

Рудштейн Роман Ильич

**Физические свойства многослойных композиционных материалов
энергодвигательных установок космической техники и энергетики в
условиях воздействия высоких термических и механических
нагрузок**

01.04.07 – Физика конденсированного состояния

Автореферат диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук



Работа выполнена в федеральном государственном автономном образовательном учреждении высшего профессионального образования
«Национальный исследовательский университет «Высшая школа экономики»

Научный руководитель: доктор физико-математических наук,
профессор,
заслуженный деятель науки РФ
Бондаренко Геннадий Германович

Официальные оппоненты: Дидык Александр Юрьевич,
доктор физико-математических наук,
Объединенный институт ядерных
исследований,
ведущий научный сотрудник Центра приклад-
ной физики Лаборатории ядерных реакций
им. Г. Н. Флерова

Хасаншин Рашид Хусаинович,
кандидат физико-математических наук,
доцент,
ОАО «Композит»,
начальник лаборатории математического моде-
лирования

Ведущая организация: ФГАОУ ВПО «Московский физико-техниче-
ский институт (государственный университет)»

Защита состоится «23» марта 2016 г. в 14 часов 30 минут на заседании диссер-
тационного совета Д 212.141.17, созданного на базе ФГБОУ ВПО «Московский
государственный технический университет имени Н.Э. Баумана», по адресу:
248000, г. Калуга, ул. Баженова, 2, МГТУ им. Н.Э. Баумана, Калужский фи-
лиал.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МГТУ им. Н.Э. Баумана и
на сайтах <http://www.bmstu.ru>, <http://www.bmstu-kaluga.ru>.

Автореферат разослан «___» _____ 2016 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета

кандидат технических наук, доцент



Лоскутов С. А.

Актуальность темы исследования. Развитие и совершенствование ракетно-космической техники, а также энергоустановок наземного назначения в части создания изделий, узлов и агрегатов с улучшенными эксплуатационными характеристиками и повышенными показателями качества и надежности неразрывно связано с применением материалов, обладающих необходимым набором физико-химических свойств. Значительное расширение масштабов космической деятельности, потребность в существенном повышении уровня энергообеспечения и усложнение задач, стоящих перед аэрокосмической и энергетической отраслями, обуславливают существенное возрастание требований, предъявляемых к новым материалам — объектам физики конденсированного состояния.

Современные материалы ракетно-космической техники, обладая малой плотностью, должны выдерживать экстремальные нагрузки, вызванные как ужесточением условий эксплуатации отдельных узлов летательного аппарата (высокие температуры, давление, вибрационные нагрузки и т. п.), так и воздействием всей совокупности факторов космического пространства на аппарат в целом (воздействие радиации, космической пыли, потоков атомарного кислорода, продуктов собственной внешней атмосферы космических аппаратов и т. п.).

Весь спектр сильных и зачастую резко меняющихся воздействий на конструкции и функциональные элементы оказывает существенное влияние на их структурные свойства и, как следствие, на надежность и ресурс энергодвигательных установок различного назначения.

Необходимо отметить, что эффективность преобразования энергии возрастает с ростом температуры рабочего тела. Этим объясняется устойчивая тенденция к повышению температуры рабочего газа до $1\,300^\circ\text{C}$ и выше в перспективных энергодвигательных установках космического и наземного назначения, в особенности, использующих ядерную энергию (атомных установках, применяемых на борту космических аппаратов, атомных электростанциях, судах, подводных лодках и т. п.).

В этой связи на сегодняшний день все большую актуальность приобретает проблема разработки и исследования объектов физики конденсированного состояния, способных эксплуатироваться при столь высоких температурах и подходящих для применения в составе термонапряженных узлов высокомоощных энергетических установок космического и наземного назначения, таких как трубопроводы, турбонасосные агрегаты, камеры сгорания, сопла и т. п. Материалы, традиционно применяемые для нужд аэрокосмической и энергетической отраслей в недавнем прошлом (главным образом, металлические сплавы), уже не способны в полной мере отвечать новым требованиям. Конструкционные материалы элементов турбонасосных агрегатов должны обладать высокотемпературной прочностью, виброустойчивостью, газоплотностью, устойчивостью к перепадам температур, трещиностойкостью, эрозионной и химической стойкостью. Функциональные материалы трубопроводов, в свою очередь, должны

удовлетворять требованиям сверхнизкой теплопроводности, достаточной механической прочности и стойкости к термоудару при малых массогабаритных параметрах в условиях воздействия высоких температур.

Необходимость достижения столь сложного сочетания физико-химических, функциональных и эксплуатационных свойств материалов ставит задачу проектирования и разработки конструкционных и функциональных композитов с заданными характеристиками для нужд аэрокосмической и энергетической отраслей.

К числу наиболее перспективных объектов физики конденсированного состояния следует отнести класс многофазных композиционных материалов со слоистой анизотропной структурой (СКМ). Правильный выбор составляющих фаз композита, его структурных параметров, технологии получения, а также методик исследования и прогнозирования его свойств и проведения испытаний, является ключом к решению задачи проектирования материала с наперед заданными свойствами.

Степень разработанности темы исследования. Работы по данной тематике в последние годы активно ведутся как отечественными, так и зарубежными научными группами. Тем не менее, основной акцент подавляющего большинства работ делается на исследовании свойств и характеристик полученных композитов, в то время как работ, направленных на прогнозирование и структурную оптимизацию термомеханических и теплофизических свойств, относительно немного. Кроме того, представленные модели не обладают достаточной степенью универсальности и носят феноменологический характер.

Цели и задачи диссертационной работы: Основной целью работы является разработка единого комплексного подхода к проектированию и созданию высокотемпературных СКМ с повышенными конструкционными, функциональными и эксплуатационными показателями для применения в условиях интенсивных и резко меняющихся тепловых воздействий в составе узлов энергетических и двигательных установок космического и наземного назначения.

Для достижения поставленной цели были решены следующие задачи:

1. Обоснование выбора и адаптация физико-математической модели, позволяющей описывать закономерности протекания теплофизических и термомеханических процессов и явлений в структуре слоистых композитов, и проведение идентификации параметров модели на основе экспериментальных данных для расчета зависимостей основных величин, характеризующих указанные процессы, с необходимой степенью достоверности и точности. Выработка критериев оценки прочности и термостойкости разрабатываемого материала.

2. Создание численных алгоритмов и разработка программного комплекса, обеспечивающего автоматизацию вычислительного процесса при расчетах с использованием адаптированной физико-математической модели и отвечающего требованиям гибкости конфигурации, достаточного быстродействия, эффективности и удобства пользовательского интерфейса.

3. Разработка алгоритма оптимизации структуры СКМ в рамках модели

и определение оптимальных параметров композитов с наперед заданными свойствами посредством численного моделирования.

4. Разработка универсального многоэтапного технологического способа получения СКМ с требуемыми структурными параметрами.

5. Выбор системы составляющих компонентов, изготовление опытных образцов СКМ. Проведение серии экспериментальных исследований и испытаний теплофизических и термомеханических характеристик образцов полученного материала. Подтверждение корректности выбранных параметров технологического цикла. Сопоставление результатов экспериментальных исследований с результатами численного моделирования. Верификация использованной модели, анализ ее погрешностей и границ применимости.

Научная новизна диссертационной работы состоит в том, что на основе адаптированных подходов и теоретических моделей разработан универсальный алгоритм прогнозирования свойств СКМ и технологический способ их получения. В ходе работы:

1. На основе градиентных теорий теплопроводности и термоупругости предложена универсальная модель для прогнозирования свойств СКМ, предназначенных для применения в условиях интенсивных и резко меняющихся тепловых воздействий, систематически учитывающая температурные зависимости теплофизических и механических характеристик составляющих компонентов. Формализована и проведена процедура идентификации параметров модели на основе массива экспериментальных данных. Посредством модели получены температурное распределение, а также картина напряженно-деформированного состояния в структуре СКМ в условиях интенсивного теплового воздействия.

2. Сформулирована математическая задача оптимизации структурных параметров СКМ с целью достижения требуемого набора физико-механических характеристик конечного материала. Выявлен набор оптимальных структурных параметров СКМ на основе системы Al_2O_3-Cr , использованный в дальнейшем в процессе реализации технологического способа получения материала.

3. Определен набор оптимальных параметров технологического режима получения СКМ на основе металл-керамической системы Al_2O_3-Cr . Получены опытные образцы указанного композита и посредством аттестации совокупности достигнутых физико-механических свойств доказано их соответствие прогнозируемым характеристикам.

4. Предложен способ аналитической оценки термостойкости СКМ, результаты которого подтверждены серией экспериментальных исследований ударного теплового воздействия на полученные опытные образцы.

5. Предложена конструктивная схема реализации высокотемпературного трубопровода для транспортировки газообразного теплоносителя, выполненного на основе слоистых металл-керамических структур и предназначенного для эксплуатации в составе энергетических и двигательных установок. Проведен расчет теплового режима трубопровода.

Теоретическая и практическая значимость. Результаты, изложенные в диссертационной работе, могут быть использованы при проектировании и разработке деталей, узлов и агрегатов энергетических и двигательных установок с повышенными функциональными и эксплуатационными показателями, предназначенных для применения в условиях интенсивного теплового воздействия.

Разработанная физико-математическая модель в совокупности с предложенной процедурой оптимизации структурных параметров позволяет прогнозировать физико-механические свойства СКМ, а также многослойных функциональных (главным образом, теплозащитных) покрытий в условиях интенсивного теплового воздействия. Отработаны параметры технологического цикла получения СКМ металл-керамической системы Al_2O_3 —Cr, допускающего размерное масштабирование и позволяющего получать конечные изделия сложной геометрической формы.

На защиту выносятся следующие положения.

1. Физико-математическая модель и программный комплекс для расчета картины температурного распределения и напряженно-деформированного состояния СКМ в условиях интенсивного теплового воздействия, а также методика проведения процедуры идентификации параметров модели на основе массива экспериментальных данных.

2. Формулировка математической задачи оптимизации структурных параметров СКМ с целью достижения требуемого набора физико-механических свойств с учетом ограничений, накладываемых на значения функциональных характеристик конечного материала.

3. Аналитические соотношения, отражающие критерий прочности и оценку термостойкости СКМ.

4. Параметры технологического цикла получения слоистого металл-керамического композиционного материала на основе системы Al_2O_3 —Cr, а также результаты экспериментальных исследований образцов, созданных в соответствии с оптимизированными режимами.

5. Конструктивная схема реализации высокотемпературного трубопровода, выполненного на основе слоистых композиционных структур и предназначенного для транспортировки газообразного теплоносителя в составе современных энергетических и двигательных установок.

Апробация работы. Основные результаты диссертационной работы докладывались на следующих конференциях:

- ежегодных научно-технических конференциях студентов, аспирантов и молодых специалистов МИЭМ НИУ ВШЭ и ВШЭ (г. Москва, 2011, 2013–2015 гг.);
- 2-й Всероссийской школе-семинаре студентов, аспирантов и молодых ученых «Функциональные наноматериалы для космической техники», МИЭМ (г. Москва, 2011 г.);
- XXII, XXIII, XXV Международных конференциях «Радиационная физика твердого тела» (г. Севастополь, 2012, 2013, 2015 гг.);
- научно-технической конференции с участием зарубежных специалистов «Вакуумная наука и техника» (г. Судак, 15–24 сентября 2012 г.).

Материалы диссертации были включены в отчетные материалы по государственным контрактам с Роскосмосом: СЧ НИР «Магистраль» (Нано) в части создания высокотемпературных СКМ (гос. контракт № 251-2128/12, Этапы 1–7, 2013–2015 гг.) и НИР Двигатель (Раздел «Материалы и топливо», 2014–2015 гг.).

Публикации. Материалы диссертации опубликованы в 13 печатных работах, из них 4 статьи в рецензируемых журналах, 5 статей в сборниках трудов конференций, 4 тезиса докладов.

Личный вклад автора. Общая постановка задачи проектирования СКМ выполнена д.ф.-м.н. Бондаренко Г.Г. Детализация задачи в части ориентации на применение в составе узлов энергетических и двигательных установок космического назначения в условиях интенсивных тепловых воздействий проведена к.ф.-м.н. Ризахановым Р.Н.

Автором были определены пути решения задач, разработаны теоретические и расчетные модели, проведена верификация модели с использованием массива экспериментальных данных, определены конкретные прикладные задачи, обработаны и обобщены полученные результаты.

Структура и объем диссертации. Диссертация состоит из введения, 5 глав, основных выводов, библиографии. Общий объем диссертации составляет 137 страниц, из них 123 страницы текста, включая 49 рисунков, 16 таблиц. Библиография включает 106 наименований на 14 страницах.

Содержание работы

Во Введении обоснована актуальность диссертационной работы, сформулирована цель и аргументирована научная новизна исследований, показана практическая значимость полученных результатов, представлены выносимые на защиту научные положения.

В первой главе проводится обзор и систематизация наиболее значимых результатов в сфере физики конденсированного состояния, достигнутых отечественными и зарубежными специалистами, в том числе и в области разработки и создания высокотемпературных СКМ с заданными конструкционными и функциональными свойствами. Формируются требования к конечным характеристикам разрабатываемого материала: рабочая температура — 1500 К, предел прочности при изгибе при 1500 К — не ниже 150 МПа, плотность — не выше $4,8 \cdot 10^3 \text{ кг/м}^3$, трещиностойкость — не ниже $5 \text{ МПа} \cdot \text{м}^{1/2}$, теплопроводность — не более 25 Вт/(м · К), термостойкость — не менее 450 К. Приводятся литературные данные о механизмах и особенностях физико-химического взаимодействия различных металл-керамических систем при разных внешних условиях. Приводятся сведения о влиянии структурных параметров на конечные свойства материала. Проводится сравнение существующих способов технологического получения композитов, а также сравнительный анализ различных физико-математических моделей, позволяющих описывать теплофизические и термомеханические процессы в слоистых структурах и прогнозировать их свойства.

В соответствии с выработанными рекомендациями обосновывается выбор металл-керамической системы Al_2O_3-Cr , характеризующейся малой разницей коэффициента теплового линейного расширения (КТЛР) и хорошей физико-химической совместимостью составляющих компонентов, достаточной стойкостью к окислению и способностью сохранять свои эксплуатационные показатели в рабочем температурном диапазоне. Подтверждается целесообразность выбора слоистой структуры композита, обеспечивающей материалу большую трещиностойкость, пластичность, конструкционную прочность и стойкость к температурным перепадам. Ставятся ограничения на допустимые пределы изменения структурных параметров композита: толщины слоев не должны превышать 100 мкм, а количество слоев должно составлять не менее 4.

Приводится аргументация выбора метода шликерного пленочного литья, отличающегося высокой степенью универсальности в части создания изделий различных размеров и сложных геометрических форм, хорошей воспроизводимостью результатов, контролируемостью структурных параметров, относительной простотой технической реализации и высокой производительностью.

Обосновывается выбор физико-математической модели, использующей градиентный подход к описанию температурных полей и картины напряженно-деформированного состояния. Достоинством градиентных подходов является их универсальность, они позволяют расширить применимость классических результатов на включения с очень большой удельной поверхностью, что имеет место для наноструктурированных тонкослойных материалов и покрытий.

Во второй главе разрабатывается модель, позволяющая описывать температурное распределение и картину напряженно-деформированного состояния слоистой структуры, формализуется и проводится процедура идентификации масштабных параметров модели на основе массива экспериментальных данных, формулируются критерии оценки прочности и термостойкости СКМ, формулируется и решается математическая задача оптимизации структурных параметров СКМ с целью достижения требуемого набора физико-механических свойств с учетом ограничений, накладываемых на значения функциональных характеристик конечного материала.

Для уточненного анализа термомеханического состояния слоистых структур в основу модели положены неклассические теории механики композитных материалов — градиентные модели теплопроводности и термоупругости, которые описывают локализованные около границ раздела фаз (компонент композита) поля температур и напряжений, характеризующиеся масштабными параметрами, имеющими смысл протяженности этих локальных взаимодействий. Градиентные теории, с одной стороны, обеспечивают большую гладкость сопряжения на границах контакта фаз, с другой стороны, градиентные эффекты могут быть существенными при уточнении полей температур и напряжений в составных слоистых системах, что важно для оценки прочности таких систем, для объяснения экспериментально обнаруженных особенностей их разрушения.

При описании температуронагруженных СКМ принципиальным является

систематический учет температурных зависимостей теплофизических коэффициентов составляющих компонентов материала. Исходя из этого, автором была проведена соответствующая адаптация градиентных теорий.

Для i -ого слоя образца n -слоистого композита общее решение уравнения градиентной теплопроводности имеет вид:

$$T_i(x) = C_{1,i} l_i^2 e^{(x-x_{k,i})/l_i} + C_{2,i} l_i^2 e^{-(x-x_{k,i})/l_i} + C_{3,i}(x - x_{k,i}) + C_{4,i},$$

где $x_{k,i}$ — координата левого края i -ого слоя, $C_{j,i}$, $j = \overline{1,4}$ — постоянные интегрирования, которые определяются при решении системы уравнений из граничных и краевых условий, а l_i — масштабный параметр модели, определяющий протяженность локальных градиентных эффектов, которые реализуются в данной среде в области границ раздела.

Краевые условия на внутренних поверхностях контакта слоев ($x_{k,i+1}$, $i = \overline{1, n-1}$) имеют вид:

$$\begin{aligned} [T]_i^{i+1} &\equiv T_{i+1}(x_{k,i+1}) - T_i(x_{k,i+1}) = 0, \quad [T']_i^{i+1} = 0, \\ [\lambda(T) (T' - l^2 T'')]_i^{i+1} &= 0, \quad [\lambda(T) l^2 T'']_i^{i+1} = R_S T'_i, \end{aligned}$$

где $\lambda_i(T_i)$ — коэффициент теплопроводности слоя, а параметр R_S является характеристикой теплопроводности межслоевого интерфейса. На внешних поверхностях ставятся следующие граничные условия:

$$T_1(0) = T_1, \quad \lambda_1(T_1) l_1^2 T_1''(0) = 0, \quad T_n(H) = T_2, \quad \lambda_n(T_n) l_n^2 T_n''(H) = 0,$$

где H — суммарная толщина пакета слоев композитной структуры.

Для определения деформаций и напряжений в поперечном сечении образца многослойного композитного материала необходимо сначала найти распределение температуры по толщине исследуемой структуры в рамках градиентной модели теплопроводности. Общее решение уравнения равновесия с учетом температурного воздействия представляется следующим выражением:

$$\begin{aligned} r_i(x) = & \frac{\alpha_i(T_i) l_i^3 \left(1 - \frac{K_i(T_i)}{E_i(T_i)} \cdot \frac{l_i^2}{k_i^2}\right)}{1 - \frac{l_i^2}{k_i^2}} \left(C_{1,i} e^{(x-x_{k,i})/l_i} - C_{2,i} e^{-(x-x_{k,i})/l_i}\right) + \\ & + \frac{1}{2} \alpha_i(T_i) \frac{K_i(T_i)}{E_i(T_i)} C_{3,i} (x - x_{k,i})^2 + \frac{1}{k_i^2} \left(B_{1,i} e^{(x-x_{k,i})/l_i} + B_{2,i} e^{-(x-x_{k,i})/l_i}\right) + \\ & + B_{3,i} (x - x_{k,i}) + B_{4,i}, \end{aligned}$$

где $B_{j,i}$, $j = \overline{1,4}$ — постоянные интегрирования, которые определяются при решении соответствующей системы уравнений из граничных и краевых условий, $E_i(T_i)$ — модуль упругости (модуль Юнга) слоя вдоль оси x , $K_i(T_i)$ — модуль объемного сжатия, $r_i = r_i(x)$ — перемещение точек в направлении оси x ,

$\alpha_i(T_i)$ — коэффициент теплового линейного расширения материала слоя, k_i — масштабный градиентный параметр модели.

Краевые условия на внутренних поверхностях контакта слоев $(x_{k,i+1}, i = \overline{1, n-1})$ для градиентной модели термоупругости имеют вид:

$$\begin{aligned} [r]_i^{i+1} &= 0, \quad [E(T)(r' - k^2 r''') + \alpha(T)(E(T)k^2 T'' - K(T)\Delta T)]_i^{i+1} = 0, \\ [r']_i^{i+1} &= 0, \quad [E(T)k^2(r'' - \alpha(T)\Delta T')]_i^{i+1} = 0, \end{aligned}$$

где ΔT_i — изменение температуры i -го слоя. На внешних поверхностях ставятся следующие граничные условия:

$$\begin{aligned} E_1(T_1)(r'_1 - k_1^2 r'''_1) + \alpha_1(T_1)(E_1(T_1)k_1^2 T''_1 - K_1(T_1)\Delta T_1) &= 0, \\ E_n(T_n)(r'_n - k_n^2 r'''_n) + \alpha_n(T_n)(E_n(T_n)k_n^2 T''_n - K_n(T_n)\Delta T_n) &= 0, \\ E_1(T_1)k_1^2(r''_1 - \alpha_1(T_1)\Delta T'_1) = 0, \quad E_n(T_n)k_n^2(r''_n - \alpha_n(T_n)\Delta T'_n) &= 0. \end{aligned}$$

Значения поперечных напряжений σ_i определяются по закону Гука для градиентной модели: $\sigma_i(y) = E_i(T_i)r'(y) - \alpha_i(T_i)K_i(T_i)\Delta T_i(y)$. Вследствие учета градиентных эффектов модель предсказывает возникновение неоднородного распределения деформаций: в области высокой изменчивости температурного поля возникает концентрация деформаций и напряжений. Этот эффект принципиально не возникает в классическом решении.

Идентификация параметров $x = (l, R_S)$ градиентной модели теплопроводности проводилась на основе экспериментальных данных теплофизических испытаний многослойных металл-керамических теплозащитных покрытий (ТЗП) двух типов (I и II) (Таблица 1). Целью эксперимента являлось определение эффективного коэффициента теплопроводности покрытия. Решалась нелинейная оптимизационная задача поиска минимума объектной функции $f(x) = |\lambda_{\text{eff}}(l, R_S) - \lambda_{\text{eff}}^{\text{exp}}|$ на интервалах изменения параметров $l = 10^{-7} \div 10^{-5}$ м, $R_S = 10^{-6} \div 10^{-4}$ м²К/Вт. Здесь функция $\lambda_{\text{eff}}(l, R_S) = H/\Delta T \cdot Q(l, R_S)$ представляет эффективный коэффициент теплопроводности слоистой структуры, выраженный в рамках градиентной модели через обобщенный тепловой поток $Q(l, R_S)$. Величина $\lambda_{\text{eff}}^{\text{exp}}$ представляет собой экспериментально определенное значение эффективного коэффициента теплопроводности. Результаты идентификации параметров модели также приводятся в Таблице 1.

Разработка СКМ, сочетающего в себе как конструкционные, так и функциональные (теплоизолирующие) свойства, приводит к постановке двух различных оптимизационных задач для структуры проектируемого материала. 1) «Конструкционная» оптимизация структуры СКМ, нацеленная на обеспечение минимальных значений деформаций $f(x) = \max_i(\varepsilon_{\text{cer}})$ при условии ограничения максимально допустимого значения эффективного коэффициента теплопроводности материала $f^c(x) \equiv \lambda_{\text{eff}} - \lambda_{\text{eff}}^{\text{crit}} \leq 0$. Исходим из предположения о начале разрушения в слое керамики, т. к. металлические слои обладают большей пластичностью. 2) «Функциональная» оптимизация структуры ТЗП,

Таблица 1.

Структурные характеристики и параметры теплофизических испытаний многослойных ТЗП. Результаты идентификации параметров модели

Тип ТЗП	I	II
Общее количество чередующихся слоев	11	5
Общая толщина покрытия, мкм	123,8	98
Толщина слоев $ZrO_2 + 8 Y_2O_3$, мкм	17,3	20
Толщина слоев Ni, мкм	4	19
Перепад температур на покрытие, К	1 500 ÷ 1 280	1 590 ÷ 1 490
Эффективная теплопроводность покрытия, Вт/(м · К)	1,1	1,8
Градиентный параметр l , мкм	1,0	2,8
Адгезионный параметр $R_S \cdot 10^{-5} \text{ м}^2 \cdot \text{К/Вт}$	8,9	8,9

направленная на поиск минимума эффективного коэффициента теплопроводности $f(x) = \lambda_{\text{eff}}$, с условием ограничения максимально допустимого уровня деформаций в слоях керамики $f^c(x) \equiv \max_i(\epsilon_{\text{cer}}) - \epsilon_{\text{cer}}^{\text{crit}} \leq 0$. Вектор оптимизационных параметров представлен структурными характеристиками (толщинами и количеством слоев) композита $x = (n, h_i)$, $i = \overline{1, n}$. Область допустимого варьирования параметров естественным образом задана технологическими возможностями оборудования для получения СКМ. Результатами конструкционной оптимизации СКМ стали значения толщин керамического и металлического слоев $h_1 = 70$ мкм и $h_2 = 20$ мкм соответственно при числе пар слоев, равном 21.

Оценка термостойкости материала проводилась по предельному температурному градиенту, который способен выдержать материал в отсутствие зарождения трещин. Термоудар является критическим для материала, когда энергия напряженно-деформированного состояния вследствие температурного перепада, а также различия коэффициентов теплового линейного расширения материалов слоев превышает суммарно энергию зарождения трещин и поверхностную энергию развития трещин до критической длины. Исходя из этого, выработан следующий формальный критерий оценки термостойкости СКМ:

$$\Delta T_c \geq \frac{\sqrt{\sigma_f^4(1-\mu)^2 + bK_{IC}^4(1-\mu)}}{\sigma_f \left\{ E\alpha + \Delta\alpha \left[\frac{(1-\mu_1)}{E_1} + \frac{(1-\mu_2)}{E_2} \cdot \frac{(N+1)h_1}{Nh_2} \right]^{-1} \right\}},$$

где b — параметр, характеризующий материал, σ_f — уровень напряжений, при котором начинается образование трещин; K_{IC} — коэффициент трещиностойкости материала; коэффициент Пуассона μ , модуль Юнга E и коэффициент теплового линейного расширения α определяются в соответствии с градиентной моделью; $N = [n/2]$; индексы 1 и 2 соответствуют керамическому и металлическому слоям соответственно; $\Delta\alpha \equiv \alpha_1 - \alpha_2$. Результатом аналитической оценки термостойкости СКМ с оптимальной структурой стало $\Delta T_c = 553$ К.

В третьей главе описана методика получения наноструктурированного СКМ на основе металл-керамической системы Al_2O_3 —Сг с добавкой нанопорош-

ка $\text{Al}_2\text{O}_3^{\text{нано}}$ посредством шликерного пленочного литья [2].

В качестве исходных порошков, служащих для приготовления шликерных лент, были использованы: порошок оксида алюминия Al_2O_3 марки ВК-100 с характерным размером гранул $1 \div 2$ мкм, нанопорошок оксида алюминия $\text{Al}_2\text{O}_3^{\text{нано}}$, полученный методом плазмохимического синтеза ($20 \div 300$ нм) и порошок хрома ($30 \div 40$ мкм). Составы шликеров приведены в Таблице 2.

Таблица 2.

Составы шликеров, использованных при пленочном литье

Компонент	Назначение	Сг-шликер, масс.%	Al_2O_3 -шликер, масс.%
ВК-100	Матрица		52,1
$\text{Al}_2\text{O}_3^{\text{нано}}$	Добавка	—	5,8
Сг	Матрица	64,86	—
Синтанол	Дефлокулянт	0,115	0,14
Трихлорэтилен	Растворитель	21,78	26,09
Этиловый спирт	Растворитель	2,66	3,19
Раствор поливинилбутирала	Связующее вещество	5,76	6,9
Дибутилфталат	Пластификатор	4,825	5,78

Пленки наносились на майларовую ленту с использованием установки пленочного литья КЕКО САМ-L252ТВ при температуре 60°C в зоне подогрева. Ширина пленок составляла 100 мм, толщина — 0,15 мм. После высыхания пленки снимались с майларовой ленты, собирались в пакет из чередующихся керамических (ВК-100 + $\text{Al}_2\text{O}_3^{\text{нано}}$) и металлических (Сг) слоев и прессовались на одноосном ручном прессе Месамак DE-100. Для прессования заготовок задавалось гидростатическое давление на шток пресса 1 100 бар. Прессованные заготовки в соответствии с режимом (Рис. 1), выбранным на основе результатов термogrавиметрического анализа, подвергались удалению органического связующего на установке для удаления пластификатора ВакЭТО ВМС-22-10,5 в условиях динамического вакуума. Дальнейшее спекание заготовок происходило в высокотемпературной вакуумной печи СШВЭ-1.2,5/25-ИЗ в автоматическом режиме. Параметры цикла консолидации (Рис. 2) основаны на собственных данных предварительных испытаний.

Процедура аттестации структурных характеристик образцов полученного композита (Рис. 3) включала: 1) исследование микроструктуры и элементного состава шлифа поперечного сечения материала средствами растровой электронной микроскопии с интегрированной системой рентгеновского энергодисперсионного микроанализа; 2) исследование фазового состава материала методами рентгеноструктурного анализа и комбинационного рассеяния света. Полученные результаты свидетельствуют о достижении высокой степени консолидации керамики, высокого показателя газоплотности материала, хорошего адгезионного сцепления между слоями и об отсутствии дефектов и посторонних включений.

В четвертой главе приводятся результаты экспериментальных исследований механических и теплофизических характеристик опытных образцов

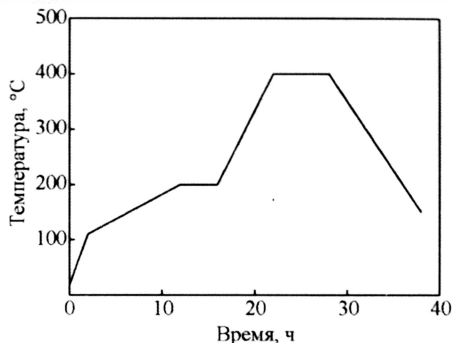


Рис. 1.

Температурный режим удаления органического связующего

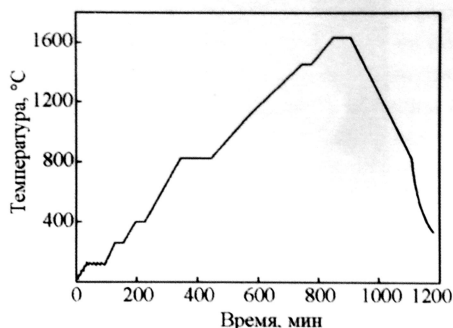
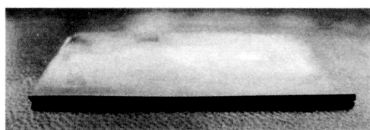


Рис. 2.

Температурный цикл спекания слоистой заготовки

Рис. 3.

Образец СКМ $\text{Al}_2\text{O}_3\text{—Cr}$

СКМ, проводится их сопоставление с результатами численного моделирования (верификация разработанной модели), анализ погрешностей и границ применимости модели.

Механические испытания образцов композита проводились при температурах 25 и 900 °С по схеме трехточечного изгиба. Значения предела прочности при изгибе составили 208,1 МПа и 159,5 МПа соответственно. Результаты свидетельствуют об умеренной (на уровне 24 %) деградации прочностных свойств. На Рис. 4 приведено РЭМ-изображение микроструктуры поперечного сечения образца композита после испытаний. Видно, что трещина претерпевает ветвление и боковое смещение. Излом распространяется вдоль поверхностей межслоевых интерфейсов, скачкообразно пересекая слои в поперечном направлении. Ключевую роль в повышении конструкционных характеристик композита сыграли два фактора: 1) увеличенная площадь поверхности разрыва за счет наличия дополнительных участков, лежащих вдоль границ сопряжения слоев; 2) пластичность металлических слоев, обеспечивающая большую вязкость характера разрушения образца композита (Рис. 5).

Экспериментальное исследование температурной зависимости коэффициента температуропроводности СКМ осуществлялось методом лазерной вспышки и показало совпадение с расчетной зависимостью, полученной с использованием градиентной модели, на уровне 20 % и менее во всем температурном диапазоне измерений 25 ÷ 1100 °С (Рис. 6).

Методика определения термостойкости СКМ состояла в индентировании поверхности образцов материала алмазной пирамидкой Виккерса под нагрузкой 200 Н, которое обеспечивало зарождение трещин в структуре материала, и даль-

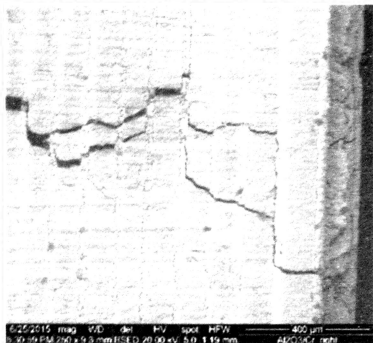


Рис. 4.

Распространение трещины в структуре образца СКМ

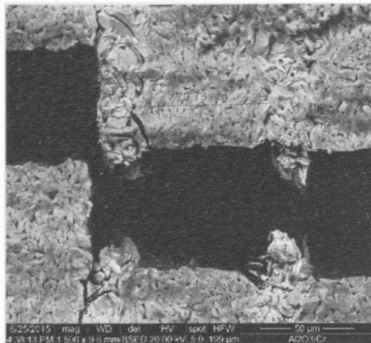


Рис. 5.

Иллюстрация вязкого характера разрушения металлических слоев СКМ

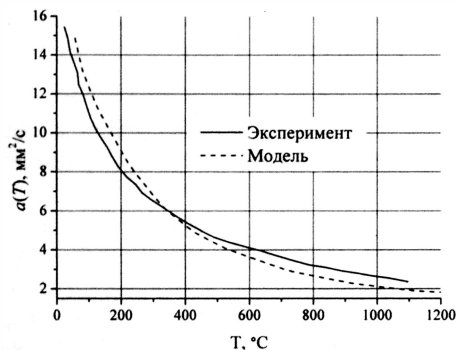


Рис. 6.

Температурные зависимости эффективного коэффициента температуропроводности СКМ

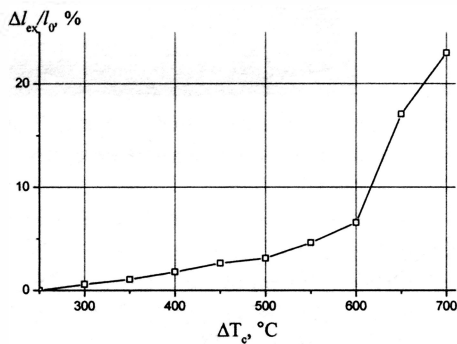


Рис. 7.

Зависимость относительного удлинения трещины от температурного перепада

нейшем нагреве образцов до заданных температур (в интервале $300 \div 1100^\circ\text{C}$ с шагом 50°C) в муфельной печи с последующим резким охлаждением в проточной воде. Критическим значением температурного перепада ΔT_c считалось максимальное значение ΔT , предшествующее резкому возрастанию длины трещины, которое составило $\sim 600^\circ\text{C}$ (Рис. 7). Сопоставление аналитической оценки ΔT_c с экспериментальными данными дало совпадение на уровне 10 %.

В пятой главе предложена конструктивная схема трубопровода для транспортировки высокотемпературного (1500 K) газообразного теплоносителя на борту космического аппарата с заданным ограничением уровня энергетических потерь (не более 10 кВт/м^2). Трубопровод состоит из несущей трубы, выполненной на основе СКМ, и ее наружной экранно-вакуумной теплоизоляционной

оболочки (ЭВТИ). Развита физико-математическая модель, описывающая распространение теплового потока через ЭВТИ и позволяющая определить ее основные теплофизические характеристики [1]; проведено численное параметрическое моделирование трубопровода с ЭВТИ, позволившее получить зависимости теплового потока с наружной поверхности и эффективного коэффициента теплопроводности от количества экранов в слое изоляции при различных давлениях остаточного газа, а также распределение температуры по экранам ЭВТИ.

Рассмотрим ЭВТИ, состоящую из n молибденовых экранов. Промежутки между слоями заполняет газ, соответствующий по параметрам сопутствующей газовой атмосфере космического аппарата. Технологически разделение слоев с цилиндрической геометрией проводится нанесением на фольговую ленту механическим способом матрицы конусообразных выступов, высота которых задает межслойное расстояние. В основе модели лежит система уравнений, каждое из которых описывает поток энергии от i -го к $(i + 1)$ -му экрану:

$$\frac{1}{\frac{1}{\varepsilon_{i,l}(T)} + \frac{A_{i,l}}{A_{i+1,k}} \left(\frac{1}{\varepsilon_{i+1,k}(T)} - 1 \right)} \sigma A_{i,l} (T_i^4 - T_{i+1}^4) + q_{\text{gas}} + q_{\text{pad}} = \\ = \sigma A_{n,l} \varepsilon_{n,l}(T) T_n^4, \quad i = \overline{0, n-1},$$

где l и k обозначают соответственно внутреннюю и наружную поверхности экрана, $A_{i,l}$ и $\varepsilon_{i,l}(T)$, $A_{i,k}$ и $\varepsilon_{i,k}(T)$ — площадь и коэффициент черноты внутренней и наружной поверхности i -го экрана соответственно; T_i — температура i -го экрана; σ — постоянная Стефана-Больцмана; q_{gas} — составляющая теплового потока, обусловленная теплопроводностью остаточного газа между экранами; q_{pad} — составляющая теплового потока, связанная с теплопередачей посредством конусообразных выступов или иных специальных разделительных прокладок между экранами.

Показано, что при остаточном давлении 10 Па для решения поставленной задачи применима изоляция, состоящая из 20 экранов; при этом мощность теплового потока, уходящего с наружной поверхности ЭВТИ, будет иметь значение на уровне 1,9 кВт/м², что соответствует температуре наружной поверхности около 630 К; при этом эффективный коэффициент теплопроводности изоляции составит 9,6 мВт/(м · К).

Сопоставление результатов теплофизических испытаний макета трубопровода с ЭВТИ (Рис. 8) с результатами численного моделирования (Рис. 9) показало, что погрешность разработанной модели не превышает 5 %.

Основные выводы. Обобщение полученных результатов позволяет сформулировать следующие выводы.

1. На основе градиентных теорий теплопроводности и термоупругости разработана универсальная физико-математическая модель для прогнозирования теплофизических и термомеханических свойств высокотемпературных конструкционных СКМ, систематически учитывающая температурные зависимости характеристик составляющих компонентов. Математически формализована и про-

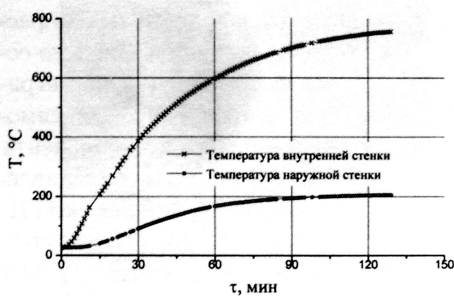


Рис. 8.

Выход макета трубопровода с ЭВТИ на стационарный температурный режим

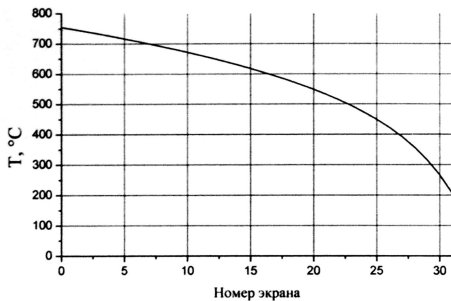


Рис. 9.

Расчетное распределение температур по экранам ЭВТИ

ведена процедура идентификации параметров модели на основе массива экспериментальных данных. С использованием развитой модели выработан критерии оценки прочности СКМ, учитывающий температурные напряжения и деформации в структуре материала.

2. Даны математические формулировки и предложены алгоритмы решения задач конструкционной и функциональной оптимизации структурных параметров СКМ с целью достижения требуемого набора физико-механических характеристик конечного материала. С использованием выработанных критериев прочности и трещиностойкости выявлен набор оптимальных структурных параметров СКМ конструкционного назначения на основе системы $\text{Al}_2\text{O}_3\text{—Сг}$, использованный в процессе реализации технологического цикла получения опытных образцов материала. Результатами оптимизации стали значения толщин керамического и металлического слоев $h_1 = 70 \text{ мкм}$ и $h_2 = 20 \text{ мкм}$ соответственно при числе пар слоев, равном 21.

3. На основе разработанной модели и ее программной реализации проведено численное параметрическое моделирование температурного распределения, а также картины напряженно-деформированного состояния в структуре СКМ $\text{Al}_2\text{O}_3\text{—Сг}$ с оптимальными параметрами в условиях интенсивного теплового воздействия. Показано, что максимальные температурные деформации в структуре материала не превышают предельно допустимого уровня.

4. Предложен способ аналитической оценки термостойкости СКМ. Показано, что для композита, состоящего из 21 пары чередующихся слоев Al_2O_3 и Сг с толщинами 70 и 20 мкм соответственно, максимальный температурный перепад, выдерживаемый материалом в отсутствие зарождения трещин, составляет не менее $\Delta T_c = 553^\circ\text{C}$.

5. Предложен технологический способ получения слоистого металл-керамического композита $\text{Al}_2\text{O}_3\text{—Сг}$, основанный на методе шликерного пленочного литья. Выявлены оптимальные параметры технологических циклов на всех эта-

пах синтеза. Получены опытные образцы композита с оптимальными структурными параметрами и посредством аттестации совокупности достигнутых физико-механических свойств доказано их соответствие прогнозируемым характеристикам.

6. На основе массива экспериментальных данных о структурных, теплофизических и термомеханических характеристиках опытных образцов полученного материала проведена верификация разработанной физико-математической модели и аналитического критерия оценки термостойкости СКМ. Показано, что погрешность расчетной модели не превышает 20 %, а критерия оценки термостойкости — 10 %.

7. Предложена конструктивная схема трубопровода для транспортировки высокотемпературного газообразного теплоносителя на борту космических аппаратов, выполненного на основе слоистых металл-керамических структур (СКМ и ЭВТИ). Развита физико-математическая модель, позволяющая описывать тепловые процессы в слое ЭВТИ. На основе разработанной модели и ее программной реализации проведено численное параметрическое моделирование теплового режима трубопровода с ЭВТИ. Показано, что при температуре теплоносителя 1500 К мощность тепловых потерь в космическое пространство составит 1,9 кВт/м² при эффективном коэффициенте теплопроводности изоляции 10 мВт/(м · К). На основе результатов теплофизических испытаний макета трубопровода с ЭВТИ проведена верификация разработанной модели. Показано, что погрешность модели не превышает 5 %.

Список публикаций

1. Функциональные материалы для трубопроводов ядерных энерго-двигательных установок / Р. Н. Ризаханов, М. Н. Полянский, А. А. Бармин, Р. И. Рудштейн // Перспективные материалы. — 2013. — № 9. — С. 14–18. — (0,34 п. л. / 0,085 п. л.).
2. Получение наноструктурированного слоистого композита оксид алюминия-хром для применения в термонапряженных узлах ракетно-космической техники / Р. Н. Ризаханов, А. А. Бармин, Р. И. Рудштейн и др. // Перспективные материалы. — 2014. — № 6. — С. 12–18. — (0,32 п. л. / 0,04 п. л.).
3. Керамический композит на основе нитрида бора с повышенной стойкостью к ионной бомбардировке для применения в составе холловского двигателя / Р. Н. Ризаханов, А. А. Бармин, Р. И. Рудштейн и др. // Перспективные материалы. — 2014. — № 12. — С. 16–24. — (0,60 п. л. / 0,067 п. л.).
4. Prediction of thermal and thermomechanical properties of high-temperature laminated composites based on the system Al₂O₃–Cr / R. N. Rizakhanov, A. A. Barmin, R. I. Rudshtein et al. // Nanomechanics Science and Technology. — 2015. — no. 1. — (0,60 п. л. / 0,1 п. л.).
5. Ризаханов Р. Н., Бармин А. А., Рудштейн Р. И. Теплоизоляторы нового поколения на основе наноматериалов в ракетно-космической технике // Труды 2-й Всероссийской школы-семинара студентов, аспирантов и молодых

- ученых «Функциональные наноматериалы для космической техники», МИЭМ, 2011 г. — 2011. — С. 150–154. — (0,19 п. л. / 0,064 п. л.).
6. Ризаханов Р. Н., Полянский М. Н., Рудштейн Р. И. Термоизоляция трубопровода для транспортировки высокотемпературного теплоносителя ядерной энерго-двигательной установки // Сборник трудов XXII Международная конференции «Радиационная физика твердого тела», г. Севастополь, 9–14 июля 2012 г. — С. 390–397. — (0,272 п. л. / 0,091 п. л.).
 7. Ризаханов Р. Н., Полянский М. Н., Рудштейн Р. И. Расчет экранно-вакуумной термоизоляции трубопровода для передачи высокотемпературного теплоносителя ядерной энерго-двигательной установки // Научно-техническая конференция с участием зарубежных специалистов «Вакуумная наука и техника», г. Судак, 15–24 сентября 2012 г. — С. 292–295. — (0,27 п. л. / 0,09 п. л.).
 8. Функциональные материалы для трубопроводов ЯЭДУ / Р. Н. Ризаханов, М. Н. Полянский, А. А. Бармин, Р. И. Рудштейн // Сборник трудов XXIII Международной конференции «Радиационная физика твердого тела», г. Севастополь, 8–13 июля 2013 г. — (0,37 п. л. / 0,092 п. л.).
 9. Слоистый композиционный материал на основе оксида алюминия и хрома для применения в термонапряженных узлах ракетно-космической техники / Р. Н. Ризаханов, А. А. Бармин, Р. И. Рудштейн и др. // Сборник трудов XXV Международной конференции «Радиационная физика твердого тела», г. Севастополь, 6–11 июля 2015 г. — (0,321 п. л. / 0,064 п. л.).
 10. Ризаханов Р. Н., Рудштейн Р. И. Использование жаростойкой керамики для защиты стенок камер сгорания реактивных двигателей // Тезисы докладов научно-технической конференции студентов, аспирантов и молодых специалистов МИЭМ. 2011 г. — С. 314–315. — (0,22 п. л. / 0,22 п. л.).
 11. Ризаханов Р. Н., Полянский М. Н., Рудштейн Р. И. Анализ характеристик экранно-вакуумной высокотемпературной термоизоляции для применения в узлах космической техники // Сборник тезисов докладов научно-технической конференции студентов, аспирантов и молодых специалистов МИЭМ НИУ ВШЭ и ВШЭ, Москва, МИЭМ, 19 февраля – 4 марта, 2013 г. — (0,133 п. л. / 0,044 п. л.).
 12. Высокотемпературные функциональные материалы для промышленных установок / Р. Н. Ризаханов, М. Н. Полянский, А. А. Бармин, Р. И. Рудштейн // Сборник тезисов докладов научно-технической конференции студентов, аспирантов и молодых специалистов МИЭМ НИУ ВШЭ и ВШЭ, Москва, МИЭМ, 17–28 февраля, 2014 г. — (0,25 п. л. / 0,063 п. л.).
 13. Конструкция трубопровода для транспортировки высокотемпературного теплоносителя в космических аппаратах / Р. Н. Ризаханов, М. Н. Полянский, А. А. Бармин, Р. И. Рудштейн // Сборник тезисов докладов научно-технической конференции студентов, аспирантов и молодых специалистов МИЭМ НИУ ВШЭ и ВШЭ Москва, МИЭМ, 3–13 февраля, 2015 г. — (0,31 п. л. / 0,08 п. л.).