

## Анализ тепловых режимов передней композитной кромки крыла малоразмерного аэрокосмического аппарата

© И.С. Бодня, В.П. Тимошенко

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

*Термостойкие композитные материалы широко применяются в конструкциях многоразовых аэрокосмических аппаратов для обеспечения эффективной тепловой защиты элементов силовой конструкции. Для определения влияния внешнего атмосферного давления воздуха на поле температур внутри пористого теплозащитного покрытия (ТЗП) проведен тепловой анализ одного из видов подобного ТЗП — термостойкой пористой керамики на основе волокон  $Al_2O_3$ . В качестве моделируемой конструкции принята передняя кромка крыла малоразмерного космического корабля. Разработана математическая модель, которая учитывает зависимость теплопроводности ТЗП от температуры и давления на всем участке спуска аппарата в атмосфере. В соответствии с результатами проведенного на основе этой модели расчета выявлено 15%-ное различие значений максимальной температуры силовой конструкции и значений для расчетной модели, у которой теплопроводность ТЗП зависит лишь от температуры при давлении  $p = 101,325$  кПа (1 атм). Исходя из полученных результатов, сделан вывод, что внешнее давление воздуха является одним из основных факторов, которые необходимо учитывать при проектировании пористого ТЗП многоразового аэрокосмического аппарата.*

**Ключевые слова:** математическое моделирование, композитный материал, тепловая защита, передняя кромка крыла, малоразмерный аэрокосмический аппарат, тепловой поток, пористая керамика

**Введение.** Для снижения стоимости выведения грузов в космос создаются малоразмерные многоразовые аэрокосмические аппараты (МКА), способные выполнять миссии на околоземной орбите и совершать приземление на аэродромах по самолетному типу [1].

Из современных МКА, успешно эксплуатируемых в настоящее время, можно выделить беспилотный аэрокосмический аппарат Х-37, у которого в качестве теплозащитного покрытия (ТЗП) кромки крыла использована пористая керамика АЕТВ-8 (*Alumina Enhanced Thermal Barrier*). Тепловая защита на основе волокон оксида алюминия  $Al_2O_3$ , кремния и алюминий-боросиликатных волокон способна выдерживать нагрев вплоть до 1970 К [2–4]. В перспективном космическом корабле DreamChaser также планируется использовать этот термостойкий материал [5].

Кроме пористой керамики на МКА с малым радиусом ( $R = 0,04$  м) передней кромки крыла используется высокотемпературная керамика (УНТС) на основе  $ZrB_2$  или  $SiC$  [6, 7]. Например, МКА крылатого типа

FTB-1, проектируемый компанией Italian Aerospace Research Centre, создан для совершения полетов на низкой околоземной орбите.

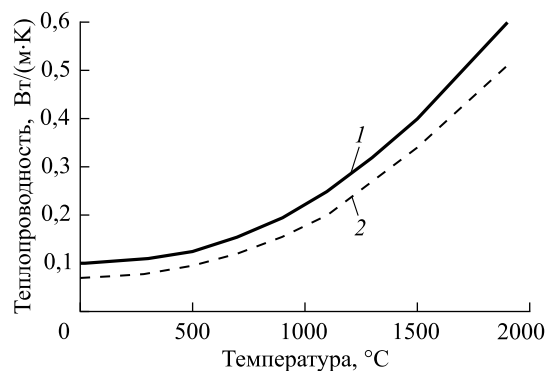
Цель работы — исследование влияния внешнего атмосферного давления воздуха на поле температур внутри пористого ТЗП на примере моделируемой конструкции передней кромки крыла МКА.

**Материалы и допущения.** Основные характеристики ТЗП, используемого в данной работе для защиты передней кромки крыла МКА, приведены в таблице.

**Основные характеристики пористой керамики на основе  $Al_2O_3$**

Материал	Структура	Плотность, $кг/м^3$	Теплопроводность, $Вт/(м \cdot К)$	Теплоемкость, $Дж/(кг \cdot К)$
ТЗМК1700 [8]	Пористая (термические характеристики зависят от давления)  Матрица — кремнийорганическое связующее  Волокна $Al_2O_3$	250	Давление $10^{-5}$ Па: 0,07 (20 °С), 0,43 (1700 °С) Давление 101,325 кПа: 0,1 (20 °С), 0,5 (1700 °С)	680 (20 °С), 1260 (1700 °С)

Теплопроводность материала ТЗП изменяется примерно на 30 % в интервале давления воздуха внутри материала  $10^{-2} \dots 101,325$  кПа (рис. 1).



**Рис. 1.** Зависимость теплопроводности материала от температуры при давлении:  
1 —  $p = 101,325$  кПа; 2 —  $p = 0$

Однако, учитывая, что внешнее атмосферное давление на большем участке полета близко к нулю, значительное изменение теплопроводности происходит лишь на заключительном участке траектории (рис. 2) с возрастанием давления.

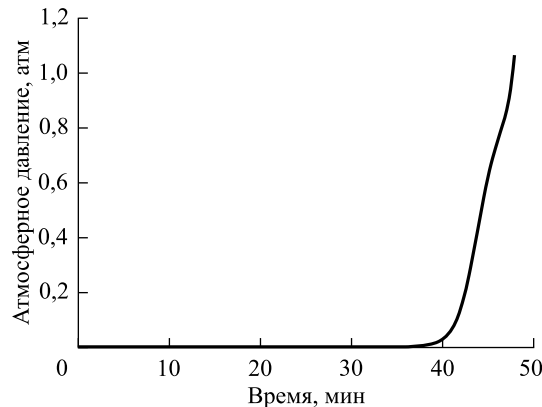


Рис. 2. Зависимость атмосферного давления от времени полета

Вследствие особенностей теплового нагружения моделируемой конструкции и свойств материала ТЗП в расчетах применяли следующие допущения:

- 1) давление воздуха внутри теплозащитного материала передней кромки крыла близко к статическому атмосферному давлению на высоте полета;
- 2) тепловой поток на всей поверхности кромки ламинарный;
- 3) температура конструкции при  $t = 0$  с (т. е. перед началом спуска с орбиты на высоте 150 км) равна  $30\text{ }^{\circ}\text{C}$ ;
- 4) излучательная способность внешней поверхности кромки крыла  $\varepsilon = 0,8$  [9].

**Расчетная математическая модель.** Математическую модель разрабатывали в пакете конечно-элементного анализа ANSYS Transient Thermal 16.2 с помощью программного кода ADPL (ANSYS Parametric Design Language) с учетом зависимости теплопроводности материала от температуры и давления  $\lambda = f(T, p)$ . Функцию  $f(T, p)$  задавали эмпирическим уравнением с помощью кривых теплопроводности для двух крайних значений давления (примерно 0 и  $10^5$  Па) по формуле [10]

$$\lambda(T, p) = \lambda_1(T) - \frac{\lambda_1(T) - \lambda_0(T)}{1 + 0,656 \cdot 10^{-3} p \left( 1 + \frac{124}{T + 273} \right)}, \quad (1)$$

где  $\lambda_1, \lambda_0$  — теплопроводность при давлении, равном 0 и  $10^5$  Па, Вт/(м·К);  $p$  — атмосферное давление в текущий момент времени, Па;  $T$  — температура в исследуемой точке материала,  $^{\circ}\text{C}$ .

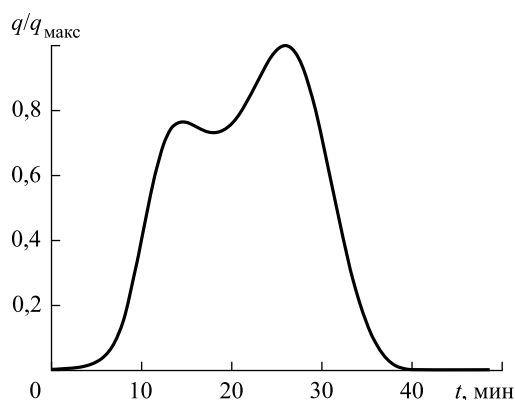
Для пересчета свойств материала ТЗП в нестационарном тепловом анализе с шагом по времени 10 с применяли формулу (1) и метод

Singleframe Restart в программе ANSYS. Общее время полета аппарата  $t_{об} = 47,8$  мин.

Условия теплового нагружения, а именно конвективный тепловой поток  $q_{конв}$  (рис. 3), определяли с учетом эмпирической формулы Фэя — Риддела [11, 12]:

$$q_0 = \frac{2,56 \cdot 10^{-5}}{h_e} \sqrt{\frac{\rho_\infty}{R}} V_\infty^{3,25} (h_e - h_w),$$

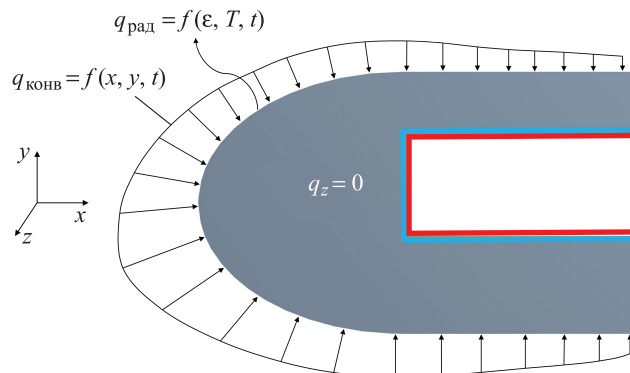
где  $q_0$  — плотность теплового потока в критической точке, Вт/м<sup>2</sup>;  $h_e$  — энтальпия восстановления, Дж/кг;  $\rho_\infty$  — плотность потока, кг/м<sup>3</sup>;  $R$  — радиус закругления носка, м;  $V_\infty$  — скорость МКА, м/с;  $h_w$  — энтальпия газа при температуре в критической точке стенки, Дж/кг.



**Рис. 3.** Зависимость конвективного теплового потока от времени полета

На внешней границе конструкции передней кромки крыла задавали излучаемый радиационный поток  $q_{рад}$  и адиабатические стенки, за которые принимали внутренние части силовой конструкции, выполненные из термостойкого углепластика (рис. 4). Плотность радиационного теплового потока определяли при постоянном значении  $\varepsilon = 0,8$ .

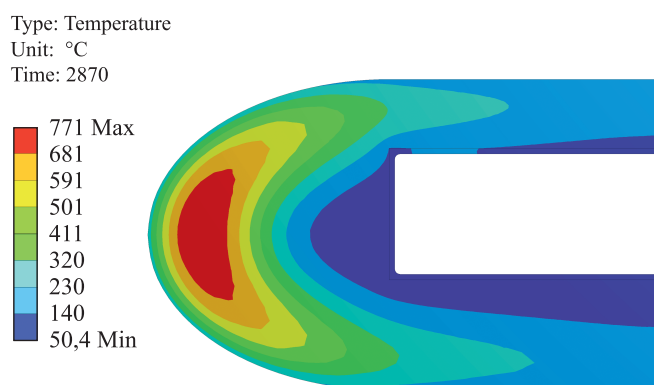
Геометрия ТЗП представляла собой объемную фигуру толщиной 0,05 м. Переднюю часть кромки крыла аппроксимировали уравнением эллипсоида. Толщины верхней и нижней зон ТЗП принимали равными 50 и 80 мм соответственно. Теплозащитное покрытие нанесено на силовую конструкцию из углепластика с теплопроводностью 3,3 Вт/(м·К), плотностью 1600 кг/м<sup>3</sup> и теплоемкостью 1200 Дж/(кг·К) [13]. Максимальная рабочая температура термостойкого углепластика 250...300 °С [14].



**Рис. 4.** Граничные условия конструкции передней кромки крыла (тоном выделена силовая конструкция, полужирные линии — адиабатические стенки)

**Результаты моделирования.** Для получения достоверной картины влияния внешнего давления воздуха на поле температур внутри ТЗП проводили расчеты при одинаковых внешних тепловых нагрузках при угле атаки, равном 0. Изменялась лишь зависимость теплопроводности пористого материала от температуры и давления. Поля температур ТЗП для трех различных характеристик теплопроводности приведены на рис. 5 и 6.

Для количественного определения влияния давления на теплозащитную способность материала покрытия для трех приведенных случаев (см. рис. 5 и 6) построен график изменения максимальной температуры силовой конструкции из углепластика во время полета (рис. 7).



**Рис. 5.** Поле температур кромки крыла с ТЗП с изменяющейся от температуры и давления теплопроводностью ( $t = 47,8$  мин)

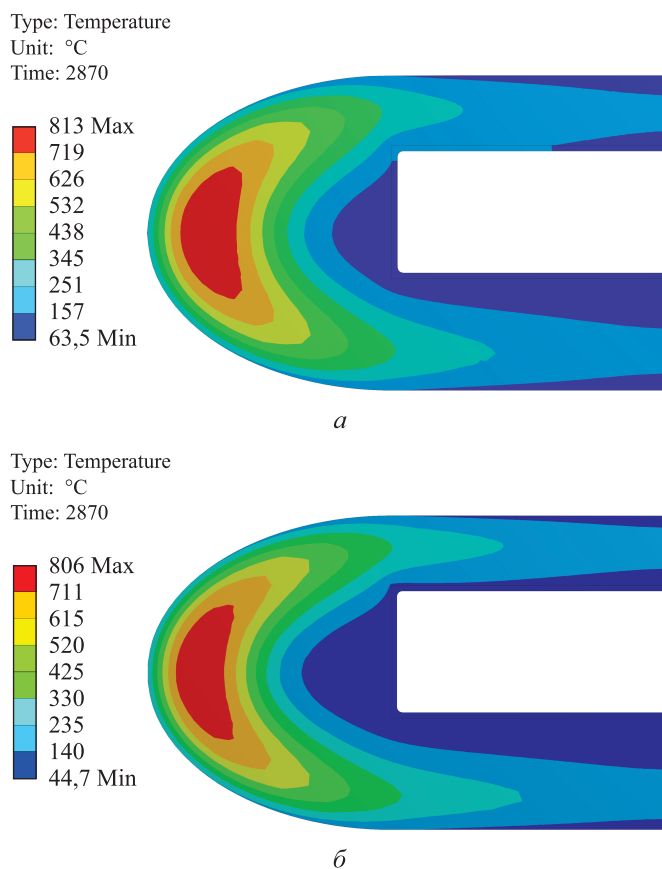


Рис. 6. Поля температур кромки крыла с ТЗП при  $t = 47,8$  мин:  
 $a - p = 101,325$  кПа;  $б - p = 0$

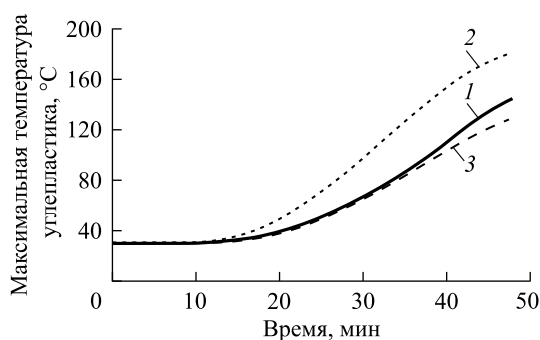


Рис. 7. Изменение максимальной температуры силовой конструкции из углепластика:  
 $1 - \lambda = f(T, p)$ ;  $2 - p = 1$  атм ( $101,325$  кПа);  $3 - p = 0$

**Заключение.** Результаты конечно-элементного моделирования свидетельствуют, что для материала с теплопроводностью, являющейся функцией  $T$  и  $p$ , значение максимальной температуры силовой

конструкции отличается примерно на 11,9 % и на 20,2 % по сравнению с теплопроводностью как функцией только температуры при  $p = 1$  атм (101,325 кПа) и  $p = 0$  соответственно (см. рис. 7). Это обусловлено изменением давления по траектории полета (см. рис. 2). На заключительном участке полета ( $t > 40$  мин) давление резко возрастает, что способствует увеличению теплопроводности ТЗП (см. рис. 1), что в свою очередь обуславливает проводимость теплоты, поглощенной ТЗП за время полета, внутрь материала. Как следствие, температура силовой конструкции имеет несколько большее значение, чем в случае расчета теплопроводности материала при  $p \approx 0$  (см. рис. 7). Это подтверждают приведенные температурные поля при  $t = 47,8$  мин (см. рис. 7), видно, что увеличение давления способствует проводимости теплоты внутрь материала.

На основании полученных результатов сделан вывод, что внешнее давление воздуха является одним из основных факторов, который необходимо учитывать при проектировании пористого ТЗП МКА.

#### ЛИТЕРАТУРА

- [1] Dumbacher D. NASA's Second Generation Reusable Launch Vehicle Program Introduction, Status and Future Plans. *38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. Huntsville, Alabama. AIAA, 2002, no. 7.
- [2] Johnson S.M. *Thermal Protection Materials: Development, Characterization and Evaluation*. Germany, Munich, 2012, 53 p.
- [3] Daryabeigi K., Knutson J.R., Cunnington G.R. Heat Transfer Measurement and Modeling in Rigid High-Temperature Reusable Surface Insulation Tiles. *AIAA*, 2011, vol. 345, pp. 2011.
- [4] Nanowick L., Flow C. Lightweight Thermal Protection System for Atmospheric Entry. *NASA Tech Briefs*, 2007, no. 10. pp. 20–21.
- [5] Tatsuki O., Mrityunjay S. *Engineered Ceramics: Current Status and Future Prospects*. New Jersey, John Wiley & Sons, 2015, 232 p.
- [6] Pezzella G., Battista F., Schettino A., Marini M., Matteis P. Hypersonic Aerothermal Environment Preliminary Definition of the Cira Ftb-X Reentry Vehicle. *Environment*, 2007, no. 11, pp. 1–25.
- [7] Viviani A., Pezzella G. Heat Transfer Analysis for a Winged Reentry Flight Test Bed. *International Journal of Engineering*, 2009, vol. 3, no. 3, pp. 329–345.
- [8] Грибков В.Н., Мизюрина Г.Т., Щетанов Б.В., Ляпин В.В. Возможности волокнистой тепловой защиты. *Труды Первой Международной авиационной конференции «Человек–Земля–Космос»*. Москва, Российская инженерная академия. Секц. «Авиакосмическая», 1995, т. 5, с. 223–231.
- [9] Зиновьев С.Н., Померанцева К.П., Моисеев Е.В., Шалин Р.Е., Шепелева Л.И. Термостойкий углепластик КМУ-8. *Авиационная промышленность*, 1987, № 5, с. 9.
- [10] Stewart D.A., Leiser D.B. *Toughened Uni-piece, Fibrous, Reinforced, Oxidization-Resistant Composite*. Pat. 7314648 USA, USA, 2008, vol. 1, no. 12.
- [11] Костылев В.М. Теплопроводность дисперсных тел при различной величине атмосферного давления. *Теплофизика высоких температур*, 1964, т. 2, № 1, с. 21–28.
- [12] Суржиков С.Т., Шувалов М.П. Анализ радиационно-конвективного нагрева четырех типов спускаемых космических аппаратов. *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*, 2014, т. 15, вып. 4, с. 1–18.

- [13] Бобылев А.В., Ваганов А.В., Дмитриев В.Г., Задонский С.М., Киреев А.Ю., Степанов Э.А., Ярошевский В.А. Разработка аэродинамической компоновки и исследования аэротермо-динамических характеристик малоразмерного крылатого возвращаемого аппарата. *Ученые записки ЦАГИ*, 2009, т. XL, № 3, с. 3–15.
- [14] Denisov O., Minakov D., Kirbay A. Methodical Specifics of Thermal Experiments with Thin Carbon Reinforced Plates. *Science and Education of the Bauman MSTU*, 2015, vol. 15, no. 7, pp. 171–184.

Статья поступила в редакцию 30.03.2018

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Бодня И.С., Тимошенко В.П. Анализ тепловых режимов передней композитной кромки крыла малоразмерного аэрокосмического аппарата. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, вып. 9.  
<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-9-1805>

*Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XLII Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства, Москва, 23–26 января 2018 года.*

**Бодня Иван Сергеевич** — магистрант кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: [ivanbodnya@gmail.com](mailto:ivanbodnya@gmail.com)

**Тимошенко Валерий Павлович** — профессор кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: [moltim@yandex.ru](mailto:moltim@yandex.ru)



## **Thermal conditions analysis of the front composite wing edge of a small-size aerospace vehicle**

© I.S. Bodnya, V.P. Timoshenko

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

*Heat-resistant composite materials are widely used for reusable aerospace vehicles constructions to provide effective heat protection for load-carrying structure elements. We conducted thermal analysis for one of the types of thermal-protective coating (TPC), heat-resistant porous ceramics based on  $Al_2O_3$  fibre, to estimate the impact of external atmospheric pressure on the temperature field inside porous TPC. We used the front wing edge of a small-size space vehicle as a simulated construction. We developed a mathematical simulation which considers the fact that TPC heat conductivity depends on temperature and pressure during the whole faze of vehicle reentry in the atmosphere. According to the results of calculations based on this model we educed 15% difference between temperature peak levels of load-carrying structure and simulation model. Simulation model TCP heat conductivity depends on temperature under a pressure of 101.325 kPa (1 atm). Judging by the results we concluded that external atmospheric pressure is one of the main factors which must be taken into consideration while designing porous TPC for reusable aerospace vehicles.*

**Keywords:** *mathematical simulation, composite materials, heat protection, front wing edge, small-size aerospace vehicle, heat current, porous ceramics*

### REFERENCES

- [1] Dumbacher D. NASA's Second Generation Reusable Launch Vehicle Program Introduction, Status and Future Plans. *38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. Huntsville, Alabama. AIAA, 2002, no. 7.
- [2] Johnson S.M. *Thermal Protection Materials: Development, Characterization and Evaluation*. Munich, Germany, 2012, 53 p.
- [3] Daryabeigi K., Knutson J.R., Cunnington G.R. *Heat Transfer Measurement and Modeling in Rigid High-Temperature Reusable Surface Insulation Tiles*. AIAA, 2011, vol. 345, pp. 2011.
- [4] Nanowick L., Flow C. *Lightweight Thermal Protection System for Atmospheric Entry*. NASA Tech Briefs, 2007, no. 10. pp. 20–21.
- [5] Tatsuki O., Mrityunjay S. *Engineered Ceramics: Current Status and Future Prospects*. New Jersey, John Wiley & Sons, 2015, 232 p.
- [6] Pezzella G., Battista F., Schettino A., Marini M., Matteis P. Hypersonic Aero-thermal Environment Preliminary Definition of the CiraFtb-X Reentry Vehicle. *Environment*, 2007, no. 11, pp. 1–25.
- [7] Viviani A., Pezzella G. Heat Transfer Analysis for a Winged Reentry Flight Test Bed. *International Journal of Engineering*, 2009, vol. 3, no. 3, pp. 329–345.
- [8] Gribkov V.N., Mizyurina G.T., Schetanov B.V., Lyapin V.V. Vozmozhnosti voloknistoy teplovoy zashchity [Possibilities of fibrous thermal protection]. *Trudy Pervoy Mezhdunarodnoy aviatsionnoy konferentsii «Chelovek–Zemlya–Kosmos»* [Proc. of The First International Aviation Conference “Human–Earth–Space”]. Moscow, Russian Academy of Engineering. Section “Aerospace”, 1995, vol. 5, pp. 223–231.
- [9] Zinovev S.N., Pomerantseva K.P., Moiseev E.V., Shalin R.E., Shepeleva L.I. *Aviatsionnaya promyshlennost — Aviation Industry*, 1987, no. 5, p. 9.

- [10] Stewart D.A., Leiser D.B. *Toughened Unipiece, Fibrous, Reinforced, Oxidization-Resistant Composite*. Patent 7314648 USA, USA, 2008, vol. 1, no. 12.
- [11] Kostylev V.M. *Teplofizika vysokikh temperatur — High Temperature*, 1964, vol. 2, no. 1, pp. 21–28.
- [12] Surzhikov S.T., Shuvalov M.P. *Fiziko-himicheskaya kinetika v gazovoy dinamike — Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, 2014, pp. 1–18.
- [13] Bobylev A.V., Vaganov A.V., Dmitriev V.G., Zadonskiy S.M., Kireev A.U., Stepanov E.A., Yaroshevskiy V.A. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 2009, vol. XL, no. 3, pp. 3–15.
- [14] Denisov O., Minakov D., Kirbay A. Methodical Specifics of Thermal Experiments with Thin Carbon Reinforced Plates. *Science and Education of the Bauman MSTU*, 2015, vol. 15, no. 7, pp. 171–184.

**Bodnya I.S.**, Master's Degree student, Department of Aerospace Composite Structures, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: ivanbodnya@gmail.com

**Timoshenko V.P.**, Professor, Department of Aerospace Composite Structures, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: moltim@yandex.ru