

ОТРАБОТКА ДАТЧИКОВ ТЕПЛОВЫХ ПОТОКОВ НА ОСНОВЕ МЕТОДОЛОГИИ ОБРАТНЫХ ЗАДАЧ

© 2019

- О. М. Алифанов** доктор технических наук, профессор, академик РАН, профессор кафедры «Космические системы и ракетостроение»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); o.alifanov@yandex.ru
- С. А. Будник** старший научный сотрудник НИО-601 кафедры «Космические системы и ракетостроение»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); sbudnik@mail.ru
- А. В. Ненарокомов** доктор технических наук, профессор, профессор кафедры «Космические системы и ракетостроение»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); nenar@mai.ru
- Д. М. Титов** кандидат технических наук, доцент кафедры «Космические системы и ракетостроение»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); d.titov@mai.ru

При отработке теплонагруженных элементов конструкции космической техники первичной является информация о тепловых нагрузках (тепловых потоках и температурах поверхности) на протяжении всего этапа полёта в атмосфере. При этом уровень температуры и процессы, проходящие на поверхности тепловой защиты, не всегда позволяют использовать традиционные средства измерения тепловых нагрузок. Альтернативой прямым измерениям в этом случае является определение тепловых нагрузок по данным измерений температуры в нескольких точках элементов конструкции тепловой защиты. Целью данной работы является разработка и апробация датчиков для измерения теплового нагружения теплозащитных покрытий современных спускаемых аппаратов, а также апробация разработанных методов проведения теплофизических испытаний. В статье рассматриваются датчики теплового потока для неразрушающихся композиционных волокнистых материалов с большой степенью неоднородности.

Датчики тепловых потоков; тепловая защита; обратные задачи; итерационная регуляризация; теплоизолирующие волокнистые материалы.

Цитирование: Алифанов О.М., Будник С.А., Ненарокомов А.В., Титов Д.М. Отработка датчиков тепловых потоков на основе методологии обратных задач // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2019. Т. 18, № 4. С. 7-17. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-4-7-17

Введение

Для тепловой защиты основной части силовых конструкций спускаемых аппаратов многоразового использования (например, таких как Space Shuttle, Буран, проекты Гермес, Клипер, Русь) актуальными и перспективными остаются теплозащитные покрытия (ТЗП) радиационного типа на основе материалов из супертонких волокон SiO_2 , Al_2O_3 , ZrO_2 , SiC и др. Такие неразрушаемые покрытия сочетают требуемую конструктивную прочность при малом удельном весе, высокую термостойкость при высоких уровнях и градиентах температур, малую теплопроводность в широком диапазоне температур, высокую степень черноты поверхности и способность противостоять окис-

лению. Требуемые оптические характеристики покрытия, эрозионную стойкость и защиту от атмосферной влаги волокнистого материала обеспечивает специальный внешний слой покрытия. При создании подобного типа летательных аппаратов большой объём экспериментальной отработки отводится на проведение тепловых испытаний, целью которых является обоснование выбора теплозащитного материала [1]. Как и во время проведения тестовых тепловых исследований, так и для получения необходимой информации по тепловому нагружению в ходе штатной эксплуатации может быть применён датчик измерения теплового нагружения ТЗП, выполненный из того же материала ТЗП с внедрёнными на внутренних слоях термопарами.

В общем случае методика подготовки и проведения тепловых испытаний с целью экспериментальной отработки технических и методических средств диагностики тепловых режимов конструкций определяется:

- Целями и задачами проводимых экспериментальных исследований.
- Формулировкой конкретной обратной задачи теплообмена (ОЗТ) и методом её решения. Постановка ОЗТ и метод её решения задают ряд параметров и характеристик, необходимых для построения методики проведения испытаний.
- Условиями эксплуатации исследуемого объекта, его характеристиками и свойствами. Предполагаемые условия эксплуатации исследуемого объекта – например, конвективный или радиационный нагрев, работа в вакууме, на воздухе или в иной газовой среде. Последнее замечание особенно важно для конструкций на основе пористых материалов. Очевидно, что в испытании желательно реализовать условия, как можно более близкие к реальным условиям эксплуатации объекта.
- Возможностями экспериментального стенда и измерительных приборов. Эти возможности при разработке методики испытаний выступают, как правило, в качестве некоторых технических и технологических ограничений.

В итоге решение задачи разработки экспериментальной методики представляет собой некий компромисс между требованиями, предъявляемыми к эксперименту, и указанными ограничениями.

Методика подготовки и проведения тепловых испытаний предполагает, что эти испытания проводятся в несколько последовательных этапов. Вначале проводятся пробные (отладочные) испытания, в процессе которых проверяется и настраивается экспериментальное оборудование стенда, включая системы управления, измерения и сбора информации, а также подбираются и отлаживаются режимы нагрева образцов. Далее проводятся штатные (зачётные) испытания, результаты которых обрабатываются и анализируются. По данным этих испытаний проводится предварительное определение теплофизических характеристик, их анализ, уточняются схемы измерений. Затем, если это необходимо, проводятся уточняющие испытания, по результатам которых окончательно определяются исследуемые характеристики. Подобный подход был апробирован на стенде ТВС-2М МАИ [2] автоматизированного экспериментально-вычислительного комплекса «Высокотемпературный тепловакуумный стенд для исследования процессов нестационарного теплообмена, теплофизических свойств современных теплозащитных и теплоизоляционных материалов и тепловых режимов элементов конструкций летательных аппаратов и энергоёмких технологических процессов».

Целью проводимых на стенде ТВС-2М МАИ тепловых испытаний является получение информации о поле температур в исследуемом объекте (нестационарных температур $T_m(\tau)$, $\tau_0 \leq \tau \leq \tau_e$ в заданных точках X_m , $m = 2, \dots, M$ на оси датчика) в процессе испытаний (рис. 1). Данная информация в дальнейшем используется для определения, из решения соответствующей ОЗТ, характеристик теплового нагружения объекта $T_w(\tau)$ и/или $q_w(\tau)$. При этом предполагается, что датчик и образец, в который он установлен,

выполнены из одного и того же материала с известными теплофизическими характеристиками: $\lambda(T)$ – коэффициент теплопроводности и $C(T)$ – объёмная теплоёмкость.

Методика проведения испытаний

Схема тепловых испытаний была выбрана с учётом исходных данных, технических требований к экспериментальным образцам и условиям проведения тепловых испытаний. Схема испытаний с симметричным нагревом двух образцов представлена на рис. 2. Образец, помещённый в теплоизолирующую оправку, устанавливается в экспериментальный модуль. В случае симметричного нагрева два одинаковых образца (выполненные из одного и того же материала и имеющие одинаковые размеры) устанавливаются симметрично относительно нагревательного элемента таким образом, чтобы их нагреваемые поверхности были параллельны плоскости нагревательного элемента.

Управление режимом нагрева образцов осуществляется по температуре нагревательного элемента, которая измеряется термопарой T_1 (рис. 2).

Симметричная схема контактного нагрева двух образцов (рис. 2) позволяет достаточно точно определять плотность теплового потока к нагреваемой поверхности образца по электрическим параметрам на нагревательном элементе (НЭ). Для этого в ходе испытаний необходимо измерять действующее напряжение $U(\tau)$ на границах «рабочей» зоны нагревательного элемента (зона в центре НЭ с относительно равномерным распределением температуры с площадью S – ширина НЭ, умноженная на расстояние между точками измерений 5 и 9 – и действующую силу тока $I(\tau)$ в цепи нагревательного элемента.

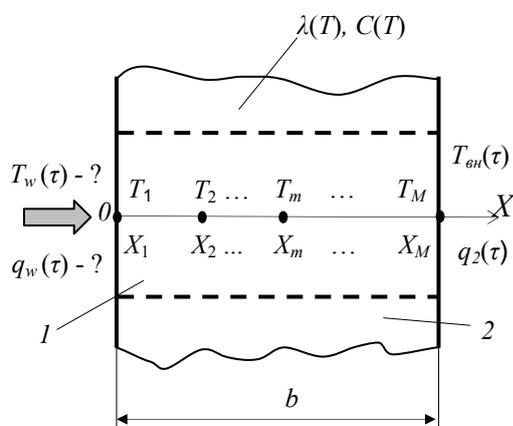


Рис. 1. Схема измерений (для однослойного датчика): 1 – датчик; 2 – экспериментальный образец; b – толщина образца

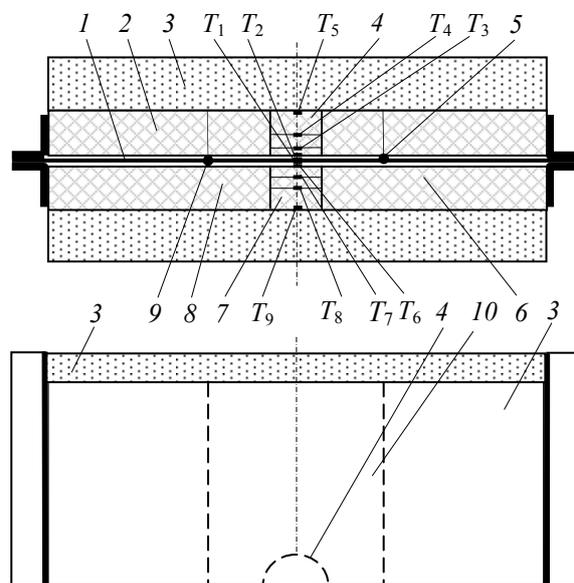


Рис. 2. Схема тепловых испытаний датчиков: 1 – нагревательный элемент (НЭ); 2 – образец А (верхний); 3 – теплоизолирующая оправка; 4 – датчик № 1; 5 – точка измерения напряжения; 6 – теплоизолирующая оправка; 7 – датчик № 2; 8 – образец В (нижний); 9 – точка измерения напряжения; 10 – «рабочая» зона НЭ; T_1 – термопара на НЭ; T_2 и T_6 – термопары на нагреваемых поверхностях образцов А и В соответственно; T_3 , T_4 , T_7 , и T_8 – термопары во внутренних точках образцов; T_5 и T_9 – термопары на обратных поверхностях образцов А и В соответственно

Предполагая, что выделяемая в рабочей зоне НЭ электрическая мощность полностью преобразуется в тепло, которое без потерь поступает в исследуемые образцы, и учитывая симметрию теплового нагружения, плотность теплового потока на поверхности образцов A и B – $q_w(\tau) = q_1(\tau) = q_{1A}(\tau) = q_{1B}(\tau)$, $0 \leq \tau \leq \tau_e$ – может быть определена по электрической мощности $W(\tau)$, подводимой к рабочей зоне НЭ, из следующих соотношений:

$$q_1(\tau) = q_{HЭ}(\tau) - q_c(\tau), \quad 0 \leq \tau \leq \tau_e, \quad (1)$$

$$q_{HЭ}(\tau) = W(\tau)/(2S) = U(\tau) I(\tau)/(2S). \quad (2)$$

Здесь $q_c(\tau) = 0,5 \rho_{HЭ} \delta_{HЭ} c_{HЭ}(T) \frac{dT_{HЭ}(\tau)}{d\tau}$ – потери плотности теплового потока за счёт теплоёмкости НЭ; τ – время; τ_e – время окончания измерений; $\rho_{HЭ}, \delta_{HЭ}, c_{HЭ}$ – соответственно плотность, толщина и удельная теплоёмкость материала НЭ; $T_{HЭ}(\tau)$ – температура НЭ.

Температуру на нагреваемой поверхности датчика $T_w(\tau)$, определённую из решения ОЗТ по измерениям температуры во внутренней точке датчика, можно сравнить с температурой поверхности $T_1(\tau)$.

Алгоритм решения граничной обратной задачи теплопереноса

В качестве математической модели теплопереноса в многослойном датчике из L слоёв использовалась следующая математическая модель теплопереноса [3; 4]:

$$C_l(T_l(\tau, x)) \frac{\partial T_l(\tau, x)}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda_l(T_l(\tau, x)) \frac{\partial T_l(\tau, x)}{\partial x} \right), \quad (3)$$

$$X_{l-1} < x < X_l, \quad X_0 = 0, \quad \tau_{\min} \leq \tau \leq \tau_{\max}, \quad l = \overline{1, L},$$

$$T_l(0, x) = T_{l0}(x), \quad X_{l-1} \leq x \leq X_l, \quad l = \overline{1, L}, \quad (4)$$

$$-\lambda_1(T(0, \tau)) \frac{\partial T_1(0, \tau)}{\partial x} = q_1(\tau), \quad (5)$$

$$\lambda_l(T_l(X_l, \tau)) \frac{\partial T_l(X_l, \tau)}{\partial x} = \lambda_{l+1}(T_{l+1}(X_l, \tau)) \frac{\partial T_{l+1}(X_l, \tau)}{\partial x}, \quad l = \overline{1, L-1}, \quad (6)$$

$$-R(T_l(X_l, \tau)) \lambda_l(T_l(X_l, \tau)) \frac{\partial T_l(X_l, \tau)}{\partial x} = T_l(X_l, \tau) - T_{l+1}(X_l, \tau), \quad l = \overline{1, L-1}, \quad (7)$$

$$-\alpha \lambda_L(T_L(X_L, \tau)) \frac{\partial T_L(X_L, \tau)}{\partial x} + \beta T_L(x_L, \tau) = q_2(\tau). \quad (8)$$

Коэффициенты α и β задают тип используемого граничного условия: $[\alpha = 0, \beta = 1]$ – граничное условие первого рода на правой границе либо $[\alpha = 1, \beta = 0]$ – граничное условие второго рода.

Искомой величиной в данной математической модели является $q_1(\tau)$ – плотность теплового потока на нагреваемой поверхности.

Дополнительная информация, необходимая для решения обратной задачи – показания термопар, установленных в датчике:

$$T_l(x_{lm}, \tau) = f_{lm}(\tau), \quad m = \overline{1, M_l}, \quad l = \overline{1, L}. \quad (9)$$

Для решения обратной задачи (3)-(9) использовался метод итерационной регуляризации, основанный на минимизации функционала невязки измеренных и расчётных температур в точках установки термопар [5; 6]:

$$J(q_1(\tau)) = \sum_{l=1}^L \sum_{m=1}^{M_l} \int_{\tau_{\min}}^{\tau_{\max}} (T_l(x_{lm}, \tau) - f_{lm}(\tau))^2 d\tau. \quad (10)$$

Итерационная минимизация целевого функционала осуществляется градиентными методами первого порядка (в частности методом сопряжённых градиентов [7; 8]):

$$q_1^{s+1} = q_1^s - \gamma_s G \left(J'_{q_1}(s) \right), \quad s = 0, 1, \dots, s^*. \quad (11)$$

Регуляризирующим условием останова итерационного цикла является номер последней итерации s^* , выбранный в соответствии с принципом обобщённой невязки [8; 9]:

$$s^* : J(q_1^{s^*}) \cong \delta^2, \quad (12)$$

где δ^2 – заданная погрешность измерения температуры $f_{lm}(\tau)$, $m = \overline{1, M_l}$, $l = \overline{1, L}$;

$\delta^2 = \sum_{l=1}^L \sum_{m=1}^{M_l} \int_{\tau_{\min}}^{\tau_{\max}} \sigma_{ml}(\tau) d\tau$, $\sigma_{ml}(\tau)$ – дисперсия измерений.

Для реализации алгоритма (10)-(12) необходимо на каждой итерации вычислять значение градиента функционала невязки $J'_{q_1}(s)$ и параметр спуска γ_s .

Для нахождения градиента функционала невязки используется решение краевой задачи, сопряжённой с линеаризованной формой задачи (1)-(6):

$$C_l(T) \frac{\partial \psi_{lm}}{\partial \tau} = \frac{\partial}{\partial x} \left(\lambda_l(T) \frac{\partial \psi_{l,m}}{\partial x} \right) - \frac{d\lambda_l}{dT} \frac{\partial T_l}{\partial x} \frac{\partial \psi_{lm}}{\partial x}, \quad (13)$$

$$x_{lm-1} < x < x_{lm}, \quad m = \overline{1, M_l + 1}, \quad x_{l0} = X_{l-1}, \quad x_{lM_l+1} = X_l, \quad X_0 = 0, \quad \tau_{\min} \leq \tau \leq \tau_{\max}, \quad l = \overline{1, L},$$

$$\psi_{lm}(x, \tau_{\max}) = 0, \quad x_{lm-1} \leq x \leq x_{lm}, \quad m = \overline{1, M_l + 1}, \quad l = \overline{1, L}, \quad (14)$$

$$\lambda_1(T_1(X_0, \tau)) \frac{\partial \psi_{1,1}(X_0, \tau)}{\partial x} = 0, \quad (15)$$

$$\lambda_l(T_l(x_{lm}, \tau)) \left[\frac{\partial \psi_{lm}(x_{lm}, \tau)}{\partial x} - \frac{\partial \psi_{l,m-1}(x_{l,m}, \tau)}{\partial x} \right] = 2[T_l(x_{lm}, \tau) - f_{lm}(\tau)],$$

$$m = \overline{1, M_l}, l = \overline{1, L}, \quad (16)$$

$$\psi_m(x_m, \tau) = \psi_{m+1}(x_m, \tau), m = \overline{1, M_l}, l = \overline{1, L}, \quad (17)$$

$$R(T_l(X_l, \tau)) \lambda_l(T_l(X_l, \tau)) \frac{\partial \psi_{l,1}(X_l, \tau)}{\partial x} = \psi_{l+1,1}(X_l, \tau) - \psi_{1, M_l+1}(X_l, \tau), l = \overline{1, L-1}, \quad (18)$$

$$\lambda_l(T_l(X_l, \tau)) \frac{\partial \psi_{l, M_l+1}(X_l, \tau)}{\partial x} =$$

$$= \lambda_{l+1}(T_{l+1}(X_l, \tau)) \left[\lambda_l(T_l(X_l, \tau)) \frac{\partial T_l(X_l, \tau)}{\partial x} \frac{dR_l}{dT}(T_l(X_l, \tau)) + 1 \right] \frac{\partial \psi_{l+1,1}(X_l, \tau)}{\partial x},$$

$$l = \overline{1, L-1},$$

$$\alpha \lambda_L(T_{L, M_L+1}(X_L, \tau)) \frac{\partial \psi_{L, M_L+1}(X_L, \tau)}{\partial x} + \beta \psi_{L, M_L+1}(X_L, \tau) = 0. \quad (19)$$

Приращение градиента функционала невязки с учётом (13)-(19) определяется выражением:

$$\Delta J = - \int_{\tau_{\min}}^{\tau_{\max}} \psi_{1,1}(X_0, \tau) \Delta q_1 d\tau + O(\Delta q_1^2). \quad (20)$$

Тогда по определению градиента функционала $J'_{q_1}(s)(\tau) = \psi_{1,1}(X_0, \tau)$, где $\psi_{1,1}(X_0, \tau)$ является решением сопряжённой задачи (11)-(18).

Для определения параметра спуска использовалась линейная оценка [5, 7]:

$$\gamma_s = - \frac{\sum_{l=1}^L \sum_{m=1}^{M_l} \int_{\tau_{\min}}^{\tau_{\max}} [T_{lb}(x_{lm}, \tau, G(J'(s))) - f_{lm}(\tau)] \Delta T_{lm}(x_{lm}, \tau, G(J'(s))) d\tau}{\sum_{l=1}^L \sum_{m=1}^{M_l} \int_{\tau_{\min}}^{\tau_{\max}} [\Delta T_{lm}(x_{lm}, \tau, G(J'(s)))]^2 d\tau}. \quad (21)$$

Тепловые испытания прототипа датчика для ТЗП на основе волокон Al_2O_3

Для проведения тепловых испытаний было изготовлено два одинаковых экспериментальных образца ТЗП (А и В) и два образца чувствительных элементов прототипа датчика из материала на основе волокон из Al_2O_3 . На рис. 3, 4 представлены фотогра-

фии чувствительного элемента (ЧЭ) датчика $DM1_A$ и образца ТЗП из материала на основе волокон из Al_2O_3 , в который датчик устанавливался при проведении испытаний. Следует отметить, что в данном случае образец ТЗП играет роль корпуса датчика, в который устанавливается ЧЭ датчика с термопарами. ЧЭ имеет форму цилиндра с диаметром $D = 22,5$ мм и высотой $\delta = 18$ мм. Для измерения температур в датчиках использовались термопары типа Х-А (тип К) с диаметром термоэлектродов 0,1 мм, сваренные способом «встык». Плотность материала образцов и датчиков $DM1_A$ и $DM1_B$ равнялась 170 кг/м³.

Схема температурных измерений (схема размещения термопар в ЧЭ датчика) представлена в табл. 1. Координаты точек измерения $X_m, m = 1, \dots, M$ отсчитываются от нагреваемой поверхности датчика.

Точность установки внутренних термопар составляла $\pm 0,1$ мм. За счёт усадки материала возможны следующие дополнительные погрешности в координатах точек измерения: $X_2 (-0,036$ мм); $X_3 (-0,054$ мм); $X_4 (-0,108$ мм).

Таблица 1. Схема температурных измерений в датчиках $DM1_A$ и $DM1_B$

| Датчик | X_1 , мм | X_2 , мм | X_3 , мм | X_4 , мм |
|--------|------------|------------|------------|------------|
| A, B | 0,0 | 6,0 | 9,0 | 18,0 |

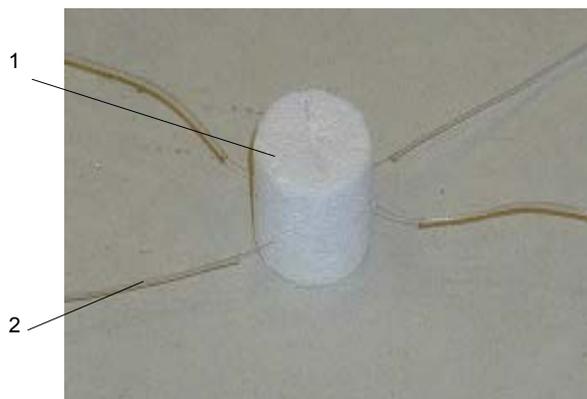


Рис. 3. Чувствительный элемент прототипа датчика $DM1_A$ до установки в экспериментальный образец ТЗП: 1 – ЧЭ датчика; 2 – термопара

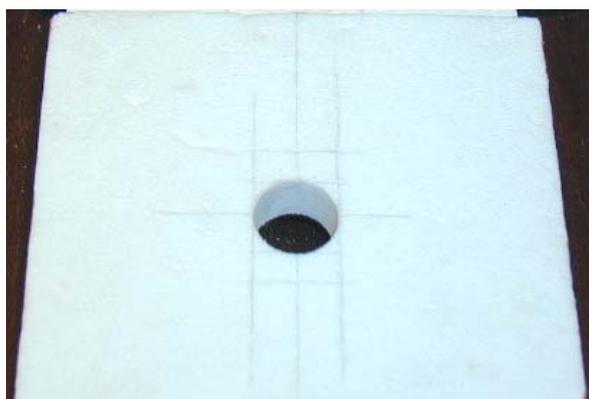


Рис. 4. Экспериментальный образец ТЗП с отверстием для установки прототипа датчика $DM1_A$ для испытаний на стенде ТВС-2М

Штатные испытания образцов ТЗП с прототипами датчиков (A – верхний и B – нижний) готовились и проводились с учётом результатов пробных испытаний. Непосредственно перед испытаниями образцы, установленные в экспериментальный модуль, подвергались предварительному нагреву до 500°C в условиях вакуума с целью удаления адсорбированной влаги и сохранялись в условиях вакуума до начала испытаний. Было проведено два испытания по различным программам нагрева $T_{pr}(\tau)$ при различных давлениях в вакуумной камере (испытание № 1 – давление $1 \cdot 10^{-4}$ бар; испытание №2 – давление 1 бар).

Результаты измерений, полученные в тепловых испытаниях в виде зависимостей $T_i(\tau), 0 \leq \tau \leq \tau_e$, после проведения первичной обработки представлены на рис. 5, 6.

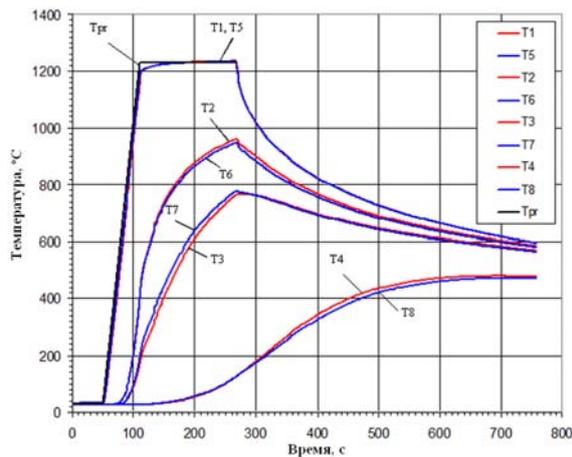


Рис. 5. Результаты температурных измерений в датчиках А и В в испытании №1

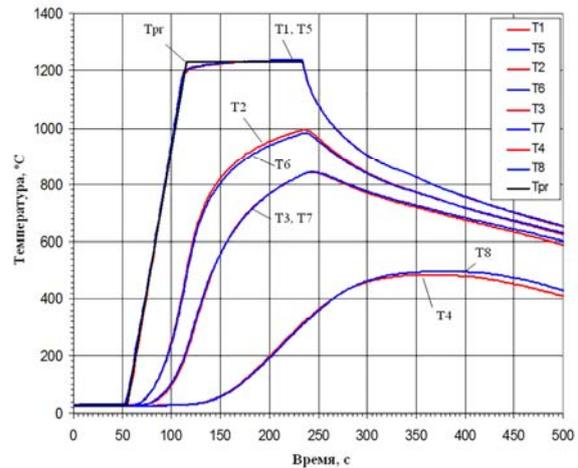


Рис. 6. Результаты температурных измерений в датчиках А и В в испытании №2

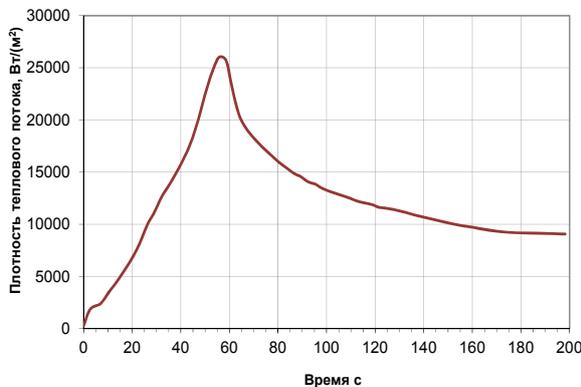


Рис. 7. Плотность теплового потока $q_1(\tau)$ в испытании №1

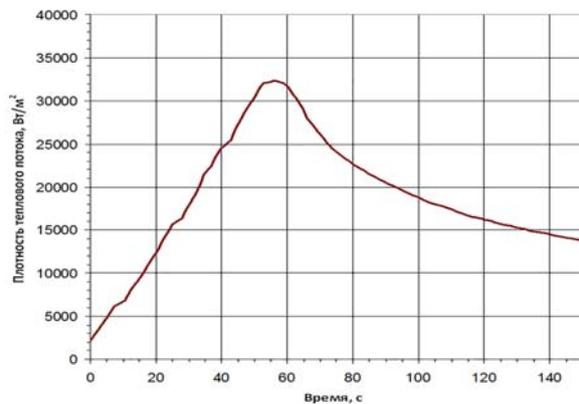


Рис. 8. Плотность теплового потока $q_1(\tau)$ в испытании №2

На рис. 7, 8 представлены зависимости от времени плотности теплового потока $q_1(\tau)$ от НЭ, рассчитанные по электрическим параметрам в рабочей зоне НЭ.

Проведённые испытания показали:

- после проведения двух испытаний на различных режимах поверхности датчиков и образцов ТЗП не имеют видимых следов нагрева и разрушения. На ощупь материал стал более жёстким (хрупким), легче крошится;

- максимальные значения температур на нагреваемых поверхностях датчиков А и В, измеренные в процессе испытаний, незначительно (до 2%) отличаются друг от друга;

- значения температур на обратных поверхностях датчиков А и В, полученные в процессе испытаний, незначительно (до 4%) отличаются друг от друга. Это, с учётом предыдущего замечания, позволяет говорить о достаточно хорошей симметричности нагрева образцов в реализованной схеме испытаний.

Сравнение полученных из решения обратной задачи и измеренных в ходе проведения экспериментов значений температуры в точках установки термопар и результаты определения зависимости $q(\tau)$ представлены на рис. 9. В табл. 2 представлены полученные оценки среднеквадратичного и максимального расхождения экспериментальных и расчётных значений температур.

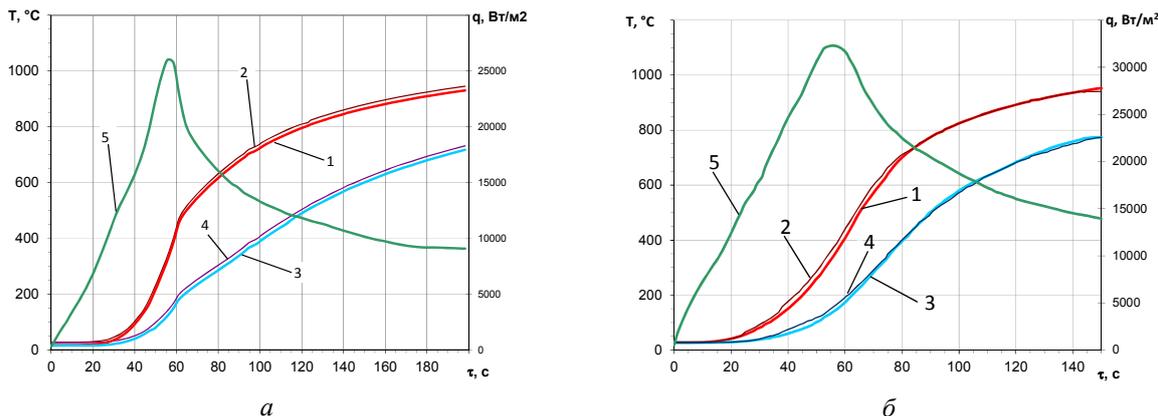


Рис. 9. Сравнение расчётных в точках установки термпар T2 (1) и T3 (3) и измеренных T2 (2) и T3 (4) значений температур и полученные значения теплового потока на нагреваемой поверхности (5): а – испытание №1; б – испытание №2

Таблица 2. Расхождения экспериментальных и расчётных значений температур

| Номер испытания | Среднеквадратичное расхождение температур, °С | Максимальное расхождение температур, °С |
|-----------------|---|---|
| 1 | 5.9 | 13.8 |
| 2 | 5.8 | 13.6 |

Заключение

Результаты проведённых испытаний подтвердили работоспособность разработанных датчиков и методики их испытаний. Измеренные датчиками тепловые потоки и температуры в ходе испытаний совпали с данными, полученными из решения ОЗТ, с достаточно высокой точностью. На основании этого можно сделать вывод о пригодности разработанных датчиков для определения параметров тепловых нагрузений в условиях невозможности прямых измерений. Хорошее совпадение экспериментальных и расчётных результатов подтверждает эффективность разработанной методики подготовки и проведения теплофизических экспериментов и тепловых испытаний датчиков подобного типа на стенде ТВС-2М МАИ.

Данная работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации при апробации разрабатываемых методов и методик проведения теплофизических экспериментов, выполняемых в рамках выполнения проекта по проектной части государственного задания (проект 9.3917.2017/4.6).

Библиографический список

1. Alifanov O.M., Nenarokomov A.V., Budnik S.A., Michailov V.V., Ydin V.M. Identification of thermal properties of materials with applications for spacecraft structures // Inverse Problems in Science and Engineering. 2004. V. 12, Iss. 5. P. 579-594. DOI: 10.1080/1068276042000219958
2. Алифанов О.М., Будник С.А., Михайлов В.В., Ненарокомов А.В. Экспериментально-вычислительный комплекс для исследования теплофизических свойств теплотехнических материалов // Космонавтика и ракетостроение. 2006. № 1 (42). С. 126-139.
3. Полежаев Ю.В., Юревич Ф.Б. Тепловая защита. М.: Энергия, 1976. 392 с.
4. Юдин В.М. Распространение тепла в стеклопластиках // Труды ЦАГИ. 1970. Вып. 1267. 41 с.

5. Alifanov O.M., Budnik S.A., Nenarokomov A.V., Netelev A.V. Estimation of thermal properties of materials with application for inflatable spacecraft structures testing // *Inverse Problems in Science and Engineering*. 2012. V. 20, Iss. 5. P. 677-690. DOI: 10.1080/17415977.2012.665909

6. Nenarokomov A.V., Alifanov O.M., Budnik S.A., Netelev A.V. Research and development of heat flux sensor for ablative thermal protection of spacecrafts // *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 2016. V. 97. P. 990-1000. DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2016.02.045

7. Тихонов А.Н., Арсенин В.Я. Методы решения некорректных задач. М.: Наука, 1979. 288 с.

8. Алифанов О.М., Артюхин Е.А., Румянцев С.В. Экстремальные методы решения некорректных задач. М.: Наука, 1988. 286 с.

9. Алифанов О.М., Артюхин Е.А., Ненарокомов А.В. Идентификация математических моделей сложного теплообмена. М.: МАИ, 1999. 268 с.

EXPERIMENTAL TESTING OF HEAT FLUX SENSORS BASED ON THE INVERSE PROBLEM TECHNIQUE

© 2019

O. M. Alifanov Doctor of Science (Engineering), Professor, Academician of RAS, Department of Aerospace Engineering; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; o.alifanov@yandex.ru

S. A. Budnik Senior Scientific Researcher, Department of Aerospace Engineering; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; sbudnik@mail.ru

A. V. Nenarokomov Doctor of Science (Engineering), Professor, Department of Aerospace Engineering; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; nenar@mai.ru

D. M. Titov Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Department of Aerospace Engineering; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; d.titov@mai.ru

In final adjustment of thermally-loaded elements of space structures information on thermal loads (heat fluxes and surface temperatures) for the whole period of flight in the atmosphere is of primary importance. The level of temperature and the processes taking place on the surface of the heat shield do not always allow using conventional methods of measuring thermal loads. In this case determining thermal loads by the results of measuring the temperature at several points of elements of the heat shield structure is an alternative to direct measurements. The aim of this work is to develop and test sensors for measuring heat loading of thermal-protective coating of modern descent vehicles, as well as to test the developed methods of carrying out thermo-physical tests. Heat flux sensors for indestructible composite fibrous materials with a high degree of non-uniformity are described in the paper.

Heat flux sensors; thermal protection; inverse problems; iterative regularization; heat insulation fibrous materials.

Citation: Alifanov O.M., Budnik S.A., Nenarokomov A.V., Titov D.M. Experimental testing of heat flux sensors based on the inverse problem technique. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2019. V. 18, no. 4. P. 7-17. DOI: 10.18287/2541-7533-2019-18-4-7-17

References

1. Alifanov O.M., Nenarokomov A.V., Budnik S.A., Michailov V.V., Ydin V.M. Identification of thermal properties of materials with applications for spacecraft structures. *Inverse Problems in Science and Engineering*. 2004. V. 12, Iss. 5. P. 579-594. DOI: 10.1080/1068276042000219958.
2. Alifanov O.M., Budnik S.A., Mikhailov V.V., Nenarokomov A.V. Simulation computer complex for studies in thermophysical properties of thermotechnical materials. *Cosmonautics and Rocket Engineering*. 2006. No. 1 (42). P. 126-139. (In Russ.)
3. Polezhaev Yu.V., Yurevich F.B. *Teplovaya zashchita* [Thermal protection]. Moscow: Energiya Publ., 1976. 392 p.
4. Yudin V.M. Heat transfer in fiberglasses. *Trudy TsAGI*. 1970. Iss. 1267. 41 p. (In Russ.)
5. Alifanov O.M., Budnik S.A., Nenarokomov A.V., Netelev A.V. Estimation of thermal properties of materials with application for inflatable spacecraft structures testing. *Inverse Problems in Science and Engineering*. 2012. V. 20, Iss. 5. P. 677-690. DOI: 10.1080/17415977.2012.665909
6. Nenarokomov A.V., Alifanov O.M., Budnik S.A., Netelev A.V. Research and development of heat flux sensor for ablative thermal protection of spacecrafts. *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 2016. V. 97. P. 990-1000. DOI: 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2016.02.045
7. Tikhonov A.N., Arsenin V.Ya. *Metody resheniya nekorrektnykh zadach* [Methods of solving ill-posed problems]. Moscow: Nauka Publ., 1979. 288 p.
8. Alifanov O.M., Artyukhin E.A., Rummyantsev S.V. *Ekstremal'nye metody resheniya nekorrektnykh zadach* [Extreme methods for solving ill-posed problems]. Moscow: Nauka Publ., 1988. 286 p.
9. Alifanov O.M., Artyukhin E.A., Nenarokomov A.V. *Identifikatsiya matematicheskikh modeley slozhnogo teploobmena* [Identification of mathematical models of complex heat exchange]. Moscow: Moscow Aviation Institute Publ., 1999. 268 p.