

Разработка методики определения теплофизических характеристик углепластика, используемого в обшивке крыла многоразового космического аппарата туристического класса

© Е.Р. Федюнина, П.В. Просунцов, О.В. Денисов

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Российская Федерация

Создание конструкции крыла суборбитального многоразового космического аппарата туристического класса (МКА ТК) представляет собой сложную научно-техническую проблему, для решения которой требуется комплексное тепловое проектирование. Из-за недостатка справочных данных в открытых источниках одной из ключевых задач работы стало определение теплофизических характеристик углепластика, используемого в составе обшивки крыла МКА ТК. Расчетно-теоретические значения коэффициента теплопроводности углепластика получены на основе многомасштабного моделирования процессов теплопереноса в представителем элементе объема с применением программного комплекса Digital. Для валидации математических моделей проведен цикл расчетно-экспериментальных исследований на образцах, изготовленных методом вакуумной инфузии. Коэффициент теплопроводности поперек плоскости армирования определялся методом лазерной вспышки, а в плоскости армирования — путем решения трехмерной коэффициентной обратной задачи теплопроводности в среде Comsol Multiphysics по данным тепловизионной съемки на установке контактного нагрева. Сравнение расчетных и экспериментальных данных продемонстрировало хорошую сходимость (различие в пределах 10 %), что подтверждает достоверность предложенных моделей и обосновывает их применение для оценки температурного состояния и дальнейшего проектирования конструктивно-силовой схемы крыла МКА ТК.

Ключевые слова: теплофизические характеристики, углепластик, многоразовые космические аппараты, космический туризм, МКА ТК

Введение. Одним из наиболее перспективных направлений развития современной космической деятельности является туризм, предполагающий суборбитальные и орбитальные маршруты, а также экспедиции к Луне и Марсу [1, 2]. С учетом экономической целесообразности в настоящее время наибольший интерес представляют именно суборбитальные полеты [3]. Ключевыми требованиями к таким системам являются высокие показатели надежности, массового совершенства и экономической эффективности наряду с обеспечением комфортных условий пребывания людей на борту космического аппарата и требуемых параметров обзора для экипажа и пассажиров [4, 5]. Масштабные работы по созданию многоразовых космических аппаратов туристического класса (МКА ТК) реализуются в рамках целого ряда национальных и международных программ. Среди наиболее

известных зарубежных разработок можно выделить проекты SpaceShipTwo, SpaceShipThree, системы компании Blue Origin и корабли Dragon (США), а также европейские аппараты Spica (Дания), IAR-111 (Румыния) и Space Plane (Германия) [6, 7]. В России работы в данном направлении представлены в проектах «Одуванчик», «Фанстрим» и «Космическая яхта Селена» [8, 9].

Одним из элементов, в значительной степени определяющим облик МКА ТК, является крыло. На данный агрегат приходится от 20 до 30 % общей массы аппарата, при этом в процессе полета он подвергается интенсивному воздействию силовых и тепловых нагрузок. В связи с этим оптимизация конструктивно-силовой схемы крыла является приоритетной задачей с точки зрения повышения массовой эффективности аппарата.

Наиболее оправданным представляется применение к проектированию крыла междисциплинарного подхода, включающего теоретические исследования динамики полета МКА ТК, моделирование внешнего аэродинамического обтекания, а также детальный анализ напряженно-деформированного и температурного состояния конструкции. Ключевым этапом данного процесса является обоснованный выбор компонентов и схем армирования композиционных материалов (КМ).

В течение нескольких лет в МГТУ им. Н.Э. Баумана ведутся работы по проектированию суборбитального крылатого МКА ТК [8, 9]. Так, в 2008 г. разработан проект «Одуванчик» (рис. 1). Согласно проектному замыслу, ракетоплан будет выполнен по самолетной схеме с высоко расположенным треугольным крылом прямой стреловидности по передней кромке (см. рис. 1).



Рис. 1. Преимущества МКА ТК «Одуванчик»

Одной из проблем, возникающих при проектировании такого аппарата, является определение теплофизических характеристик КМ, используемых в конструкции МКА ТК, поскольку эти сведения отсутствуют в открытых источниках. Данные характеристики используются для проведения анализа температурного состояния конструкции МКА ТК, поэтому разработка методик определения теплофизических характеристик материалов является актуальной.

Цель работы — повышение точности результатов теплового проектирования и снижение затрат на разработку конструкции крыла МКА ТК путем создания расчетно-экспериментальной методики определения теплофизических характеристик углепластика (УП).

Объект исследования. Одним из важных элементов конструкции, в значительной мере определяющим облик и массу МКА ТК в целом, является его крыло, состоящее из двух лонжеронов и тонких композитных обшивок (рис. 2). В конструкции крыла МКА ТК планируется применить гибридный полимерный композиционный материал (ГПКМ).

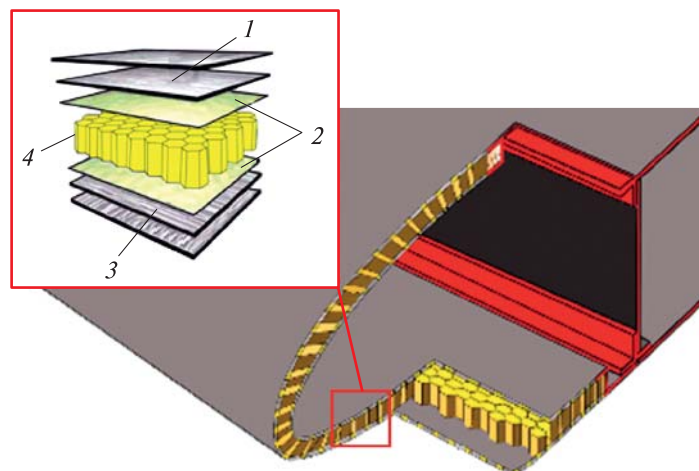


Рис. 2. Элемент обшивки крыла суборбитального МКА ТК:

1 — внешняя слоистая обшивка из ГПКМ; 2 — адгезив; 3 — сотовый наполнитель;
4 — внутренняя слоистая обшивка из ГПКМ

Совместное использование различных наполнителей в ГПКМ позволяет получить материал с требуемой жесткостью, прочностью и одновременно умеренной стоимостью. По результатам исследований, проведенных авторами работы [10], в качестве наполнителей для изготовления обшивки крыла МКА ТК было решено использовать стеклоткань и углеродную однонаправленную ленту. Таким образом, обшивка крыла представляет собой сэндвич-панель из ГПКМ и сотового наполнителя из органопластика. Предполагается, что лонжерон

будет изготовлен на основе углеродной однонаправленной ленты с углами укладки $[0/+45/90^\circ]$.

Сложность решения задачи теплового проектирования крыла из ГПКМ для МКА ТК заключается в ограниченности сведений о тепловых нагрузках, воздействующих на конструкцию аппарата, а также о теплофизических характеристиках композиционных материалов конструкции крыла.

Расчетно-теоретическое определение коэффициентов теплопроводности материалов обшивки крыла. Решение задачи теплового проектирования и отработки рациональных параметров теплозащиты крыла МКА ТК неразрывно связано с анализом полей температуры и тепловых потоков. Для проведения такого анализа необходимы достоверные сведения о теплофизических характеристиках материалов обшивки крыла, которые зависят от химической природы волокон и матрицы, микроструктуры КМ, пространственно-временной неоднородности полей температуры и др. При этом следует учитывать, что такие характеристики материала, как плотность и теплоемкость, могут быть с достаточной степенью надежности определены с помощью правила смеси, поскольку их значения не зависят от структуры материала. Основная эксплуатационная характеристика КМ, необходимая для теплового проектирования, — коэффициент теплопроводности. Он существенно зависит от структуры материала, поэтому при его определении использован многомасштабный подход. Коэффициенты теплопроводности в направлениях, параллельном и перпендикулярном плоскости армирования, обозначаются как $\lambda_{\parallel}$ и $\lambda_{\perp}$ соответственно.

Для нахождения $\lambda_{\perp}$ и $\lambda_{\parallel}$ применялся модуль программного пакета Digimat FE. Методология исследования теплофизических характеристик (ТФХ) включала в себя создание модели представительного элемента объема (ПЭО) гетерогенного волокнистого УП, приложение к нему тепловой нагрузки и последующее определение расчетных значений коэффициента теплопроводности исходя из закона Фурье и полученного значения теплового потока. При моделировании принимались следующие допущения.

1. Считалось, что моноволокна имеют форму бесконечного цилиндра, а их объемное содержание в матрице составляет 50 %.
2. На границах между матрицей и армирующими элементами реализованы условия идеального теплового контакта.
3. Для УП распределение волокон в объеме матрицы считалось стохастическим.

Связь между вектором теплового потока и градиентом температуры во всех компонентах ГПКМ подчинялась закону теплопроводности Фурье

$$\vec{q} = -[K] \text{grad}(T), \quad (1)$$

где $\vec{q}$ — вектор плотности теплового потока, Вт/м²; $[K]$ — матрица теплопроводности; T — температура, К.

Исходными данными при этом являлись коэффициенты теплопроводности, плотности и теплоемкости полимерной матрицы и моноволокон (табл. 1).

Таблица 1

Исходные данные для расчета теплофизических характеристик монослоя УП

Материал	Теплоемкость, Дж/(кг·°С)	Коэффициент теплопроводности	
		$\lambda_{ }$, Вт/(м·°С)	$\lambda_{\perp}$, Вт/(м·°С)
Углеродное волокно	850	9,6	2,0
Эпоксидное связующее	1110	0,23	0,23

В результате моделирования были получены распределения температуры и теплового потока в ПЭО монослоя УП (матрица + наполнитель). На рис. 3 видно, что тепловой поток распределяется неравномерно в ячейке ПЭО, что связано с существенным различием теплопроводности наполнителя и матрицы.

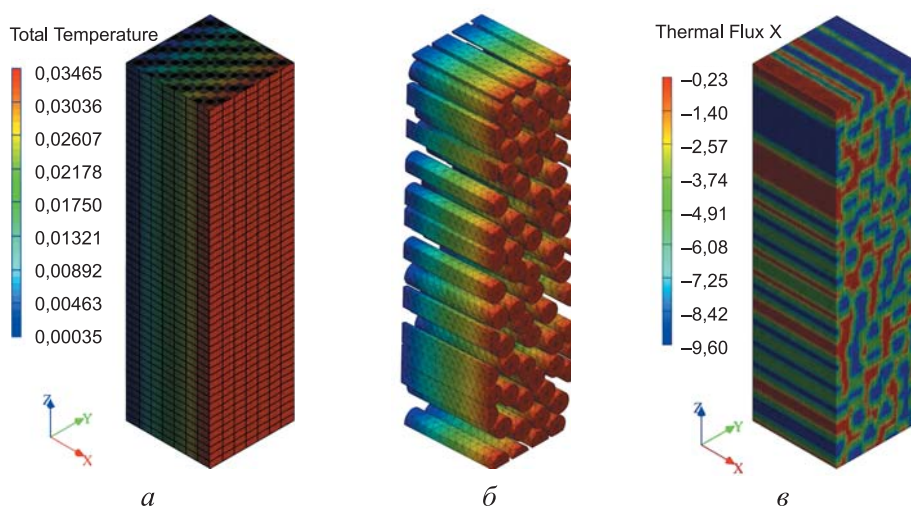


Рис. 3. Результаты анализа $\lambda_{||}$ и $\lambda_{\perp}$ в Digimat FE:

a — поле температур в ПЭО УП, К; b — поле температур в наполнителе, К;
 c — распределение теплового потока в ПЭО УП

На основании полученных значений теплового потока были определены следующие значения $\lambda_{||}$ и $\lambda_{\perp}$ материалов обшивки крыла, Вт/(м·°С):

$\lambda_{ } (x)$	4,9
$\lambda_{\perp} (y)$	0,65
$\lambda_{\perp} (z)$	0,65

Видно, что для УП $\lambda_{||}$ на порядок выше, чем $\lambda_{\perp}$, что связано с существенной анизотропией характеристик наполнителя.

Расчетно-экспериментальное определение комплекса характеристик материалов обшивки крыла. С целью валидации использованных математических моделей и подтверждения значений теплофизических характеристик материалов обшивки крыла МКА ТК был проведен комплекс расчетно-экспериментальных работ.

Для определения характеристик материалов, предложенных к использованию в обшивке крыла, методом вакуумной инфузии были изготовлены пластины из КМ. Из полностью отвержденных пластин впоследствии вырезали образцы для испытаний. Для определения $\lambda_{\perp}$ материалов обшивки крыла были вырезаны цилиндрические образцы УП с плоскопараллельными гранями диаметром 12,5 мм и толщиной 2 мм (рис. 4). Образцы имели квазиизотропную укладку.

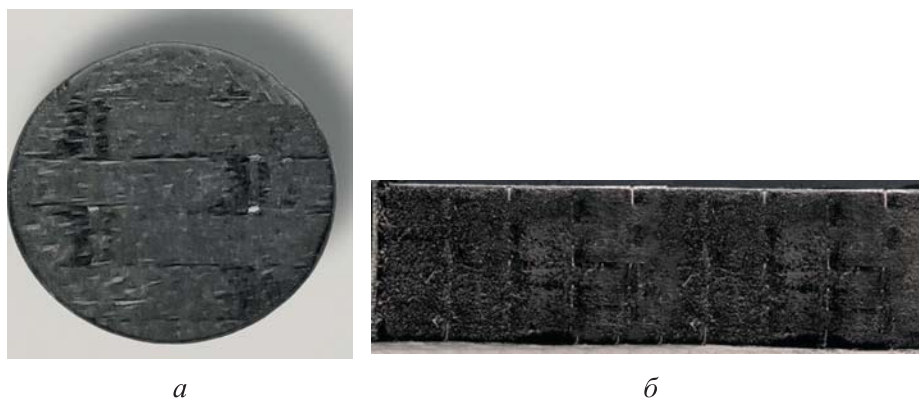


Рис. 4. Образцы УП для измерения $\lambda_{\perp}$ (а) и $\lambda_{\parallel}$ (б)

Экспериментальное определение $\lambda_{\perp}$ УП. Применяли экспериментальную установку Laser Flash Apparatus (NETZSCH, Германия) для определения $\lambda_{\perp}$ УП. Значения коэффициентов теплопроводности материалов находили с использованием фирменного программного обеспечения NETZSCH (рис. 5).

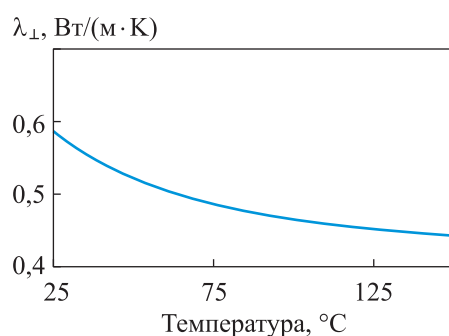


Рис. 5. Зависимость $\lambda_{\perp}$ УП от температуры (точками показаны результаты моделирования в Digimat FE)

Видно, что результаты расчетно-теоретического определения коэффициента теплопроводности этих материалов, выполненные в модуле Digimat FE, хорошо согласуются с экспериментальными данными

(различие находится в пределах 10 %). Расчетные данные получились несколько завышенными, что, вероятно, связано с принятыми при математическом моделировании допущениями, в частности, о доле наполнителя, а также с наличием микроскопической технологической пористости, неизбежно возникающей при формовании углепластика методом вакуумной инфузии. Воздушные включения в порах выступают в роли теплоизоляторов, снижая реальную теплопроводность материала по сравнению с идеализированной моделью в Digimat.

Экспериментальное определение $\lambda_{\parallel}$ УП. В настоящее время не существует стандартизованных методов определения коэффициента теплопроводности КМ в плоскости их армирования. В этой ситуации эффективным инструментом для нахождения температурных зависимостей ТФХ КМ является расчетно-экспериментальный подход, основанный на решении коэффициентных обратных задач теплопроводности (КОЗТ). Исходными данными для них выступают экспериментально зарегистрированные зависимости температуры от времени в нескольких точках образца. Начиная с 1980-х годов в МГТУ им. Н.Э. Баумана сложилась научная школа решения обратных задач теплообмена [11–13]. Поэтому для определения $\lambda_{\parallel}$ образца УП был использован расчетно-экспериментальный подход, основанный на решении КОЗТ. Для проведения экспериментальных исследований использовалась разработанная в МГТУ им. Н.Э. Баумана уникальная установка контактного нагрева (рис. 6) [14].

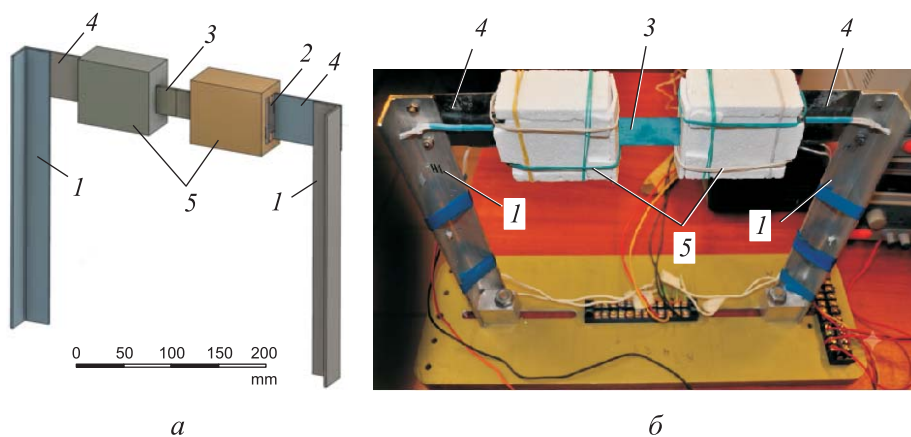


Рис. 6. Установка контактного нагрева [14]:

a — схема; *б* — внешний вид; 1 — стальные стойки; 2 — нагревательные элементы с медными пластинами; 3 — образец; 4 — алюминиевые пластины; 5 — теплоизоляция нагревателей

Испытаниям подвергали плоские образцы УП. Регистрацию изменений температуры в конкретных точках на поверхности образца проводили с помощью тепловизора Fluke Ti-400. Температуру нагревате-

лей, в свою очередь, измеряли с помощью термопар типа ХА (рис. 7). Для обеспечения статистической достоверности результатов испытаниям подвергали серию из трех идентичных образцов.

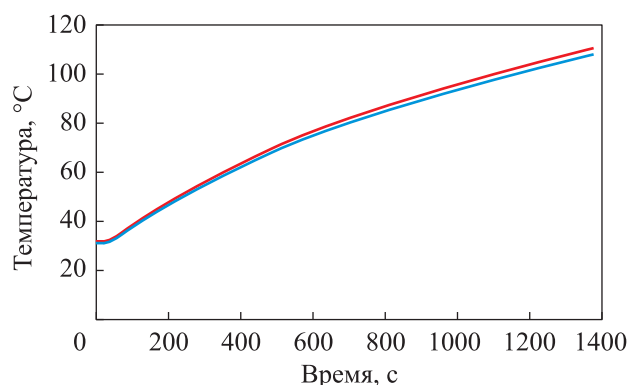


Рис. 7. Зависимости температуры нагревателей от времени:
— нагреватель 1; — нагреватель 2

Для обеспечения единственности решения КОЗТ и повышения его устойчивости температуру фиксировали в четырех точках на оси продольной симметрии образца: в центре и на удалении от него на 5, 10 и 15 мм. Эти термограммы, использованные в качестве исходных данных для решения КОЗТ и для образца УП, представлены на рис. 8, а. На рис. 8, б даны цифровые тепловизионные изображения поверхности образца, полученные с помощью Fluke Ti-400.

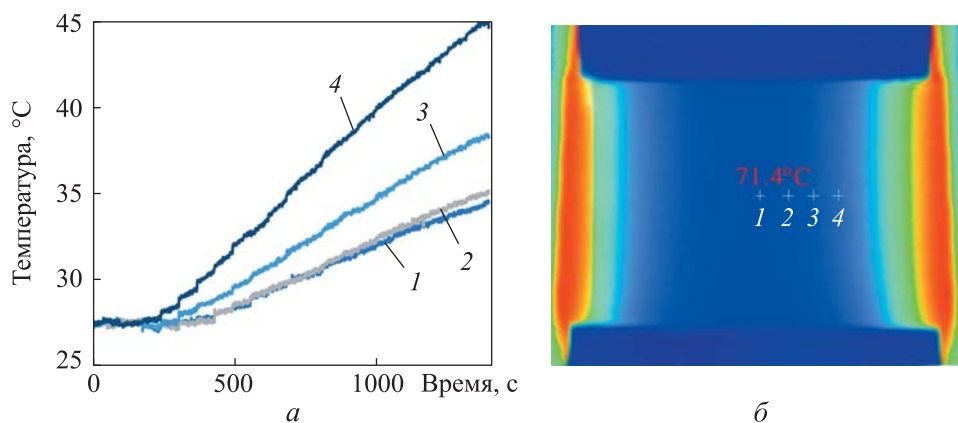


Рис. 8. Температурное состояние поверхности образца УП:

а — экспериментальные термограммы УП в центре (1) и на удалении от него на 5 (2), 10 (3) и 15 мм (4); б — распределение температуры по поверхности образца УП, полученное с помощью тепловизора

Для решения КОЗТ была построена трехмерная геометрическая модель установки контактного нагрева. Моделировали нестационарный трехмерный процесс радиационно-кондуктивного теплообмена

в системе «образец — установка». Начальную температуру образца задавали равной $27,5\text{ }^{\circ}\text{C}$. Принимали, что на внешней поверхности установки и образца, контактирующих с воздушной средой, имеет место конвективный теплообмен с коэффициентом теплоотдачи $\alpha = 4,5\text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot ^{\circ}\text{C})$ при неизменной во времени температуре окружающей среды, равной $293,5\text{ K}$ (рис. 9, а). Считалось, что с поверхности металлических компонентов установки и тепловой изоляции происходит радиационный сброс энергии в окружающую среду. При этом степень черноты стальных стоек принимали равной 0,85; алюминиевых пластин — 0,4 (рис. 9, б). Учитывался также радиационный теплообмен между образцом и тепловой изоляцией, которые имели степень черноты 0,75 (рис. 9, в) и 0,3 (рис. 9, г) соответственно. Считалось, что в процессе эксперимента температура нагревателей изменялась во времени согласно зарегистрированным в процессе эксперимента зависимостям.

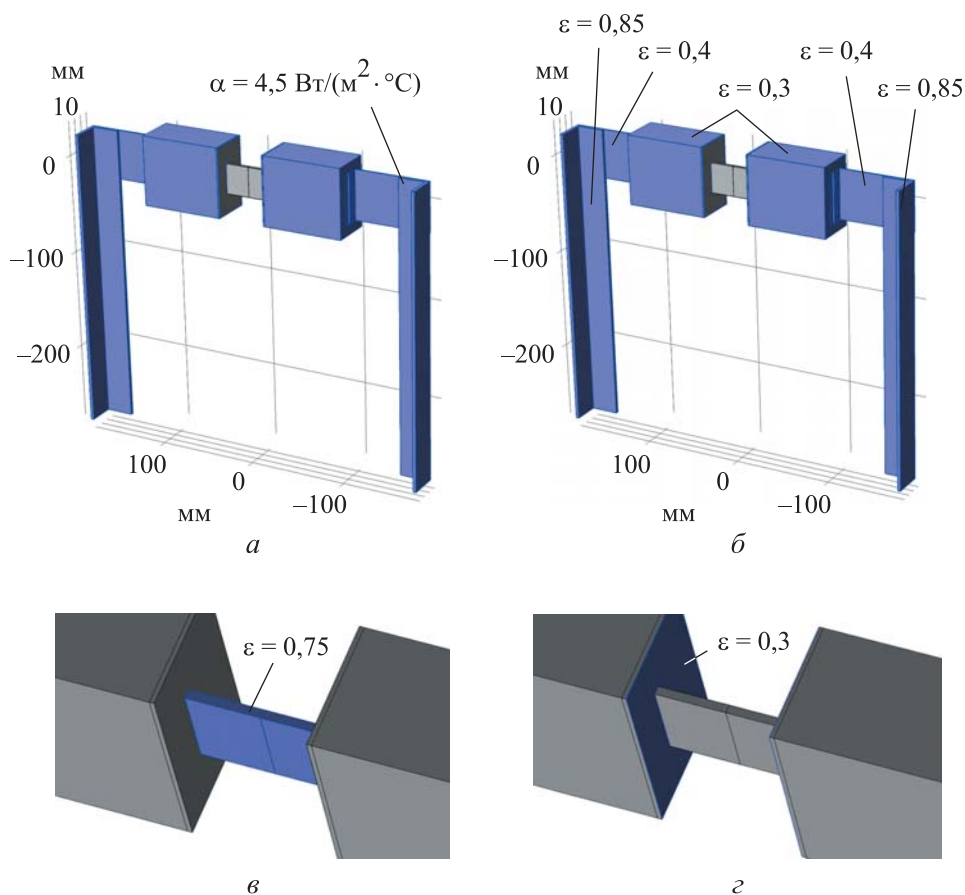


Рис. 9. Условия теплообмена на поверхностях экспериментальной установки: а — поверхности, на которых имеет место конвективный теплообмен; б, в и г — степени черноты отдельных поверхностей

Формулировка КОЗТ предусматривала определение температурной зависимости $\lambda_{II}(T)$, обеспечивающей минимум функционала невязки S экспериментальных и расчетных значений температур в точках измерений:

$$S = \int_0^{\tau^3} \left(\sum_{i=1}^N T(x, y, z, \tau) - T^3(x, y, z, \tau) \right)^2 d\tau \rightarrow \min, \quad (2)$$

где τ^3 — продолжительность эксперимента; N — число точек измерения температуры; T , T^3 — расчетное и экспериментальные значения температуры; x, y, z — координаты точек измерения;

Из решения обратной задачи находили только температурную зависимость λ_{II} , остальные теплофизические характеристики материала (плотность C_p , теплоемкость ρ и теплопроводность $\lambda_{\perp}$ в поперечном направлении) считались известными. При этом значения C_p и ρ определяли по правилу смеси, а значения $\lambda_{\perp}$ брали по результатам экспериментального исследования методом лазерной вспышки. Для аппроксимации температурной зависимости $\lambda_{II}(T)$ использовали кусочно-линейные базисные функции

$$\lambda_{II}(T) = \sum_{i=1}^k \lambda_k \varphi_k(T), \quad (3)$$

где k — число параметров; φ_k — кусочно-линейные зависимости.

Для решения КОЗТ был разработан и реализован алгоритм ее решения с использованием возможностей пакета Comsol Multiphysics. Определение λ_{II} проводилось с помощью алгоритма *BOBYQA* [15]. Условием прекращения вычислений являлось достижение уровня невязки $0,01 \text{ K}^2 \cdot \text{с}$. При этом максимальное число итераций не превышало 1000.

В результате решения обратной задачи получены температурные зависимости λ_{II} для образцов углепластика; они были сопоставлены с расчетным значением (табл. 3).

Таблица 3

Результаты расчетно-теоретического и экспериментального определения λ_{II} УП

Результат расчетно-теоретического исследования при $T = 25^\circ\text{C}$	Результат решения КОЗТ	Различие, %
4,9	4,5 ($T = 25^\circ\text{C}$) 4,2 ($T = 110^\circ\text{C}$)	8,1

Анализ результатов указывает на хорошее согласие данных расчетно-теоретических исследований, полученных с использованием модуля MSC Digimat, с результатами решения КОЗТ. Различие находится

в пределах 10 %. Средневзвешенное различие между расчетными и экспериментальными температурами в ходе решения КОЗТ составило 0,3°.

Заключение. Разработаны математические модели для определения теплофизических характеристик монослоев углепластика, используемого в обшивке крыла многоразового космического аппарата туристического класса, на основе многомасштабного представления о формировании характеристик композиционного материала. Разработана и опробована комплексная методика определения коэффициентов теплопроводности углепластика для обшивки крыла МКА ТК, включающая в себя определение теплопроводности материалов поперек плоскости армирования методом лазерной вспышки, а вдоль плоскости армирования — на основе решения трехмерной коэффициентной задачи теплопроводности. Проведена валидация теплофизических характеристик, полученных в результате математического моделирования, путем их сравнения с расчетно-экспериментальными данными, и показано их хорошее согласие. Таким образом, доказана возможность использования расчетно-теоретических значений характеристик материалов для проведения теплового проектирования конструкции крыла МКА ТК.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Webber D. Space tourism: Its history, future and importance. *Acta Astronautica*, 2013, vol. 92, no. 2, pp. 138–143. DOI: 10.1016/j.actaastro.2012.04.038
- [2] Reddy M.V., Nica M., Wilkes K. Space tourism: Research recommendations for the future of the industry and perspectives of potential participants. *Tourism Management*, 2012, vol. 33, pp. 1093–1102. DOI: 10.1016/j.tourman.2011.11.026
- [3] Chang E.Y.-W. From aviation tourism to suborbital space tourism: A study on passenger screening and business opportunities. *Acta Astronautica*, 2020, vol. 177, pp. 410–420. DOI: 10.1016/j.actaastro.2020.07.020
- [4] Blue R.S., Riccitello J.M., Tizard J., Hamilton R.J., Vanderploeg J.M. Commercial Spaceflight Participant G-Force Tolerance During Centrifuge-Simulated Suborbital Flight. *Aviation, Space, and Environmental Medicine*, 2012, vol. 83, no. 10, pp. 929–934. DOI: 10.3357/ASEM.3322.2012
- [5] Peeters W. From suborbital space tourism to commercial personal spaceflight. *Acta Astronautica*, 2010, vol. 66, no. 11, pp. 1625–1632. DOI: 10.1016/j.actaastro.2009.10.026
- [6] Seedhouse E. *Tourists in Space: A Practical Guide*. Chichester, Springer, 2008, 281 p.
- [7] Seedhouse E. *Virgin Galactic. The First Ten Years*. Chichester, Springer International Publ., 2015, 203 p.
- [8] Агеева Т.Г. Разработка методики проектирования теплонагруженных элементов конструкций крыльев суборбитальных многоразовых космических аппаратов: Дис. ... канд. техн. наук. Москва, 2017, 183 с.
- [9] Ашихмина Е.Р. Методика разработки конструктивно-силовой схемы и теплозащитного покрытия крыла суборбитального многоразового

- космического аппарата туристического класса: Дис. ... канд. техн. наук. Москва, 2021, 191 с.
- [10] Резник С.В., Просунцов П.В., Агеева Т.Г. Оптимальное проектирование крыла суборбитального многоразового космического аппарата из гибридного полимерного композиционного материала. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2013, № 17, с. 38–42.
- [11] Prosuntsov P.V., Reznik S.V. Determination of the thermophysical properties of translucent materials. *Journal of Engineering Physics*, 1985, vol. 49, no. 6, pp. 1458–1462.
- [12] Prosuntsov P.V. Parametric identification of thermophysical properties of highly porous partially transparent materials based on the solution of a two-dimensional problem of radiative-conductive heat transfer. *Heat Transfer Research*, 2005, vol. 36, no. 6, pp. 481–499.
- [13] Алифанов О.М., Вабищевич П.Н., Михайлов В.В., Ненарокомов А.В., Полежаев Ю.В., Резник С.В. *Основы идентификации и проектирования тепловых процессов и систем*. Москва, Логос, 2001, 400 с.
- [14] Денисов О.В., Минаков Д.С., Кирбай А.А. Методические особенности тепловых испытаний тонкостенных пластин из углепластика. *Наука и образование: научное издание МГТУ им. Баумана*, 2015, т. 7, с. 171–184.
- [15] Powell M.J.D. *The BOBYQA algorithm for bound constraint optimization without derivatives*.
URL: http://www.damtp.cam.ac.uk/user/na/NA_papers/NA2009_06.pdf. (дата обращения: 04.04.2026).

Статья поступила в редакцию 21.04.2026

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Федюнина Е.Р., Просунцов П.В., Денисов О.В. Разработка методики определения теплофизических характеристик углепластика, используемого в обшивке крыла многоразового космического аппарата туристического класса. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2026, вып. 8. EDN HOJOIB

Федюнина Екатерина Руслановна — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана; автор 30 научных работ. Область научных исследований — анализ и идентификация процессов комбинированного теплопереноса. e-mail: ashikhmina_er@bmstu.ru

Просунцов Павел Викторович — д-р техн. наук, профессор кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана; автор более 140 научных работ. Область научных исследований — анализ и идентификация процессов комбинированного теплопереноса. e-mail: prosuntsovp@bmstu.ru

Денисов Олег Валерьевич — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана; автор 43 научных работ. Область научных исследований — анализ и идентификация процессов комбинированного теплопереноса. e-mail: denisov@bmstu.ru

Methodology Development for Determining the Thermophysical Properties of Carbon Fiber Reinforced Plastic Used in the Wing Skin of a Tourist-Class Reusable Spacecraft

© E.R. Fedyunina, P.V. Prosuntsov, O.V. Denisov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation

The design of the wing structure for a suborbital tourist-class reusable spacecraft represents a complex scientific and engineering challenge that requires comprehensive thermal design. Due to the lack of reference data in open sources, one of the key objectives of this study was to determine the thermophysical properties of the carbon fiber reinforced plastic used in the wing skin of the tourist-class reusable spacecraft. The computational values of the carbon fiber reinforced plastic's thermal conductivity were obtained based on the multiscale modeling of heat transfer processes in a representative volume element using the Digimat software suite. To validate the mathematical models, a series of computational and experimental studies were conducted on samples manufactured using the vacuum infusion method. The thermal conductivity transverse to the reinforcement plane was determined by the laser flash method, while the in-plane thermal conductivity was obtained by solving a three-dimensional inverse heat conduction problem in Comsol Multiphysics, utilizing thermal imaging data from a contact heating setup. The comparison of the computational and experimental data demonstrated good agreement (with a discrepancy within 10 percent), which confirms the validity of the proposed models and justifies their application for assessing the thermal state and further designing the load-bearing structure of the wing for the tourist-class reusable spacecraft.

Keywords: thermophysical properties, carbon fiber reinforced plastic, reusable spacecraft, space tourism, tourist-class reusable spacecraft

REFERENCES

- [1] Webber D. Space tourism: Its history, future and importance. *Acta Astronautica*, 2013, vol. 92, no. 2, pp. 138–143. DOI: 10.1016/j.actaastro.2012.04.038
- [2] Reddy M.V., Nica M., Wilkes K. Space tourism: Research recommendations for the future of the industry and perspectives of potential participants. *Tourism Management*, 2012, vol. 33, pp. 1093–1102. DOI: 10.1016/j.tourman.2011.11.026
- [3] Chang E.Y.-W. From aviation tourism to suborbital space tourism: A study on passenger screening and business opportunities. *Acta Astronautica*, 2020, vol. 177, pp. 410–420. DOI: 10.1016/j.actaastro.2020.07.020
- [4] Blue R.S., Riccitello J.M., Cline S., et al. Commercial spaceflight participant G-force tolerance during centrifuge-simulated suborbital flight. *Aviation, Space, and Environmental Medicine*, 2012, vol. 83, no. 10, pp. 929–934. DOI: 10.3357/ASEM.3322.2012
- [5] Peeters W. From suborbital space tourism to commercial personal spaceflight. *Acta Astronautica*, 2010, vol. 66, no. 11, pp. 1625–1632. DOI: 10.1016/j.actaastro.2009.10.026
- [6] Seedhouse E. *Tourists in Space: A Practical Guide*. Chichester, Springer, 2008, 281 p.
- [7] Seedhouse E. *Virgin Galactic: The First Ten Years*. Cham, Springer International Publ., 2015, 203 p.

- [8] Ageeva T.G. *Razrabotka metodiki proektirovaniya teplonagruzhennykh elementov konstruksiy kryl'ev suborbitalnykh mnogorazovykh kosmicheskikh apparatov: Dis. ... kand. tekhn. nauk* [Development of a Design Methodology for Thermally Loaded Structural Elements of Wings of Suborbital Reusable Spacecraft: Cand. Sc. (Eng.) Diss.]. Moscow, 2017, 183 p.
- [9] Ashikhmina E.R. *Metodika razrabotki konstruktivno-silovoy skhemy i teplozaschitnogo pokrytiya kryla suborbitalnogo mnogorazovogo kosmicheskogo apparata turisticheskogo klassa: Dis. ... kand. tekhn. nauk* [Methodology for Developing the Structural Layout and Thermal Protection Coating of the Wing of a Tourist-Class Suborbital Reusable Spacecraft: Cand. Sc. (Eng.) Diss.] Moscow, 2021, 191 p.
- [10] Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Ageeva T.G. Optimalnoe proektirovanie kryla suborbitalnogo mnogorazovogo kosmicheskogo apparata iz gibridnogo polimernogo kompozitsionnogo materiala [Optimal Design of the Wing of a Suborbital Reusable Spacecraft Made of a Hybrid Polymer Composite Material]. *Vestnik NPO imeni S.A. Lavochkina*, 2013, no. 17, pp. 38–42.
- [11] Prosuntsov P.V., Reznik S.V. Determination of the thermophysical properties of translucent materials. *Journal of Engineering Physics*, 1985, vol. 49, no. 6, pp. 1458–1462.
- [12] Prosuntsov P.V. Parametric identification of thermophysical properties of highly porous partially transparent materials based on the solution of a two-dimensional problem of radiative-conductive heat transfer. *Heat Transfer Research*, 2005, vol. 36, no. 6, pp. 481–499.
- [13] Alifanov O.M., Vabishevich P.N., Mikhaylov V.V., Nenarokomov A.V., Polezhaev Yu.V., Reznik S.V. *Osnovy identifikatsii i proektirovaniya teplovykh protsessov i sistem* [Fundamentals of Identification and Design of Thermal Processes and Systems]. Moscow, Logos Publ., 2001, 400 p.
- [14] Denisov O.V., Minakov D.S., Kirbay A.A. Metodicheskie osobennosti teplovykh ispytaniy tonkostennykh plastin iz ugleplastika [Methodological Features of Thermal Testing of Thin-Walled Carbon Fiber Plates]. *Nauka i obrazovanie: nauchnoe izdanie MGTU im. N.E. Baumana — Science and Education of the Bauman MSTU*, 2015, vol. 7, pp. 171–184.
- [15] Powell M.J.D. *The BOBYQA algorithm for bound constraint optimization without derivatives*. Available at: http://www.damtp.cam.ac.uk/user/na/NA_papers/NA2009_06.pdf (accessed April 4, 2026).

Fedyunina E.R., Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Department of Rocket and Space Composite Structures, Bauman Moscow State Technical University; author of 30 scientific publications. Research interests: analysis and identification of combined heat transfer processes. e-mail: ashikhmina_er@bmstu.ru

Prosuntsov P.V., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Rocket and Space Composite Structures, Bauman Moscow State Technical University; author of more than 140 scientific publications. Research interests: analysis and identification of combined heat transfer processes. e-mail: prosuntsov@bmstu.ru

Denisov O.V., Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Department of Rocket and Space Composite Structures, Bauman Moscow State Technical University; author of 43 scientific publications. Research interests: analysis and identification of combined heat transfer processes. e-mail: denisov@bmstu.ru