

С.В. Резник, П.В. Просунцов, В.П. Тимошенко

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана, Россия

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ТЕПЛООБМЕНА В ПОРИСТЫХ МАТЕРИАЛАХ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ МНОГОРАЗОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

АННОТАЦИЯ

Исследование закономерностей теплообмена в пористых материалах имеет большое значение в связи с проектированием теплозащитных покрытий для перспективных многоразовых космических аппаратов. При постановке таких исследований необходимо учитывать комбинированный характер теплообмена в пористых материалах. Рассматриваются вопросы математического обеспечения тепловых испытаний образцов материалов и элементов конструкций в условиях, воспроизводящих условия полета. Раскрываются возможности комплекса программ SAR, предназначенного для решения прямых и обратных задач радиационно-кондуктивного теплообмена и теплопроводности.

1. ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время известно около 50 проектов многоразовых космических аппаратов (МКА), предназначенных для суборбитальных полетов, а также вывода полезных грузов на орбиту и их возвращения на землю. Центральная проблема любых МКА — проблема тепловой защиты [1, 2]. При всем разнообразии концепций теплозащитных покрытий (ТЗП) во всех МКА предусматривается использование легких термостабильных материалов, производимых из волокон оксидов кремния, алюминия, а также в виде керамических или металлических пен. Эти материалы имеют высокую пористость и, в ряде случаев, наследуют частичную прозрачность от материала волокон и частиц. Теплообмен в пористых материалах осуществляется одновременно теплопроводностью, излучением и конвекцией. Оптические неоднородности, какими являются границы волокон или частиц, вызывают сильное рассеивание теплового излучения.

Основой исследования процессов теплообмена в пористых материалах ТЗП МКА служат математическое и физическое моделирование и методология обратных задач (ОЗ).

2. ОСОБЕННОСТИ ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ МНОГОРАЗОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

2.1. Программы полета и тепловые нагрузки

Условия теплового нагружения перспективных МКА зависят от их назначения и программ полета (табл. 1).

Таблица 1. Характеристика тепловых нагрузок

Класс МКА	τ , с	Максимальная плотность теплового потока $q_w \cdot 10^{-4}$, Вт/м ²	Максимальный уровень температур T_w , К
Суборбитальные	$n \cdot 10^2$	До 10	До 1000
Орбитальные	$n \cdot 10^3$	До 10^2	1500—2000

Для суборбитальных аппаратов продолжительность аэродинамического нагрева τ лежит в диапазоне нескольких сотен секунд, для орбитальных — несколько тысяч секунд. Так, по оценкам разработчиков проекта Da Vinci [3] аппарат Wild Fire Mk VITM с ракетной ступенью и сферической капсулой для экипажа, стартующий с аэростата на высоте 24.4 км, способен достичь высоты 116 км за 180 с. На нисходящем участке траектории общей продолжительностью около 250 с на высоте 42.5 км максимальная плотность теплового потока в точке торможения капсулы составит $7.4 \cdot 10^4$ Вт/м², а максимальная температура поверхности может приближаться к 920 К.

Для МКА орбитального класса тепловые нагрузки на этапе спуска значительно выше. Для МКА Space Shuttle и Буран максимальная величина плотности теплового потока в точке торможения на носовом коке достигала $50 \cdot 10^4$ Вт/м², а темп нагрева плиточного ТЗП до равновесной температуры 1500 К был равен 4 К/с [2]. Близкие значения тепловых нагрузок ожидаются для перспективных МКА. Например, по расчетам [4] при входе в атмосферу на наветренной стороне одноступенчатого орбитального МКА типа Venture Star максимальная плотность теплового потока составит $12 \cdot 10^4$ Вт/м² при продолжительности спуска около 2000 с.

Если ориентироваться на ТЗП с металлическим корпусом или плитки, то по соображениям термостабильности температура не должна превышать 1500 К. Однако для некоторых компоновок крылатых ступеней МКА наиболее высокие нагрузки ожидаются на режимах взлета с максимальным уровнем температуры на острых кромках крыльев и воздухозаборников до 2500 К [5].

Гораздо менее ясна картина с тепловыми нагрузками МКА при нештатных ситуациях. Изменение конфигурации аппарата в результате столкновений с

другим(и), аварий на борту, отказы системы управления и тормозной двигательной установки могут стать причиной перехода на траекторию баллистического спуска и сопровождаться быстрым ростом тепловых и механических нагрузок. В таких ситуациях стойкость силовой конструкции ограничена десятками секунд и для принятия решений нужна информация о работе материалов ТЗП не только при высоких температурах, но и при высоких скоростях нагрева.

2.2. Пористые материалы тепловой защиты

Для ТЗП МКА предпочтительны технологичные материалы, имеющие низкие плотность и теплопроводность, высокую термическую стойкость, умеренную стоимость. В конструкциях первого поколения МКА пористые материалы применялись в плиточной и гибкой тепловой защите, а также в качестве теплоизоляции топливных баков с криогенными компонентами. Допустимая температура для отечественных и зарубежных материалов плиточной тепловой защиты МКА Space Shuttle и Буран (табл. 2) была равна 1520 К [2].

Таблица 2. Пористые материалы тепловой защиты

Название материала (страна)	Химический состав	Плотность материала ρ , кг/м ³
LI-900 (США)	SiO ₂	144
ТЗМК-10 (Россия)	SiO ₂	150
LI-2200 (США)	SiO ₂	350
ТЗМК-25 (Россия)	SiO ₂	250
Перспективные (США, Европа, Россия)	SiO ₂ , Al ₂ O ₃	24—200

Для перспективных МКА актуально увеличение стойкости ТЗП к механическим повреждениям при одновременном уменьшении погонной массы и стоимости межполетного обслуживания. Значительные силы направлены на разработку теплозащитных панелей с металлическим корпусом, заполненным пористым материалом с $\rho < 100$ кг/м³ [5, 6].

2.3. Подходы к проектированию

Для проектирования ТЗП с оптимальными массо-геометрическими и экономическими характеристиками необходимы надежные данные по теплофизическим свойствам материалов. ТЗП из пористых материалов в настоящее время проектируются, как правило, с использованием математических моделей эффективной теплопроводности (ЭТ). Между тем, коэффициент ЭТ λ_{eff} — не свойство материала, а характеристика совокупного теплообмена в определенных условиях взаимодействия исследуемого образца с окружающей средой.

Неоднократно предпринимались попытки связать λ_{eff} с плотностью ρ или пористостью материала и температурой. К сожалению, корреляция между ρ и λ_{eff} не столь очевидна, как иногда кажется, из-за изменения роли отдельных составляющих теплооб-

мена при изменении плотности. В материалах с $\rho < 100$ кг/м³ основную роль в суммарном теплопереносе играет тепловое излучение, а в более плотных — теплопроводность пористого каркаса. Для понимания роли тепловой радиации в суммарном теплообмене важно знать распределение температуры в слое пористого материала. В связи с исследованиями новых пористых материалов для ТЗП МКА можно сформулировать ряд вопросов:

- при каких условиях (режимы нагрева, свойства материалов, размеры образцов и т.д.) роль излучения в суммарном теплообмене в материале преобладает или пренебрежимо мала в широком диапазоне температур?
- каковы температурные зависимости эффективной теплопроводности пористых материалов в широком диапазоне скоростей нагрева?

Ответы на эти вопросы могут быть получены с помощью методов идентификации параметров теплообмена [7].

3. ИДЕНТИФИКАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ КОМБИНИРОВАННОГО ТЕПЛООБМЕНА В ПОРИСТЫХ МАТЕРИАЛАХ

3.1. Тепловые испытания и идентификация параметров теплообмена

Воспроизведение условий полета МКА на земле в полном объеме — чрезвычайно сложная задача. Вместе с тем, вполне реально воспроизведение требуемых уровней температуры, темпов нагрева с обеспечением локального подобия тепловых процессов в натуральных элементах и предметных моделях. Необходимые плотности тепловых потоков могут быть созданы с помощью галогенных ламп накаливания, дуговых источников излучения, солнечных концентраторов, жидкостных генераторов газа и плазмотронов. Выбор тех или иных средств должен быть увязан с методами и средствами обработки экспериментальных данных, в первую очередь с методами идентификации параметров теплообмена, опирающихся на решение обратных задач.

Активная разработка методов и алгоритмов решения ОЗ ведется более 40 лет, однако эти ресурсы пока не нашли в полной мере приложения к исследованию пористых материалов, работающих в условиях нестационарного радиационно-кондуктивного теплообмена (РКТ) при значительном изменении давления. Подавляющее большинство постановок ОЗ — одномерны.

В нашей стране и за рубежом наиболее точные методы определения λ_{eff} пористых материалов реализованы на экспериментальных установках, в которых теплообмен образца стационарный одномерный. Обработка экспериментальных данных ведется с помощью формул, вытекающих из решения естественно регуляризованных линейных ОЗ. Особенность таких методов — испытание крупногабаритных образцов и большая длительность испытаний. Например, в установке [8], отвечающей стандарту

ASTM C201, действующему в США, образцы пористых материалов должны иметь размеры в пределах $228 \times 228 \times 13,2 \text{ мм}^3$, а длительность наступления стационарного теплового режима составляет от одного до двух часов.

На ранних стадиях проектирования, когда количество материалов ограничено, да к тому же необходимо воспроизвести условия быстрого нагрева, логично испытывать малоразмерные образцы, а обработку данных вести с помощью решения многомерных ОЗ, обеспечивающих требуемую точность результатов [9]. При постановке таких ОЗ должны быть учтены следующие особенности:

- комбинированный характер теплообмена в широком диапазоне изменения параметров (температура, давление, градиенты температуры, темпы нагрева/охлаждения);

- неоднородный характер теплообмена образцов, обусловленный их ограниченными размерами, применением локализованных источников энергии (концентрированные потоки излучения, плазменные струи);

- сложная структура экспериментальных образцов — натуральных элементов ТЗП или специально приготовленных элементов с оснасткой и вспомогательными экранами, защищающими материал от действия прямых потоков теплового излучения или струй горячего газа (плазмы);

- измерение температуры в объеме датчиками, обладающими иными по сравнению с исследуемым материалом оптическими и теплофизическими свойствами.

3.2. Средства параметрической идентификации

Важные аспекты теории и методов математического моделирования РКТ раскрыты в фундаментальных работах [10—12]. В МГТУ им. Н.Э. Баумана с конца 1970-х годов разрабатываются методы, алгоритмы и программы для решения прямых и обратных задач РКТ и ЭТ в телах из пористых и композиционных материалов [13—16]. Программы решения ОЗ, вошедшие в пакет CAR (табл. 3), позволяют экономичным образом обрабатывать экспериментальные данные с учетом особенностей

Таблица 3. Пакет программ CAR для решения прямых и обратных задач теплообмена

№	Форма образца. Материал. Постановка ОЗ. Начало применения	Измеряемые величины / Искомые параметры	Особенности метода решения обратной задачи теплообмена
1.	Пластина, полый и сплошной цилиндры. Частично прозрачный. Одномерная ОЗ РКТ для стационарного теплообмена. С 1984 г.	Тепловой поток и температура на обеих поверхностях образца / Коэффициент молекулярной теплопроводности λ	Конечно-разностный метод решения прямой задачи. Однопараметрический метод оптимизации (DSC-Пауэлла)
2.	Пластина. Частично прозрачный. Одномерная ОЗ РКТ для регулярного теплообмена. С 1984 г.	Температуры на обеих поверхностях и в центре образца / Коэффициент молекулярной теплопроводности λ .	Аналогично п. 1
3.	Пластина, полый и сплошной цилиндры. Частично прозрачный или непрозрачный. Одномерная ОЗ РКТ или ОЗТ для нестационарного теплообмена. С 1984 г.	Температуры в нескольких точках внутри образца или температура в одной точке внутри образца и тепловой поток на одной из его поверхностей / Одновременно $\lambda(T)$ или $\lambda_{\text{eff}}(T)$ и $C(T)$	Конечно-разностный метод решения прямой задачи. Многопараметрический метод сопряженных градиентов с решением вспомогательной задачи в конечно-разностной форме
4.	Пластина. Частично прозрачный. Одномерная ОЗ переноса излучения. С 1984 г.	Спектральное пропускание или отражение нескольких образцов различной толщины / Одновременно k_v и β_v	Конечно-разностный метод решения прямой задачи. Двупараметрическая оптимизация для каждого участка спектра
5.	Пластина. Частично прозрачный или непрозрачный, ортотропный. Двумерная ОЗ РКТ или ОЗТ для нестационарных условий теплообмена. С 2003 г.	Температуры в нескольких точках внутри образца или в двух точках в образце и тепловой поток на одной из его поверхностей / Одновременно $\lambda_{x1}(T)$, $\lambda_{x2}(T)$ или $\lambda_{x1, \text{eff}}(T)$, $\lambda_{x2, \text{eff}}(T)$ и $C(T)$	Конечно-элементный метод решения прямой задачи. Многопараметрический метод сопряженных градиентов с решением вспомогательной задачи в аналитической форме. Векторный метод для выбора шагов минимизации
6.	Пластина, полый и сплошной цилиндры. Частично прозрачный. Одномерная ОЗ РКТ для нестационарных условий теплообмена. С 2005 г.	Температуры в нескольких точках внутри образца или в одной точке в образце и тепловой поток на одной из поверхностей / Одновременно $\lambda(T)$, $C(T)$, $k(T)$ и $\beta(T)$	Аналогично п. 5
7.	Пластина. Непрозрачный. Одномерная ОЗТ для нестационарных условий импульсного нагрева лазером. С 2005 г.	Температура на тыльной поверхности образца / Одновременно λ и C	Конечно-разностный метод решения прямой задачи. Остальное аналогично п. 5

их получения (способ нагрева, форма образца, режим теплообмена, термометрическая схема и др.). Общими признаками подходов к построению программ пакета являются: численные методы решения прямых задач, экстремальная постановка обратных задач, численные методы оптимизации целевых функционалов, связывающих расчетные и экспериментальные значения тепловых величин, итерационная регуляризация.

Пакет использовался для исследования материалов плиточного ТЗП корабля «Буран» и был усовершенствован при выполнении проектов INTAS 94-700/701 и 00-0652. Судя по предшествующему опыту [15—17], пакет CAR может служить основой для исследований пористых материалов перспективных МКА в диапазоне температур 300...2000 К, давлений $1 \dots 10^5$ Па, скоростей нагрева 0...50 К/с.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработанные средства параметрической идентификации теплообмена обеспечивают возможность исследований теплофизических свойств материалов ТЗП МКА на различных типах экспериментальных установок и стендов в широком диапазоне температур, давлений и скоростей нагрева.

Работы выполняются при финансовой поддержке РФФИ по проекту 05-08-33573.

СПИСОК ОБОЗНАЧЕНИЙ

МКА — многоразовый космический аппарат;
 ТЗП — теплозащитное покрытие;
 ЭТ — эффективная теплопроводность;
 РКТ — радиационно-кондуктивный теплообмен;
 λ — коэффициент молекулярной теплопроводности, Вт/(м·К);
 λ_{eff} — коэффициент эффективной теплопроводности, Вт/(м·К);
 C — объемная теплоемкость, Дж/(м³·К);
 k — коэффициент поглощения, м⁻¹;
 β — коэффициент рассеивания, м⁻¹;
 τ — продолжительность аэродинамического нагрева, с.
 Индексы:
 ν — частота.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- 1. Материалы** и покрытия в экстремальных условиях. Взгляд в будущее: В 3 т. Т.1. Прогнозирование и анализ экстремальных воздействий / Ю.В. Полежаев, С.В. Резник, Э.Б. Василевский и др. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002. 224 с.
- Гофин М.Я.** Жаростойкие и теплозащитные конструкции многоразовых аэрокосмических аппаратов. М.: Изд-во ЗАО «ТФ «МИР», 2003. 672 с.

- 3. Da Vinci X-Prize Space Project — Mission Analysis** / V. Kudriavtsev, B. Feeney, M. Buneta et all // Proc. 3-rd Intern. Symp. on Atmospheric Re-entry Vehicles and Systems (Arcachon, France, 24—27 March, 2003). 28 p.
- 4. Научные основы технологий XXI-века** / Под общ. ред. А.И. Леонтьева, Н.Н. Пилюгина, Ю.В. Полежаева, В.М. Поляева. М.: УНПЦ «Энергомаш», 2000. 136 с.
- 5. Reusable Metallic Thermal Protection Systems Development** / M.L. Blosser, C.J. Martin, K. Daryabeigi, C.C. Poteet // Proc. 3-rd European Workshop on Thermal Protection Systems (Noordwijk, The Netherlands, March 25—27, 1998). 12 p.
- 6. Metallic Thermal Protection System Technology Development Concepts, Requirements and Assessment Overview** / J.T. Dorsey, C.C. Poteet, R.R. Chen, K.E. Wurster // Proc. 40-th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (Reno, NV, January, 14—17, 2002). 22 p.
- 7. Основы** идентификации и проектирования тепловых процессов и систем / О.М. Алифанов, П.Н. Вабищевич, В.В. Михайлов и др. М.: Логос, 2001. 400 с.
- Daryabeigi K.** Thermal Analysis and Design of Multi-Layer Insulation for Re-Entry Aerodynamic Heating // Proc. 35-th AIAA Thermophysics Conference (Anaheim, CA, June 11—14, 2001). 9 p.
- Prosuntsov P.V.** Parametrical Identification of Two-Dimensional Radiative and Conductive Heat Transfer Processes // Proc. of 4-th Intern. Conference on Inverse Problems: Identification, Design and Control (Moscow, Russia, July 2—6, 2003). 8 p.
- Оцирик М.Н.** Сложный теплообмен. М.: Мир, 1976. 616 с.
- Петров В.А., Марченко Н.В.** Перенос энергии в частично прозрачных твердых материалах. М.: Наука. Сиб. отд-ние, 1985. 190 с.
- Рубцов Н.А.** Теплообмен излучением в сплошных средах. Новосибирск: Наука. Сиб. отд-ние, 1984. 278 с.
- Михалев А.М., Просунцов П.В., Резник С.В.** Математические модели и пакет программ решения прямых и обратных задач радиационно-кондуктивного теплообмена // Радиационный теплообмен в технике и технологии: Тр. 6-й Всесоюз. науч.-техн. конф. Каунас, 1987. С.83—84.
- Математико-алгоритмическое** и программное обеспечение исследования процессов радиационно-кондуктивного теплообмена / С.В. Резник, П.В. Просунцов, А.М. Михалев, Д.Ю. Калинин // Передовые термические технологии и материалы. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1999. Ч. 2. С. 40—49.
- Резник С.В.** Математические модели радиационно-кондуктивного теплообмена в материалах тепловой защиты многоразовых транспортных космических систем // ИФЖ. 2000. Т. 73. № 1. С. 11—25.
- Reznik S.V.** Modeling and Inverse Problems of Radiative and Conductive Heat Transfer // Proc. Eurotherm Seminar 68 (Poitiers, France, March 5—7, 2001). P. 23—36.
- Экспериментальное** исследование теплопереноса в пористых полупрозрачных материалах / Л.Я. Падерин, П.В. Просунцов, С.В. Резник, В.П.П. Фишер // ИФЖ. 2005. Т. 78. № 1. С. 60—66.