

ЧИСЛЕННЫЙ АНАЛИЗ ТЕРМОНАПРЯЖЕННОГО СОСТОЯНИЯ ТРАНСВЕРСАЛЬНО-ИЗОТРОПНОГО ТЕПЛОЗАЩИТНОГО ПОКРЫТИЯ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА¹

В.В. Леонов

lv@bmstu.ru

Вл.С. Зарубин

zarubin_vs@bmstu.ru

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

Аннотация

Достоверность результатов математического моделирования термонапряженного состояния теплозащитного покрытия аэрокосмического летательного аппарата зависит от достоверности оценки тепловых и механических характеристик применяемых материалов, корректности выбранных математических моделей распределения тепловых потоков, полей температур и напряжений. На примере трансверсально-изотропного композитного теплозащитного материала, состоящего из изотропной матрицы, выполненной из стеклоуглерода, и включений из трансверсально-изотропного пирографита рассмотрены методы построения двусторонних (сверху и снизу) оценок характеристик этого материала. Для расчетов выбрана слоистая структура, формируемая чередующимися этапами высокотемпературного осаждения из газовой фазы слоев пирографита и нанесения слоев стеклоуглерода. На основе метода конечных элементов проведен численный анализ термонапряженного состояния теплозащитного покрытия спускаемого аппарата, возвращающегося на Землю по завершении лунной экспедиции. В качестве примера рассмотрен спускаемый аппарат класса «Аполлон». Для получения верхней оценки интенсивности тепловых нагрузок рассмотрен спуск аппарата с нулевым углом атаки, т. е. при нулевом аэродинамическом качестве. Показана эффективность применения слоя описанного

Ключевые слова

Композиты, структурно чувствительный материал, анизотропный материал, трансверсально-изотропный материал, термонапряженное состояние, теплозащитное покрытие

¹ Памяти заведующего кафедрой «Прикладная математика» МГТУ им. Н.Э. Баумана (2008–2024) д-ра техн. наук, профессора Георгия Николаевича Кувыркина (1946–2024).

композитного структурно чувствительного материала по сравнению с двухслойным пакетом, набранным из отдельных слоев тех же материалов

Поступила 02.07.2024

Принята 23.10.2024

© Автор(ы), 2025

*Работа выполнена при поддержке Минобрнауки России
(проект FSN-2024-0004)*

Введение. При движении в плотных слоях атмосферы Земли поверхность аэрокосмического летательного аппарата, в частности, спускаемого аппарата (СА), подвергается интенсивному неравномерному нагреву [1]. Для передней части большинства СА характерно наличие затупления, выполненного из теплозащитного материала (ТЗМ) [2]. Внешняя поверхность затупления обычно ограничена сферическим сегментом. В зависимости от числа Рейнольдса [1] можно выделить два режима обтекания: 1) ламинарный; 2) турбулентный. При ламинарном режиме обтекания наибольшая плотность подводимого к аппарату теплового потока приходится на переднюю критическую точку, расположенную на пересечении сферической поверхности лобового затупления с линией направления полета, проходящей через ее центр. При турбулентном режиме обтекания происходит смещение области повышенной плотности тепловых потоков к звуковой точке [3], в окрестности которой за пределами пограничного слоя скорость обтекания достигает значения местной скорости звука.

Применение в теплозащитном покрытии (ТЗП) анизотропного материала, характеризующегося более высокой теплопроводностью в тангенциальном направлении по сравнению с направлением нормали к поверхности, позволяет ослабить влияние интенсивного локального подвода теплового потока на работоспособность покрытия [4, 5]. Этот эффект связан с перераспределением в тангенциальном направлении значительной части подводимой к поверхности ТЗП тепловой энергии.

Отношение коэффициентов теплопроводности в тангенциальном и нормальном к поверхности анизотропного ТЗМ направлениях определяет его степень анизотропии теплопроводности. При высоком значении этого параметра можно не только снизить интенсивность процесса разрушения поверхности ТЗП [5, 6], но и предотвратить его, а в некоторых случаях охладить интенсивно нагреваемую часть поверхности [7, 8].

Современные достижения в области технологий создания композиционных ТЗМ позволяют обеспечить достаточно высокую степень анизотропии теплопроводности в широком диапазоне значений температуры [9, 10]. Этого можно достичь за счет заданного (определенного) ориентирования высокотеплопроводных включений различной формы. В качестве

включений могут быть использованы углеродные волокна, нанотрубки, фрагменты пирографита или графена.

Достоверность оценки термонапряженного состояния ТЗП зависит от достоверности исходной информации о тепловых и механических характеристиках ТЗМ, а также от корректности применяемых математических моделей распределения тепловых потоков, полей температур и напряжений, положенных в основу используемого метода оценки [11]. В настоящей работе приведены результаты численного анализа теплонапряженного состояния ТЗП, содержащего композитный материал, который состоит из изотропной матрицы, выполненной из стеклоуглерода [12], и включений из трансверсально-изотропного пирографита².

Оценка характеристик анизотропных композитных материалов.

Один из вариантов определения характеристик композитного материала, состоящего из изотропной матрицы и анизотропных высокотеплопроводных включений, — построение двусторонних (сверху и снизу) оценок, базирующихся на двойственной вариационной модели процесса теплопроводности [11, 13–15]. Подробно этот подход применительно к оценке эффективной теплопроводности описан в [15], здесь приведены только постановка задачи и основные соотношения.

Пусть представительный элемент структуры композита занимает область, ограниченную прямоугольным параллелепипедом объемом V , ребра которого параллельны соответствующим осям декартовой системы координат $Ox_1x_2x_3$. Этот элемент состоит из изотропной матрицы с коэффициентом теплопроводности λ_m и анизотропных включений однородного материала. Главные оси тензора теплопроводности такого материала с главными значениями λ'_i ($i = 1, 2, 3$) также параллельны соответствующим осям указанной системы координат.

Основание параллелепипеда площадью F_0 , соответствующее $x_3 = 0$ и имеющее заданное значение T_0 температуры, обозначим через S_0 , а отвечающее верхней грани и заданной температуре T_3 — через S_3 . Идеально теплоизолированные боковые грани параллелепипеда, перпендикулярные осям Ox_1 и Ox_2 , обозначим S_1 и S_2 соответственно.

Стационарное распределение температуры $T(M)$, $M \in V$, в параллелепипеде удовлетворяет дифференциальному уравнению

² Соседов В.П., ред. Свойства конструкционных материалов на основе углерода. М., Металлургия, 1975.

$$\sum_{i=1}^3 \frac{\partial}{\partial x_i} \left(\lambda_i(M) \frac{\partial T(M)}{\partial x_i} \right) = 0, \quad M \in V, \quad (1)$$

и граничным условиям

$$T(M) = T_0, \quad M \in S_0, \quad T(M) = T_3, \quad M \in S_3, \quad (2)$$

на изотермических участках поверхности, а также на идеально теплоизолированных участках

$$\lambda_1(M) \frac{\partial T(M)}{\partial x_1} = 0, \quad M \in S_1, \quad \lambda_2(M) \frac{\partial T(M)}{\partial x_2} = 0, \quad M \in S_2. \quad (3)$$

Дифференциальной форме математической модели процесса стационарной теплопроводности в рассматриваемом твердом теле в виде соотношений (1)–(3) можно поставить в соответствие вариационную форму, содержащую функционал

$$J[T] = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^3 \int_V \lambda_i \left(\frac{\partial T}{\partial x_i} \right)^2 dV, \quad (4)$$

который допустимо рассматривать на множестве распределений температуры $T(M)$, $M \in V$, непрерывных в области V и дифференцируемых в ней по пространственным координатам всюду, кроме, может быть, множества точек, образующих линии или поверхности. Функционал (4) является строго выпуклым на всем множестве допустимых распределений температуры, поэтому в стационарной точке на истинном распределении температуры $T^*(M)$, $M \in V$, достигает единственного минимума, определяемого равенством

$$J[T^*] = \frac{T_0}{2} \int_{S_0} \lambda_3 \frac{\partial T^*}{\partial x_3} dS + \frac{T_3}{2} \int_{S_3} \lambda_3 \frac{\partial T^*}{\partial x_3} dS.$$

Для построения функционала, альтернативного по отношению к функционалу (4), т. е. достигающего на истинном решении задачи максимального значения, совпадающего со значением $J(T^*)$, расширим область определения функционала (4), введя векторную функцию $\mathbf{q}(M)$, $M \in V$, удовлетворяющую условию

$$q_i(M) + \lambda_i(M) \frac{\partial T(M)}{\partial x_i} = 0, \quad M \in \bar{V},$$

где q_i — проекции на оси Ox_i вектора \mathbf{q} плотности теплового потока. В результате преобразований получим функционал следующего вида:

$$I[q_i] = - \sum_{i=1}^3 \int_V \frac{q_i^2}{\lambda_i} dV - T_0 \int_{S_0} q_3 n_3 dS - T_3 \int_{S_3} q_3 n_3 dS. \quad (5)$$

На всем множестве допустимых распределений функционал (5) является строго выпуклым вверх, а на истинных распределениях $q_i^*(M) = -\lambda_i(M) \partial T^*(M) / \partial x_i$, $M \in V$, имеет единственное стационарное значение $I[q_i^*]$, которое соответствует максимуму функционала. Можно записать $I[q_i] \leq I[q_i^*] = J[T^*] \leq J[T]$.

Функционалы (4), (5) и дополнительные условия, ограничивающие допустимые для них распределения температуры и плотности теплового потока, составляют двойственную вариационную форму математической модели процесса установившейся теплопроводности в представительном элементе структуры рассматриваемого композита.

Оценка тепловых характеристик анизотропных композитных материалов. При заданных граничных условиях (2) и (3) простейшим допустимым для функционала (4) распределением температуры в представительном элементе структуры рассматриваемого композита будет $T_3(x_3) = T_0 + \Delta T(x_3/h_3)\Delta T_3$, где $\Delta T_3 = T_3 - T_0$ [15]. Для функционала (5) допустимыми распределениями $q_i(M)$, удовлетворяющими всем условиям, будут $q_1 = q_2 = 0$ и $q_3 = \text{const}$.

Соответственно нижняя ($\Lambda_i^{(-)}$) и верхняя ($\Lambda_i^{(+)}$) оценки эффективного значения коэффициента теплопроводности рассматриваемого анизотропного композита в направлении оси Ox_i будут определяться соотношениями

$$\Lambda_1^{(-)} = ((1 - C_V) / \lambda_m + C_V / \lambda'_1)^{-1} \leq \Lambda_1 \leq (1 - C_V) \lambda_m + C_V \lambda'_1 = \Lambda_1^{(+)}, \quad (6)$$

$$\Lambda_2^{(-)} = ((1 - C_V) / \lambda_m + C_V / \lambda'_2)^{-1} \leq \Lambda_2 \leq (1 - C_V) \lambda_m + C_V \lambda'_2 = \Lambda_2^{(+)}, \quad (7)$$

$$\Lambda_3^{(-)} = ((1 - C_V) / \lambda_m + C_V / \lambda'_3)^{-1} \leq \Lambda_3 \leq (1 - C_V) \lambda_m + C_V \lambda'_3 = \Lambda_3^{(+)}, \quad (8)$$

где C_V — объемная концентрация анизотропных включений.

В случае трансверсально-изотропных включений ($\lambda'_1 = \lambda'_2$) соотношения (6) и (7) будут идентичны и, следовательно, рассматриваемый композит также будет трансверсально-изотропным по отношению к характеристикам теплопроводности $\Lambda_1^{(-)} = \Lambda_2^{(-)}$ и $\Lambda_1^{(+)} = \Lambda_2^{(+)}$.

Аналогичные по структуре соотношения можно получить для изотропного композита (с изотропными матрицей и включениями) с использованием теории смесей [16]. Однако из этой теории не следует, что такие

соотношения содержат именно двусторонние оценки эффективных коэффициентов теплопроводности.

Один из возможных и технологически наиболее простых вариантов исполнения рассматриваемого композита — слоистая структура, формируемая чередующимися этапами высокотемпературного осаждения из газовой фазы слоев пирографита и нанесения слоев стеклоуглерода. Такая технология обеспечивает близкую к монокристаллу графита высокую плотность пирографита, достигающую 2200 кг/м^3 (у монокристалла плотность 2267 кг/м^3). Существенно возрастает степень анизотропии свойства теплопроводности. Если слои в композите параллельны его плоскости изотропии, то в этой плоскости суммируются проводимости слоев, если перпендикулярны — термические сопротивления этих слоев. В результате эффективное значение коэффициента теплопроводности в этой плоскости совпадает с его верхней оценкой, а в направлении нормали к этой плоскости — с нижней.

Оценка механических характеристик трансверсально-изотропного материала. Поскольку в составе ТЗП присутствуют как трансверсально-изотропные, так и полностью изотропные материалы, для описания напряженно-деформированного состояния удобно использовать закон Дюамеля — Неймана в тензорной форме [11]:

$$\sigma_{ij} = C_{ijkl} \left(\varepsilon_{kl} - \varepsilon_{kl}^{(T)} \right), \quad i, j, k, l = 1, 2, 3, \quad (9)$$

где σ_{ij} — компоненты тензора второго ранга напряжений; C_{ijkl} — компоненты тензора четвертого ранга коэффициентов упругости; ε_{kl} , $\varepsilon_{kl}^{(T)}$ — компоненты тензоров второго ранга полной и температурной деформаций.

В случае СА слой пирографита не является плоским, но его кривизна в силу малого отношения толщины этого слоя к его радиусам кривизны достаточно мала. Поэтому в первом приближении допустимо принять, что свойства слоя пирографита не зависят от направления касательной к поверхности этого слоя. Это допущение позволяет не только в первом приближении использовать соотношения (6)–(8), но и при формировании алгоритма численного решения задачи по определению напряженно-деформированного состояния ТЗП от симметрической матрицы шестого порядка, соответствующей тензору четвертого ранга в (9), перейти к симметрической матрице четвертого порядка. При переходе от тензорной к матричной записи закона Дюамеля — Неймана с учетом используемой

в расчете сферической системы координат индексы i, j, k, l в (9) будут соответствовать обозначениям осей θ, φ и r в меридиональном, окружном и радиальном направлениях. Таким образом, для трансверсально-изотропного материала матричная запись принимает вид

$$C = \begin{pmatrix} C_{\theta\theta} & C_{\theta\varphi} & C_{\theta r} & 0 \\ C_{\theta\varphi} & C_{\theta\theta} & C_{\theta r} & 0 \\ C_{\theta r} & C_{\theta r} & C_{rr} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{r\theta} \end{pmatrix}.$$

Для изотропных материалов шарового слоя ТЗП коэффициенты упругости определяют из выражений

$$C_{rr} = C_{\theta\theta} = \chi + 4\mu/3, \quad C_{\theta r} = C_{\theta\varphi} = \chi - 2\mu/3, \quad C_{r\theta} = \mu,$$

где $\chi = E/(3(1-2\nu))$ — модуль объемной упругости; $\mu = E/(2(1+\nu))$ — модуль сдвига материала, E, ν — модуль Юнга и коэффициент Пуассона материала.

Постановка модельной задачи. Рассмотрим возвращение с окололунной орбиты СА типа «Аполлон», представляющего собой сегментально-конический аппарат с диаметром миделя 3,92 м, радиусом лобового приотупления 4,27 м и массой 5500 кг. Для получения верхней оценки интенсивности тепловых нагрузок рассмотрим спуск аппарата с нулевым углом атаки: при нулевом аэродинамическом качестве. Для уменьшения интенсивности тепловых потоков зададим траекторию спуска с тремя промежуточными входами (рис. 1) [17].

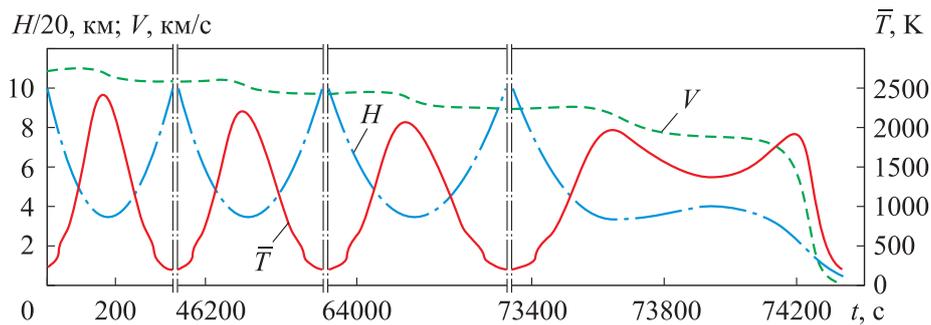


Рис. 1. Изменение высоты, скорости и равновесной температуры в передней критической точке поверхности ТЗП СА по времени спуска для траектории с тремя промежуточными входами в плотные слои атмосферы Земли (показаны только участки траектории высотой до 200 км)

Примем, что силовая оболочка выполнена из титанового сплава марки ОТ-4 [18]. Поскольку коэффициенты теплопроводности стеклоглуглерада и пирографита, а также композита на их основе в направлении нормали к слою примерно на порядок выше коэффициента теплопроводности применяемых традиционных ТЗМ, использование в ТЗП только рассматриваемого материала нецелесообразно. Предусмотрим дополнительный внутренний изоляционный слой из изотропного пористого керамического материала на основе кварцевых волокон марки ТЗМК-10 [19]. Зависимость теплофизических характеристик выбранных материалов приведена на рис. 2 [12, 18, 19].

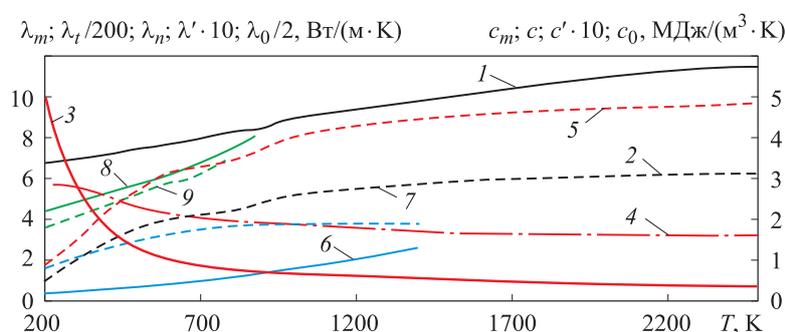


Рис. 2. Зависимость теплофизических характеристик материалов СУ-2500 (1 — λ_m , 2 — c_m), УПВ-1Т (3 — λ_l , 4 — λ_n , 5 — c), ТЗМК (6 — λ' , 7 — c'), ОТ-4 (8 — λ_0 , 9 — c_0) от температуры

Рассматриваемые материалы внешнего слоя сохраняют работоспособность до температуры не менее 2500 К. Основываясь на свойствах материалов (см. рис. 2) и соотношениях (6)–(8), можно построить графики (рис. 3), описывающие зависимость двусторонних оценок эффективных коэффициентов теплопроводности трансверсально-изотропного композита от объемной концентрации пирографита.

Как уже было отмечено, для слоистого композитного материала эффективное значение коэффициента теплопроводности в плоскости совпадает с его верхней оценкой, а в направлении нормали к этой плоскости — с нижней. Таким образом, рассматриваемое ТЗП состоит из двух слоев: 1) внутреннего изоляционного; 2) внешнего, выполненного из трансверсально-изотропного композитного материала.

Для защиты внешнего слоя от окисления применяется антиокислительное покрытие. Разработаны и прошли испытания перспективные антиокислительные покрытия для углерод-керамических материалов на рабочие температуры не менее 2500 К [20]. При расчетах слой антиокислительного покрытия примем термически тонким.

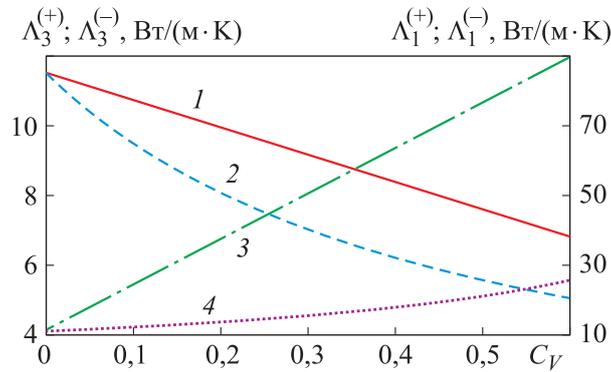


Рис. 3. Зависимость значений двусторонних оценок эффективных коэффициентов теплопроводности трансверсально-изотропного композита от объемной концентрации пирографита, построенная по (8) (1, 2) и (6) (3, 4) при температуре 2500 К

Внешние тепловые потоки рассчитаны в соответствии с траекторными параметрами по соотношениям, приведенным в [5]. В расчетах использован разработанный авторами настоящей работы конечно-элементный программный комплекс. Композитный материал представлен набором чередующихся слоев пирографита и стеклоуглерода. Все материалы ТЗП, кроме пирографита, при упругом деформировании рассматривались как изотропные, пирографит — трансверсально-изотропным. Матрица жесткости для пирографита УПВ-1Т будет иметь вид [21] (значения элементов матрицы в МПа соответствуют температуре 293 К):

$$C = \begin{pmatrix} 850 & 350 & 350 & 0 \\ 350 & 24680 & 4193 & 0 \\ 350 & 4193 & 24680 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 6,2 \end{pmatrix}.$$

Результаты. Результаты расчетов наибольших значений температуры в характерных точках ТЗП в зависимости от соотношения толщины слоев и состава композита при первом погружении СА в атмосферу Земли приведены на рис. 4. Согласно полученным результатам, на приведенном интервале изменения концентраций значение температуры в передней критической точке меняется на 375 К, а на границе между слоями — на 997 К. Изменение толщины слоев слабо влияет на температуру в критической точке (сплошные линии на рис. 4 практически сливаются), но значительно влияет на прогрев внешнего слоя.

Результаты сравнения эффективности применения рассматриваемого композита при разной концентрации включений (штриховые линии 4–6) с эффективностью использования пакетов из последовательных слоев стеклогуглерода и пирографита различной толщины (сплошные линии 1–3) представлены на рис. 5. Добавление стеклогуглерода позволяет увеличить тепловой поток вглубь ТЗП, задействовав больший по толщине слой для перераспределения тепловой энергии и, следовательно, снизить температуру в критической точке.

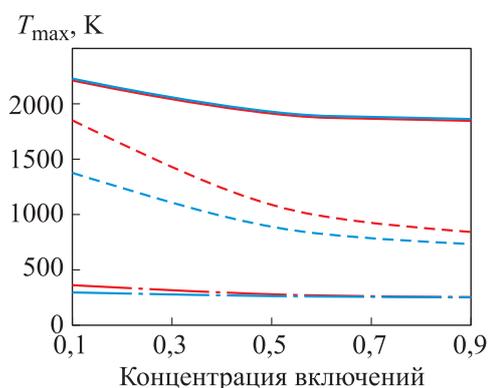


Рис. 4. Зависимость максимальной температуры в передней критической точке (сплошные линии), на границе между слоями ТЗП (штриховая линия) и температуры металлической оболочки (штрихпунктирная линия) от состава композита и соотношения толщины внешнего и внутреннего слоев (— 20/20, — 24/16 мм)

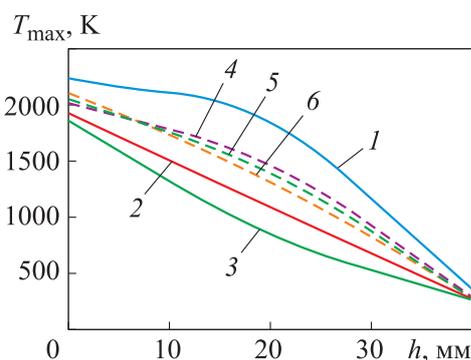


Рис. 5. Сравнение значений максимальной температуры для различных ТЗП:

сплошные линии — композит с объемной долей пирографита (1 — 0,1, 2 — 0,5, 3 — 0,9); штриховая линия — трехслойное ТЗП с соотношением толщины слоев стеклогуглерода и пирографита (4 — 12/8 мм, 5 — 8/12 мм, 6 — 4/16 мм)

Для оценки возникающих в слоях ТЗП напряжений удобно использовать их эквивалентные значения по Мизесу. Зависимости максимальных эквивалентных напряжений от времени первого нырка (см. рис. 1) для рассматриваемого слоистого композита при равной толщине слоев и пакета из последовательных слоев стеклогуглерода и пирографита приведены на рис. 6. В пакете 11 слоев толщиной 2 мм каждый, внешний и внутренний слои выполнены из стеклогуглерода. Внутренний слой стеклогуглерода от изоляционного слоя дополнительно отгораживает слой пирографита, препятствуя зауглероживанию последнего.

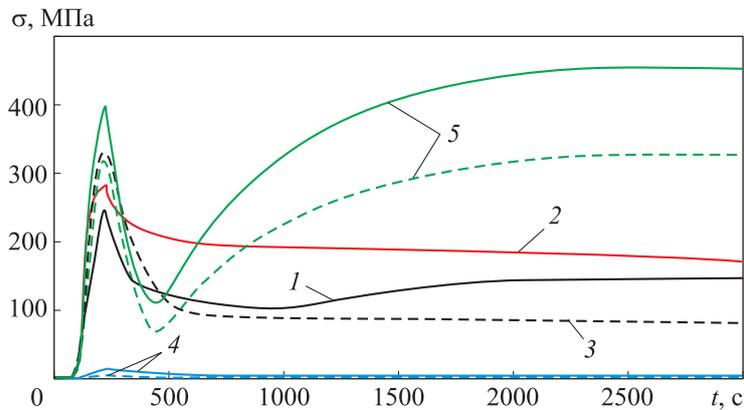


Рис. 6. Зависимости максимальных эквивалентных напряжений от времени для ТЗП с внешним слоем из композитного материала (сплошные линии) и пакета из последовательных слоев стеклогуглерода и пирографита (штриховые линии):

1 — внешний композитный слой; 2 — внешний слой пакета (СУ-2500, 4 мм);
3 — внутренний слой пакета (пирографит УПВ-1Т, 20 мм); 4 — изоляционный слой (ТЗМК-10, 10 мм); 5 — силовая оболочка (титановый сплав ОТ-4, 4 мм)

Согласно зависимостям на рис. 6, применение композитного материала позволяет снизить напряжения в изоляционном слое пакета ТЗП и силовой оболочке по сравнению с многослойной структурой. Полученные результаты показывают, что напряжения находятся в рамках рабочих интервалов характеристик используемых материалов, т. е. существует реальная возможность обеспечить целостность слоев ТЗП.

Заключение. Представленные результаты математического моделирования термонапряженного состояния позволяют сделать вывод о работоспособности рассмотренного варианта ТЗП СА. Показано, что при применении композитного материала, состоящего из изотропной стеклогуглеродной матрицы и включений трансверсально-изотропного пирографита, максимальные температуры и эквивалентные напряжения оказываются меньше, чем у двухслойного пакета из последовательных слоев тех же материалов.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Финченко В.С., Котляров Е.Ю., Иванков А.А. Системы обеспечения тепловых режимов автоматических межпланетных станций. Химки, НПО Лавочкина, 2018.
- [2] Reznik S., Prosuntsov P. History and experience of overcoming thermal barriers in rocket and space technology: 2. Ballistic and sliding descent of spaceships. *AIP Conf. Proc.*, 2022, vol. 2503, art. 020011. DOI: <https://doi.org/10.1063/5.0099420>

- [3] Землянский Б.А., ред. Конвективный теплообмен летательных аппаратов. М., ФИЗМАТЛИТ, 2014.
- [4] Алифанов О.М., Иванов Н.А., Колесников В.А. и др. Определение температурных зависимостей теплофизических характеристик анизотропных материалов из решения обратной задачи. *Вестник МАИ*, 2009, т. 16, № 5, с. 247–254. EDN: KZSKER
- [5] Зарубин В.С., Зимин В.Н., Леонов В.В. и др. Анализ теплового режима теплозащиты с применением анизотропного материала при спуске на Землю возвращаемой капсулы. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2021, № 2, с. 36–45. DOI: <https://doi.org/10.26162/LS.2021.52.2.005>
- [6] Зарубин В.С., Зимин В.Н., Леонов В.В. и др. Тепловой режим двухслойного теплозащитного покрытия баллистической капсулы при ее возвращении на Землю с параболической скоростью. *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*, 2022, № 3, с. 35–42. EDN: BMZARE
- [7] Formalev V.F., Kolesnik S.A., Kuznetsova E.L. The effect of longitudinal nonisothermality on conjugate heat transfer between wall gasdynamic flows and blunt anisotropic bodies. *High Temp.*, 2009, vol. 47, no. 2, pp. 228–234. DOI: <https://doi.org/10.1134/S0018151X09020138>
- [8] Формалев В.Ф., Колесник С.А., Селин И.А. О сопряженном теплообмене при аэродинамическом нагреве анизотропных тел с высокой степенью анизотропии. *Тепловые процессы в технике*, 2016, т. 8, № 9, с. 388–394. EDN: WNFDP
- [9] Zarubin V.S., Sergeeva E.S. Application of mathematical modeling to determine the thermoelastic characteristics of nano-reinforced composites. *Math. Models. Comput. Simul.*, 2018, vol. 10, no. 3, pp. 288–298. DOI: <https://doi.org/10.1134/S2070048218030134>
- [10] Резник С.В., Просунцов П.В., Михайловский К.В. Отработка элементов многоразового теплозащитного покрытия из углерод-керамического композиционного материала 1. Теоретический прогноз. *Инженерно-физический журнал*, 2019, т. 92, № 1, с. 93–99.
- [11] Зарубин В.С., Кувыркин Г.Н. Математические модели механики и электродинамики сплошной среды. М., Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008.
- [12] Черепанов В.В., Щурик А.Г., Миронов Р.А. Оптические свойства отечественного стеклоуглерода для тепловых приложений. *Тепловые процессы в технике*, 2018, т. 10, № 7-8, с. 317–324. EDN: YQKHRB
- [13] Zarubin V.S., Zimin V.N., Kuvyrkin G.N., et al. Two-sided estimate of effective thermal conductivity coefficients of a textured composite with anisotropic ellipsoidal inclusions. *Z. Angew. Math. Phys.*, 2023, vol. 74, no. 4, art. 139. DOI: <https://doi.org/10.1007/s00033-023-02039-0>
- [14] Зарубин В.С., Кувыркин Г.Н., Савельева И.Ю. Оценки эффективного коэффициента теплопроводности композита с пластинчатыми включениями. *Тепловые процессы в технике*, 2015, т. 7, № 7, с. 325–332. EDN: UGMCZJ

- [15] Зарубин В.С., Зимин В.Н., Леонов В.В. и др. Двусторонние оценки характеристик теплопроводности анизотропных теплозащитных материалов. *Тепловые процессы в технике*, 2021, т. 13, № 8, с. 338–346.
DOI: <https://doi.org/10.34759/tpt-2021-13-8-338-346>
- [16] Дульнев Г.Н., Заричняк Ю.П. Теплопроводность смесей и композиционных материалов. Л., Энергия, 1974.
- [17] Леонов В.В., Гришко Д.А., Айрапетян М.А. и др. Тепловой анализ траекторий возвращения от Луны с несколькими входами в атмосферу для баллистической капсулы и аппаратов скользящего спуска. *Космические исследования*, 2021, т. 59, № 3, с. 196–208. EDN: KHUEUO. DOI: <https://doi.org/10.31857/S0023420621030079>
- [18] Walker S.P., Daryabeigi K., Samareh J.A., et al. Preliminary development of a multifunctional hot structure heat shield. *Proc. 55th AIAA/ASME/ASCE/AHS/SC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conf.*, AIAA 2014-0350, 2014.
DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2014-0350>
- [19] Гусарова И.А. Высокотемпературный теплоизоляционный материал на основе керамических волокон. *Космическая наука и технология*, 2017, № 2, с. 24–31.
- [20] Сорокин О.Ю., Гращенков Д.В., Солнцев С.С. и др. Керамические композиционные материалы с высокой окислительной стойкостью для перспективных летательных аппаратов (обзор). *Труды ВИАМ*, 2014, № 6.
DOI: <https://doi.org/10.18577/2307-6046-2014-0-6-8-8>
- [21] Blakslee O.L., Proctor D.G., Seldin E.J., et al. Elastic constants of compression-annealed pyrolytic graphite. *J. Appl. Phys.*, 1970, vol. 41, iss. 8, pp. 3373–3382.
DOI: <https://doi.org/10.1063/1.1659428>

Леонов Виктор Витальевич — канд. техн. наук, доцент кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Зарубин Владимир Сергеевич — аспирант кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана (Российская Федерация, 105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Леонов В.В., Зарубин Вл.С. Численный анализ термонапряженного состояния трансверсально-изотропного теплозащитного покрытия аэрокосмического летательного аппарата. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки*, 2025, № 1 (118), с. 30–45. EDN: DBNXSB

NUMERICAL ANALYSIS OF THE THERMAL STRESS STATE OF A TRANSVERSE ISOTROPIC HEAT SHIELD OF THE AEROSPACE VEHICLE

V.V. Leonov
Vl.S. Zarubin

lv@bmstu.ru
zarubin_vs@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

Abstract

The validity of the mathematical simulation results of the thermal stress state of the aerospace vehicle heat shield depends on the reliability of the assessment of used materials thermal characteristics, as well as on the correctness of the selected mathematical models of the heat fluxes, temperature and stress fields distribution. Using the example of a transversely isotropic composite thermal protective material consisting of an isotropic matrix made of glass-carbon and inclusions of transversally isotropic pyrographite, the article discusses methods for constructing of bilateral (top and bottom) estimates of its characteristics. For calculations, a layered structure is selected, formed by alternating stages of high-temperature vapor deposition of pyrographite layers from the gas phase and deposition of glass carbon layers. Based on the finite element method, a numerical analysis of the heat stressed state of the heat protective coating of the descent vehicle returning to Earth after the completion of the Lunar expedition is carried out. The Apollo-class descent vehicle is considered as an example. To obtain an upper estimate of the intensity of thermal loads, the descent of the spacecraft with zero angle of attack, i.e., with zero aerodynamic quality, is considered. The efficiency of using a layer of the described composite structurally sensitive material is shown in comparison with a two-layer package made up of separate layers of the same materials

Keywords

Composites, structurally sensitive material, anisotropic material, transversely isotropic material, thermal stress state, heat shield

Received 02.07.2024

Accepted 23.10.2024

© Author(s), 2025

This work was supported by the Ministry of Science and Higher Education of the Russian Federation (project FSN-2024-0004)

REFERENCES

- [1] Finchenko V.S., Kotlyarov E.Yu., Ivankov A.A. Sistemy obespecheniya teplovykh rezhimov avtomaticheskikh mezhplanetnykh stantsiy [Systems to provide thermal modes for automatic interplanetary stations]. Khimki, NPO Lavochkina Publ., 2018.

- [2] Reznik S., Prosuntsov P. History and experience of overcoming thermal barriers in rocket and space technology: 2. Ballistic and sliding descent of spaceships. *AIP Conf. Proc.*, 2022, vol. 2503, art. 020011. DOI: <https://doi.org/10.1063/5.0099420>
- [3] Zemlyanskiy B.A., ed. *Konvektivnyy teploobmen letatelnykh apparatov* [Convective heat exchange of aircrafts]. Moscow, FIZMATLIT Publ., 2014.
- [4] Alifanov O.M., Ivanov N.A., Kolesnikov V.A., et al. A technique to evaluate temperature dependences of thermal and physical characteristics for anisotropic materials basing on an inverse problem solution. *Vestnik MAI* [Aerospace MAI Journal], 2009, vol. 16, no. 5, pp. 247–254 (in Russ.). EDN: KZSKER
- [5] Zarubin V.S., Zimin V.N., Leonov V.V., et al. Analysis of thermal protection using an anisotropic material during descent of the return capsule. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*, 2021, no. 2, pp. 36–45 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.26162/LS.2021.52.2.005>
- [6] Zarubin V.S., Zimin V.N., Leonov V.V., et al. Thermal mode of two-layer heat-protective coating of a ballistic capsule when it is returning to the Earth with parabolic velocity. *Russ. Aeronaut.*, 2022, vol. 65, no. 3, pp. 474–482. DOI: <https://doi.org/10.3103/S1068799822030059>
- [7] Formalev V.F., Kolesnik S.A., Kuznetsova E.L. The effect of longitudinal nonisothermality on conjugate heat transfer between wall gasdynamic flows and blunt anisotropic bodies. *High Temp.*, 2009, vol. 47, no. 2, pp. 228–234. DOI: <https://doi.org/10.1134/S0018151X09020138>
- [8] Formalev V.F., Kolesnik S.A., Selin I.A. About coupled heat exchange in a case of aerodynamic heat of bodies with high degree of anisotropy. *Teplovye protsessy v tekhnike* [Thermal Processes in Engineering], 2016, vol. 8, no. 9, pp. 388–394 (in Russ.). EDN: WNFDP
- [9] Zarubin V.S., Sergeeva E.S. Application of mathematical modeling to determine the thermoelastic characteristics of nano-reinforced composites. *Math. Models. Comput. Simul.*, 2018, vol. 10, no. 3, pp. 288–298. DOI: <https://doi.org/10.1134/S2070048218030134>
- [10] Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Mikhaylovskiy K.V. Development of elements of reusable heat protective coating from carbon-ceramic composite material 1. Theoretical prediction. *Inzhenerno-fizicheskiy zhurnal*, 2019, vol. 92, no. 1, pp. 93–99 (in Russ.).
- [11] Zarubin V.S., Kuvyrkin G.N. *Matematicheskie modeli mekhaniki i elektrodinamiki sploshnoy sredy* [Mathematical models of continuum mechanics and electrodynamics]. Moscow, BMSTU Publ., 2008.
- [12] Cherepanov V.V., Shchurik A.G., Mironov R.A. Optical properties of domestic glassy carbon for thermal applications. *Teplovye protsessy v tekhnike* [Thermal Processes in Engineering], 2018, vol. 10, no. 7-8, pp. 317–324 (in Russ.). EDN: YQKHRB
- [13] Zarubin V.S., Zimin V.N., Kuvyrkin G.N., et al. Two-sided estimate of effective thermal conductivity coefficients of a textured composite with anisotropic ellipsoidal inclusions. *Z. Angew. Math. Phys.*, 2023, vol. 74, no. 4, art. 139. DOI: <https://doi.org/10.1007/s00033-023-02039-0>

[14] Zarubin V.S., Kuvyrkin G.N., Savelyeva I.Yu. Estimates of effective thermal conductivity of composites with lamellar inclusions. *Teplovye protsessy v tekhnike* [Thermal Processes in Engineering], 2015, vol. 7, no. 7, pp. 325–332 (in Russ.). EDN: UGMCZJ

[15] Zarubin V.S., Zimin V.N., Leonov V.V., et al. Bilateral estimates of thermal conductivity characteristics of anisotropic heat-shielding materials. *Teplovye protsessy v tekhnike* [Thermal Processes in Engineering], 2021, vol. 13, no. 8, pp. 338–346 (in Russ.). DOI: <https://doi.org/10.34759/tpt-2021-13-8-338-346>

[16] Dulnev G.N., Zarichnyak Yu.P. *Teploprovodnost smesey i kompozitsionnykh materialov* [Thermal conductivity of mixtures and composite materials]. Leningrad, Energiya Publ., 1974.

[17] Leonov V.V., Grishko D.A., Ayrapetyan M.A., et al. Thermal analysis of trajectories of return from the Moon using several entries into the atmosphere for ballistic capsule and gliding descent vehicles. *Cosmic. Res.*, 2021, vol. 59, no. 3, pp. 162–174.

DOI: <https://doi.org/10.1134/S0010952521030060>

[18] Walker S.P., Daryabeigi K., Samareh J.A., et al. Preliminary development of a multifunctional hot structure heat shield. *Proc. 55th AIAA/ASMe/ASCE/AHS/SC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conf.*, AIAA 2014-0350, 2014.

DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2014-0350>

[19] Gusarova I.A. High-temperature heat-insulation material on the basis of ceramic fibers. *Kosmicheskaya nauka i tekhnologiya* [Space Science and Technology], 2017, no. 2, pp. 24–31 (in Russ.).

[20] Sorokin O.Yu., Grashchenkov D.V., Solntsev S.S., et al. Ceramic composite materials with high oxidation resistance for the novel aircrafts (review). *Trudy VIAM* [Proceedings of VIAM], 2014, no. 6 (in Russ.).

DOI: <https://doi.org/10.18577/2307-6046-2014-0-6-8-8>

[21] Blakslee O.L., Proctor D.G., Seldin E.J., et al. Elastic constants of compression-annealed pyrolytic graphite. *J. Appl. Phys.*, 1970, vol. 41, iss. 8, pp. 3373–3382.

DOI: <https://doi.org/10.1063/1.1659428>

Leonov V.V. — Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Zarubin V.I.S. — Post-Graduate Student, Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University (2-ya Baumanskaya ul. 5, str. 1, Moscow, 105005 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Leonov V.V., Zarubin V.I.S. Numerical analysis of the thermal stress state of a transverse isotropic heat shield of the aerospace vehicle. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Natural Sciences*, 2025, no. 1 (118), pp. 30–45 (in Russ.).

EDN: DBNXSB