

С. В. Резник, О. В. Денисов

## ПОСТАНОВКА И РЕЗУЛЬТАТЫ ТЕПЛОВЫХ ИСПЫТАНИЙ ЭЛЕМЕНТОВ КОМПОЗИТНЫХ СТЕРЖНЕВЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ

*Разработана методика определения коэффициента теплопроводности полимерных композиционных материалов непосредственно на элементах натуральных стержневых космических конструкций. Экспериментальные данные, полученные на автоматизированной установке, обрабатывались с помощью алгоритма решения коэффициентной обратной задачи теплопроводности.*

Стержневые конструкции из полимерных композиционных материалов (КМ) находят все более широкое применение в космической технике [1]. Точность теплового проектирования космических конструкций (КК) зависит не только от точности математических моделей, но и от точности данных по теплофизическим свойствам (ТФС) КМ. Опубликованные данные по ТФС КМ (главным образом по коэффициентам теплопроводности) ограничены или противоречивы, а имеющиеся методики их определения несовершенны. По традиционным методикам коэффициенты теплопроводности материалов определяются в направлении, перпендикулярном плоскости армирования на образцах в форме круглой или прямоугольной пластин. Изготовление указанных образцов из стержней затруднительно и может вызвать нарушение структуры материала.

Для определения температурной зависимости коэффициента теплопроводности  $\lambda_z$  элементов натуральных конструкций из КМ в плоскости армирования (в направлении продольной оси стержня) авторами предложена и разработана новая расчетно-экспериментальная методика. Методика предусматривает измерение температурных полей непосредственно на элементах натуральных стержневых космических конструкций из КМ и последующую обработку экспериментальных данных с помощью программы решения коэффициентной обратной задачи теплопроводности (ОЗТ).

**Прогнозирование режимов испытаний.** Для прогнозирования температурного состояния экспериментальных образцов использовалась программа численного решения задачи нестационарной теплопроводности:

$$C(T) \frac{\partial T(z, \tau)}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial z} \left( \lambda_z(T) \frac{\partial T(z, \tau)}{\partial z} \right) + q_V(z, \tau); \quad (1)$$

$$\tau = 0, \quad T(z) = T_0(z) = T_f; \quad (2)$$

$$z = 0, \quad T(\tau) = T_1(\tau); \quad (3)$$

$$z = l, \quad T(\tau) = T_2(\tau), \quad (4)$$

где  $C = c\rho$  — объемная теплоемкость ( $c$  — удельная теплоемкость,  $\rho$  — плотность);  $\lambda_z$  — коэффициент теплопроводности в направлении продольной оси стержня  $z$ ;  $q_V(z, \tau) = \left( -\varepsilon(T)\sigma_0(T^4(z, \tau) - T_f^4) - \alpha_f(T)(T(z, \tau) - T_f) \right) / \delta$  — мощность объемного тепловыделения ( $\tau$  — время;  $\varepsilon$  — степень черноты поверхности стержня;  $\alpha_f$  — коэффициент теплоотдачи;  $l$  и  $\delta$  — длина и толщина стержня);  $T_1(\tau)$ ,  $T_2(\tau)$  — температуры торцов стержня;  $T_f$  — температура окружающей среды.

Максимальное значение  $T_1(\tau)$  равно предельной температуре, при которой начинается процесс деструкции материала. Так, для КМ на эпоксидном связующем эта температура не должна превышать 450 К [2]. Температура второй границы  $T_2(\tau)$  соответствует температуре окружающей среды  $T_f$ .

Справедливость допущения о постоянной температуре по толщине стенки можно оценить с помощью числа Био:

$$Bi = \alpha^* \delta / \lambda_y, \quad \alpha^* = \alpha_f + 4\varepsilon\sigma_0 T^3, \quad (5)$$

где  $\alpha^*$  — суммарный коэффициент теплоотдачи конвекцией и излучением;  $\lambda_y$  — коэффициент теплопроводности в направлении, перпендикулярном плоскости армирования. Для термически тонкого тела  $\delta / \lambda_y \ll 1 / \alpha^*$  [3]. Приняв в качестве нижней границы значение  $\lambda_y = 0,5 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$ , можно показать, что даже при  $\alpha^* \approx 10 \text{ Вт/(м}^2\cdot\text{К)}$  это условие выполняется для стенки толщиной  $\delta \leq 5 \text{ мм}$ .

Данные для прогнозирования режимов испытаний выбраны из следующих соображений. Согласно данным работ [4, 5] для углепластиков в диапазоне температур 300...600 К значения  $\lambda_z$  лежат в интервале значений 0,6...12 Вт/(м·К). Объемная теплоемкость  $C$  углепластика не зависит от ориентации волокон и представляет собой сумму объемных теплоемкостей наполнителя и связующего. Значения  $C$  могут варьироваться от  $10^6$  до  $1,5 \cdot 10^6 \text{ Дж/(м}^3\cdot\text{К)}$ . Коэффициент теплоотдачи  $\alpha_f$  при свободной конвекции находится в диапазоне от 1 до 5 Вт/(м<sup>2</sup>·К). Степень черноты углепластиков  $\varepsilon$  может быть принята равной 0,8 [6].

Результаты моделирования показали, что при реализации программы нагрева торца стержня от 300 до 450 К с темпом в пределах 0,1...0,15 К/с, время эксперимента должно составлять от 600 до 1000 с, а длина прогретой части стержня — от 30 до 60 мм.

**Постановка эксперимента.** Для тепловых испытаний использованы элементы натуральных конструкций в форме тонкостенных стержней

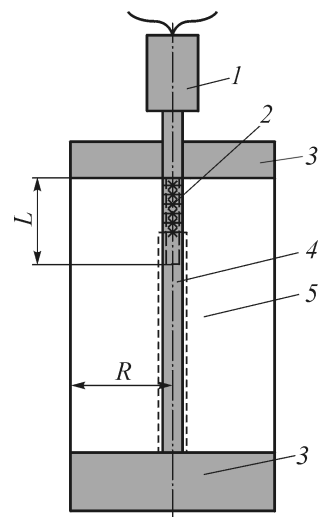
с соотношением  $l/d \geq 10$  и  $d/\delta \geq 10$ , где  $l, d, \delta$  — соответственно продольный, поперечный размеры и толщина стенки. Методика апробирована на экспериментальных образцах — полых тонкостенных стержнях из углепластика длиной  $l = 330$  мм с профилем квадратного сечения со стороной  $d = 15$  мм и толщиной стенки  $\delta = 0,6$  мм. Наполнитель стержней — углеродная нить ЛУ-П-0,1 толщиной 0,11 мм со схемой армирования  $+78^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ/0^\circ/-78^\circ$ , связующее — смола ЭФНБ с весовым содержанием 43 %.

В измерительном узле установки (рис. 1) образец 4 закреплен на теплоизолированном основании 3 из материала ТЗМК-10. Для подавления свободной конвекции и создания условий одномерного теплообмена в направлении продольной оси образец располагается в вертикальном положении в камере 5 спокойного воздуха, а на его верхней торцевой поверхности в теплоизоляцию 3 вмонтирован контактный нагреватель 1. На продольной оси образца на определенном расстоянии от торца с помощью клея ВК-9 установлены датчики температуры 2 — термопары типа ХА с диаметром спая 0,2 мм. Термозлектроды термопар, закрепленные в горизонтальном направлении от спая, опущены вниз вдоль продольной оси стержня и выведены на устройство сопряжения для автоматической регистрации и обработки данных эксперимента с помощью измерительно-вычислительного комплекса МИС-400 [7].

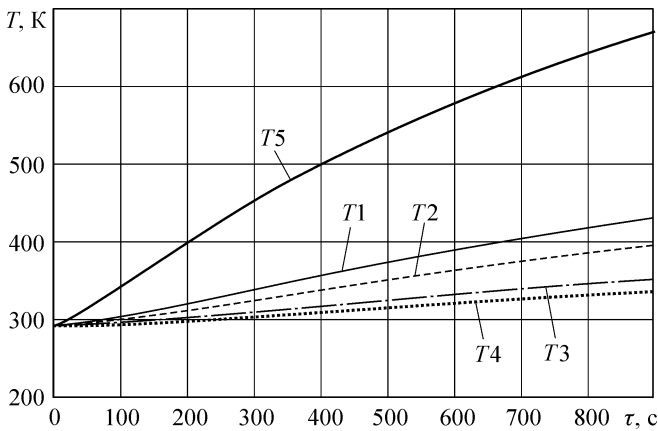
Ширина камеры спокойного воздуха удовлетворяла условию  $2R \geq 10d$ . При апробации методики использована камера высотой 400 мм ( $R = 97$  мм). Мощность электрического нагревателя не превышала 100 Вт. Датчики опрашивались с частотой 1 с. Время нагрева составляло от 900 до 1000 с. Типичные экспериментальные термограммы показаны на рис. 2.

Методика предусматривала испытания как на воздухе, так и в вакууме. На базе НПО “Молния” был проведен нагрев углепластикового стержня в вакуумной камере объемом  $8 \text{ м}^3$  при давлении  $10^{-3}$  Па (рис. 3).

**Оценка неопределенности параметров эксперимента.** На точность определения искомых температурных зависимостей  $\lambda_z(T)$  оказывают влияние точность алгоритма решения коэффициентной ОЗТ, неопределенность исходных данных по коэффициенту теплоотдачи

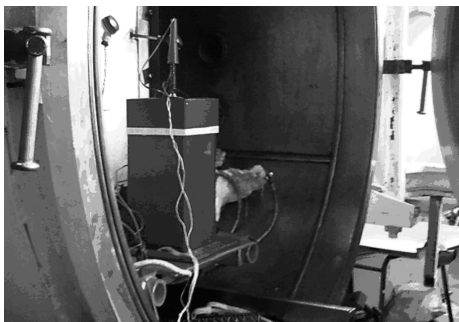


**Рис. 1. Схема измерительного узла установки контактного нагрева:**  
1 — контактный нагреватель; 2 — термопары; 3 — теплоизоляция; 4 — образец; 5 — камера спокойного воздуха



**Рис. 2. Экспериментальные термограммы, полученные при испытании углепластикового стержня:**

$T_1, T_2, T_3, T_4$  – температура поверхности в сечениях 2, 7, 17, 22 мм соответственно;  $T_5$  – температура нагревателя



**Рис. 3. Образец в рабочей зоне вакуумной камеры НПО “Молния”**

$\alpha_f$  и степени черноты поверхности стержня  $\varepsilon$ , погрешности измерения температуры контактными датчиками. Как правило, при решении прямой задачи теплопроводности (1)–(4) погрешности вычислений пренебрежимо малы и в настоящей работе не рассматриваются.

Значение  $\varepsilon$  было определено на терморадиометре ТРМ-И (ОАО “Композит”) и в диапазоне 4...40 мкм составило  $0,86 \pm 0,02$ .

Приведенная степень черноты наружной поверхности стержня  $\varepsilon_{пр}$  рассчитана по формуле [8]

$$\varepsilon_{пр} = \frac{1}{\frac{1}{\varepsilon} + \frac{F}{F_k} \left( \frac{1}{\varepsilon_k} - 1 \right)}, \quad (6)$$

где  $F$  и  $F_k$  – соответственно площади боковой поверхности стержня и внутренней поверхности камеры спокойного воздуха;  $\varepsilon_k$  – степень черноты внутренней поверхности камеры.

Закономерности конвективного теплообмена в пространстве камеры спокойного воздуха могут быть описаны эмпирическими зависимостями, в которые входят критерии Фурье, Рэлея, Нуссельта. Согласно данным работы [9], интенсивность свободной конвекции в среде, заполняющей камеру, можно определить числом Рэлея  $Ra = Gr \cdot Pr$  и отношением высоты  $L$  к ширине  $D$  области, где  $Gr = \frac{\beta g L^3 \Delta T}{\nu^2}$ ,

$Pr = 0,71$ . В данном случае  $L$  — характерная длина той части стержня, температура которой за время эксперимента превысила температуру окружающей среды,  $\Delta T$  — температурный напор,  $D = R - 0,5d$  — расстояние от наружной поверхности стержня до стенки камеры спокойного воздуха.

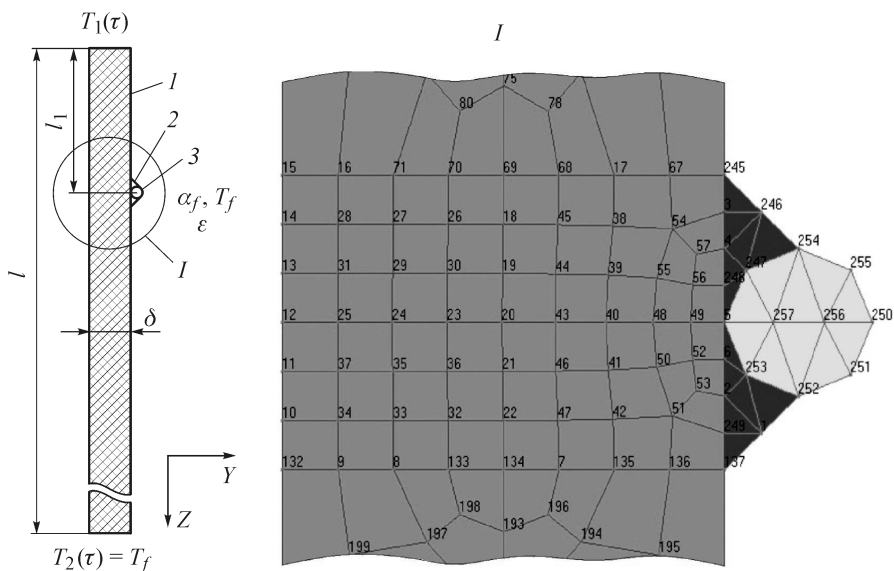
В процессе нагрева характерная длина  $L$  постоянно увеличивается до тех пор, пока температура поверхности стержня, измеряемая ближайшим к нагревателю датчиком, не достигнет своего максимума. Для типичных условий эксперимента  $L \cong 0,04$  м,  $\Delta T \approx 65$  К. В этом случае числа  $Ra \cong 1,63 \cdot 10^5$ ,  $Fo \cong 20$ , что характерно для установившегося ламинарного режима свободной конвекции. Теплоотдача при ламинарной свободной конвекции имеет максимум при  $L/D = 1,5$  [9]. При  $L/D \rightarrow \infty$  и  $L/D \rightarrow 0$  доля конвективной составляющей в суммарном переносе теплоты будет незначительной. В проведенном эксперименте  $L/D$  меняется в пределах  $0 \dots 0,44$ .

В общем случае  $Nu = \tilde{C} \cdot Ra^n \cdot \left(\frac{L}{D}\right)^m$ . В настоящее время в литературе отсутствуют точные значения коэффициентов  $\tilde{C}$ ,  $n$ ,  $m$ . Согласно работам [10, 11],  $\tilde{C} = 0,2 \dots 0,28$ ,  $n = 0,16 \dots 0,25$ ,  $m = 0,25 \dots 0,3$ , следовательно,  $Nu = 1 \dots 6$ . По теоретическим оценкам значения коэффициента теплоотдачи  $\alpha_f$  составляют от 1 до  $4,3$  Вт/(м<sup>2</sup>·К).

Для уточнения коэффициента  $\alpha_f$  был проведен аналогичный эксперимент со стержнем близких размеров из кварцевого стекла марки КВ, теплофизические и оптические свойства которого хорошо изучены [12]. Кварцевое стекло — полупрозрачный материал, но при температурах менее 600 К вкладом собственного теплового излучения в перенос теплоты можно пренебречь [12]. При этом коэффициент теплопроводности стекла лежит в пределах от 1 до  $1,4$  Вт/(м·К), а степень черноты  $\varepsilon$  в инфракрасной области спектра составляет от 0,9 до 0,95. В результате обработки экспериментальных данных с помощью программы решения граничной ОЗТ определено значение коэффициента теплоотдачи  $\alpha_f = 1,25 \pm 0,5$  Вт/(м<sup>2</sup>·К).

Методическую погрешность измерений нестационарных температур (МПИТ) исследовали методом математического моделирования температурного состояния боковой стенки стержня с учетом и без учета датчиков температуры (рис. 4). Считали, что тепловые контакты между спаем термодпары, клеем и поверхностью образца идеальные, боковая стенка стержня омывается средой с постоянной температурой  $T_f$ . На торцах заданы граничные условия первого рода  $T_1(\tau)$  и  $T_2(\tau)$ . Вычисления проводили с помощью программы комплекса CAR, реализующей метод конечных элементов.

Теплофизические и оптические свойства материала датчика температуры и клея приведены в таблице [2, 13]. Согласно данным ВИАМ,



**Рис. 4. Геометрическая модель для определения МПИТ:**

*l* – образец; 2 – клей; 3 – датчик температуры

в диапазоне температур 290...450 К коэффициент теплопроводности углепластика  $\lambda_y$  составляет 0,86 Вт/(м·К). Считали, что термопара ХА диаметром 0,2 мм расположена на расстоянии  $l_1 = 2$  мм от нагреваемого торца стержня с толщиной стенки  $\delta = 0,6$  мм.

Провели параметрические исследования влияния темпов нагрева торца, значений коэффициента теплоотдачи при свободной конвекции и степени черноты поверхностей термопары и клея на МПИТ. Результаты моделирования показали, что даже в том случае, когда температура торца стержня равна температуре нагревателя (кривая *T5*, см. рис. 2), погрешность измерения температуры не превышает 1,2 К (рис. 5). Вариация коэффициента теплоотдачи от 0 до 3 Вт/(м<sup>2</sup>·К) изменяет МПИТ не более, чем на 0,1 К.

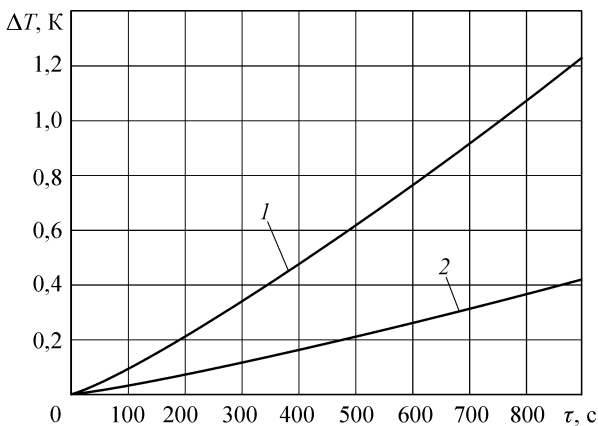
Экспериментальные термограммы, полученные на воздухе и в вакууме, обрабатывались с помощью решения ОЗТ; использовались программы комплекса CAR, разработанные в МГТУ им. Н.Э. Баумана [14]. В результате были получены искомые зависимости  $\lambda_z(T)$  (рис. 6).

Различие зависимостей  $\lambda_z(T)$  (см. рис. 6) можно объяснить сложным характером свободной конвекции в измерительном узле. Изме-

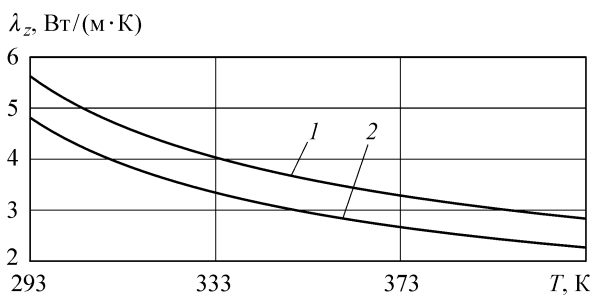
Таблица

**Теплофизические и оптические свойства материалов [2, 12]**

Материал	$\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	$\lambda_z$ , Вт/(м·К)		$\lambda_y$ , Вт/(м·К)		$c$ , Дж/(кг·К)		$\epsilon$
		293 К	423 К	293 К	423 К	293 К	423 К	
Углепластик	1500	6	3,3	0,86	0,86	1000	1400	0,86
Термопара ХА	8700	23	25,5	23	25,5	450	467	0,3
Клей ВК-9	1200	0,2	0,2	0,2	0,2	800	1000	0,5



**Рис. 5. Изменение методической погрешности измерения температуры:**  
 1 — температура торца равна температуре нагревателя; 2 — расчетно-экспериментальная температура торца



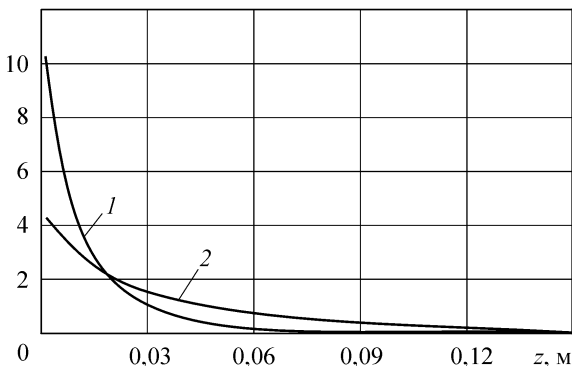
**Рис. 6. Результаты определения коэффициента теплопроводности в продольном направлении стержня при проведении эксперимента:**  
 1 — на воздухе  $\alpha_f = 1,5 \text{ Вт}/(\text{м}^2\cdot\text{К})$ ,  $\varepsilon = 0,86$ ; 2 — в вакуумной камере

нение коэффициента  $\alpha_f$ , который используется в качестве исходного данного для решения ОЗТ, имеет нестационарный и нелинейный характер. Определение значений  $\alpha_f(z, \tau)$  представляет собой довольно сложную самостоятельную задачу. Однако этот недостаток компенсируется низкой стоимостью экспериментов на воздухе и быстротой получения результата.

Полученные результаты существенно отличаются от данных, используемых на предприятиях отрасли (например, ранее для тепловых расчетов принимали  $\lambda_z = 0,86 \text{ Вт}/(\text{м}\cdot\text{К})$ ). Исследования настоящей работы показали, что в диапазоне температур 293...423 К значения  $\lambda_z$  меняются от 5,5 до 2,5  $\text{Вт}/(\text{м}\cdot\text{К})$  (см. рис. 6). Это повышает точность определения модуля температурных градиентов стержневой конструкции в зоне свет-тень при нагреве солнечным излучением плотностью 1368  $\text{Вт}/\text{м}^2$  в 2,5 раза (с 10 К/мм до 4 К/мм) (рис. 7).

**Выводы.** 1. Впервые разработана методика расчетно-экспериментального определения коэффициента теплопроводности КМ в направлении продольной оси тонкостенного стержня, в которой для обра-

grad  $T$ , K/мм



**Рис. 7. Температурные градиенты при остывании углепластикового стержня в теневой зоне:**

1 —  $\lambda_z = 0,86$  Вт/(м·К) (ВИАМ);  
2 —  $\lambda_z(T)$  (настоящая работа)

ботки экспериментальных данных используются решения коэффициента и граничной ОЗТ.

2. Обработка данных сравнительных испытаний элементов натуральных конструкций в виде тонкостенных углепластиковых стержней в вакуумной камере и на воздухе показала, что различие температурных зависимостей коэффициента теплопроводности в диапазоне температур 293...423 К не превышает 20%. Поэтому на этапе технического предложения и эскизного проекта целесообразно использовать оперативные и недорогие эксперименты на воздухе, а для прецизионных исследований — эксперименты в вакуумной камере.

3. Полученные данные по коэффициенту теплопроводности КМ в направлении продольной оси стержня  $\lambda_z$  позволяют повысить точность теплового проектирования КК. Показано, что для полых элементов стержневых КК, имеющих квадратное сечение  $15 \times 15$  мм<sup>2</sup> с толщиной стенки 0,6 мм, использование значений  $\lambda_z$ , полученных в настоящей работе в диапазоне 293...423 К вместо ранее использованных, приводит к снижению модулей температурных градиентов в зоне свет-тень в 2,5 раза (с 10 до 4 К/мм).

*Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ по гранту 08-08-01065а. Авторы благодарят Д.Ю. Калинина, И.А. Поспелова, П.В. Просунцова, В.С. Райляна, В.П. Тимошенко, А.В. Шуляковского за помощь в подготовке и проведении экспериментальных исследований.*

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. М а т е р и а л ы 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.; под ред. С.В. Резника. — М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002. — 224 с.
2. К о м п о з и ц и о н н ы е материалы: Справочник / Л.Р. Вишняков, Т.В. Грудина, В.Х. Кадыров и др.; под ред. Д.М. Карпиноса. — Киев: Наук. думка, 1985. — 592 с.
3. З а р у б и н В. С. Температурные поля в конструкции летательных аппаратов. — М.: Машиностроение, 1978. — 184 с.



4. Назаров Т. И., Сушкин В. В. Теплостойкие пластмассы: Справочник. – М.: Машиностроение, 1980. – 528 с.
5. Композиционные материалы: Справочник / В.В. Васильев, В.Д. Протасов, В.В. Болотин и др. – М.: Машиностроение, 1990. – 512 с.
6. Резник С. В., Калинин Д. Ю. Моделирование тепловых режимов крупногабаритных космических конструкций. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2003. – 51 с.
7. Измерительно-вычислительный комплекс МИС: Руководство по эксплуатации. – Королев: ООО НПП “Мера”, 2004. – 119 с.
8. Зигель Р., Хауэлл Дж. Теплообмен излучением. – М.: Мир, 1975. – 936 с.
9. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике / В.С. Авдеевский, Б.М. Галицкий, Г.А. Глебов и др. – М.: Машиностроение, 1992. – 624 с.
10. Martynenko O. G., Khrantsov P. P. Free-convective heat transfer. – Verlag Berlin Heidelberg: Springer, 2001. – 516 p.
11. Михеев М. А., Михеева И. М. Основы теплопередачи. – М.: Энергия, 1977. – 344 с.
12. Сергеев О. А., Мень А. А. Теплофизические свойства полупрозрачных материалов. – М.: Изд-во стандартов, 1977. – 288 с.
13. Рогельберг И. Л., Бейлин В. М. Сплавы для термопар: Справочник. – М.: Металлургия, 1983. – 360 с.
14. Просунцов П. В., Резник С. В. Определение теплофизических свойств полупрозрачных материалов // ИФЖ. – 1985. – Т. 49, № 6. – С. 971–976.

Статья поступила в редакцию 29.01.2008

Сергей Васильевич Резник родился в 1947 г., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1971 г. Д-р техн. наук, профессор, зав. кафедрой “Ракетно-космические композитные конструкции” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 200 научных работ в области теплового проектирования, производства и испытания объектов ракетно-космической техники.



S.V. Reznik (b. 1947) graduated from the Bauman Moscow Higher Technical School in 1971. D. Sc. (Eng.), professor, head of “Rocket and Space Composite Structures” department of the Bauman Moscow State Technical University. Author of more than 200 publications in the field of thermal design, manufacturing and testing of objects of rocket and space technology.

Олег Валерьевич Денисов родился в 1967 г., окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана в 1991 г. Сотрудник кафедры “Ракетно-космические композитные конструкции” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор 15 научных работ в области моделирования температурного состояния композитных космических конструкций.



O.V. Denisov (b. 1967) graduated from the Bauman Moscow State Technical University in 1991. Worker of “Rocket and Space Composite Structures” department of the Bauman Moscow State Technical University. Author of 5 publications in the field of simulation of temperature state of composite space structures.