^{2} + y^{2})}{r^{2}}\right] \Delta u_{1},$$

$$x \in [-a/2, +a/2], y \in [-a/2, +a/2],$$
(4.21)
(4.21)
(4.21)
(4.21)
(4.21)
(4.21)
(4.21)

$$\left(A_{m}\right)_{u_{i}}^{\prime}\Delta u_{i}=\theta_{mi}\left(x_{m},y_{m},z_{m},\tau\right)$$

$$(4.23)$$

В результате, система уравнений может быть записана в следующем виде:

$$\sum_{k=1}^{N_{u}} \left(\sum_{m=1}^{M} \int_{0}^{\tau_{m}} \theta_{k} \left(x_{m}, y_{m}, z_{m}, \tau \right) \theta_{i} \left(x_{m}, y_{m}, z_{m}, \tau \right) d\tau \right) \right) \Delta \overline{u}_{k}$$

$$= -\sum_{m=1}^{M} \int_{0}^{\tau_{m}} \left[T\left(\left(x_{m}, y_{m}, z_{m}, \tau \right) \right) - f_{m} \left(\tau \right) \right] \theta_{i} \left(x_{m}, y_{m}, z_{m}, \tau \right) d\tau =, \ i = \overline{1, N_{u}}$$

$$(4.24)$$

Система алгебраических уравнений (4.22) имеет симметричную матрицу и может быть решена методом квадратного корня.

Итерационный процесс строится следующим образом:

1. Задается начальное приближение искомых характеристик (нулевое или основанное на априорной информации);

2. Решается прямая краевая задача и система задач для приращения температуры; вычисляется приращение неизвестных характеристик $\Delta \bar{u}^{s}$ и значение минимизируемого функционала $J(\bar{u}^{s+1})$;

3. Проверяется условие окончания итерационного процесса и, если оно не удовлетворено, происходит возврат к п. 2. [67].

Эффективность подобного подхода анализировалась при определении радиационно-оптических характеристик терморегулирующих покрытий космических летательных аппаратов [73–75]. Проведенные численные исследования показали возможность использования критерия невязки для останова итерационного процесса.

Оценка вычислительной эффективности предложенного метода выполнялась путем вычислительного эксперимента.

В результате вычислительного эксперимента были восстановлены $Q_l u \Delta H$ при соответствующих значениях начальных приближений. (рис. 4.2–4.3).



Рисунок 4.2 – Зависимость значения Q_l от номера итерации *s*

при Q_{l0} = 0,05 Вт



Рисунок 4.3 – Зависимость значения ΔH от номера итерации *s* при $\Delta H_0 = 0.05$ Вт

4.2. Экспериментальное оборудование и проведение эксперимента

Тепловые испытания оплавления образцов сыпучих материалов проводились коллективом специалистов института №9 МАИ под руководством А.В.Рипецкого И С.А.Ситникова. Для проведения экспериментальных исследований плавления образцов сыпучих материалов (симулятора лунного реголита) в рамках данной работы использовалась комплексная установка, в состав которой входит промышленный робот КUKA KR30HA и волоконный иттербиевый лазер IPG типа ЛС-1,5 (рисунок 4.4). Образец подвергался воздействию лазера в воздушной среде. В таблице 4.1 приведены общие характеристики установки.

Термопарные измерения проводились с использованием компактной автономной автоматизированной системы (AC).

В качестве основы были выбраны компактные приборы сбора и регистрации показания термопар. В качестве данных компактных модулей были использованы модули фирмы National Instruments. Для считывания показаний

термопар использовались 4-канальные модули NI-9219 (рисунок 4.5). Максимальная скорость отсчетов у модуля составляет 100 сигн/сек.





б

Рисунок 4.4 – Промышленный робот КUKA KR30HA (а) и волоконный иттербиевый лазер IPG типа ЛС-1,5 (б)



Рисунок 4.5 – Модуль NI-9219

Таблица 4.1 – Характеристики промышленного робота и волоконного иттербиевого лазера IPG типа ЛС-1,5

Характеристика	Значение	
Робот KUKA KR30HA		
Полезная нагрузка	30 кг	
Максимальный радиус действия	2033 мм	
Точность (исполнение НА)	±0,05 мм	
Bec	665 кг	
Количество осей	6	
Стабильность повторяемости	<±0,05 мм	
Монтажное положение	На полу, потолке	
Система управления	KR C4	
Дополнительная нагрузка	35 кг	
Волоконный иттербиевый лазер IPG типа ЛС-1,5		
Тип	Волоконный иттербиевый	
Режим работы	Непрерывный, одномодовый	
Номинальная выходная мощность, Вт	до 1500	
Длина волны излучения, нм	1070	
Поляризация	случайная	
Частота модуляции выходной мощности, кГц	5	
Ресурс диодов накачки, час, не менее	50 000	
Напряжение питания, В. АС	380	
Потребляемая мощность, кВт	7	
Размеры (ВхШхГ), мм	558x790x815	
Толщина резки, мм:		
- сталь конструкционная	до 14.0	
- сталь нержавеющая	до 8.0	
- алюминий	до 6.0	

Для подключения модулей к компьютеру использовались однослотовые модули NI USB-9162 (рисунок 4.6) с подключением к USB разъему.



Рисунок 4.6 – Модуль NI-9162USB с модулем термопарных измерений NI9211

Для реализации возможностей выбранных модулей была использована управляющая программа с использованием среды разработки LabVIEW компании National Instruments. Управляющая программа позволяет наблюдать И регистрировать показания термопар ПО выбранным физическим каналам подключенных модулей (модули NI9219), задавать максимальную температуру по управляющему (или по выбранному) каналу с целью информирования экспериментатора и выдачи управляющего сигнала по достижении заданного информирования значения (или только экспериментатора, если выдача управляющего сигнала не предусмотрена планом проводимого эксперимента). Также управляющая программа имеет возможность задания временного интервала для выдачи настроенного управляющего сигнала с отображением положения управляемого элемента. Такой сигнал отслеживается параллельно с отслеживанием значения температуры по управляющему термопарному каналу.

Помимо данных настроек программа позволяет выбрать используемые физические каналы подключенных модулей, задать тип используемых в проводимом тепловом эксперименте термопар, задать число считываний в секунду показаний термопар.

Пример панели управления управляющей программы представлен на рисунке 4.7.



Рисунок 4.7 – Внешний вид панели управления управляющей программы

Для апробации предлагаемого в работе метода на данной установке было проведено три тепловых эксперимента – предварительный, промежуточный и штатный.

Предварительный эксперимент

Данный тепловой эксперимент проводился с целью определения диапазона рабочих характеристик лазера при воздействии на образец сыпучего материала.

В процессе проведения эксперимента варьировались выходная мощность лазера и скорость перемещения луча по поверхности образца. Использованные значения занесены в таблицу 4.2.

В качестве образца был взят насыпной материал ПК-1, размещенный в металлическом толстостенном тигле. Толстостенный тигель был выбран с целью избегания возможного прогара стенок при воздействии лазера на высокой мощности.

Выходная мощность лазера, Вт:	300
	500
	700
	1000
Скорость перемещения лазера вдоль	70
поверхности образца, (% от	50
максимальной скорости)	
	30
Расстояние от среза выходного сопла	180
лазера от поверхности образца, мм	
Диаметр пятна лазера на поверхности	~ 9
образца (зависит от расстояния	
выходного сопла от поверхности	
образца), мм	

Таблица 4.2 – Использованные значения переменных характеристик лазера в предварительном тепловом эксперименте

Результаты, полученные в ходе проведения экспериментов на различных режимах, выборочно представлены на рисунке 4.8.

Последовательность действий в экспериментах была следующей: головка лазера манипулятором робота перемещалась в начальную точку в выключенном состоянии, затем включался лазер на заданную мощность, с темпом набора заданного уровня мощности за 5 мс, выдерживался в начальной точке в течении 1 секунды и затем перемещался прямолинейно на расстояние 30 мм и выключался. На каждом выставленном уровне мощности менялась скорость перемещения лазера со сдвигом тигля для обеспечения прохода лазера по поверхности образца, которая не подвергалась воздействию. После каждого уровня мощности верхний слой насыпного материала удалялся на достаточную глубину и замещался новым

материалом. После каждого воздействия лазером тигель с сыпучем материалом естественно охлаждался примерно до комнатной температуры.

На последнем этапе были выполнены два прохода лазера с перекрытием зон воздействия (рисунок 4.8, г).



а

В



Г



Рисунок 4.8 – Результаты предварительного эксперимента: а) результаты воздействия лазера на мощности 300Вт и скорости прохода в 30% (слева), 70% (центр), 50% (справа); б) результаты воздействия лазера на мощности 500Вт и скорости прохода в 30% (слева), 50% (центр), 70% (справа); в) результаты воздействия лазера на мощности 700Вт и скорости прохода в 30% (слева), 50% (центр), 70% (справа); г) результаты воздействия лазера на мощности 1000Вт и скорости прохода в 30% однократно (справа) и двукратно с перекрытием 50% (слева)

На рисунке 4.9 представлены результаты воздействия лазера на мощности 700Вт и скорости прохода в 30% (слева), 50% (центр), 70% (справа), на котором видна глубина воздействия.



Рисунок 4.9 – Результат воздействия лазера на мощности 700Вт и скорости прохода в 30% (слева), 50% (центр), 70% (справа) с возможностью оценить глубину воздействия

По результатам данного эксперимента можно сделать вывод, что на минимальной мощности и максимальной скорости перемещения лазера уровень воздействия на сыпучий материал либо не достаточный (есть следы воздействия на отдельные частицы материала, нет спекания частиц), либо присутствует достаточно сильное оплавление.

Промежуточный эксперимент

Данный тепловой эксперимент проводился с целью определения диапазона рабочих характеристик лазера при стационарном воздействии на образец сыпучего материала и определения скорости прогрева и уровня распределения поля температур по глубине сыпучего материала под пятном воздействия лазера.

В качестве изменяемых характеристик воздействия были выбраны выходная мощность лазера; время воздействия на поверхность образца определялось в ходе прогрева. Использованные значения приведены в таблице 4.3.

Таблица 4.3 – Использованные значения изменяемых характеристик лазера и времени воздействия в промежуточном тепловом эксперименте

Выходная мощность лазера, Вт:	500
	1000
Время воздействия лазера, сек	15 (мощность 1000 Вт)
(определялась ходом эксперимента)	25 (мощность 500 Вт)
	500 (мощность 500 Вт)
Расстояние от среза выходного сопла	180
лазера от поверхности образца, мм	
Диаметр пятна лазера на поверхности	~ 9
образца (зависит от расстояния	
выходного сопла от поверхности	
образца), мм	

В качестве экспериментального модуля был выбран тигель из нержавеющей стали с размерами диаметр 65мм, высота 45мм. Внутри тигля были установлены 4 термопары типа ХА с размещением королька термопар по оси цилиндрического тигля. Схема установки термопар приведена на рисунке 4.10. В таблице 4.4 даны координаты установки термопар.



Рисунок 4.10 – Схема установки термопар в экспериментальном модуле промежуточного эксперимента: 1 – тигель, 2 – сыпучий материал, 3 – пятно воздействия лазера; T₁, T₂, T₃, T₄ – термопары (типа XA)

Таблица 4.4 – Координаты установки термопар в промежуточном эксперименте (координаты отсчитываются от верхней (нагреваемой) поверхности сыпучего материала)

Термопара	Координата, мм
T_1	5,0
T_2	10,0
T_3	20,0
T_4	30,0

После каждого воздействия лазером тигель с сыпучем материалом естественно охлаждался примерно до комнатной температуры. Термопара на глубине 5мм служила своеобразным индикатором глубины прогрева образца.
Эксперимент с мощностью 1000 Вт проводился в течение 7 секунд воздействия лазера и затем естественное охлаждение до комнатной температуры (по достижению значений комнатной температуры всех термопар). График измеренных температур представлен на рисунке 4.11.



Рисунок 4.11 – Измеренные температуры при мощности лазера 1000 Вт и временем воздействия 7 секунд

По наблюдаемому темпу прогрева и полученному результату воздействия на образец было принято решение о снижении мощности лазера до 500 Вт.

На мощности 500 Вт было проведено 2 эксперимента. Первый эксперимент длительностью воздействия порядка 25 секунд. Эксперимент был остановлен (выключено воздействие лазера) после выхода из строя первой термопары (на глубине 5 мм). График измеренных температур представлен на рисунке 4.12.



Рисунок 4.12 – Измеренные температуры при мощности лазера 500 Вт и временем воздействия 25 секунд

Второй эксперимент с мощностью лазера 500 Вт проводился в течение примерно 500 секунд. В течение воздействия лазера термопары T1 и T2 перегорели при достижении максимально возможной температуры для данного типа термопар. График измеренных температур представлен на рисунке 4.13.



Рисунок 4.13 – Измеренные температуры при мощности лазера 500 Вт и временем воздействия 25 секунд



На рисунке 4.14 выборочно показаны этапы проведенного эксперимента.

Рисунок 4.14 – Этапы проведенного эксперимента: а – общий вид при воздействии лазера на образец; б и в – вид образца сразу после отключения лазера; г – результат воздействия лазером мощностью 500 Вт

Штатный эксперимент

Данный тепловой эксперимент проводился с целью определения распределения поля температур по глубине сыпучего материала под пятном воздействия лазера при заданных рабочих характеристиках лазера и времени воздействия при стационарном воздействии на образец сыпучего материала.

В качестве задаваемых характеристик воздействия были выбраны выходная мощность лазера и время воздействия на поверхность образца. Использованные значения приведены в таблице 4.5.

Таблица 4.5 – Использованные значения изменяемых характеристик лазера и времени воздействия в промежуточном тепловом эксперименте

Выходная мощность лазера, Вт:	300
	400
	500
Время воздействия лазера, сек	7
	14
	28
Расстояние от среза выходного сопла	180
лазера от поверхности образца, мм	
Диаметр пятна лазера на поверхности	~ 9
образца (зависит от расстояния	
выходного сопла от поверхности	
образца), мм	

В качестве экспериментального модуля для штатного эксперимента был взят корпус, изготовленный из материала ТЗМК-10 с размерами полости для сыпучего материала 100x100x45 мм и толщинами стенок, достаточными для обеспечения теплоизолированности с окружающей средой. Внутри корпуса были установлены 3 термопары типа XA с размещением королька термопар по центральной вертикальной оси корпуса. Схема установки термопар приведена на рисунке 4.15. В таблице 4.6 даны координаты установки термопар.



Рисунок 4.15 – Схема установки термопар в экспериментальном модуле штатного эксперимента: 1 – тигель, 2 – сыпучий материал, 3 – пятно воздействия лазера; T₁, T₂, T₃ – термопары (типа XA)

Таблица 4.6 – Координаты установки термопар в штатном эксперименте (координаты отсчитываются от верхней (нагреваемой) поверхности сыпучего материала)

Термопара	Координата, мм
T_1	5,0
T_2	7,5
T_3	10,0

После каждого воздействия лазером корпус с сыпучем материалом естественно охлаждался примерно до комнатной температуры.

На рисунке 4.16 показан общий вид корпуса с сыпучим материалом до эксперимента и модулем регистрации температур с подключенными к нему термопарами.



Рисунок 4.16 – Общий вид корпуса с установленными термопарами и образцом сыпучего материала

Результаты проведенных экспериментов представлены на рисунках 4.17-4.22.



Рисунок 4.17 – Измеренные температуры при мощности лазера 300 Вт и временем воздействия 7 секунд



Рисунок 4.18 – Измеренные температуры при мощности лазера 300 Вт и временем воздействия 14 секунд



Рисунок 4.19 – Измеренные температуры при мощности лазера 300 Вт и временем воздействия 28 секунд



Рисунок 4.20 – Измеренные температуры при мощности лазера 400 Вт и временем воздействия 7 секунд



Рисунок 4.21 – Измеренные температуры при мощности лазера 400 Вт и временем воздействия 14 секунд



Рисунок 4.22 – Измеренные температуры при мощности лазера 400 Вт и временем воздействия 28 секунд

На рисунке 4.23 представлен один из вариантов, полученного после воздействия лазера мощностью 400 Вт в течение 28 секунд.



Рисунок 4.23– Результат воздействия лазера с мощностью 400 Вт и временем воздействия 28 секунд

4.3. Апробация экспериментальной методики

С целью апробации разработанного методики подхода был проведен эксперимент, в рамках которого исследуемый образец подвергался импульсному нагреву лазером и проводились измерения температуры в трех внутренних точках на различном расстоянии от нагреваемой поверхности. Процедура идентификации включала в себя два этапа: получение экспериментальных данных и их обработка с использованием разработанного программного комплекса.

В результате эксперимента были получены зависимости температуры во внутренних точках образца как функция времени (рис. 4.17-4.22). Полученные результаты измерений температуры использовались в качестве исходных данных для разработанного программного комплекса, реализующего методику идентификации математической модели с постоянными коэффициентами в трехмерном случае.

В результате, по экспериментальным данным были определены значения комплекса $Q_l = A_s Q$ (рис. 4.24) и теплового эффекту плавления ΔH (рис. 4.25). На этих рисунках представлены значения данных характеристик в зависимости от номера итераций.



Рисунок 4.24 – Зависимость определяемой поглощенной мощности лазера *Q*₁ от номера итерации s для различных режимов нагрева: 1 – время нагрева лазером = 7 секунд, 2 – время нагрева лазером = 14 секунд, 3 – время нагрева лазером = 28 секунд.



Рисунок 4.25 – Зависимость определяемой удельной теплоты плавления ∆*H* от номера итерации *s* для различных режимов нагрева: 1 – время нагрева лазером = 7 секунд, 2 – время нагрева лазером = 14 секунд, 3 – время нагрева лазером = 28 секунд.

На рисунке 4.26 представлен график зависимости значения минимизируемого функционала *J* от номера итерации, являющегося критерием выхода из итерационного процесса.



Рисунок 4.26 – Зависимость значения минимизируемого функционала J от номера итерации *s*: 1 – время нагрева лазером = 7 секунд, 2 – время нагрева лазером = 14 секунд, 3 – время нагрева лазером = 28 секунд.

Из графиков видно, что условие выхода из итерационного процесса было достигнуто уже к восьмой итерации.

Следует отметить, что в случае данной конкретной задачи наблюдается расхождение расчетных и определенных в ходе эксперимента значений температур. На графиках (рис. 4.27 – 4.29) представлено сравнение расчетных и измеренных температур для данного эксперимента. Как можно заметить, присутствуют расхождения в значениях. Можно предположить, что эти расхождения вызваны тем, что в модели не учитывалась полупрозрачность материала и пористость. Также возможны другие погрешности. Несмотря на это, решение задачи определения комплекса характеристик системы сходится, о чем говорит график минимизации функционала невязки (рис. 4.26).



Рисунок 4.27 – Сравнение расчетных и измеренных температур при мощности лазера 400 Вт и времени воздействия 7 секунд.

Как видно, разработанный аппаратно-программный комплекс, реализующий методику идентификации математической модели, позволяет эффективно реализовать решение обратной задачи теплопереноса применительно к конкретной прикладной задаче.



Рисунок 4.28 – Сравнение расчетных и измеренных температур при мощности лазера 400 Вт и времени воздействия 14 секунд



Рисунок 4.29 – Сравнение расчетных и измеренных температур при мощности лазера 400 Вт и времени воздействия 28 секунд

Заключение

Работа посвящена решению задачи параметрической идентификации математической модели плавления лунного грунта при послойном спекании лунного грунта с использованием концентраторов солнечной энергии.

К основным научным положениям и выводам, которые сформулированы и доказаны в диссертации и позволили решить поставленные в работе задачи, следует отнести следующие:

1. Проведенный анализ свойств лунного реголита и различных технологий использования строительства объектов лунной его ДЛЯ целесообразность использования инфраструктуры показал технологии послойного спекания лунного грунта с использованием концентраторов солнечной энергии.

2. Проведен анализ существующих математических моделей оплавления порошковых материалов при использовании аддитивной технологии, выбрана математическая модель, адекватная рассматриваемым физическим процессам и разработан вычислительный алгоритм для численного решения задачи моделирования оплавления сыпучего материала.

3. Ha основе общего обратных подхода к решению задач был разработан математической физики алгоритм решения задач параметрической идентификации математических моделей плавления сыпучих материалов методом итерационной регуляризации с использованием векторного параметра спуска при решении обратных задач по определению нескольких параметров.

4. Был выбран материал, имитирующий свойства исследуемого объекта (реголита) и позволяющего реализовать экспериментальную часть исследования.

5. Были проведены экспериментально-расчетные исследования теплофизических характеристик (коэффициенты теплопроводности и объемной теплоемкости) сыпучего материала. Построены физическая и математическая процесса теплообмена образце, разработана модели в математическая формулировка коэффициентной обратной задачи теплопроводности В одномерном случае. На основе экспериментальных данных были определены искомые зависимости C(T), $\lambda(T)$.

6. Были проведены экспериментально-расчетные исследования параметров математической модели плавления сыпучего материала (поглощенной тепловой мощности и удельного теплового эффекта плавления) под воздействием поверхностного концентрированного теплового радиационного излучения. Построены физическая и математическая модели процесса теплообмена в образце, разработан алгоритм и программное обеспечение для решения соответствующей обратной задачи в трехмерной постановке. Проведена серия теплофизических экспериментов, по результатам которых определен комплекс параметров математической модели плавления исследуемого имитатора лунного грунта.

7. Разработанная методология может быть также использована для повышения эффективности и качества исследований в других отраслях науки и техники, в которых возникает необходимость разработки технологий с использованием сыпучих материалов, а именно: аддитивных технологиях в машиностроении, геологии, геофизике и т.д.

Список литературы

1. Добыча космических ресурсов: оценка возможностей и перспектив добычи ресурсов вне Земли // под ред. И.Н. Мысляевой, М.Р. Ахмедова – Москва:КУРС, 2022. – 192 с. (Серия «Космос»)

2. Carsten Schwandt, James A. Hamilton, Derek J. Fray, Ian A. Crawford, The production of oxygen and metal from lunar regolith, Planetary and Space Science, Volume 74, Issue 1, December 2012, Pages 49-56

3. Baird, R. S. (2003). ISRU Development Strategy and Recent Activities to Support Near and Far Term Missions. AIP Conference Proceedings. doi:10.1063/1.1541405

4. Gibson, M. A., Knudsen, C. W., Brueneman, D. J., Allen, C. C., Kanamori, H., & McKay, D. S. (1994). Reduction of lunar basalt 70035: Oxygen yield and reaction product analysis. Journal of Geophysical Research, 99(E5), 10887. doi:10.1029/94je00787

5. V. S. Engelschiøn, S. R. Eriksson, A. Cowley, M. Fateri, A. Meurisse, U. Kueppers &M. Sperl, EAC-1A: A novel large-volume lunar regolith simulant, SCIENTIFIC REPORTS, 2020, 10:5473, https://doi.org/10.1038/s41598-020-62312-4

6. N°52–2024:ESA-DLRlunaranaloguefacilityinaugurated//THEEUROPEANSPACEAGENCY:site.URL:https://www.esa.int/Newsroom/Press_Releases/ESA-

DLR_lunar_analogue_facility_inaugurated

7. К российско-китайскому проекту создания лунной базы присоединились 12 стран // Интерфакс: сайт. URL: https://www.interfax.ru/russia/962676. (Дата обращения: 10.10.2024)

8. A. Delgado, E. Shafirovich, Towards better combustion of lunar regolith with magnesium, Combust. Flame 160 (9) (2013) 1876–1882.

9. P.E. Hintze, J. Curran, T. Back, Lunar surface stabilization via sintering or the use of heat cured polymers, 47th AIAA Aerospace Science Meeting, 2009, pp. 1009–1015.

10. T.S. Lee, J. Lee, K.Y. Ann, Manufacture of polymeric concrete on the moon, Acta Astronaut. 114 (2015) 60–64.

11. C. Montes, K. Broussard, M. Gongre, N. Simicevic, J. Mejia, J. Tham, E. Allouche, G. Davis, Evaluation of lunar regolith geopolymer binder as a radioactive shielding material for space exploration applications, Adv. Space Res. 56 (6) (2015) 1212–1221.

12. R.N. Grugel, Integrity of sulfur concrete subjected to simulated lunar temperature cycles, Adv. Space Res. 50 (9) (2012) 1294–1299.

13. S. Wilhelm, M. Curbach, Manufacturing of lunar concrete by steam, Earth Space (2014) 274–282.

14. A.E. Jakus, K.D. Koube, N.R. Geisendorfer, R.N. Shah, Robust and elastic lunar and martian structures from 3d-printed regolith inks, Sci. Rep. 7 (2017) 44931.

15. C. Buchner, R.H. Pawelke, T. Schlauf, A. Reissner, A. Makaya, A new planetary structure fabrication process using phosphoric acid, Acta Astronaut. 143 (2018) 272–284.

16. B.L. Cooper, Sintering of lunar and simulant glass, Space Technology and Applications International Forum-STAIF, 2008, pp. 186–194.

17. B.J. Pletka, Processing of Lunar Basalt Materials, Resources of Near Earth Space, University of Arizona Press, 1993, pp. 325–350.

18. L.A. Taylor, T.T. Meek, Microwave sintering of lunar soil: properties, theory, and practice, J. Aero. Eng. 18 (3) (2005) 188–196.

19. Meek, T. T., Vaniman, D. T., Blake, R. D., and Godbole, M. J. (1987), Sintering of lunar soil simulants using 2.45 GHz microwave radiation, Lunar and planetary science XVIII, The Lunar and Planetary Institute, Houston, 635–636.

20. Meek, T. T., Vaniman, D. T., Cocks, F. H., and Wright, R. A. (1986b), Microwave processing of lunar materials: Potential applications, Lunar bases and space activities in the 21st century, NASA, Washington, D.C., 479–486. 21. Taylor, L. A. (1988), Generation of native Fe in lunar soil, Engineering, construction, and operations in space I, ASCE, New York, 67–77.

22. M. Fateri, A. Gebhardt, Process parameters development of selective laser melting of lunar regolith for on-site manufacturing applications, Int. J. Appl. Ceram. Technol. 12 (1) (2015) 46–52.

23. T. Gualtieri, A. Bandyopadhyay, Compressive deformation of porous lunar regolith, Mater. Lett. 143 (2015) 276–278.

24. P.E. Hintze, S. Quintana, Building a lunar or martian launch pad with in situ materials: recent laboratory and field studies, J. Aero. Eng. 26 (1) (2012) 134–142.

25. P.E. Hintze, Building a vertical take off and landing pad using in situ materials, Proc. Space Manuf. 14 (2010) 2010.

26. V. Krishna Balla, L.B. Roberson, G.W. O'Connor, S. Trigwell, S. Bose, A. Bandyopadhyay, First demonstration on direct laser fabrication of lunar regolith parts, Rapid Prototyp. J. 18 (6) (2012) 451–457.

27. A. Meurisse, J.C. Beltzung, M. Kolbe, A. Cowley, M. Sperl, Influence of mineral composition on sintering lunar regolith, J. Aero. Eng. 30 (4) (2017) 04017014.

28. T. Nakamura, B. Smith, Solar thermal system for lunar ISRU applications: development and field operation at mauna kea, hi, 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2011, p. 433.

29. E. Cardiff, B. Hall, A dust mitigation vehicle utilizing direct solar heating, Joint Annual Meeting of Lunar Exploration Analysis Group-International Conf. on Exploration and Utilization of the Moon-Space Resources Roundtable, 2008.

30. A. Meurisse, A. Makaya, C. Willsch, M. Sperl, Solar 3D printing of lunar regolith, Acta Astronaut. 152 (2018) 800–810.

 31. Building a lunar base with 3D printing // THE EUROPEAN SPACE

 AGENCY:
 site.

 URL:

 https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Engineering_Technology/Building_a_lun

 ar_base_with_3D_printing.

32. How to make roads on the Moon //THE EUROPEAN SPACE AGENCY: site.

https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Engineering_Technology/How_to_make_ roads_on_the_Moon

33. Флоренский К. П. Лунный грунт: свойства и аналоги. Модель 1974 г./К.П. Флоренский, А.Т. Базилевский, О.В. Николаева. – Академия наук СССР. Институт геохимии и аналитической химии им. В.И. Вернадского, 1975.– 50 с.

34. Багров А.В., Сысоев А.К., Сысоев В.К., Юдин А.Д. Моделирование спекания имитаторов лунного грунта солнечным излучением, Letters on materials 7 (2), 2017 pp. 130-132. DOI: 10.22226/2410-3535-2017-2-130-132

35. Кочнев К.В., Ненарокомов А.В. Технологии обработки лунного реголита для последующего использования// Тепловые процессы в технике. 2020. Т. 12. № 6. С. 51–61. DOI: 10.34759/tpt-2022-15-2-51-61

36. Слюта Е. Н. Физико-механические свойства лунного грунта (Обзор).

Астрономический вестник, 2014, том 48, № 5, с. 358–382. DOI: 10.7868/S0320930X14050053.

37. Родэ О.Д., Иванов А.В., Назаров М.А., Цимбальников А., Юрек К., Гейл В. Атлас микрофотографий поверхности частиц лунного реголита. Прага: Академия, 1979. 158 с.

38. Королев В.А. Моделирование гранулометрического состава лунных грунтов. Инженерная геология, 4/2016. С. 4-14.

39. Кочнев К.В., Ненарокомов А.В. Моделирование теплообмена в симуляторе лунного реголита. Постановка задачи // Тепловые процессы в технике. 2021. Т. 13. № 6. С. 242–252. DOI: 10.34759/tpt-2021-13-6-264-268

40. Слюта Е. Н., Маров М. Я., Дунченко А. Г., Маковчук В. Ю., Морозов О. В., Назаров А. И., Иванов В. В., Погонин В. И., Роскина Е. Г., Сафронов В. В., Харлова Б. Н., Таций Л. П. Эксперимент Термо-ЛР на посадочном аппарате Луна-27: Изучение теплофизических, физико-механических и электромагнитных свойств лунного грунта. Астрономический вестник, том 55, № 5, 2021. С. 454-475.

41. C.S. Ray, S.T. Reis, S. Sen, J.S. O'Dell, JSC-1A lunar soil simulant: Characterization, glass formation, and selected glass properties, Journal of Non-Crystalline Solids 356 (2010) 2369–2374, doi:10.1016/j.jnoncrysol.2010.04.049 42. Lawrence. A. Taylor, Carle M. Pieters and Danial Britt, Evaluations of Lunar Regolith Simulants, Planetary and Space Science, http://dx.doi.org/10.1016/j.pss.2016.04.005

43. Juan-Carlos Ginés-Palomares, Miranda Fateri, Eckehard Kalhöfer, Tim Schubert, Lena Meyer, Nico Kolsch, Monika Brandić Lipińska, Robert Davenport, Barbara Imhof, René Waclavicek, Matthias Sperl, Advenit Makaya & Jens Günster, Laser melting manufacturing of large elements of lunar regolith simulant for paving on the Moon, Scientific Reports | (2023) 13:15593 | https://doi.org/10.1038/s41598-023-42008-1

44. Авдуевский В.Р., Анфимов Н.А., Маров М.Я., Трескин Ю.А., Шалаев Р.П., Экономов А.П. Теплофизические свойства лунного вещества, доставленного на Землю автоматической станцией "Луна-16" // Лунный грунт из Моря Изобилия / Ред. Виноградов А.П. М.: Наука, 1974. С. 553–558.

45. Головкин А.Р., Дмитриев А.Н., Духовской Е.А., Новин Г.К., Петроченков Р.Г., Ржевский В.В., Силин А.А., Шварев В.В. Результаты исследования тепловых и электрических свойств грунта Луны и его аналогов. — В сб.: Лунный грунт из Моря Изобилия. М., «Наука», 1974.

46. Fateri M, Sottong R, Kolbe M, Gamer J, Sperl M, Cowley A. Thermal properties of processed lunar regolith simulant. Int J Appl Ceram Technol. 2019;00:1–10. DOI: 10.1111/ijac.13267.

47. Printing bricks from moondust using the Sun's heat //THE EUROPEAN SPACE AGENCY: site. URL: https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Engineering_Technology/ Printing_bricks_from_moondust_using_the_Sun_s_heat

48. Кудрин, О.И. Солнечные высокотемпературные космические энергодвигательные установки/ Под ред. В.П. Белякова. – М. Машиностроение, 1987. – 248 с.

49. Кочнев К.В., Ненарокомов А.В. Моделирование процесса спекания лунного реголита. Анализ расчетно-экспериментального метода идентификации

математической модели теплопереноса // Тепловые процессы в технике. 2023. Т. 15. № 2. С. 51–61. DOI: 10.34759/ tpt-2023-15-2-51-61

50. Schreiner, Samuel S., Dominguez, Jesus A., Sibille, Laurent, Hoffman, Jeffrey A. Thermophysical property models for lunar regolith. Advances in Space Research, vol. 57, iss. 5, 2016, pp. 1209–1222. DOI: 10.106/j.asr.2015.12.035

51. Stebbins J., Carmichael I., Moret L. (1984). Heat capacities and entropies of silicate liquids and glasses. Contributions to mineralogy and petrology, 1984, vol. 86 (2), pp. 131–148.

52. Chase M.W. Nist-Janaf Thermochemical tables Set, 4th edition, American Institute of Physics, 1998, 1952 p.

53.bme:officialsite.URL:https://www.mm.bme.hu/~gyebro/files/ans_help_v182/ans_cmd/Hlp_C_CmdTOC.html

54. Dombrovsky L.A. A new method to retrieve spectral absorption coefficient of highly-scattering and weakly-absorbing materials // J. Quant. Spectrosc. Radiat. Transf. Elsevier, 2016. Vol. 172. P. 75–82.

55. Малоземов В.В. Тепловой режим космических аппаратов. Москва: Машиностроение, 1980. 232 с.

56. Dombrovsky L.A. the Use of Transport Approximation and Diffusion-Based Models in Radiative Transfer Calculations // Comput. Therm. Sci. 2012. Vol. 4, № 4. P. 297–315.

57. Кузнецов Г.В., Шеремет М.А. Математическое моделирование сложного теплопереноса в замкнутой прямоугольной области // Теплофизика и аэромеханика. 2009. Т. 16, № 1. с. 123–133.

58. Miroshnichenko I. V., Sheremet M.A., Mohamad A.A. The influence of surface radiation on the passive cooling of a heat-generating element // Energies. 2019. Vol. 12, N_{2} 6.

59. Terekhov V.I. Heat transfer in highly turbulent separated flows: A review // Energies. 2021. Vol. 14, № 4.

60. Nenarokomov A. V., Alifanov O.M., Titov D.M. Estimating thermal and radiative properties of insulating materials // Inverse Probl. Sci. Eng. 2012. Vol. 20, № 5. P. 639–649.

61. Sheremet M.A. Numerical simulation of convective-radiative heat transfer // Energies. 2021. Vol. 14, № 17. P. 10–12.

62. Beck J.V., Blackwell B., Hali-Sheikh A. Comparison of some inverse heat conduction methods using experimental data // Int. J. Heat Mass Transf. 1996. Vol. 39, № 17. P. 3649–3657.

63. Dombrovsky L.A., Lipinski W. Simple methods for identification of radiative properties of highly-porous ceria ceramics in the range of semi-transparency // Int. J. Numer. Methods Heat Fluid Flow. 2017. Vol. 27, № 5.

64. Либенсон М.Н., Яковлев Е.Б., Шандыбина Г.Д. Взаимодействие лазерного излучения с веществом (силовая оптика). Часть П. Лазерный нагрев и разрушение материалов. Учебное пособие. Под общей редакцией В.П. Вейко. СПб: НИУ ИТМО, 2014. 181 с.

65. Ненарокомов А.В., Семенов Д.С. Исследование радиационнокондуктивного теплопереноса путем бесконтактных измерений. Идентификация математических моделей для непрозрачных материалов // Инженерно-физический журнал. 2021. Т. 94, № 6. с. 1458–1464.

66. Полежаев Ю. В. Юревич Ф. Б Тепловая защита. Под ред. А. В. Лыкова М., «Энергия», 1976. 392 с.

67. Алифанов О.М., Артюхин Е.А., Румянцев С.В. Экстремальные методы решения некорректных задач и их приложения к обратным задачам теплообмена. М.: Наука, 1988, 288 с.

68. Тихонов А.Н. О решении некорректно-поставленных задач и методе регуляризации.- ДАН СССР, 1963, т.151, N 3, с.501-504.

69. В.С. Чиркин, Теплофизические свойства материалов ядерной техники. Справочник. - М: Атомиздат, 1968, 484с.

70. С.Б. Масленков, Жаропрочные стали и сплавы. Справочник.–М: Металлургия, 1983, 1921с.

71. Расчет нагревательных и термических печей, Справочник. Под редакцией В.М.Тымчака и В.Л. Гусовского. –М: Металлургия, 1983, 480с.

72. Латыев Л.Н., Петров В.А., Чеховской В.Я., Шестаков Е.Н. Излучательные свойства твердых материалов. Справочник. Под. Общ. Ред. А.Е. Шейдлина. М., «Энергия», 1974, 472 с.

73. Dombrovsky L., Ganesan K., Lipiński W. Combined two-flux approximation and monte carlo model for identification of radiative properties of highly scattering dispersed materials // Int. Symp. Adv. Comput. Heat Transf. 2012. Vol. 4, № 4. P. 1589–1606.

74. Nenarokomov A. V. et al. Estimation of environmental influence on spacecraft materials radiative properties by inverse problems technique // Acta Astronaut. Elsevier Ltd, 2019. Vol. 160, № April. P. 323–330.

75. Nenarokomov A.V. et al. Identification of radiative heat transfer parameters in multilayer thermal insulation of a spacecraft // Int. J. Numer. Methods Heat Fluid Flow. 2014. Vol. 24, № 4.