

И.А. Майорова¹

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА ТЕПЛОПЕРЕНОСА И ОПТИМИЗАЦИЯ КОНСТРУКЦИИ МНОГОСЛОЙНОГО ТЕПЛОЗАЩИТНОГО ПОКРЫТИЯ

Рассматривается многослойный элемент теплозащитного покрытия (ТЗП) многоразового космического аппарата, состоящий из волокнистого внутреннего слоя и отражающих радиационных экранов. Проводится математическое моделирование ТЗП с различным количеством экранов и рассчитываются их оптимальные координаты расположения.

Ключевые слова: многоразовые космические аппараты, теплозащитное покрытие, тепловое проектирование.

I.A. Mayorova¹

MATHEMATICAL MODELING OF HEAT TRANSFER AND OPTIMIZATION OF MULTILAYER THERMAL PROTECTIVE SYSTEM

Multilayer thermal protective element consisting of a fibrous inner layer and the reflective radiation foils intended for reusable launch vehicles was investigated. Mathematical modeling with a different number of foils was held and their optimal location coordinates were calculated.

Keywords: reusable launch vehicles, thermal protective system, thermal engineering.

¹ Федеральное государственное унитарное предприятие «Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов» Государственный научный центр Российской Федерации [Federal state unitary enterprise «All-Russian scientific research institute of aviation materials» State research center of the Russian Federation] E-mail: admin@viam.ru

Основу современных теплозащитных покрытий (ТЗП) многоразовых космических аппаратов (МКА) составляют волокнистые теплоизоляционные материалы на основе волокон SiO_2 или Al_2O_3 , обладающие свойством частичной прозрачности к тепловому излучению нагретых поверхностей и собственному излучению [1, 2]. При высоких температурах преобладающим механизмом переноса тепла в объеме частично прозрачного материала становится радиационный теплообмен. Снижение радиационного потока энергии в объеме волокнистого материала может быть достигнуто путем применения системы радиационных экранов [3].

Рассматриваемое в работе [4] теплозащитное покрытие X-33 для МКА конструктивно представляет собой прямоугольную вакуумированную сотовую конструкцию типа «сэндвич» из сплава Inconel 617 и волокнистой внутренней изоляции в оболочке из фольги. В качестве внутренней изоляции использовались два типа материалов: Saffil – волокнистый изоляционный материал, состоящий из тонких волокон Al_2O_3 (диаметром ~3 мкм) и экранная внутренняя изоляция IMI (Internal Multiscreen Insulation) – волокнистый изоляционный слой, разделенный множеством радиационных экранов, сделанных из тонких слоев C/SiC, на которые нанесено отражающее покрытие из золота или платины (рис. 1).

Целью данного исследования является создание расчетно-теоретического метода моделирования сложного радиационно-кондуктивного теплопереноса в элементах ТЗП МКА и оптимизация структуры многослойного ТЗП, включающего радиационные экраны.

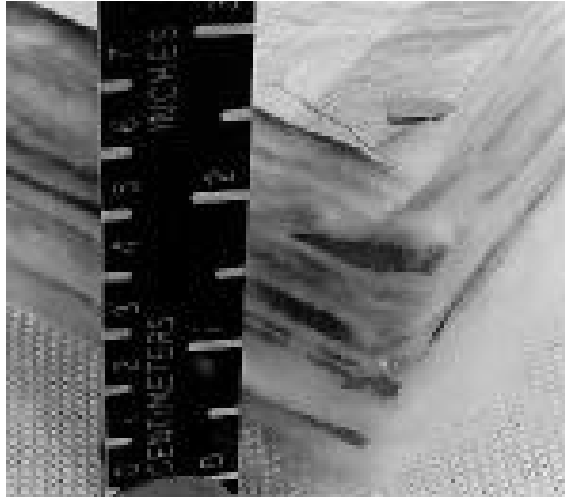


Рис. 1. Элемент многослойной тепловой защиты с радиационными экранами (IMI)

Для анализа выбрано ТЗП плиточного типа, верхний слой которого представляет собой эрозионностойкое покрытие, далее следует слой волокнистого изоляционного материала Saffil, разделенного внутренними радиационными экранами, и, наконец, нижний слой – силовая конструкция МКА.

Тогда математическая модель процесса радиационно-кондуктивного теплообмена в элементе ТЗП описывается следующим образом [5, 6]:

– уравнение теплопроводности для непрозрачного слоя (соответствует теплопереносу в эрозионностойком внешнем покрытии, радиационных экранах, переходном слое, силовой конструкции)

$$C_i(T) \frac{\partial T(x, \tau)}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda_i(T) \frac{\partial T(x, \tau)}{\partial x} \right), \quad (1)$$

область значений $i = 0, \dots, N$; $x \in]x_{2i}, x_{2i+1}[$; $\tau \in]0, \tau_f]$;

– начальные условия для уравнения теплопроводности

$$T(x, 0) = T_0(x); \quad x \in \Omega; \quad (2)$$

– на внешней поверхности непрозрачного слоя может задаваться граничное условие 1-го рода

$$T(x, \tau) = T_w(\tau); \quad x \in \Gamma_1; \quad \tau \in]0, \tau_f] \quad (3)$$

или граничное условие 2–3-го рода

$$-\lambda_i(T) \frac{\partial T(x, \tau)}{\partial x} = \int_{v_{2,i}} A_{i,v}(T) \cdot q_f(\tau) dv - \int_{v_{2,i}} \epsilon_{i,v}(T) \cdot B(T(x, \tau)) - B(T_f(x, \tau)) dv - k_f(T) \cdot (T(x, \tau) - T_f(x, \tau)), \quad (4)$$

область значений $i = 1, \dots, N$; $x \in \Gamma_2$; $\tau \in]0, \tau_f]$.

В объеме волокнистого частично прозрачного материала имеет место одновременный и взаимосвязанный процесс переноса тепла теплопроводностью и излучением:

$$C_i(T) \frac{\partial T(x, \tau)}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda_i(T) \frac{\partial T(x, \tau)}{\partial x} \right) + k_i(T)(U - B^*), \quad (5)$$

$$\frac{\partial}{\partial x} \left(D_i(T) \frac{\partial U(x, \tau)}{\partial x} \right) - k_i(T) \cdot U(x, \tau) = -k_i(T) \cdot B^*(x, T), \quad (6)$$

область значений $i = 0, \dots, N - 1$; $x \in]x_{2i+1}, x_{2i+2}[$; $\tau \in]0, \tau_f]$.

Необходимо учитывать, что на границе непрозрачного и частично прозрачного материалов происходит изменение механизма переноса тепла, что в математической модели отражено в виде условий непрерывности полного потока энергии на границе:

$$\begin{aligned}
 -\lambda_i(T) \frac{\partial T_i(x, \tau)}{\partial x} + q_{R,i}(x, \tau) &= -\lambda_{i-1}(T) \frac{\partial T_{i-1}(x, \tau)}{\partial x}; \\
 q_{R,i}(x, \tau) &= \int_{v_{1,i}} D_i(T) \frac{\partial U(x, \tau)}{\partial x} dv; \\
 -\frac{3}{2} \cdot \left(\frac{1}{3} + \tilde{R}_{i,11} \right) \cdot D_i(T) \frac{\partial U(x, \tau)}{\partial x} + \frac{1}{2} \cdot \left(\frac{1}{2} - \tilde{R}_{i,01} \right) \cdot U(x, \tau) &= \tilde{E}_{i,1} \cdot n_i^2(T) \cdot B(T(x, \tau)),
 \end{aligned}$$

область значений $i = 1, 2$; $x \in \Gamma_4 \cup \Gamma_6 \cup \Gamma_7 \cup \Gamma_8$; $\tau \in]0, \tau_f]$;

$$\begin{aligned}
 \tilde{R}_{i,11}(T) &= \int_0^1 \mu \int_0^1 r_{i,v}(\mu, \mu', T) \cdot (\mu') d\mu' d\mu; \\
 \tilde{E}_{i,1}(T) &= \int_0^1 \varepsilon_i(\mu', T) \cdot (\mu') d\mu';
 \end{aligned}$$

$$U(x, \tau) = 2\pi \int_{-1}^1 J_i(x, \tau, \mu) d\mu; \quad B^*(T(x, \tau)) = 4\pi \cdot n_i^2(T) \cdot B(T(x, \tau)),$$

где x – координата, м; τ – время, с; T – температура, К; C – объемная теплоемкость, Дж/(м³·К); λ – коэффициент теплопроводности, Вт/(м·К); k – коэффициент поглощения, м⁻¹; D – коэффициент диффузии излучения, м; n – показатель преломления; B – интенсивность излучения абсолютно черного тела, Вт/м²; τ_f – продолжительность испытания, с; A – поглощательная способность; q_f – падающий поток внешнего излучения, Вт/м²; ε – степень черноты; k_f – коэффициент теплоотдачи, Вт/(м²·К); T_f – температура внешней среды, К; μ – косинус угла между направлением излучения и осью x ; r – коэффициент отражения частично прозрачной границы; q – коэффициент пропускания частично прозрачной границы; q_R – радиационный поток излучения, Вт/м²; U – плотность энергии излучения, Вт/м³.

В рамках данной работы выполнялась серия вычислительных экспериментов, на первом этапе которой проводилось моделирование температурного состояния базового варианта ТЗП без радиационных экранов. Схема базового элемента ТЗП и условия теплового нагружения представлены на рис. 2. Результаты моделирования показывают, что температура защищаемой поверхности достигает 661 К.

На следующем этапе осуществлялось моделирование вариантов ТЗП с одним, двумя и четырьмя радиационными экранами, установленными на расстоянии 2,5 мм от внешней поверхности. На рис. 3 приведено изменение температуры силовой конструкции во времени для рассмотренных случаев. Выявлено, что использование четырех радиационных экранов приводит к снижению температуры силовой конструкции на 94 К.

Задача оптимизации заключалась в определении глубины расположения радиационных экранов, обеспечивающей минимальный уровень температуры конструкции (рис. 4). Целевая функция в этом случае представляла собой максимальное значение температуры силовой конструкции и для ее минимизации использовался метод генетического алгоритма [7]. Результаты показали, что при расположении экранов оптимальным образом можно снизить температуру силовой конструкции дополнительно на 10–30 К.

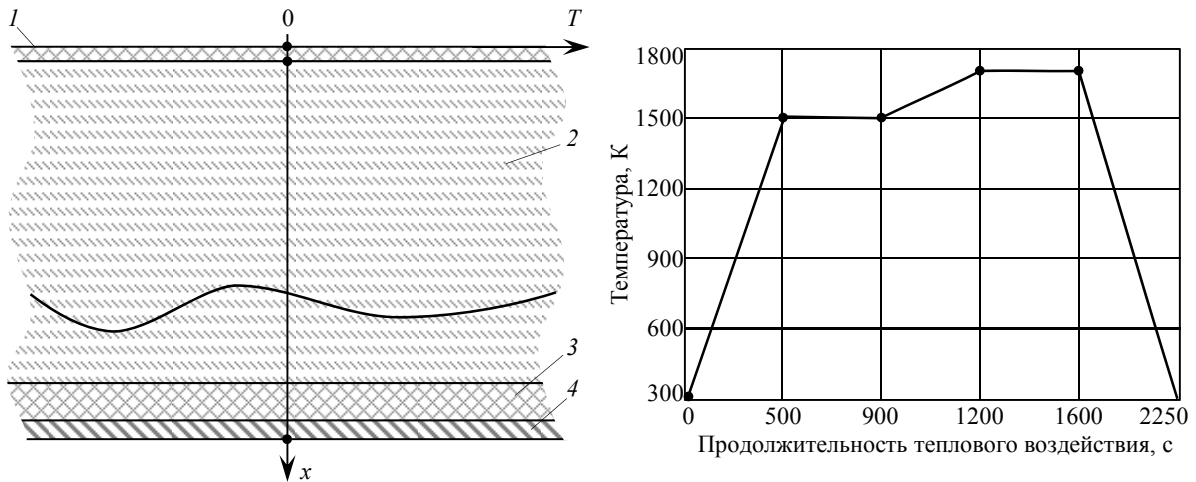


Рис. 2. Геометрическая модель элемента теплозащитного покрытия (ТЗП) и температурно-временной режим на внешней поверхности: 1 – эрозионностойкое покрытие; 2 – теплоизоляционный материал Saffil; 3 – переходный слой из материала Nomex; 4 – силовая конструкция

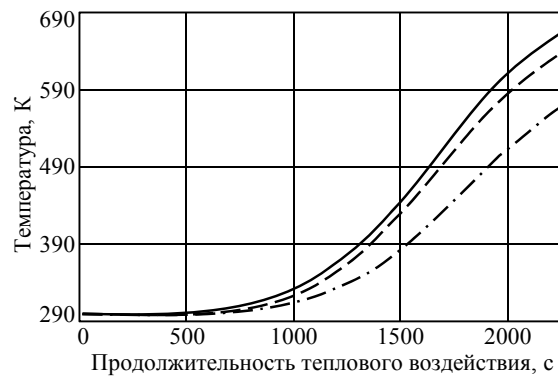


Рис. 3. Изменение температуры силовой конструкции при различном количестве экранов: 2 (---), 4 (-·-); — без экранов

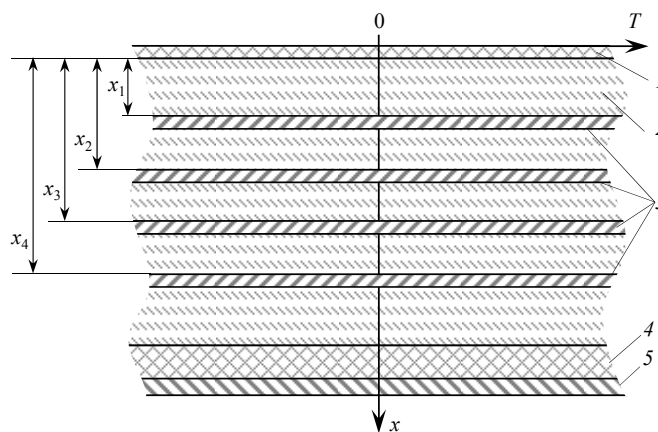


Рис. 4. Геометрическая модель (значения x_i приведены в таблице) оптимизируемой конструкции теплозащитного покрытия (ТЗП) с четырьмя экранами: 1 – эрозионностойкое покрытие; 2 – теплоизоляционный материал Saffil; 3 – радиационные экраны из никеля; 4 – переходный слой из материала Nomex; 5 – силовая конструкция

Оптимальные положения радиационных экранов, их количество и достигаемая температура силовой конструкции

Количество экранов	Положение экранов, мм	Температура при оптимальном расположении экранов, К	Температура при первоначальном расчете, К
1	$x_1=1,4$	632,1	647,8
2	$x_1=1,4$ $x_2=2,6$	607,8	632,8
3	$x_1=1,4$ $x_2=2,6$ $x_3=3,2$	540,7	607,8
4	$x_1=1,4$ $x_2=2,6$ $x_3=3,2$ $x_4=3,8$	520,4	540,7

В таблице представлены результаты решения задачи оптимизации при использовании одного, двух, трех и четырех экранов. Можно сделать вывод о целесообразности расположения экранов в верхней «горячей» зоне ТЗП, а для увеличения весовой эффективности необходимо уменьшать толщину радиационных экранов и изготавливать их из керамики на основе Al_2O_3 с высокоотражающим покрытием.

ЛИТЕРАТУРА

1. Тинякова Е.В., Гращенков Д.В. Теплоизоляционный материал на основе муллитокорундовых и кварцевых волокон //Авиационные материалы и технологии. 2012. №3. С. 43–46.
2. Гращенков Д.В., Щетанов Б.В., Тинякова Е.В., Щеглова Т.М. О возможности использования кварцевого волокна в качестве связующего при получении легковесного теплозащитного материала на основе волокон Al_2O_3 //Авиационные материалы и технологии. 2011. №4. С. 8–14.
3. Glass D., Dirling R., Croop H., Fry T., Frank G. Materials Development for Hypersonic Flight Vehicle /In.: AIAA Paper 2006–8122. 2006, NASA, Langley Research Center. 13 p.
4. Daryabeigi K. Heat Transfer in High-Temperature Fibrous Insulation /In.: Proceedings 8-th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference (June 24–26, 2002, St. Louis, MO). AIAA 2002–3332. 15 p.
5. Мокрецова И.А., Зуев А.В. Математическое моделирование и оптимизация процесса теплопереноса в многослойных теплозащитных покрытиях многоразовых космических аппаратов //Все материалы. Энциклопедический справочник с Приложением «Комментарии к стандартам, ТУ, сертификатам». 2012. №5. С. 61–64.
6. Резник С.В. Математические модели радиационно-кондуктивного теплообмена в материалах тепловой защиты многоразовых транспортных космических систем //ИФЖ. 2000. Т. 73. №1. С. 11–25.
7. Goldberg D.E. Genetic Algorithms in Search, Optimization and Machine Learning, Reading, Mass.: Addison Wesley. 1989. 432 с.

REFERENS LIST

1. Tinjakova E.V., Grashhenkov D.V. Teploizoljacionnyj material na osnove mullito-korundovyh i kvarcevyh volokon [Heat-insulating material on a basis the mullite-corundum and quartz fibers] //Авиационные материалы и технологии. 2012. №3. С. 43–46.
2. Grashhenkov D.V., Shhetanov B.V., Tinjakova E.V., Shheglola T.M. O vozmozhnosti ispol'zovanija kvarcevogo volokna v kachestve svjazujushhego pri poluchenii legkovesnogo teplozashhitnogo materiala na osnove volokon Al_2O_3 [About possibility of use of quartz fiber as a lightweight heat-shielding material binding at receiving on the basis of Al_2O_3 fibers] //Авиационные материалы и технологии. 2011. №4. С. 8–14.
3. Glass D., Dirling R., Croop H., Fry T., Frank G. Materials Development for Hypersonic Flight Vehicle /In.: AIAA Paper 2006–8122. 2006, NASA, Langley Research Center. 13 p.

4. Daryabeigi K. Heat Transfer in High-Temperature Fibrous Insulation /In.: Proceedings 8-th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference (June 24–26, 2002, St. Louis, MO). AIAA 2002–3332. 15 p.
5. Mokrecova I.A., Zuev A.V. Matematicheskoe modelirovanie i optimizacija processa teploperenosa v mnogoslojnyh teplozashhitnyh pokrytijah mnogorazovyh kosmicheskikh apparatov [Mathematical modeling and optimization of process of heattransfer in multilayered heat-shielding coverings of reusable spacecrafts] //Vse materialy. Jenciklopedicheskij spravochnik s Prilozheniem «Kommentarii k standartam, TU, sertifikatam». 2012. №5. S. 61–64.
6. Reznik S.V. Matematicheskie modeli radiacionno-konduktivnogo teploobmena v materialah teplovoj zashhity mnogorazovyh transportnyh kosmicheskikh sistem [Mathematical models of radiation and conductive heat exchange in materials of thermal protection of reusable transport space systems] //IFZh. 2000. T. 73. №1. S. 11–25.
7. Goldberg D.E. Genetic Algorithms in Search, Optimization and Machine Learning, Reading, Mass.: Addison Wesley. 1989. 432 s.