



DOI 10.22363/2312-8143-2018-19-1-7-21

УДК 536.244

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ ПЕРЕДНЕЙ КРОМКИ КРЫЛА ВОЗВРАЩАЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

И.С. Бодня, В.П. Тимошенко

Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана
(национальный исследовательский университет)

Российская Федерация, 105005, Москва, ул. 2-я Бауманская, 5/1

На протяжении всей истории освоения людьми космического пространства, ведутся работы по снижению стоимости вывода грузов в космос. Одним из технически реализуемых решений для достижения этой цели является использование малоразмерных многоразовых аэрокосмических аппаратов. Для обеспечения тепловой защиты конструкции многоразовых аэрокосмических аппаратов применяются современные термостойкие композитные покрытия. В данной работе представлена оценка возможности выполнения кромки крыла из термостойкой пористой керамики на основе волокон Al_2O_3 . В связи с пористой структурой подобной теплозащиты, показана необходимость принимать во внимание влияние внешнего давления воздуха на теплопроводность материала. Предложена расчетная математическая модель, позволяющая учитывать зависимость теплопроводности пористого теплозащитного материала передней кромки крыла аэрокосмического аппарата от температуры и давления, при его спуске в атмосфере. На основе анализа поля температур внутри кромки крыла определена минимальная толщина теплозащитного покрытия исходя из максимально допустимой рабочей температуры силовой конструкции. Показано, что термостойкая пористая керамика на основе волокон Al_2O_3 способна обеспечить необходимую тепловую защиту силовой конструкции, температура которой не превышала $250\text{ }^\circ\text{C}$ на всей траектории полета.

Ключевые слова: математическое моделирование, передняя кромка крыла, композитный материал, пористая керамика, волокна Al_2O_3 , тепловая защита, малоразмерный аэрокосмический аппарат, тепловой поток

Введение

На протяжении всей истории освоения людьми космического пространства, ведутся работы по снижению стоимости вывода грузов в космос. Одним из технически реализуемых решений для достижения этой цели новых направлений в освоении околоземного космического пространства является использование малоразмерных многоразовых аэрокосмических аппаратов (МКА) «крылатого» типа [1; 2].

Для обеспечения тепловой защиты конструкции данных аппаратов применяются современные термостойкие композитные покрытия. Так, беспилотный аэрокосмический аппарат X-37 (рис. 1), имеет теплозащитную конструкцию передней кромки крыла, частью которой служит материал АЕТВ-8 (Alumina Enhanced

Thermal Barrier), представляющий собой высокопористую керамику на основе волокон оксида алюминия (Al_2O_3), кремния и алюминий-боросиликатных волокон [3; 4]. Теплозащитное покрытие (ТЗП) аппарата способно выдерживать температуры до 1970 К [5].



Рис. 1. Многоразовый космический аппарат X-37 [6]
[Fig. 1. X-37 reusable space vehicle [6]]

Во многих других космических кораблях также используют композитные материалы в качестве ТЗП (табл. 1).

Таблица 1

Перечень материалов передних кромок малоразмерных аппаратов «крылатого» типа
[List of wing leading-edge materials for “winged” small-sized space vehicles]

Название космического аппарата	Год запуска	Страна	Особенности конструкции передней кромки крыла
БОР 4 [7; 8]	1982—1984	СССР	ПКТ-ФЛ (уносимая) из фенол-формальдегидной ткани, пропитанной смесью фенол-формальдегидных смол; между верхней и нижней поверхностями крыльев также находился материал типа фетр, пропитанный специальным составом на основе воды. Испарение воды обеспечивало эффективное охлаждение во время интенсивного нагрева. Характерный размер кромки: 70—80 мм. Максимальная рабочая температура: до 1700 °С
Бор 5 [7; 8]	1984—1988	СССР	молибденовый сплав и дополнительное антиокислительное покрытие. К кромке из молибденового сплава крепился ТЗП на основе кварцевого волокна и хром-алюминий-фосфатного связующего. Характерный размер кромки: ≈ 100 мм. Максимальная рабочая температура: до 2000 °С
X-33 [8—10]	Отсутствует	США, НАСА и др.	Углерод-углеродный материал
X-34 [11]	Отсутствует	США	Многоразовая теплозащитная плитка на основе Кремниевой керамики
X-38 [12; 13]	Отсутствует	NASA, ESA	Карбидокремниевая керамика
Hermes [8; 14]	Отсутствует	Европейские страны, Россия, Канада и др.	Углеродный носок (C/SiC) — высокопрочный углеродный материал типа «Карбоксил» в виде оболочки толщиной 3 мм, подкрепленной поперечными ребрами толщиной 6 мм
Skylon [15; 16]	В разработке	ESA	Углерод — углеродный материал. Композитная внутренняя силовая конструкция крыльев

В ряде перспективных аппаратов «крылатого» типа, созданных для совершения орбитальных полетов на низкой околоземной орбите (НОО), также следует отметить аппараты FTB-1 (Italian Aerospace Research Centre) и DreamChaser (Sierra Nevada Corporation) (рис. 2).

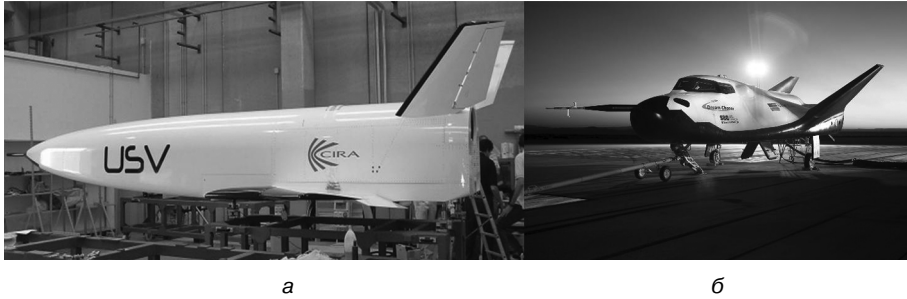


Рис. 2. Космические аппараты: а — FTB-1; б — DreamChaser [17; 18]
[Fig. 2. Space vehicles: a — FTB-1; б — DreamChaser [17; 18]]

На первом аппарате, для кромки малого радиуса ($R = 0,04$ м), планируется использование высокотемпературной керамики (УНТС) на основе ZrB_2 или SiC [19–21]. Однако ТЗП аппарата DreamChaser, ввиду большего радиуса кромки крыла, также, как и на X-37, выполнено из материала АЕТВ-8 [22]. Как было отмечено, этот материал имеет пористую структуру, а, следовательно, меньшую плотность, что позволяет значительно улучшить весовые характеристики ТЗП по сравнению с УНТС.

Материалы и допущения

Приведенные сведения доказывают высокий интерес космической индустрии к композитам, а именно к пористой керамике как к современному теплозащитному материалу передней кромки крыла МКА.

Цель данного исследования состоит в оценке возможности выполнения передней кромки крыла МКА из термостойкой пористой керамики на основе волокон оксида алюминия (Al_2O_3) [23] (табл. 2).

Таблица 2

Основные характеристики пористой керамики на основе Al_2O_3
[List of properties for porous Al_2O_3 based ceramics]

Материал	Структура	Плотность, кг/м ³	Теплопроводность, Вт/м·К	Теплоемкость, Дж/кг·К
ТЗМК1700 [23]	Пористая (термические характеристики зависят от давления) Матрица: кремнийорганическое связующее Волокна: Al_2O_3	250	Давление 10^{-5} Па: 0,07 (при 20 °С) — 0,43 (при 1700 °С) Давление 10^5 Па (1 атм.): 0,1 (при 20 °С) — 0,5 (при 1700 °С)	680 (при 20 °С) — 1260 (при 1700 °С)

Представлена математическая модель, с помощью которой проводился анализ для наиболее теплонагруженного участка траектории — входа космического аппарата в атмосферу. Основным критерием для оценки ТЗП была максимальная

температура силовой конструкции, выполненная из термостойкого углепластика. На протяжении всей траектории полета эта температура не должна превышать значений в пределах 250–300 °С [24].

В связи с пористой структурой материала, его теплопроводность значительно меняется ($\approx 30\%$ в интервале от 10^{-5} Па до 10^5 (1 атм.) в зависимости от давления воздуха внутри материала (рис. 3).

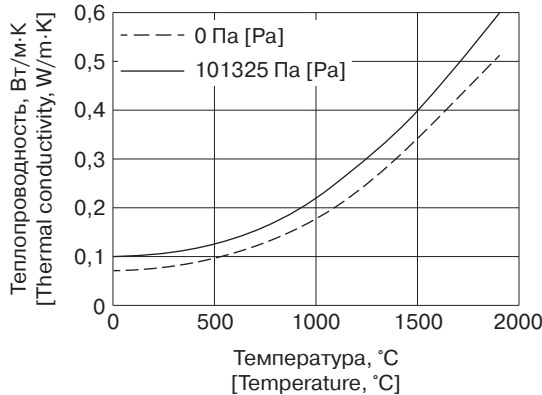


Рис. 3. Зависимость теплопроводности материала от температуры и давления
[Fig. 3. Temperature and pressure dependence of the porous material]

Исходя из особенностей свойств материала и теплового нагружения, в представленной математической модели использовались следующие допущения:

- 1) давление воздуха внутри теплозащитного материала кромки считалось близким к статическому атмосферному давлению на высоте полета;
- 2) тепловой поток на всей поверхности кромки считается ламинарным;
- 3) температура конструкции при $t = 0$ с (т.е. перед началом спуска с орбиты 150 км) принималась равной 30 °С;
- 4) излучательная способность внешней поверхности кромки принималась равной $\epsilon = 0,8$ [25].

Расчетная математическая модель

Для определения рациональной конструкции кромки была разработана математическая модель в пакете конечно-элементного (КЭ) анализа ANSYS Transient Thermal 16.2. С помощью программного кода ADPL (Ansys Parametric Design Language), учитывалась зависимость теплопроводности материала от температуры и давления, $\lambda = f(T, P)$, на всей траектории спуска. Функция $f(T, P)$ задавалась эмпирическим уравнением, с помощью кривых теплопроводности для двух крайних значений давления (≈ 0 Па и 10^5 Па) по формуле [26]

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

где T — температура в данной точке материала, °C; P — атмосферное давление в данный момент времени, Па; λ_1 — теплопроводность при $P = 10^5$ Па, Вт/м·К; λ_0 — теплопроводность при $P \approx 0$ Па, Вт/м·К.

Нестационарный тепловой анализ проводился для времени полета $t_{\text{общ}} = 2870$ мин = 47,8 мин с шагом по времени в 1 с. Изменение свойств материала, а именно $\lambda = f(T, P)$ по формуле, задавалось с помощью метода Singleframe Restart в программе КЭ анализа. Программа, сохранив результаты расчета после временного шага, обращалась в препроцессор (PREP7), где перезаписывались кривые теплопроводности материала, $\lambda = f(T)$, характерные для новой точки на траектории (т.е. нового атмосферного давления) и расчет продолжался для нового значения времени.

Граничными условиями модели были конвективный тепловой поток, $q_{\text{конв}}$, излучаемый радиационный поток, $q_{\text{рад}}$, а также адиабатические стенки, которыми считались внутренние части силовой конструкции (рис. 4). Подводимый конвективный тепловой поток, q , считался ламинарным и задавался функцией координат x , y и времени спуска аппарата, t .

Для определения q в окрестности критической точки для заданного угла, θ , при ламинарном режиме обтекания использовалась формула (рис. 5)

$$\frac{q(\theta)}{q_0} = 0,55 + 0,45 \cos(2\theta) \text{ при } 0 \leq \theta \leq \frac{\pi}{2},$$

где q_0 — плотность теплового потока в критической точке, Вт/м², определялась из эмпирической формулы Фэя — Риддела [27; 28]:

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

где ρ_∞ — плотность потока, кг/м³; V_∞ — скорость аппарата, м/с; h_e — энтальпия восстановления, Дж/кг; h_w — энтальпия газа при температуре стенки, Дж/кг; R — радиус закругления носка, м.

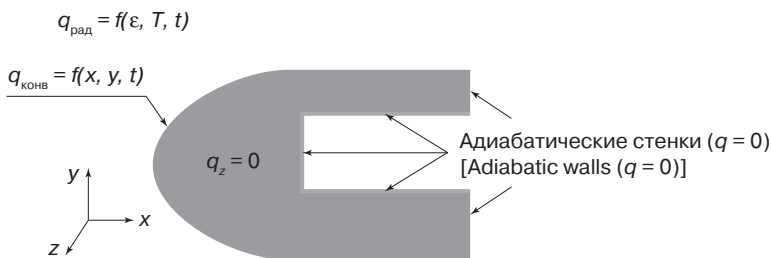


Рис. 4. Схема теплового нагружения передней кромки крыла МКА
[Fig. 4. Boundary conditions of the RSV wing leading-edge]

Плотность радиационного теплового потока определялась при постоянном значении $\varepsilon = 0,8$ и температуре, T , в определенной точке поверхности в момент времени t (см. рис. 4).

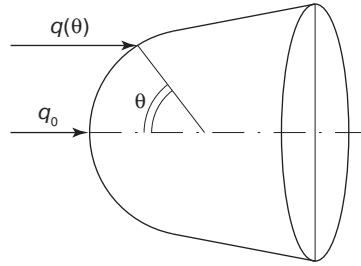


Рис. 5. Схема теплового потока на поверхности кромки
[Fig. 5. Surface heat flux distribution schematics]

Плотности теплового потока были рассчитаны для кромки крыла аппроксимированной уравнением эллипсоида (рис. 6). Геометрия ТЗП представляла собой объемную форму постоянной толщиной в 0,05 м (см. рис. 6). Теплозащитное покрытие крепилось к силовой конструкции из углепластика с теплопроводностью 3,3 Вт/м·К, плотностью 1600 кг/м³ и теплоемкостью 1200 Дж/кг·К [29]. Толщина ТЗП в верхней и нижней зонах (50 мм и 80 мм) определялось исходя из максимально допустимой рабочей температуры термостойкого углепластика в пределах 250–300 °С [24]. Как будет описано далее, меньшая толщина ТЗП на подветренной части кромки связана с меньшим значением теплового потока в данной зоне.

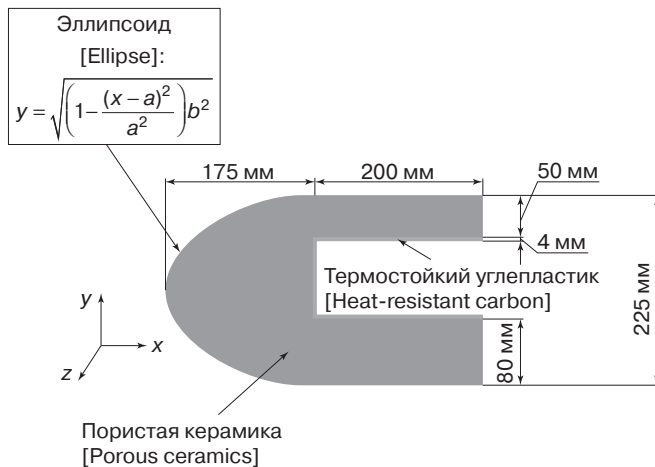


Рис. 6. Геометрия передней кромки крыла аппарата
[Fig. 6. Leading-edge geometry schematic]

Результаты моделирования

Тепловое нагружение кромки определялось для траектории аэрокосмического аппарата схожей с полетом таких кораблей как Буран, Space Shuttle, БОР 4, БОР 5, Х-37 [7; 30]. Законы изменения высоты и скорости по времени спуска показаны на рисунке 7.

Были рассмотрены максимальные тепловые нагрузки, которые имеют место быть при углах атаки в 0 и 40° для верхней и нижней поверхностей кромки, соответственно.

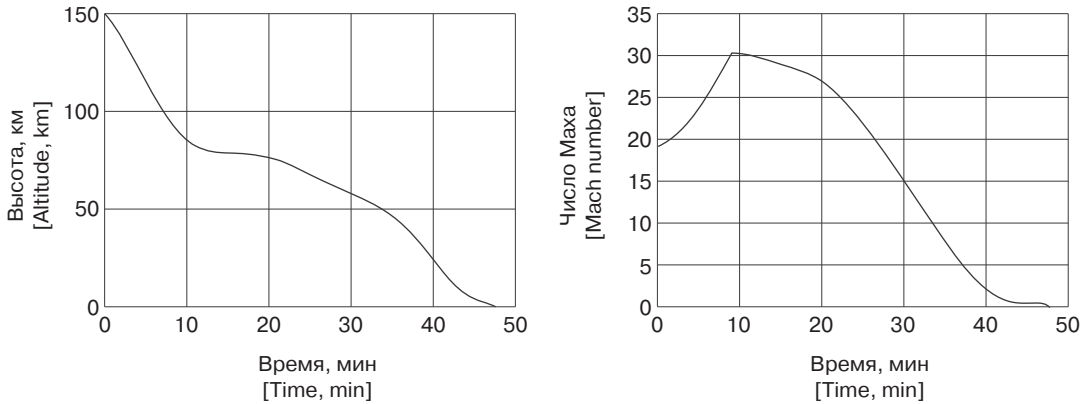


Рис. 7. Изменение высоты и скорости аэрокосмического аппарата со временем
[**Fig. 7.** Height and Mach number vs. time plots]

Расчеты показали, что наиболее интенсивный нагрев кромки поверхности происходит при $t = 26$ мин (рис. 8). Максимальная температура в критической точке в этот момент времени достигает значений в 1735°C .

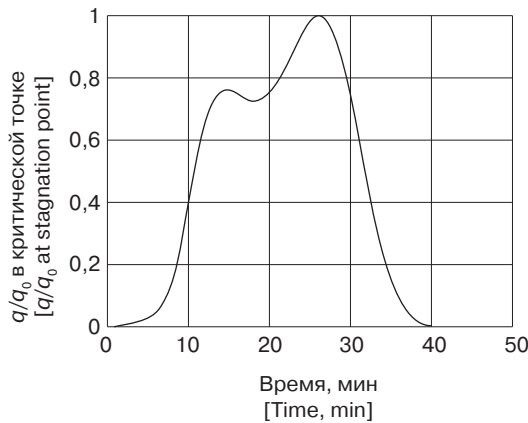


Рис. 8. Изменение плотности теплового потока во времени
[**Fig. 8.** Heat flux vs. time variation at stagnation point]

В зависимости от угла атаки, координаты критической точки смещаются в сторону наветренной стороны носка. Изменение плотности теплового потока вдоль поверхности при $t = 26$ мин для разных углов атаки показано на рисунке 9.

Однако не зависимо от изменения положения критической точки вдоль кромки крыла, значение ее максимальной температуры не претерпевает существенных изменений (рис. 10).

Результаты расчетов свидетельствуют, что изменение угла атаки в большей степени оказывает влияние на распределение температуры внутри конструкции. С его увеличением наблюдается рост температуры на нижней поверхности кромки, что, как следствие, требует большей толщины ТЗП в этой зоне. Поля температур в последний момент времени, $t = 47,8$ мин, для углов атаки 0° , 25° и 40° приведены на рисунках 11–13, соответственно.

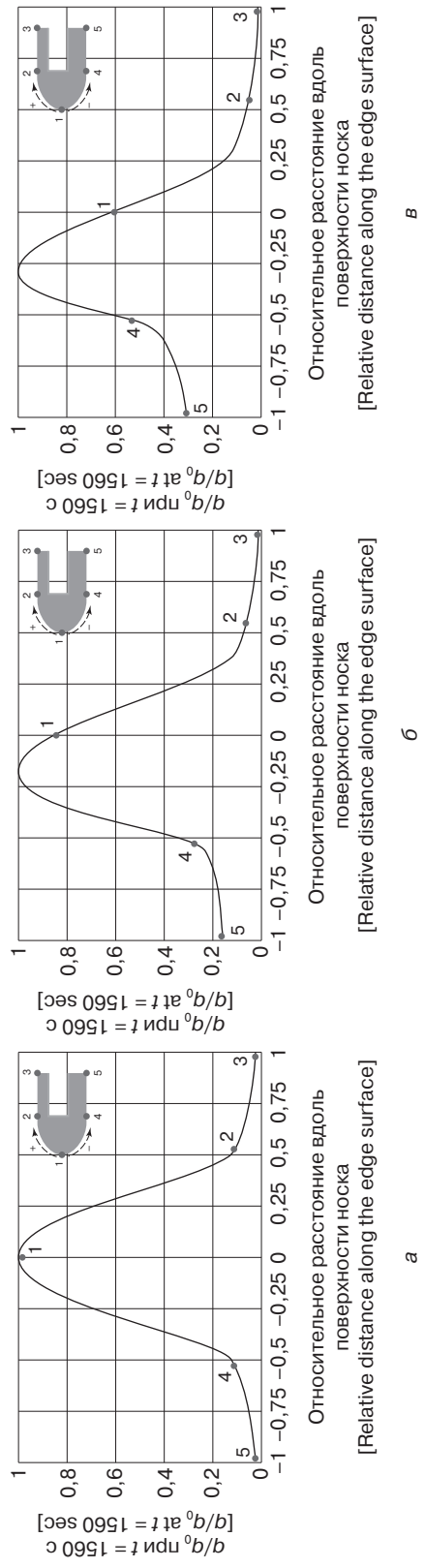
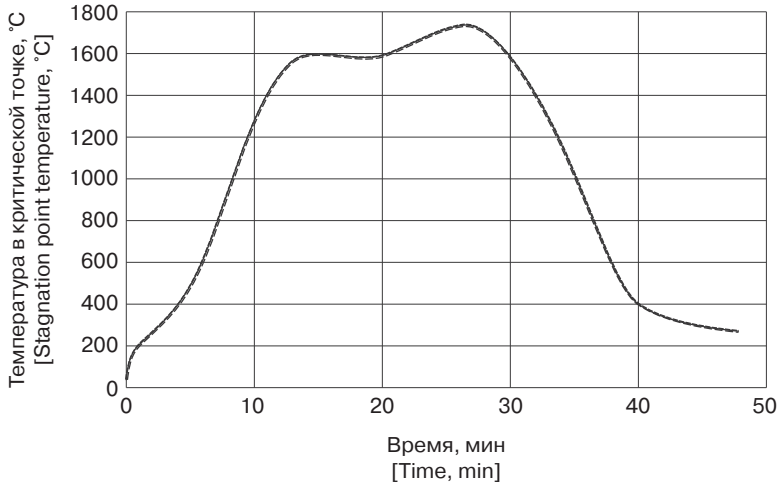


Рис. 9. Плотность теплового потока вдоль поверхности при углах атаки 0° (а), 25° (б) и 40° (в)
 [Fig. 9. Surface heat flux distribution for angles of attack of 0° (а), 25° (б) and 40° (в)]



Условные обозначения:
— угол атаки 0° [Angle of attack 0°];
- - - - - угол атаки 25° [Angle of attack 25°];
· · · · · угол атаки 40° [Angle of attack 40°]

Рис. 10. Зависимость изменения температуры в критической точке со временем для различных углов атаки
[**Fig. 10.** Temperature vs. time variation for stagnation point for various angles of attack]

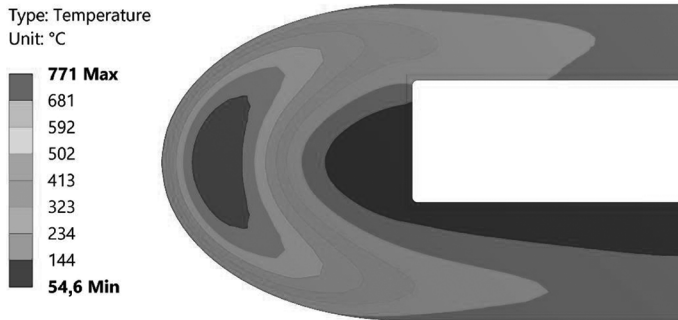


Рис. 11. Поле температур при $t = 47,8$ мин для угла атаки 0°
[**Fig. 11.** Temperature field at $t = 47,8$ min for 0 degrees angle of attack]

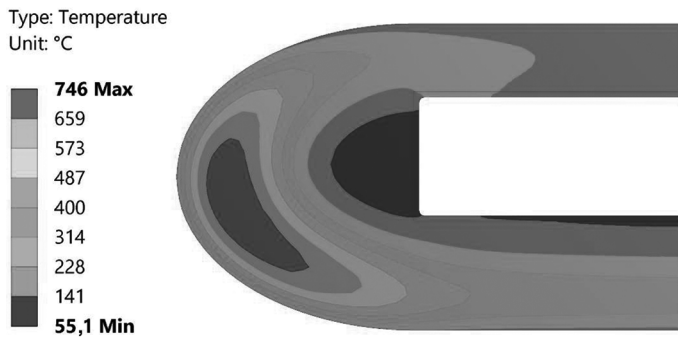


Рис. 12. Поле температур при $t = 47,8$ мин для угла атаки 25°
[**Fig. 12.** Temperature field at $t = 47,8$ min for 25 degrees angle of attack]

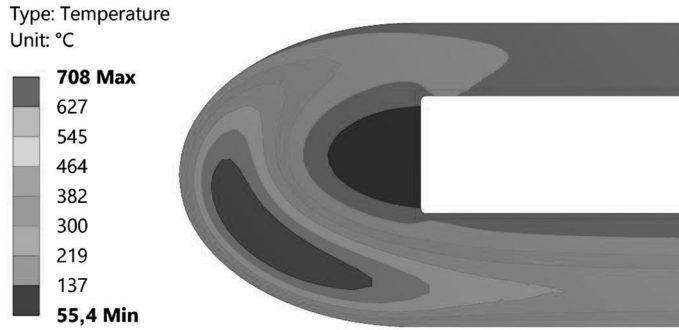


Рис. 13. Поле температур при $t = 47,8$ мин для угла атаки 40°
[Fig. 13. Temperature field at $t = 47,8$ min for 40 degrees angle of attack]

Для определения влияния угла атаки на температуру силовой конструкции были построены зависимости максимальной температуры углепластика от времени полета (рис. 14).

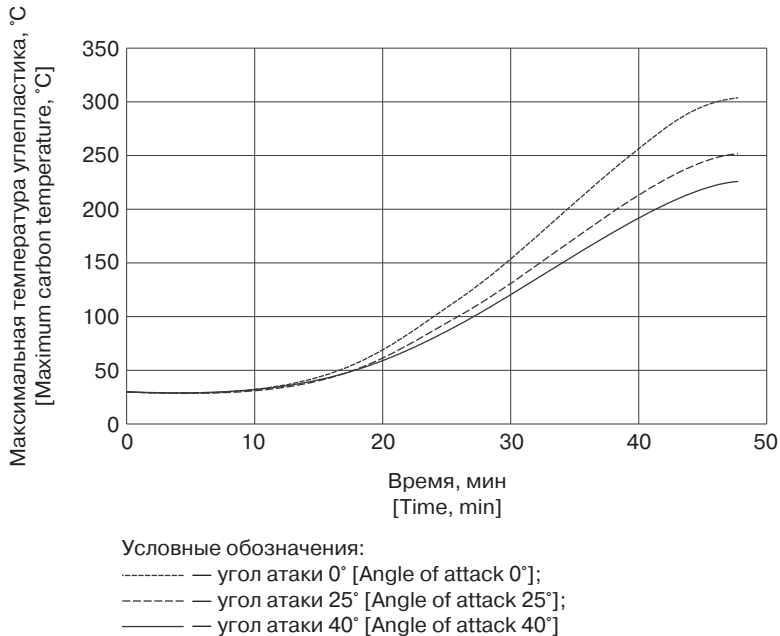


Рис. 14. Изменения максимальной температуры силовой конструкции во времени для углов атаки 0° , 25° и 40°
[Fig. 14. Support structure maximum temperature vs. time for 0° , 25° and 40° angles of attack]

Выводы

Результаты математического моделирования свидетельствуют, что максимальная температура силовой конструкции из углепластика не превышает 225°C и 250°C при углах атаки в 42° и 25° , соответственно. Следует отметить, что, как правило, полет МКА совершается при углах атаки в пределах от 42° до 7° . Максимальная тепловая нагрузка же имеет место еще в более узком интервале от 42°

до 25° [30]. Из этого следует, что действительная температура силовой конструкции будет иметь максимальное значение, не превышающее ≈ 250 °С. Однако в реальных условиях, при наличии излучения во внутреннюю полость крыла, ожидается дополнительное снижение температуры силовой конструкции на 5–10%. Следовательно, максимальная температура силовой конструкции на всей траектории полета будет находиться в пределах рабочих температур термостойкого углепластика до 300 °С [24].

Из полученных результатов сделан вывод, что пористая керамика на основе волокон Al_2O_3 способна обеспечить необходимую тепловую защиту корабля для заданной траектории и скорости полета.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- [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. № July.
- [2] Wang Z., Huang S., Shen L., Zhou H., Zhi J. Conceptual evaluation of multi-purpose aerospace plane // Russian-American scientific journal: Actual problems of aviation and aerospace systems: processes, models, experiment. Nanjing, China. 2014. Vol. 1. No. 38. P. 45–57.
- [3] Johnson S.M. Thermal Protection Materials: Development, Characterization and Evaluation. Munich, Germany, 2012. 53 p.
- [4] Daryabeigi K., Knutson J.R., Cunnington G.R. Heat Transfer Measurement and Modeling in Rigid High-Temperature Reusable Surface Insulation Tiles // AIAA. 2011. T. 345. C. 2011.
- [5] Nanowick L., Flow C. Lightweight Thermal Protection System for Atmospheric Entry // NASA Tech Briefs. 2007. № October 2007. C. 20–21.
- [6] Desarrollo y Defensa [Электронный ресурс]. URL: http://desarrolloydefensa.blogspot.ru/2017_07_09_archive.html (дата обращения: 05.10.2017).
- [7] Lozino-Lozinsky G., Timoshenko V. “Lessons learned from the BOR flight campaign” // Proceedings of the 3rd European Symposium on Aerothermodynamics for space vehicles. ESTEC, 1999. C. 9.
- [8] Гофин М.Я. Жаростойкие и теплозащитные конструкции многоразовых аэрокосмических аппаратов. М.: Мир, 2003. 637.
- [9] Glass D.E. Ceramic Matrix Composite (CMC) Thermal Protection Systems (TPS) and Hot Structures for Hypersonic Vehicles // Seminar. 2008. T. 2682. № May. C. 1–36.
- [10] Jenkins D.R., Landis T., Miller J. A MERICAN X-V EHCILES. An Inventory — X-1 to X-50 // Monographs in Aerospace History. 2003. № 31.
- [11] Palmer G., Polsky S. Aerothermal Analysis of the X-34 Vehicle // Access in Space. 1998. № January 2014. C. 84–86.
- [12] Hilfer G. Flight Qualification Testing of X-38 TPS Components Lessons Learned // Hot Structures and Thermal Protection Systems for Space Vehicles, Proceedings of the 4th European Workshop / под ред. А. Wilson. Palermo, Italy: European Space Agency. C. p.169.
- [13] Stewart DA, Leiser DB, DiFiore RR, Katvala VW. High efficiency tantalum-based ceramic composite structures [Internet]. Vol. 1. 2010. URL: <http://www.google.com/patents/US7767305%5Cnhttp://patentimages.storage.googleapis.com/pdfs/US7767305.pdf> (дата обращения: 25.09.2017).
- [14] Ralf R., I-Wei C. Ceramics Science and Technology. Volume 1: Structures. Wiley-VCH, 2008. C. 565–566.
- [15] European Space Agency. Skylon Assessment Report. Noordwijk, Netherlands, 2011. № 1. 52 c.
- [16] Kuczera H, Sacher PW. Reusable Space Transportation Systems [Internet]. Berlin: Springer Berlin Heidelberg, 2011. URL: <http://www.springer.com/us/book/9783540891802> (дата обращения: 01.10.2017).

- [17] Rufolo G., Roncioni P., Marini M. USV FTB-1 Reusable vehicle aerodatabase development. 2007.
- [18] NASA, SNC. Photo of Dream Chaser [Электронный ресурс]. URL: https://www.nasa.gov/sites/default/files/2013-3230_0.jpg (дата обращения: 05.10.2017).
- [19] Pezzella G. и др. Hypersonic Aerothermal Environment Preliminary Definition of the Cira Ftb-X Reentry Vehicle // Environment. 2007. № November. С. 1—25.
- [20] Viviani A., Pezzella G. Heat Transfer Analysis for a Winged Reentry Flight Test Bed // International Journal of Engineering. 2009. Т. 3. № 3. С. 329—345.
- [21] Ii F. и др. a Study of a High Lift Wing-Body Configuration for Low Earth Orbit Re-Entry. С. 140.
- [22] Tatsuki O., Mrityunjay S. Engineered Ceramics: Current Status and Future Prospects. New Jersey: John Wiley & Sons, 2015. 232 с.
- [23] Грибков В.Н. [и др.] Возможности волокнистой тепловой защиты // Тр. Первой Междуна- р. авиац. конф. «Человек-Земля-Космос». М.: Российская инженерная академия. Секц. «Авиакосмическая», 1995. Т. 5. С. 223—231.
- [24] Шалин Р.Е., Зиновьев С.Н., Померанцева К.П., Моисеев Е.В., Шепелева Л.И. Термостойкий пластик КМУ-8 // Авиационная промышленность. 1987. № 5. С. 53—55.
- [25] Stewart D.A., Leiser D.B. Toughened Uni-piece, Fibrous, Reinforced, Oxidization-Resistant Composite: пат. 7314648 USA. USA, 2008. Т. 1. № 12.
- [26] Костылев В.М. Теплопроводность дисперсных тел при различной величине атмосферно- го давления // Теплофизика высоких температур. 1964. Т. 2. № 1. С. 21—28.
- [27] Суржиков С.Т., Шувалов М.П. Анализ радиационно-конвективного нагрева четырех типов спускаемых космических аппаратов // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2014. Т. 15. № 4. С. 1—18.
- [28] Бобылев А.В. [и др.]. Разработка аэродинамической компоновки и исследования аэро- термодинамических характеристик малоразмерного крылатого возвращаемого аппарата // Ученые записки ЦАГИ. 2009. Т. XL, № 3. С. 3—15.
- [29] Денисов О. В., Минаков Д.С., Кирбай А.А. Методические особенности тепловых испытаний тонкостенных пластин из углепластика // Наука и Образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2015. № 7. С. 171—184. URL: <http://technomag.bmstu.ru/doc/781946.html> (дата обращения: 13.08.2017).
- [30] Nguyen V. [и др.]. Dynamics and stability and control characteristics of the X-37 // American Institute of Aeronautics and Astronautics. 2001. С. 1—10.

© Бодня И.С., Тимошенко В.П., 2017

История статьи:

Дата поступления в редакцию: 14 октября 2017

Дата принятия к печати: 10 января 2018

Для цитирования:

Бодня И.С., Тимошенко В.П. Численное моделирование тепловых режимов передней кромки крыла возвращаемого космического аппарата // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2018. Т. 19. № 1. С. 7—21. DOI 10.22363/2312-8143-2018-19-1-7-21

Сведения об авторах:

Бодня Иван Сергеевич — магистрант кафедры СМ-13 «Ракетно-космические композитные конструкции» Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет). *Область научных интересов:* теплообмен, тепловые режимы космических аппаратов. *Контактная информация:* e-mail: ivanbodnya@gmail.com

Тимошенко Валерий Павлович — профессор кафедры СМ-13 «Ракетно-космические композитные конструкции» Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет). *Область научных интересов:* теплообмен, тепловая защита космических аппаратов, испытания космических аппаратов. *Контактная информация:* e-mail: moltim@yandex.ru

NUMERICAL MODELING OF A WING LEADING-EDGE THERMAL REGIMES FOR A REUSABLE SPACE VEHICLE

I.S. Bodnya, V.P. Timoshenko

Bauman Moscow State Technical University (National research university of technology)
5/1, 2-nd Baumanskaya str., Moscow, 105005, Russian Federation

Throughout the history of human exploration of outer space, work is underway to reduce the cost of bringing cargo into space. One of the technically feasible solutions to achieve this is the use of small-sized reusable aerospace vehicles. As the new thermal protection materials are developed, they are employed for the construction of the reusable aerospace vehicles (RSV). In this paper, the assessment is given of the possibility of making RSV wing leading edge from an Al_2O_3 fiber based heat-resistant porous ceramic. The main advantages of using such material are its relatively low values of thermal conductivity and density, which makes it possible to improve weight characteristics of the RSV. The material of the support structure is heat-resistant carbon fiber reinforced polymer (CFRP). Due to the porous nature of such thermal protection system (TPS), it is necessary to consider the effect of air pressure on the thermal conductivity of the material. Therefore, a computational mathematical model is proposed that allows one to take into account this dependence of thermal conductivity on temperature and pressure for the wing edge porous TPS of an aerospace vehicle, during its re-entry in the atmosphere. Based on the temperature field inside the leading edge, the minimum thickness of the thermal protection coating was determined so that the support structure temperature stays within its maximum permissible operating range. It is shown that the Al_2O_3 heat-resistant porous ceramic can provide the required thermal protection, so that the maximum temperature of the composite support structure does not exceed 250 °C on the entire re-entry flight path.

Key words: mathematical modeling, wing leading edge, composite material, porous ceramics, Al_2O_3 fibers, thermal protection, small-size aerospace vehicle, heat flow

REFERENCES

- [1] Dumbacher D. NASA's Second Generation Reusable Launch Vehicle Program Introduction, Status and Future Plans. In: 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit [Internet]. Huntsville, Alabama: AIAA; 2002. Available from: <http://dx.doi.org/10.2514/6.2002-3613>
- [2] Wang Z., Huang S., Shen L., Zhou H., Zhi J. Conceptual evaluation of multi-purpose aerospace plane. *Russian-American scientific journal: Actual problems of aviation and aerospace systems: processes, models, experiment*. Nanjing, China, 2014, 1(38), 45–57.
- [3] Johnson S.M. *Thermal Protection Materials: Development, Characterization and Evaluation*. Munich, Germany. 2012.
- [4] Daryabeigi K., Knutson J.R., Cunnington G.R. Heat Transfer Measurement and Modeling in Rigid High-Temperature Reusable Surface Insulation Tiles. AIAA. 2011; 345: 2011.

- [5] Nanowick L., Flow C. Lightweight Thermal Protection System for Atmospheric Entry. NASA Tech Briefs. 2007; (October 2007): 20—21.
- [6] Desarrollo y Defensa [Internet]. [cited 2017 Oct 13]. Available from: http://desarrolloydefensa.blogspot.ru/2017_07_09_archive.html (accessed: 05.10.2017).
- [7] Lozino-Lozinsky G., Timoshenko V. “Lessons learned from the BOR flight campaign”. In: Proceedings of the 3rd European Symposium on Aerothermodynamics for space vehicles. ESTEC; 1999. Pp. 9.
- [8] Gofin M. Thermal protection and hot structures of reusable space vehicles. Moscow: MIR publ. 2003. 637. (In Russ.).
- [9] Glass D.E. Ceramic Matrix Composite (CMC) Thermal Protection Systems (TPS) and Hot Structures for Hypersonic Vehicles. Seminar. 2008; 2682(May): 1—36.
- [10] Jenkins D.R., Landis T., Miller J. American X-Vehicles: An Inventory-X-1 to X-50. Monographs in Aerospace History. 2003. 65.
- [11] Palmer G., Polsky S. Aerothermal Analysis of the X-34 Vehicle. Access in Space. 1998;(January 2014): 84—86.
- [12] Hilfer G. Flight Qualification Testing of X-38 TPS Components Lessons Learned. In: A. Wilson, editor. Hot Structures and Thermal Protection Systems for Space Vehicles, Proceedings of the 4th European Workshop. Palermo, Italy: European Space Agency; p. p. 169.
- [13] Stewart D.A., Leiser D.B., DiFiore R.R., Katvala V.W. High efficiency tantalum-based ceramic composite structures [Internet]. Vol. 1. 2010. Available from: <http://www.google.com/patents/US7767305%5Cnhttp://patentimages.storage.googleapis.com/pdfs/US7767305.pdf> (accessed: 25.09.2017).
- [14] Ralf R., I-Wei C. Ceramics Science and Technology. Volume 1: Structures. In Wiley-VCH; 2008. p. 565—566.
- [15] European Space Agency. Skylon Assessment Report. Noordwijk, Netherlands; 2011.
- [16] Kuczera H., Sacher P.W. Reusable Space Transportation Systems [Internet]. Berlin: Springer Berlin Heidelberg; 2011. Available from: <http://www.springer.com/us/book/9783540891802> (accessed: 01 Oct 2017).
- [17] Rufolo G., Roncioni P., Marini M. USV FTB-1 Reusable vehicle aerodatabase development. 2007.
- [18] NASA, SNC. Photo of Dream Chaser [Internet]. Available from: https://www.nasa.gov/sites/default/files/2013-3230_0.jpg (accessed: 05 Oct 2017).
- [19] Pezzella G., Battista F., Schettino A., Marini M., Matteis P.De. Hypersonic Aerothermal Environment Preliminary Definition of the Cira Ftb-X Reentry Vehicle. Environment. 2007; (November): 1—25.
- [20] Viviani A., Pezzella G. Heat Transfer Analysis for a Winged Reentry Flight Test Bed. International Journal of Engineering. 2009; 3(3): 329—345.
- [21] Li F., Ingegneria F.DI, Di D., In R., Aerospaziale I. a Study of a High Lift Wing-Body Configuration for Low Earth Orbit Re-Entry. 140.
- [22] Tatsuki O., Mrityunjay S. Engineered Ceramics: Current Status and Future Prospects. New Jersey: John Wiley & Sons; 2015. 232 p.
- [23] Gribkov B.N., Mizurina G.T., Shetanov B.V., Lyapin V.V. Possibilities of fibrous thermal protection. In: Proceedings of the First International Aviation Conference ‘Man-Earth-Space’. Moscow: Russian Engineering Academy. Sec. ‘Aerospace’; 1995. p. 223—231.
- [24] Shalin R.E., Zinoviev S.N., Pomerantsev K.P., Moiseev E.B., Shepeleva L.I. Thermostable carbon plastic KMU-8. *Aviation industry*, 1987, (5), 53—55. (In Russ.).
- [25] Stewart D.A., Leiser D.B. Toughened Uni-piece, Fibrous, Reinforced, Oxidization-Resistant Composite. Vol. 1. USA; 7314648, 2008.
- [26] Kostylev V.M. Thermal conductivity of dispersed bodies at different atmospheric pressure. *Thermal physics of high temperatures*. 1964. 2(1), 1—18. (In Russ.).
- [27] Surzhikov S.T., Shuvalov M.P. Analysis of radiation-convective heating of four types of descent space vehicles. *Physico-chemical kinetics in gas dynamics*. 2014. 15(4). 1—18 (in Russ.).

- [28] Bobylev A.V., Vaganov A.V., Dmitriev V.G., Zadonsky S.M., Kireev A.Y., Skuratov A.S., et al. Development of aerodynamic configuration and research of aerothermodynamic characteristics of a small-sized winged space vehicle. *Scientific notes TsAGI*. 2009, XL(3), 3–15. (In Russ.).
- [29] Denisov O., Minakov D., Kirbay A. Methodical Specifics of Thermal Experiments with Thin Carbon Reinforced Plates. *Science and Education of the Bauman MSTU [Internet]*. 2015. (7). 171–184. Available from: <http://technomag.bmstu.ru/doc/781946.html> (accessed: 13.08.2017).
- [30] Nguyen V., Poladian D., Falangas E., Chaudhary A., Tran H. Dynamics and stability and control characteristics of the X-37. American Institute of Aeronautics and Astronautics. 2001; 1–10.

Article history:

Received: October 14, 2017

Accepted: January 10, 2018

For citation:

Bodnya I.S., Timoshenko V.P. (2018). Numerical modeling of a wing leading-edge thermal regimes for a reusable space vehicle. *RUDN Journal of Engineering Researches*, 19 (1). 7–21. DOI 10.22363/2312-8143-2018-19-1-7-21

Bio Note:

Ivan S. Bodnya — master student at Bauman Moscow State Technical University in the Mechanical engineering department SM-13 “Space-Rocket Composite Designs”. *Research interests*: heat transfer, thermal regimes of space vehicles. *Contact information*: e-mail: ivanbodnya@gmail.com

Valery P. Timoshenko — professor at Bauman Moscow State Technical University in the Mechanical engineering department SM-13 “Space-Rocket Composite Designs”. *Research interests*: heat transfer, thermal protection of space vehicles, space vehicles tests. *Contact information*: e-mail: moltim@yandex.ru