

УДК 629.7.018.3:536.24

Методические особенности тепловых испытаний тонкостенных пластин из углепластика

Денисов О. В.^{1,*}, Минаков Д. С.²,
Кирбай А. А.¹

* denisov.sm13@mail.ru

¹МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

²ОАО «НПО»Молния», Москва, Россия

Выполнено расчетно-экспериментальное определение теплопроводности углепластика в направлении плоскости армирования. Образцами для тепловых испытаний служили натурные элементы рефлектора зеркальной космической антенны в форме тонкостенных пластин из углепластика. Тепловые испытания предполагали создание в образце материала нестационарного температурного поля, градиент которого совпадает с направлением плоскости армирования. Эксперименты проведены в вакуумной камере на установке кон-тактного нагрева. Получены новые данные по теплопроводности углепластика в плоско-сти армирования в диапазоне температур 295-320 К, проведена оценка неопределенностей параметров эксперимента на точность определения теплопроводности.

Ключевые слова: полимерные композиционные материалы, теплопроводность, плоскость армирования, методическая погрешность измерения температуры, тепловые испытания

Введение

Полимерные композиционные материалы (КМ) нашли широкое применение в создании крупногабаритных космических конструкций, в частности, рефлекторов космических антенн. Такие конструкции должны размеростабильными для обеспечения требуемых радиотехнических характеристик, в частности, коэффициента отражения [1]. Обычно поверхность рефлекторов представляет собой сочетание тонкостенных элементов в форме пластин и стержней из углепластика [2]. При проектировании рефлекторов космических антенн возникает необходимость в задании теплофизических свойств КМ. На данный момент достаточно хорошо изучена теплопроводность КМ в направлении, перпендикулярном плоскости армирования, но в этом направлении перепады температур малы и роль теплопроводности в их формировании невелика. Ввиду развитой поверхности (десятки и сотни квадратных метров) рефлекторов существенную роль в образовании

температурных перепадов при неравномерном нагреве оказывает теплопроводность в направлении армирования [3].

Существующие экспериментальные методы ориентированы на определение теплопроводности в направлении, перпендикулярном плоскости армирования. Так, классический метод тонкой пластины предполагает плавный монотонный нагрев исследуемого образца в режиме, когда его температурное поле остается близким к стационарному [4]. Определить теплопроводность в направлении армирования этим методом не представляется возможным.

Метод лазерной вспышки, реализованный, например, в установке LFA 457 фирмы NETZSCH, предполагает использование образцов КМ диаметром до 12,7 мм и толщиной от 0,1 до 6 мм [5]. Фронтальная поверхность образца подвергается воздействию кратковременного лазерного импульса. После обработки экспериментальных термограмм тыльной поверхности образца расчетным путем можно определить теплопроводность в направлении, перпендикулярном плоскости армирования. Метод лазерной вспышки требует точных данных по степени черноты поверхности образца, которые могут быть получены из независимых экспериментов или путем нанесения на поверхность образца специальных покрытий. В последнее время этот метод был усовершенствован и для измерения теплопроводности в плоскости армирования [6], но пока еще не получил широкого распространения. Недостаток данного метода состоит в том, что нельзя использовать образцы с криволинейными поверхностями.

Весьма перспективным является метод контактного нагрева, который позволяет определять теплопроводность материала образцов в виде стержней, тросов и пластин в продольном направлении. В литературе имеются ограниченные сведения об использовании установок контактного нагрева для теплофизических исследований материалов на стержневых образцах металлических сплавов в диапазоне температур 130 – 270 К [7, 8]. В МГТУ им. Н.Э. Баумана данный метод был апробирован на образцах в виде длинных полых стержней из углепластика и тросовых элементов космических конструкций [9 – 13].

При определении продольной теплопроводности материала рефлектора космических антенн целесообразно использовать образцы в виде длинных тонкостенных пластин. В литературе [14] рассмотрены теоретические основы определения продольной теплопроводности тонкостенных пластин из КМ при контактном нагреве. Настоящая статья посвящена экспериментальной отработке метода контактного нагрева на тонкостенных пластинах из углепластика.

Метод контактного нагрева достаточно прост, однако требует детальной оценки влияния неопределенностей параметров эксперимента (степени черноты поверхности образца, клея и датчиков температуры, погрешностей закрепления датчиков температуры) на точность определения теплопроводности. Данная работа частично восполняет этот недостаток.

Постановка эксперимента

В тепловых испытаниях использованы элементы рефлектора космической антенны в форме тонкостенных пластин из углепластика длиной $l = 80$ мм, шириной $d = 18$ мм и толщиной стенки $\delta = 1,5$ мм.

При проведении эксперимента необходимо создать такие условия, в которых искомый параметр проявляет себя наиболее сильно, поэтому образец должен быть неравномерно нагрет по длине и равномерно по ширине. Схема установки и ее внешний вид приведены на рис. 1. Края образца 1 закрепляются между двумя нагревательными элементами HSL-300. Используются два источника питания НУ3000-2 с возможностью регулировки выходного напряжения и тока. Для выравнивания температурного поля по ширине и толщине образца нагреватели 2 зажимаются между медными пластинами 3. С помощью перемещения стоек 4 можно закреплять образцы длиной до 120 мм.

Температура образца и нагревательных элементов контролируется с помощью датчиков температуры 5. На продольной оси образца размещаются три датчика температуры: два – по краям и один в центре. Термоэлектроды термопар крепятся в вертикальном направлении от спая вдоль изотермической поверхности образца, опускаются вниз и выводятся на устройство сопряжения для автоматической регистрации и данных эксперимента ТРМ-138.



а)

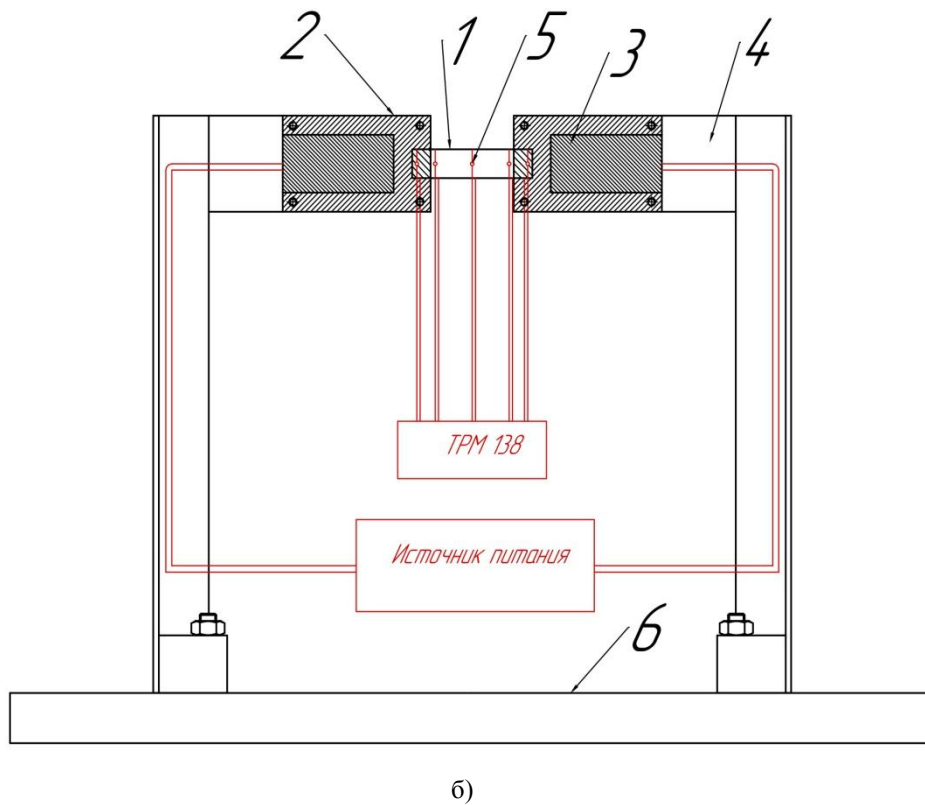


Рис. 1. Установка контактного нагрева: а) в вакуумной камере ОАО «НПО «Молния»; б) схема установки: 1 – образец; 2 – медные пластины; 3 – нагревательные элементы; 4 – стойки; 5 – термопары; 6 – основание

Прогнозирование эксперимента было проведено по модели одномерной теплопроводности для термически тонкого тела (1) – (4).

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

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

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

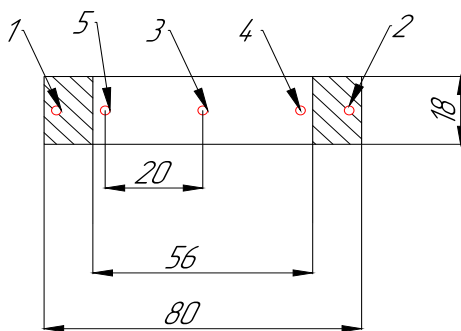
$$z = l, \quad T(\tau) = T_2(\tau), \quad (4)$$

где $q_v(z, \tau) = 2(-\varepsilon(T)\sigma_0(T^4(z, \tau) - T_f^4))/\delta$ – мощность объемного тепловыделения; $C = c\rho$ – объемная теплоемкость; c – удельная теплоемкость; ρ – плотность; λ_z – теплопроводность в плоскости армирования; l и δ – длина и толщина пластины; ε – степень черноты поверхности пластины; τ – время; $T_1(\tau)$, $T_2(\tau)$ – температуры на краях пластины; T_f – температура окружающей среды.

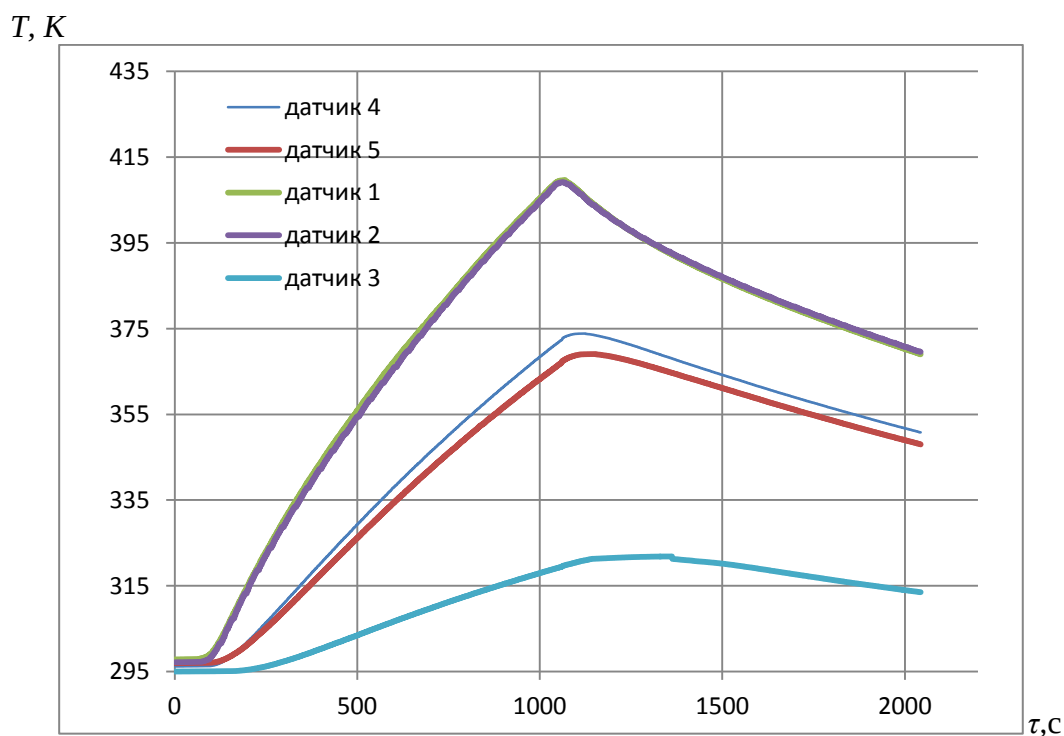
Исходными данными служили следующие величины: $c = 1200$ Дж/(кг·К), $\rho = 1600$ кг/м³, $\varepsilon = 0,86$, $T_f = 295$ К. В качестве граничных условий первого рода $T_1(\tau)$ и $T_2(\tau)$ принимались температуры нагревателей, полученные при предварительном пуске в вакуумной камере. Расчеты, выполненные в системе конечно-элементного анализа COMSOL Multiphysics-4.4, показали, что при ожидаемой теплопроводности углепластика

от 1 Вт/(м·К) до 6 Вт/(м·К) расстояние от нагревателей до центральной термопары должно составлять от 15 мм до 25 мм.

Эксперимент проводился в вакуумной камере ОАО «НПО «Молния» при давлении $4 \cdot 10^3$ Па, поэтому свободная конвекция считалась пренебрежимо малой. Время эксперимента составляло 2044 с. Сначала образец монотонно нагревался, затем, после отключения питания нагревательных элементов, остывал. Датчики 1 и 2 показывают изменение температуры нагревателей, датчик 3 – центральной точки образца, датчики 4 и 5 – на расстоянии 20 мм от центра образца (рис. 2).



а)



б)

Рис. 2. Тепловые испытания образца тонкостенной пластины из углепластика: а) схема размещения датчиков температуры; б) экспериментальные термограммы

Для определения теплопроводности λ_z использовалась задача конечно-элементного моделирования эксперимента с учетом экспериментальных начальных (начальная температура T_0) и граничных условий (температурные зависимости $T_1(\tau)$ и $T_2(\tau)$ по краям

образца). Исходные данные по удельной теплоемкости c , плотности ρ и степени черноты ε образца были такие же, как и при прогнозирующих расчетах. Искомые значения теплопроводности λ_z варьировались от 8 до 3 Вт/(м·К). Критерием определения теплопроводности образца служило максимально точное совпадение экспериментальной зависимости $T_{эксп}$ центрального датчика с расчетной зависимостью $T_{расч}$ при заданном значении λ_z . Минимальная погрешность между расчетными и экспериментальными термограммами $\Delta T = T_{эксп} - T_{расч}$ соответствует значению $\lambda_z = 3,3$ Вт/(м·К) и не превышает 4 К, или 15% от максимального перепада температур центрального датчика (рис. 3, 4).

T, K

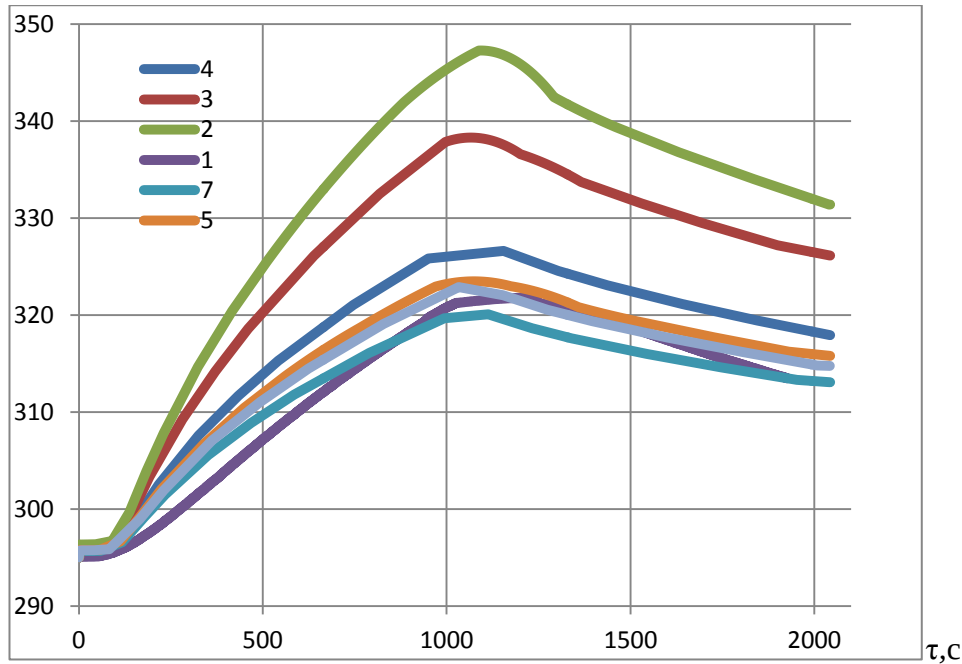


Рис. 3. Сравнение экспериментальной $T_{эксп}$ и расчетных $T_{расч}$ температур центрального датчика при различных значениях теплопроводности λ_z : 1 – $T_{эксп}$; 2–7 – $T_{расч}$ при $\lambda_z = 8,0; 6,0; 4,0; 3,5; 3,3; 3,0$ Вт/(м·К) соответственно

$\Delta T, K$

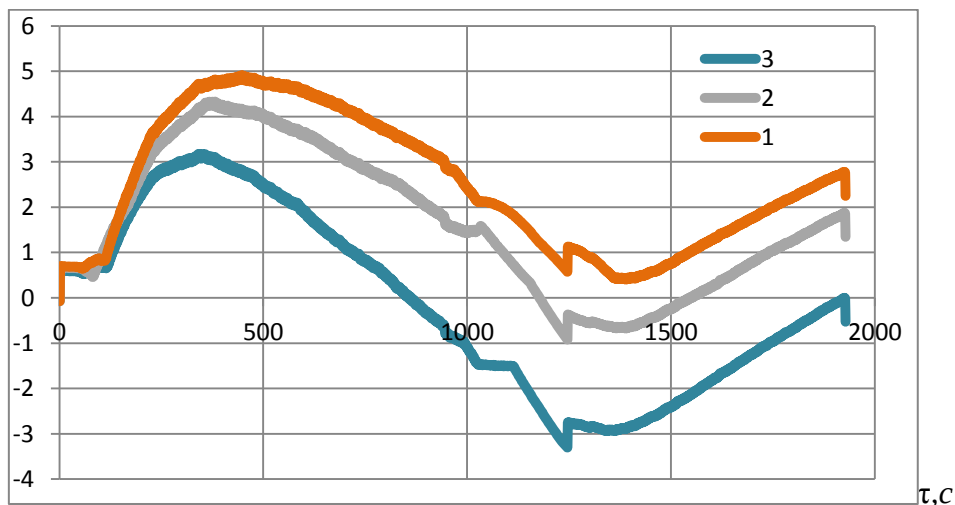


Рис. 4. Погрешность ΔT между расчетной и экспериментальной температурой центрального датчика при различных значениях теплопроводности λ_z : 1 – $\lambda_z = 3,5$ Вт/(м·К); 2 – 3,3 Вт/(м·К); 3 – 3,0 Вт/(м·К).

Анализ неопределенностей параметров эксперимента

Расхождение между расчетными и экспериментальными температурами возможно из-за методических погрешностей, вызванных неопределенностью расположения датчиков температуры, технологическим разбросом диаметра спая термопары, а также точностью задания степени черноты образца ϵ .

Анализ неопределенностей проводился с учетом граничных условий, выраженных зависимостями $T_1(\tau)$ и $T_2(\tau)$ по краям образца в течение всего времени проведения эксперимента.

При закреплении термопар возможна их неточная установка вдоль продольной оси образца. При неточной установке центрального датчика 3 относительно датчиков 4 и 5 на ± 1 мм методическая погрешность измерения температуры ΔT может достигать почти 2 К (рис. 5).

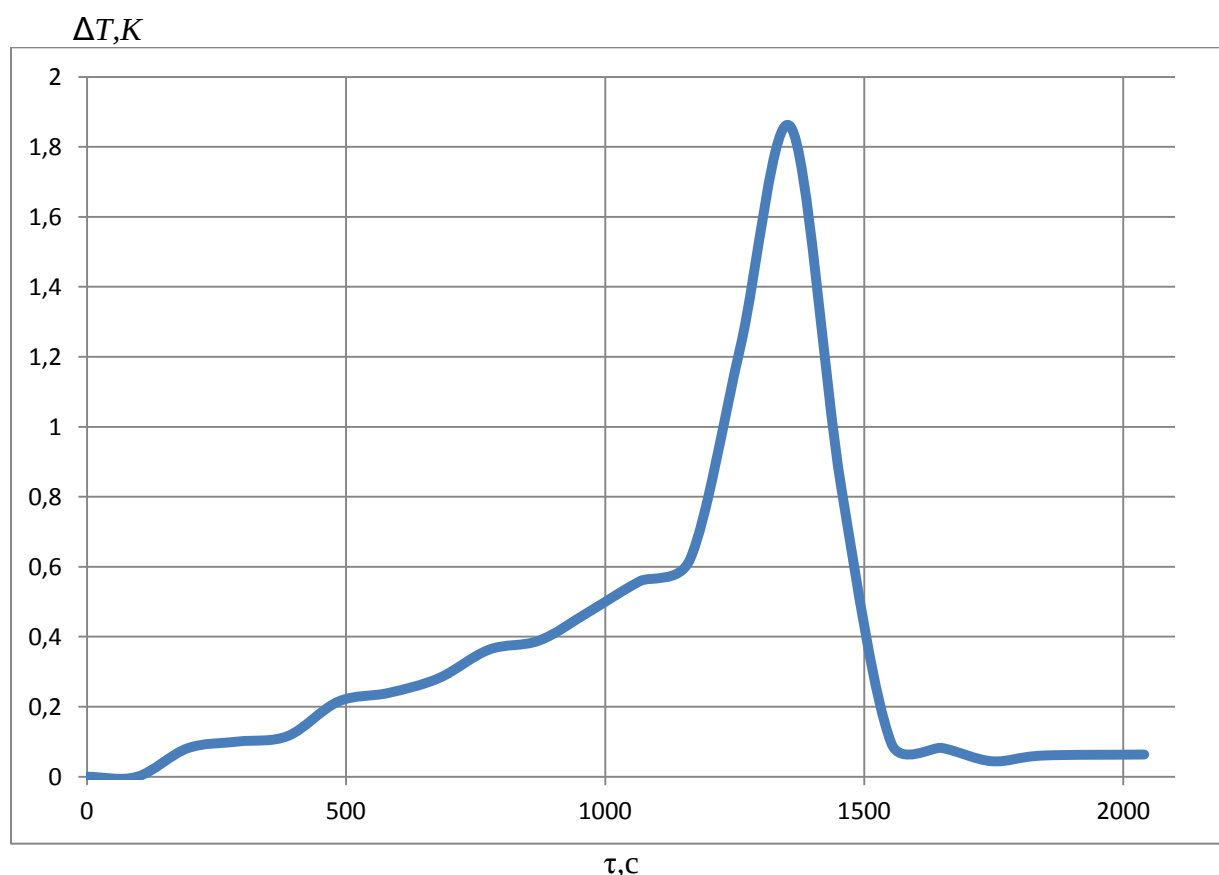


Рис. 5. Методическая погрешность измерения температуры при неточной установке центрального датчика на ± 1 мм

Размер диаметра спая термопары обусловлен технологическими особенностями ее изготовления и для термоэлектродов $\varnothing 0,2$ мм может варьироваться от 0,2 мм (идеальный стык) до 0,8 мм [15]. Методическая погрешность измерения температуры ΔT от вариации диаметра спая термопары Δd на 0,2 мм (от 0,5 до 0,7 мм) невелика и не превышает 0,35 К (рис. 6).

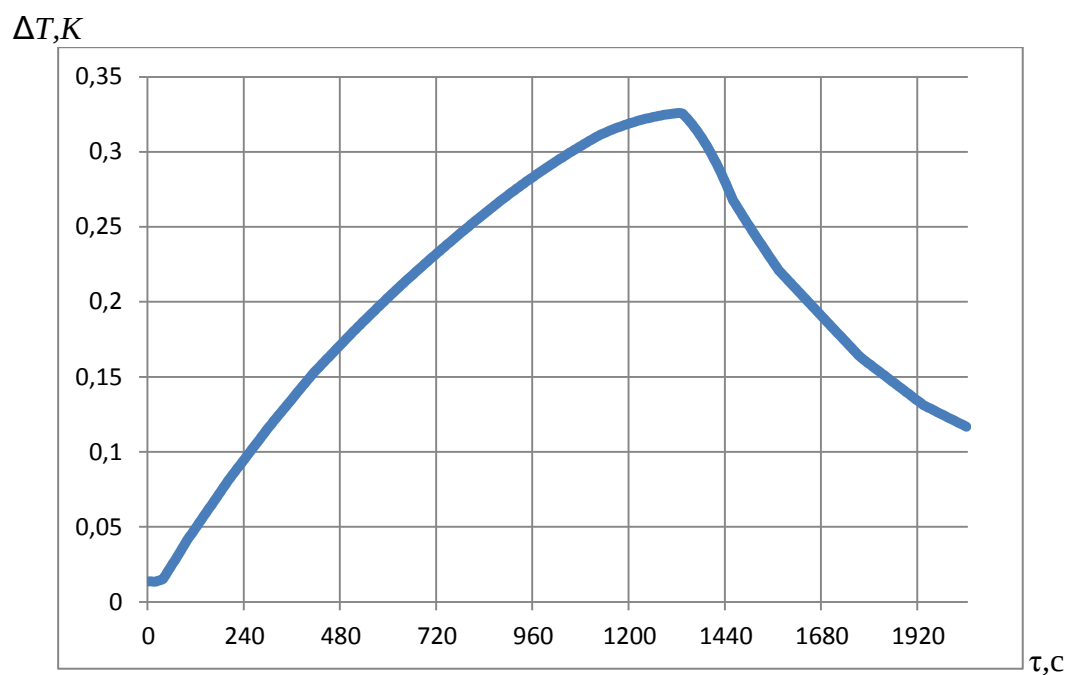


Рис. 6. Методическая погрешность измерения температуры при разбросе диаметра спая центральной термопары на 0,2 мм

Очевидно, что при различных исходных данных по степени черноты образца ε расчетная температура центрального датчика будет разная. Так, при изменении ε от 0,86 до 0,80 (что соответствует неопределенности степени черноты поверхности образца $\Delta\varepsilon=0,06$), температура центрального датчика будет отличаться более чем на 3 К (рис. 7). Расчеты показали, что при изменении $\Delta\varepsilon$ от 0,04 до 0,1 погрешность определения искомых значений теплопроводности может составлять от 0,3 Вт/(м·К) до 1,0 Вт/(м·К) (рис. 8.), что хорошо согласуется с результатами [14].

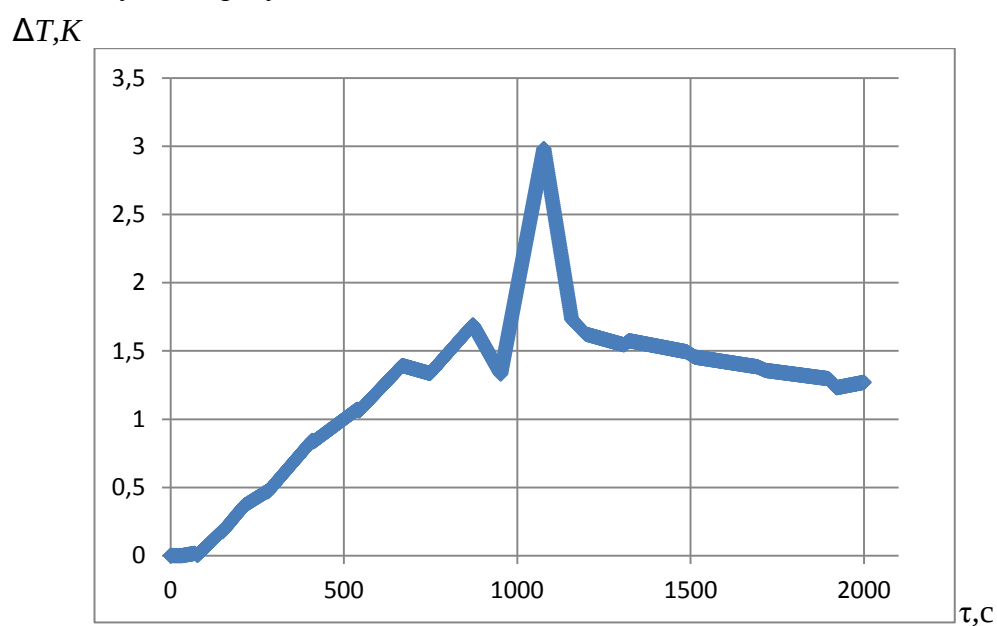


Рис. 7. Различие расчетной температуры в центре образца при неопределенности степени черноты $\Delta\varepsilon=0,06$

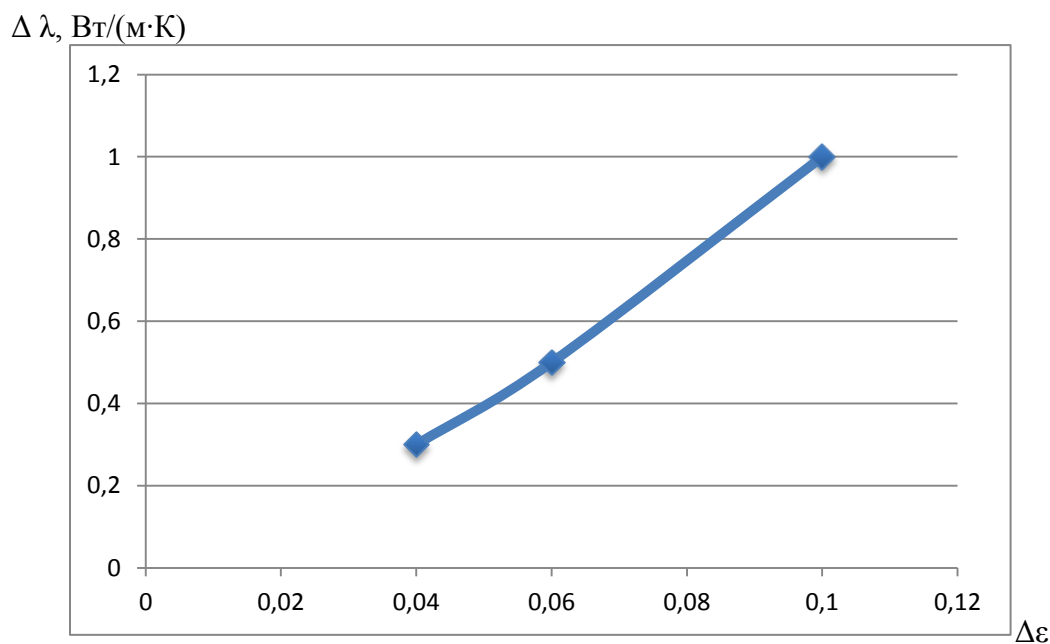


Рис. 8. Влияние неопределенности степени черноты $\Delta \epsilon$ образца на точность определения теплопроводности углепластика

Заключение

По результатам тепловых испытаний натуральных элементов рефлектора космической антенны в форме тонкостенных пластин из углепластика установлено, что теплопроводность материала в плоскости армирования в диапазоне температур (295...375) К составляет $\lambda_z = 3,3 \pm 0,2$ Вт/(м·К). Для повышения точности определения λ_z необходимы независимые эксперименты на оптических приборах по уточнению степени черноты поверхности образца ϵ . Погрешность установки центральной термопары на ± 1 мм приводит к методической погрешности измерения температуры $\Delta T = 2$ К, что составляет 7% от ее максимального перепада температур. Технологический разброс диаметра спая термопары слабо влияет на методическую погрешность измерения температуры.

Отдельные научные результаты получены в рамках работ по Соглашению о предоставлении субсидии № 14.577.21.0114 с Министерством образования и науки Российской Федерации. Уникальный идентификатор прикладных научных исследований (проекта) RFMEFI57714X0114.

Список литературы

1. Романов А.Г. Методы и средства контроля отражающих свойств материалов, применяемых в конструкциях рефлекторов антенн космических аппаратов: дис. ... канд. техн. наук. Казань, 2014. 160 с.

2. Лопатин А.В., Рутковская М.А. Обзор конструкций современных трансформируемых космических антенн (Часть 1) // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф. Решетнёва. 2007. № 2. С. 51-57.
3. Reznik S.V., Kalinin D.Y., Denisov O.V. Features of large deployable antennas thermal state in space // Proc. of the 30th ESA antenna workshop on antennas for Earth observation, science, telecommunication and navigation space missions. Noordwijk, The Netherlands, 2008. P. 335-338.
4. Шашков А.Г., Волохов Г.М., Абраменко Т.Н. и др. Методы определения теплопроводности и температуропроводности / под ред. А.В. Лыкова. М.: Энергия, 1973. 336 с.
5. Температуропроводность и теплопроводность LFA / GHP / HFM / TCT // Официальный сайт фирмы NETZSCH. Режим доступа: <http://www.netzsch-thermal-analysis.com/ru/produkty-reshenija/temperaturoprovodnost-i-teploprovodnost.html> (дата обращения 20.04.2015).
6. Tiwari A., Boussois K., Nait-Ali B., Smith D. S., Blanchart P. Anisotropic thermal conductivity of thin polycrystalline oxide samples // AIP Advances. 2013. Vol. 3, iss. 11. Art. no. 112129. DOI: [10.1063/1.4836555](https://doi.org/10.1063/1.4836555)
7. Matsevity Y.M., Lushpenko S.F. An Estimation of Thermal Properties by Means of Solving Internal Inverse Heat Transfer Problems // Preliminary Proc. of the 2nd Int. Conf. on Inverse Problems in Engineering: Theory and Practice, Le Croisic, France, 9–14 June 1996. Vol. 2. N.Y., 1996. P. 139–146.
8. Blackwell B.F., Gill W., Dowding K.J., Easterling R.J. Uncertainty estimation in the determination of thermal conductivity of 304 stainless steel // Proc. of the Int. Mechanical Engineering Congress and Expositions (IMECE'00), Orlando, FL, U.S.A., 2000. Report no. SAND2000-2379C.
9. Резник С.В. Денисов О.В. Постановка и результаты тепловых испытаний элементов композитных стержневых космических конструкций // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2008. № 4. С. 81-89.
10. Резник С.В., Денисов О.В., Просунцов П.В., Тимошенко В.П., Шуляковский А.В. Термовакuumные испытания полых композитных стержней для космических конструкций // Все материалы. Энциклопедический справочник. 2012. № 7. С. 8–12.
11. Резник С.В., Тимошенко В.П., Просунцов П.В., Минаков Д.С. Моделирование и идентификация параметров теплопереноса в тросовых элементах космических конструкций. II. Экспериментальные исследования. Определение теплопроводности тросового элемента // Тепловые процессы в технике. 2014. Т. 6, № 8. С. 378-383.
12. Резник С.В., Тимошенко В.П., Просунцов П.В., Минаков Д.С. Моделирование и идентификация параметров теплопереноса в тросовых элементах космических конструкций. I. Обоснование условий эксперимента // Тепловые процессы в технике. 2013. Т. 5, № 5. С. 235-239.

13. Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Railyan V.S., Shulyakovsky A.V. Method and results of investigations of thermophysical properties of carbon–polymer composites with full-scale samples of beam space structures // Proc. of the 2nd Int. Symp. on Inverse Problems, Design and Optimization, 16–18 April 2007. Miami, Florida, USA, 2007. P. 657-660.
14. Резник С.В., Тимошенко В.П., Просунцов П.В., Миаль Л.В. Теоретические основы определения теплопроводности тонкостенных элементов конструкций из композиционных материалов // Инженерно-физический журнал. 2014. Т. 87, № 4. С. 838–844.
15. Тимошенко В.П., Минаков Д.С. Методика изготовления тонких термопар типа медь – константан // Все материалы. Энциклопедический справочник. 2014. № 3. С. 2-5.

Methodical Specifics of Thermal Experiments with Thin Carbon Reinforced Plates

O.V. Denisov^{1,*}, D.S. Minakov²,
A.A. Kirbay¹

* denisov.sm13@mail.ru

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

²Scientific Production Association "Molniya", Moscow, Russia

Keywords: polimer composite materials, thermal conductivity, reinforcement plane, methodical error of temperature measurement, thermal tests

Polymer composite materials (CM) are widely used in creation of large space constructions, especially reflectors of space antennas. Composite materials should provide high level of specific stiffness and strength for space structures. Thermal conductivity in reinforcement plane is a significant factor in case of irregular heating space antennas. Nowadays, data on CM reinforcement plane thermal conductivity are limited and existing methods of its defining are imperfect. Basically, traditional methods allow us to define thermal conductivity in perpendicular direction towards the reinforcement plane on the samples of round or rectangular plate. In addition, the thickness of standard samples is larger than space antenna thickness. Consequently, new methods are required. Method of contact heating, which was developed by BMSTU specialists with long hollow carbon beam, could be a perspective way. This article is devoted to the experimental method of contact heating on the thin carbon plates.

Thermal tests were supposed to provide a non-stationary temperature field with a gradient being co-directional with the plane reinforcement in the material sample. Experiments were conducted in vacuum chamber to prevent unstructured convection. Experimental thermo-grams processing were calculated by 1-d thermal model for a thin plate. Influence of uncertainty of experimental parameters, such as (radiation emission coefficients of sample surface, glue, temperature sensors and uncertainty of sensors placement) on the result of defined thermal conductivity has been estimated. New data on the thermal conductivity in reinforcement plane were obtained within 295 - 375 K temperature range, which can be used to design and develop reflectors of precision space antennas. In the future it is expedient to conduct tests of thin-wall plates from carbon fiber-reinforced plastic in wide temperature range, especially in the low-range temperatures.

References

1. Romanov A.G. *Metody i sredstva kontrolya otrazhayushchikh svoystv materialov, primenyaemykh v konstruktsiyakh reflektorov anten kosmicheskikh apparatov*. Kand. diss. [Methods and means of controlling the reflection properties of the materials used in the construction of spacecraft antennas reflectors. Cand. diss.]. Kazan, 2014. 160 p. (in Russian).
2. Lopatin A.V., Rutkovskaya M.A. The review of designs of modern transformed space antennas (Part 1). *Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika M.F. Reshetneva (Vestnik SibGAU)*, 2007. no. 2, pp. 51-57. (in Russian).
3. Reznik S.V., Kalinin D.Y., Denisov O.V. Features of large deployable antennas thermal state in space. *Proc. of the 30th ESA antenna workshop on antennas for Earth observation, science, telecommunication and navigation space missions*, Noordwijk, The Netherlands, 2008, pp. 335-338.
4. Shashkov A.G., Volokhov G.M., Abramenko T.N., et al. *Metody opredeleniya teploprovodnosti i temperaturoprovodnosti* [Methods for determination of thermal conductivity and thermal diffusivity]. Moscow, Energiya Publ., 1973. 336 p. (in Russian).
5. Thermal Diffusivity and Conductivity LFA / GHP / HFM / TCT. NETZSCH: company website. Available at: <http://www.netzsch-thermal-analysis.com/en/products-solutions/thermal-diffusivity-conductivity.html> , accessed 20.04.2015.
6. Tiwari A., Boussois K., Nait-Ali B., Smith D. S., Blanchart P. Anisotropic thermal conductivity of thin polycrystalline oxide samples. *AIP Advances*, 2013, vol. 3, iss. 11, art. no. 112129. DOI: [10.1063/1.4836555](https://doi.org/10.1063/1.4836555)
7. Matsevit'y Y.M., Lushpenko S.F. An Estimation of Thermal Properties by Means of Solving Internal Inverse Heat Transfer Problems. *Preliminary Proc. of the 2nd Int. Conf. on Inverse Problems in Engineering: Theory and Practice*, Le Croisic, France, 9–14 June 1996, vol. 2. N.Y., 1996, pp. 139–146.
8. Blackwell B.F., Gill W., Dowding K.J., Easterling R.J. Uncertainty estimation in the determination of thermal conductivity of 304 stainless steel. *Proc. of the Int. Mechanical Engineering Congress and Expositions (IMECE'00)*, Orlando, FL, U.S.A., 2000. Report no. SAND2000-2379C.
9. Reznik S.V., Denisov O.V. Arrangement and Results of Thermal Tests of Members of Composite Rod Space Constructions. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie = Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Ser. Mechanical Engineering*, 2008. no. 4, pp. 81-89. (in Russian).
10. Reznik S.V., Denisov O.V., Prosuntsov P.V., Timoshenko V.P., Shulyakovskii A.V. Thermal-vacuum tests of hollow composite rods intended for structures in space. *Vse materialy. Entsiklopedicheskii spravochnik*, 2012, no. 7, pp. 8–12. (English version of journal: *Polymer Science Series D*, 2013, vol. 6, iss. 3, pp. 242-245. DOI: [10.1134/S1995421213030192](https://doi.org/10.1134/S1995421213030192)).

11. Reznik S.V., Timoshenko V.P., Prosuntsov P.V., Minakov D.S. Modeling and Identification of Heat Transfer Parameters in Rope Elements of Space Structures. II. Rationale of Experimental Conditions. *Teplovye protsessy v tekhnike = Thermal Processes in Engineering*, 2014, vol. 6, no. 8, pp. 378-383. (in Russian).
12. Reznik S.V., Timoshenko V.P., Prosuntsov P.V., Minakov D.S. Modeling and Identification of Heat Transfer Parameters in Rope Elements of Space Structures. I. Rationale of Experimental Conditions. *Teplovye protsessy v tekhnike = Thermal Processes in Engineering*, 2013, vol. 5, no. 5, pp. 235-239. (in Russian).
13. Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Railyan V.S., Shulyakovsky A.V. Method and results of investigations of thermophysical properties of carbon-polymer composites with full-scale samples of beam space structures. *Proc. of the 2nd Int. Symp. on Inverse Problems, Design and Optimization*, 16–18 April 2007, Miami, Florida, USA, 2007, pp. 657-660.
14. Reznik S.V., Timoshenko V.P., Prosuntsov P.V., Mial' L.V. Theoretical Principles of Determining the Longitudinal Thermal Conductivity of Thin-Walled Structural Elements from Composite Materials. *Inzhenerno-fizicheskii zhurnal*, 2014, vol. 87, no. 4, pp. 838-844. (English version of journal: *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*, 2014, vol. 87, iss. 4, pp. 864-870. DOI: [10.1007/s10891-014-1082-5](https://doi.org/10.1007/s10891-014-1082-5)).
15. Timoshenko V.P., Minakov D.S. Method of manufacture of thin thermocouple type copper - constantan. *Vse materialy. Entsiklopedicheskii spravochnik*, 2014, no. 3, pp. 2-5. (in Russian).