

УДК 629.782

# Анализ температурного состояния и разработка тепловой защиты крыла многоразового космического аппарата туристического класса из гибридного композиционного материала

Е. Р. Ашихмина, Т. Г. Агеева, П. В. Просунцов

МГТУ им. Н. Э. Баумана, Москва;  
e-mail: katya.ashikhmina.1996@mail.ru

Поступила в редакцию 28.09.2017

Рассмотрены вопросы теплового проектирования композитной конструкции крыла суборбитального многоразового космического аппарата туристического класса. Внешние тепловые нагрузки, действующие на крыло и корпус аппарата во время его спуска в атмосфере, определялись на основе математического моделирования процесса аэродинамического обтекания. Для этих нагрузок решалась задача нахождения оптимального распределения толщины теплозащитного покрытия по поверхности крыла.

Ключевые слова: тепловое проектирование, космический туризм, тепловая защита.

## Введение

В прошлом основную роль в развитии космического сектора экономики играло государство, так как являлось его основным инвестором. Однако в последнее время наблюдается значительный рост частного финансирования космических технологий: спутниковой связи, многоразовых космических аппаратов, средств исследования дальнего космоса и др.

К перспективным направлениям развития космической деятельности относится туризм. С экономической точки зрения более привлекательным для пассажиров является суборбитальный космический туризм, так как он является менее дорогостоящим по сравнению с орбитальным и лунным и предполагает менее строгие требования к состоянию здоровья и предполетной подготовке [1].

По мере развития ключевых технологий существует возможность того, что суборбитальный космический полет станет не только развлечением, но и предпосылкой к развитию нового поколения средств транспортировки пассажиров и грузов [2]. В перспективе технологии, разрабатываемые для космического туризма, могут

быть также использованы для обеспечения быстрого перемещения людей из одной точки планеты в другую [3].

В мире над созданием многоразового космического аппарата туристического класса (МКА ТК) работает более 40 частных компаний [4]. Сегодня наиболее известными являются Virgin Galactic [5], XCOR Aerospace [6], Copenhagen Suborbitals [7], Dassault Aviation [8], Airbus [9], Космокурс [10], Scaled Composites [11] и др.

В МГТУ им. Н. Э. Баумана в течение нескольких лет также ведутся работы по проектированию суборбитального крылатого аппарата «Одуванчик» [12] (рис. 1). Он выполнен по самолетной схеме с высоко расположенным треугольным крылом прямой стреловидности по передней кромке. Длина аппарата составляет 9.4 м, высота – 3.7 м (при выпущенном шасси), размах крыла – 8.25 м, а его площадь – 33 м<sup>2</sup>. Крылатая схема аппарата и небольшие габаритные размеры обеспечивают его маневренность и комфортную посадку.

Повышение экономической эффективности МКА ТК возможно за счет создания и применения новых долговечных материалов с высокой

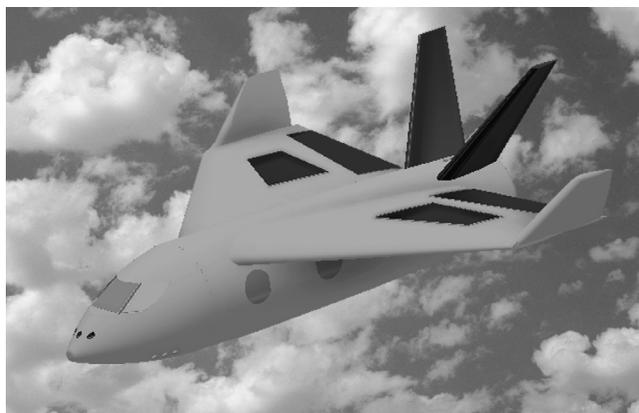


Рис. 1. МКА ТК «Одуванчик», МГТУ им. Н. Э. Баумана

удельной прочностью и жесткостью, разработки эффективных многоразовых двигателей и ракетных топлив, а также систем теплозащиты. Создание эффективной тепловой защиты является важным этапом работы, так как при спуске в атмосфере высокоскоростной аппарат испытывает значительный нагрев вследствие действия интенсивных скачков уплотнения, неравновесных процессов в газовой среде, высокоэнтропийных потоков и др. Однако опыт создания систем тепловой защиты орбитальных МКА малоприменим к аппаратам туристического класса в связи с сильным различием условий входа в атмосферу и гораздо более жесткими экономическими ограничениями [13].



Рис. 2. Соотношения модуля упругости с удельной стоимостью единицы объема для натуральных и синтетических волокон, композиционных материалов из натуральных и синтетических волокон [16]

В системах тепловой защиты космических аппаратов используются различные принципы блокирования подвода тепла к силовой конструкции. Особый интерес представляет абляционная тепловая защита, предполагающая унос материала в результате теплового и газодинамического воздействия [14].

Целью данной работы является определение облика теплозащитного покрытия крыла как важнейшего элемента, в значительной мере определяющего конструктивно-технологическое совершенство МКА ТК. Исследования по оптимизации конструкции крыла МКА ТК показали [15], что для достижения большей весовой эффективности целесообразно разбиение крыла на отдельные секции. При этом в работе [15] доказано, что наилучшим вариантом с точки зрения массы является крыло с продольным разбиением на секции.

В конструкции крыла МКА ТК планируется применить гибридные полимерные композиционные материалы. Они обладают большим потенциалом, так как дают возможность получить требуемые характеристики за счет совместного использования различных типов наполнителей и связующих компонентов. Применение разнородных составляющих гибридных полимерных композиционных материалов позволяет получить материал с требуемой удельной жесткостью и прочностью, массой, стоимостью, ударной вязкостью, размеростабильностью и др. [16]. По результатам исследований, проведенных в [17],

в качестве наполнителей для изготовления обшивки крыла МКА ТК было решено использовать стеклоткань и углеродную однонаправленную ленту (рис. 2). Обшивка представляет собой трехслойную конструкцию, состоящую из двух несущих слоев из гибридных полимерных композиционных материалов и легкого арамидного сотового наполнителя, расположенного между ними. В крыле также предусмотрены два продольных подкрепляющих элемента – лонжерона. Предполагается, что лонжероны изготовлены из углеродной однонаправленной ленты с углами укладки [0°/+45°/90°].

### Определение теплофизических характеристик материалов обшивки крыла МКА ТК

Для теплового проектирования крыла необходимы полные и достоверные сведения о характеристиках используемых материалов, которые зачастую отсутствуют в справочной литературе. Экспериментальное определение характеристик и, тем более, оптимизация структуры материалов сопряжены с большими временными и финансовыми затратами и поэтому малоприменимы на этапе проектирования. В связи с этим в последнее время развивается расчетно-теоретический подход к определению характеристик материалов [18], основанный на создании модели представительного элемента объема материала и вычислении его характеристик с помощью специализированного программного обеспечения.

Подобная методика определения теплофизических характеристик гибридного полимерного композиционного материала, применяемого в конструкции крыла МКА ТК, была использована в [19] и показала хорошее согласие теоретических оценок с результатами экспериментальных исследований. Однако в работе [19] были исследованы только характеристики гибридного полимерного композиционного материала, в то время как в состав обшивки входит слой сотового заполнителя. Определение эффективного коэффициента теплопроводности сотового заполнителя являлось самостоятельной и достаточно сложной задачей, что связано с комбинированным характером теплообмена, происходящего внутри сотовой ячейки, который включает в себя кондуктивный перенос тепла по ее стенкам и радиационную теплопередачу внутри.

Для определения теплофизических характеристик сотового заполнителя была построена гео-

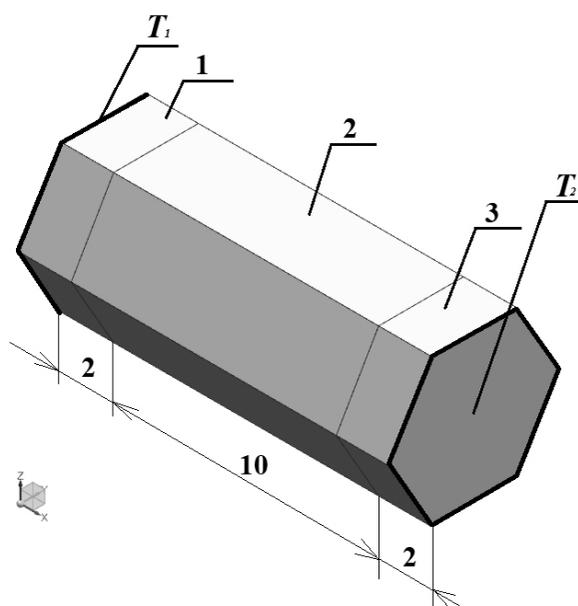


Рис. 3. Схема расчета эффективной теплопроводности сотовой ячейки: 1, 3 – высокотеплопроводные обкладки; 2 – сотовая ячейка

метрическая модель представительного элемента объема, которая ввиду естественной периодичности сотового заполнителя включала в себя единичную ячейку, толщина стенки которой составляла 0.085 мм, а высота – 10 мм. Дополнительно в состав представительного элемента включались высокотеплопроводные обкладки, которые гарантировали постоянство теплового потока на его внешних поверхностях. Считалось, что на противоположных гранях обкладок заданы различные, но мало отличающиеся между собой, значения температуры  $T_1$  и  $T_2$  ( $abs(T_1 - T_2) \ll T_1$ ) (рис. 3). При моделировании радиационного теплообмена внутри сотовой ячейки ее поверхности принимались диффузно-отражающими и излучающими со степенью черноты  $\epsilon = 0.9$ .

На рис. 4 показано распределение температур в сотовом заполнителе представительного эле-

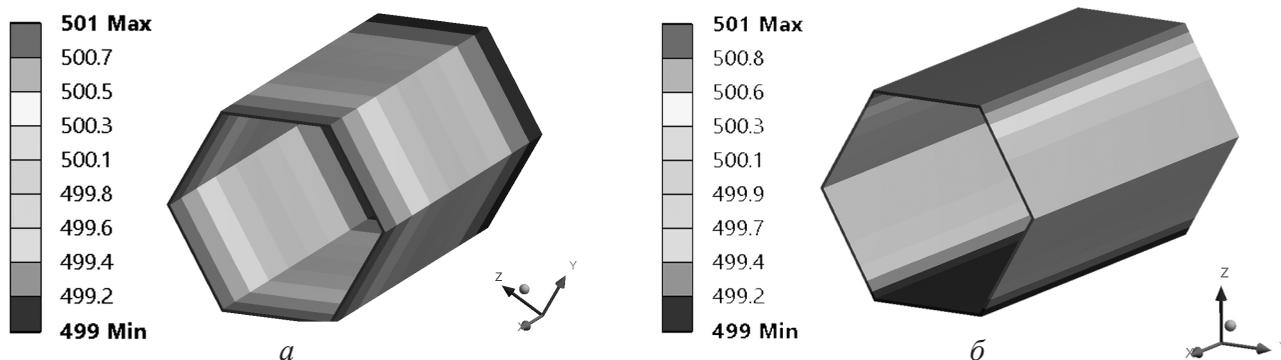


Рис. 4. Температурное поле в сотовой ячейке для расчета поперечной (а) и продольной (б) теплопроводности. Температура в К

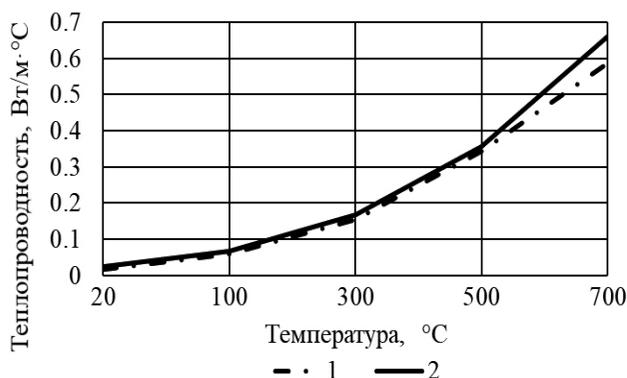


Рис. 5. Зависимость эффективной теплопроводности от температуры: 1 – в продольном направлении; 2 – в поперечном направлении

мента объема при моделировании переноса тепла в поперечном и продольном направлениях для случая  $T_1 = 501$  К и  $T_2 = 499$  К. Полученные в результате расчета значения теплового потока через ячейку позволили определить эффективный коэффициент теплопроводности сотового заполнителя.

По результатам моделирования были получены зависимости эффективной теплопроводности сотового заполнителя от температуры в поперечном и в продольном направлениях (рис. 5). Резкий рост (более чем в 10 раз) эффективной теплопроводности материала сотового заполнителя в области высоких температур объясняется преобладающей ролью радиационного механизма переноса тепла в объеме ячейки.

При проведении теплового проектирования обшивка крыла рассматривалась как однослойный ортотропный материал, теплофизические характеристики которого определялись по зависимостям для многослойной пластины [20].

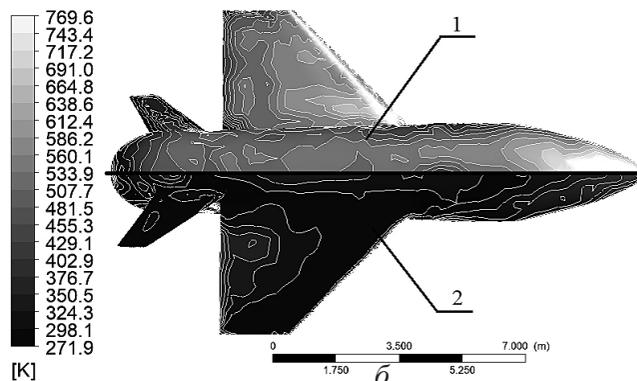
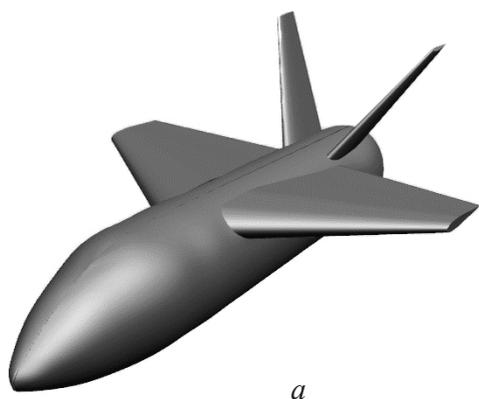


Рис. 6. Геометрическая модель МКА ТК (а) и температура газа, К, у поверхности МКА ТК на высоте 50 км (б) (1 – наветренная сторона крыла; 2 – подветренная сторона крыла)

### Моделирование аэродинамического обтекания

Для определения тепловых нагрузок, которые возникают в процессе полета МКА ТК, проводилось моделирование аэродинамического обтекания в модуле Fluent программного пакета ANSYS. Для анализа была рассмотрена наиболее теплонагруженная точка траектории, соответствующая высоте полета 50 км. Использовалась модель аппарата с органами аэродинамического управления, которые оказывают значительное влияние на распределение скорости и давления на корпусе и крыле.

Рассматривалась задача об обтекании МКА ТК однородным сверхзвуковым потоком со скоростью 3.5 М. Геометрическая модель аппарата приведена на рис. 6, а. Была построена расчетная область, размеры которой обеспечивали корректное решение вблизи аппарата. Размер расчетной области выбирался таким образом, чтобы возникающие краевые эффекты, связанные с отражением потока от стенок области, не сказывались на решении вблизи обтекаемого тела.

Из результатов моделирования следует, что в самой теплонагруженной точке при спуске аппарата в плотных слоях атмосферы температура газа у поверхности МКА ТК достигает 770 К (рис. 6, б).

### Определение температурного состояния крыла МКА ТК

Моделирование прогрева крыла при входе аппарата в плотные слои атмосферы проводилось в пакете программ ANSYS Workbench в модуле Transient Thermal. Считалось, что в дополнение

к аэродинамическому нагреву, величина и распределение которого импортировалась из ANSYS Fluent, во внутреннем объеме крыла имеет место радиационный теплообмен между его неравномерно нагретыми участками. Также учитывался сброс радиационной энергии с внешней поверхности крыла в окружающую среду.

Анализ показал, что максимальная температура на поверхности аппарата достигает 695 К и превышает теплостойкость полиимидного связующего, используемого в конструкции, которая составляет не более 623 К [21]. Данный факт свидетельствует о необходимости применения специальной тепловой защиты крыла МКА ТК.

### Разработка теплозащитного покрытия крыла МКА ТК

Для предохранения конструкции крыла МКА ТК от перегрева при спуске в плотных слоях атмосферы требуется нанесение на поверхность обшивки крыла специального теплозащитного покрытия (ТЗП). Рассматривалось несколько вариантов таких покрытий: углерод-керамические композиционные материалы с регулируемой пористостью [22], абляционные теплозащитные покрытия, а также материалы на основе стеклокристаллических микросфер – сферопластики [23]. Сравнительный анализ показал [1], что из рассмотренных материалов наиболее подходящим для создания покрытия является именно сферопластик. Предлагаемый материал состоит из полых кварцевых микросфер размером до 100 мкм, заполненных азотом и углекислым газом. В композиции с фенольным связующим можно получить покрытие с высокими теплофизическими и механическими характеристиками: вибростойкостью, низкой теплопроводностью, устойчивостью к химическому и абразивному воздействию, а также с высокой однородностью и прочностью сцепления. Температура плавления наполнителя (микросфер) составляет около 1500 °С [24].

Толщина ТЗП должна выбираться таким образом, что-

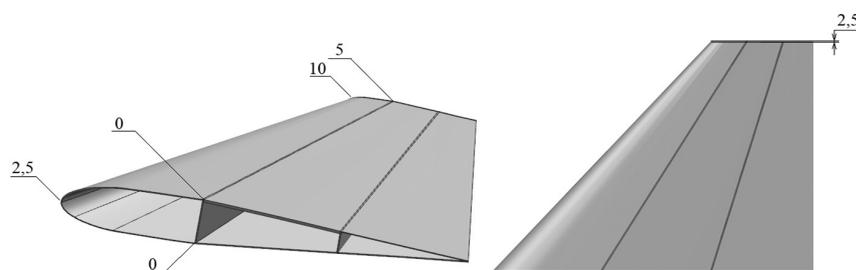


Рис. 7. Распределение оптимальной толщины по обшивке крыла МКА ТК, мм

бы за время полета температура обшивки крыла не превысила допустимой. Для определения рационального распределения толщины покрытия по поверхности аппарата была проведена параметрическая оптимизация, целью которой была минимизация массы ТЗП крыла при ограничении на максимальную температуру обшивки в 623 К. По соображениям технологического характера принималось, что толщина ТЗП каждой секции может изменяться согласно линейному закону по размаху и профилю крыла. Максимальная толщина ТЗП принималась равной 20 мм, а шаг дискретизации выбирался равным 2.5 мм. Дополнительно накладывалось ограничение в виде равенства толщин покрытия на стыках секций. Для решения задачи оптимизации использовался генетический алгоритм. Распределение толщины ТЗП по поверхности крыла приведено на рис. 7. В результате моделирования было выявлено, что в установке дополнительной тепловой защиты нуждаются только секции 3 и 4.

На рис. 8 представлено распределение температуры по поверхности обшивки из гибридного полимерного композиционного материала, которое показывает, что данное ТЗП обеспечивает эффективную защиту поверхности и предотвращает перегрев композиционного материала. Масса ТЗП составила 50 кг, что не превышает 15% от общей массы крыла МКА ТК.

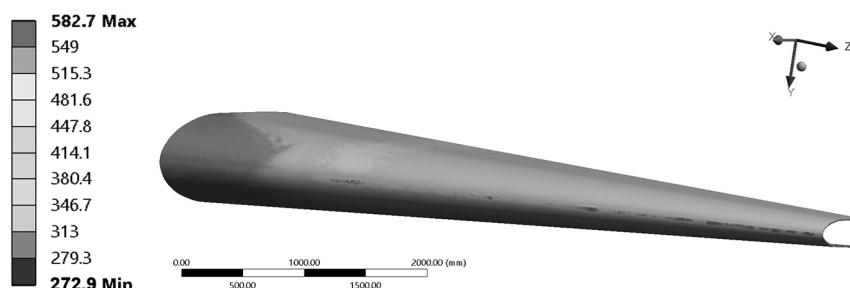


Рис. 8. Температурное состояние поверхностей обшивки крыла МКА ТК для 3-ей и 4-й секций, К

## Заключение

1. На основе моделирования радиационно-кондуктивного теплообмена в представительном элементе объема материала сотового заполнителя были определены температурные зависимости коэффициентов его эффективной теплопроводности в двух направлениях. Показана превалирующая роль радиационного теплопереноса в объеме сотовой ячейки в области высоких температур.

2. Анализ процесса аэродинамического нагрева многоразового космического аппарата туристического класса при спуске в плотных слоях атмосферы позволил сделать вывод, что температура газа у поверхности аппарата достигает величины 770 К и локализуется в окрестности носовой части аппарата и на передней кромке крыла.

3. Моделирование прогрева конструкции крыла показало, что максимальный уровень температур на его поверхности существенно (на 75 К) превышает термостойкость планируемого к применению полиимидного связующего, что свидетельствует о необходимости использования специальных теплозащитных покрытий. При этом выявлено, что в тепловой защите нуждаются только кромка крыла и одна из секций наветренной стороны.

4. В результате решения задачи проектирования теплозащитного покрытия крыла был выбран материал покрытия и определено оптимальное распределение его толщины на различных участках обшивки. Максимальная толщина теплозащитного покрытия составила 10 мм.

5. В работе представлена целостная методика теплового проектирования, которая включает в себя расчетно-теоретическое определение характеристик материалов и аэродинамических тепловых нагрузок, нестационарный анализ температурного состояния конструкции и определение оптимального распределения толщины тепловой защиты, которая впервые использована для крыла многоразового космического аппарата туристического класса.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Агеева Т.Г. Разработка методики проектирования теплонагруженных элементов конструкций крыльев суборбитальных многоразовых космических аппаратов: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.03: защищена 06.04.17. М., 2017. 183 с.
2. Von der Dunk, Frans G. Space tourism, private spaceflight and the law: Key aspects//Space, Cyber, and Telecommunications Law Program Faculty Publications. 2011. N 27. P. 146–152.
3. Peeters W. From suborbital space tourism to commercial personal spaceflight//ActaAstronautica. 2010. N 66. P. 1625–1632.
4. Guerster M. Architectural Options and Optimization of Suborbital Space Tourism Vehicles (Master Thesis). RT-MA 2017/2. Retrieved from <http://systemarchitect.mit.edu/docs/guerster17a.pdf>
5. Seedhouse E. Virgin Galactic. The First Ten Years. Chichester: Springer, 2015. 203 p.
6. XCOR Lynx suborbital spacecraft nears final assembly//Composites World. 2016. URL: <http://www.compositesworld.com/news/xcor-lynx-suborbital-spacecraft-nears-final-assembly>.
7. Copenhagen Suborbitals. 2017. URL: <https://copenhagen-suborbitals.com>.
8. Space Vehicles//Dassault Aviation. 2016. URL: <https://www.dassault-aviation.com/fr/espace/nos-activites-espace/vehicules-aerospatiaux>.
9. Human Spaceflight//Airbus. 2016. URL: <https://www.airbus.com/space/human-spaceflight.html>.
10. КосмоКурс. 2014. URL: <http://www.cosmocourse.com/>.
11. Belfiore M. Stratolaunch. 2012. URL: <http://www.popularmechanics.co.za/tech/stratolaunch/>
12. Агеева Т.Г., Дудар Э.Н., Резник С.В. Комплексная методика проектирования конструкции крыла многоразового космического аппарата//Авиакосмическая техника и технология. 2010. № 2. С. 3–8.
13. Bizony P. The Space Shuttle. Celebrating Thirty Years of NASA's First Space Plane. Minneapolis: Zenit Press, 2011. 298 p.
14. Никитин П.В. Тепловая защита: Учебник. М.: Изд-во МАИ, 2006. 512 с.
15. Агеева Т.Г., Ашихмина Е.Р., Просунцов П.В. Оптимизация структуры гибридного композиционного материала для обшивки крыла многоразового космического аппарата туристического класса//Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия «Машиностроение». 2018. № 1. С. 4–19. DOI 10.18698/0236-3941-2018-1-4-19
16. Safri S.N.A., Sultan M.T.H., Jawaid M., Jayakrishna K. Impact behaviour of hybrid composites for structural applications: A review//Composites Part B: Engineering. 2018. V. 133. P. 112–121. DOI: 10.1016/j.compositesb.2017.09.008
17. Агеева Т.Г., Михайловский К.В. Обоснование выбора материалов для крыла суборбитального многоразового космического аппарата туристического класса//Инженерный журнал: наука и инновации. Электронное научно-техническое издание. 2016. № 10 (58). 9 с.
18. Trzepieciński T., Rzyńska G., Biglar M., Gromada M. Modelling of multilayer actuator layers by homogenisation technique using Digimat software//Ceramics International. 2017. V. 43. P. 3259–3266.
19. Ашихмина Е.Р., Агеева Т.Г., Просунцов П.В. Тепловое проектирование обшивки крыла многоразового космического аппарата туристического класса//Инженерный журнал: наука и инновации. 2017. № 12 (72). 3 с.
20. Зиновьев П.А., Смердов А.А. Оптимальное проектирование композитных материалов: учебное пособие по курсу «Проектирование композитных конструкций. Ч. II». М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. 103 с.
21. Стеклопластики, связующие материалы, пенопласты, полиамиды, фотополимеры. 2016. URL: <http://www.>

- xn—7sbnojdkjddgcex2t.xn – p1ai/penoplasty\_poliamidu\_sopolimery/.
22. **Prosuntsov P. V., Taraskin N. Y.** Theoretical and numerical characterization of the thermal physical properties of carbon ceramic materials // MATEC Web of Conferences. 2016. V. 72. P. 1–7.
  23. **Соколов И. И.** Сферопластики на основе термореактивных связующих для изделий авиационной техники: автореф. дис ... канд. техн. наук (05.16.09). ВИАМ. М., 2013. 21 с.
  24. **Яковенко Т. В., Яруллина Г. К., Гарустович И. В., Шишилов О. Н., Мельников Н. О.** Сферопластики как термоизолирующие защитные материалы промышленного назначения // Успехи в химии и химической технологии. 2016. Т. 30. № 8. С. 71–73.

## Temperature state analysis and design of thermal protection of a tourist class space shuttle wing from hybrid composite material

E. R. Ashikhmina, T. G. Ageyeva, P. V. Prosuntsov

*Bauman Moscow State Technical University, Moscow  
e-mail: katrin-katushka@yandex.ru*

The article considers the issues of thermal design of a wing composite structure from polymer composite material for the suborbital tourist class space shuttle. The data on thermo-physical characteristics of the wing covering materials were obtained by numerical modeling of heat exchange in the representative volume element of materials. Aerodynamic flow-around modeling and determining the external heat loading, acting on the spacecraft wing and shell while its reentering, were performed with the special software. The results of temperature state analysis allowed reveal the necessity of the thermal protective layer application. The material based on aluminum silicate, called “spheroplastic”, was selected for such kind of protection. To enhance the spacecraft structural and technological perfection the problem on obtaining the spheroplastic optimal distribution over the wing surface was solved. By the thermal protection parametric optimization its rational distribution ensuring the spacecraft workability was obtained.

Keywords: thermal design, space tourism, thermal protection

### REFERENCES

1. **Ageyeva T. G.** *Razrabotka metodiki proektirovaniya teplonagruzhenykh elementov konstruksij kryl'ev suborbital'nykh mnogorazovykh kosmicheskikh apparatov.* Kand. tekhn. nauk dis. 05.07.03 [Development of a technique for designing heat-loaded structural elements for the wings of suborbital reusable spacecraft. Dis. technics sciences. 05.07.03]. Moscow, 2017. 183 p. In Russ.
2. **Von der Dunk, Frans G.** Space tourism, private spaceflight and the law: Key aspects. *Space, Cyber, and Telecommunications Law Program Faculty Publications*, 2011, no. 27, pp. 146–152.
3. **Peeters W.** From suborbital space tourism to commercial personal space flight. *Acta Astronautica*, 2010, no. 66, pp. 1625–1632.
4. **Guerster M.** Architectural Options and Optimization of Suborbital Space Tourism Vehicles (Master Thesis). RT-MA 2017/2. Available at: <http://systemarchitect.mit.edu/docs/guerster17a.pdf>
5. **Seedhouse E.** *Virgin Galactic. The First Ten Years.* Springer, 2015. 203 p.
6. **XCOR** Lynx suborbital spacecraft nears final assembly. *Composites World*. 2016. Available at: <http://www.compositesworld.com/news/xcor-lynx-suborbital-spacecraft-nears-final-assembly>.
7. **Copenhagen** Suborbitals. 2017. Available at: <https://copenhagensuborbitals.com>.
8. **Space Vehicles.** Dassault Aviation. 2016. Available at: <https://www.dassault-aviation.com/fr/espace/nos-activites-espace/vehicules-aerospaciaux>.
9. **Human Spaceflight.** Airbus. 2016. Available at: <https://www.airbus.com/space/human-spaceflight.html>.
10. **КосмоКурс.** 2014. Available at: <http://www.cosmocourse.com/>. In Russ.
11. **Belfiore M.** Stratolaunch. 2012. Available at: <http://www.popularmechanics.co.za/tech/stratolaunch/>
12. **Ageyeva T. G., Dudar E. N., Reznik S. V.** Kompleksnaya metodika proektirovaniya konstruksii kryla mnogorazovogo kosmicheskogo apparata [Comprehensive technique for development the design of the wing of a reusable spacecraft]. *Aviakosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya – Aerospace technology*, 2010, no. 2, pp. 3–8. In Russ.
13. **Bizony P.** *The Space Shuttle. Celebrating Thirty Years of NASA's First Space Plane.* Minneapolis: Zenit Press, 2011. 298 p.
14. **Nikitin P. V.** *Teplovaya zashhita: Uchebnik* [Thermal protection: Textbook]. Moscow: MAI Publ., 2006. 512 p. In Russ.
15. **Ageyeva T. G., Ashikhmina E. R., Prosuntsov P. V.** Optimizatsiya struktury gibridnogo kompozitsionnogo materiala dlya obshivki kryla mnogorazovogo kosmicheskogo apparata turisticheskogo klassa [Optimization of hybrid composite material structure for wing skin of tourist class reusable space vehicle]. *Vestnik MGTU im. N. E. Baumana. Seriya «Mashinostroeniye» – Herald of the Bauman Mos-*

- cow State Technical University. *Series Mechanical Engineering*, 2018, no. 1, pp.4–19. DOI 10.18698/0236–3941–2018–1–4–19. In Russ.
16. **Safri S.N.A., Sultan M.T.H., Jawaid M., Jayakrishna K.** Impact behaviour of hybrid composites for structural applications: A review. *Composites Part B: Engineering*, 2018, vol. 133, pp. 112–121. DOI: 10.1016/j.compositesb.2017.09.008
  17. **Ageeva T.G., Mikhajlovskij K.V.** Obosnovanie vybora materialov dlya kryla suborbital'nogo mnogorazovogo kosmicheskogo apparata turisticheskogo klassa [Substantiation of the choice of materials for the wing of tourist class sub-orbital reusable space vehicle]. *Inzhenernyj zhurnal: nauka i innovatsii – Engineering Journal: Science and Innovation*, 2016, no. 10 (58), 9 p. In Russ.
  18. **Trzepieciński T., Rzyńska G., Biglar M., Gromada M.** Modelling of multilayer actuator layers by homogenisation technique using Digimat software. *Ceramics International*, 2017, vol. 43, pp. 3259–3266.
  19. **Ashikhmina E.R., Ageeva T.G., Prosuntsov P.V.** Teplovoe proektirovanie obshivki kryla mnogorazovogo kosmicheskogo apparata turisticheskogo klassa [Thermal design of the wing skin of a tourist class reusable spacecraft]. *Inzhenernyj zhurnal: nauka i innovatsii – Engineering Journal: Science and Innovation*, 2017, no. 12 (72), 3 p. In Russ.
  20. **Zinov'ev P.A., Smerdov A.A.** *Optimal'noe proektirovanie kompozitnykh materialov: uchebnoe posobie po kursu «Proektirovanie kompozitnykh konstruksij. Ch. II»* [Optimal design of composite materials: A tutorial on the course "Design of composite structures. Part II"]. Moscow, MSTU N.E. Bauman Publ., 2006. 103 p. In Russ.
  21. **Stekloplastiki**, svyazuyushhie materialy, penoplasty, poliamidy, fotopolimery [Fiberglassplastic, binding materials, foams, polyamides, photopolymers]. 2016. Available at: [http://www.xn—7sbnoikjddgcex2t.xn—p1ai/penoplasty\\_poliamid\\_y\\_sopolimery](http://www.xn—7sbnoikjddgcex2t.xn—p1ai/penoplasty_poliamid_y_sopolimery). In Russ.
  22. **Prosuntsov P.V., Taraskin N.Y.** Theoretical and numerical characterization of the thermal physical properties of carbon ceramic materials. *MATEC Web of Conferences*, 2016, vol. 72, pp. 1–7.
  23. **Sokolov I.I.** *Sferoplastiki na osnove termoreaktivnykh svyazuyushhikh dlya izdelij aviatsionnoj tekhniki: avtoref. dis ... na soisk. uchen. step. kand. tekhn. nauk (05.16.09)* [Spheroplastics on the basis of thermosetting binders for aeronautical products. Abstract of diss. technics sciences]. Moscow, VIAM, 2013. 21 p. In Russ.
  24. **Yakovenko T.V., Yarullina G.K., Garustovich I.V., Shishilov O.N., Melnikov N.O.** Sferoplastiki kak termoizoliruyushhie zashhitnye materialy promyshlennogo naznacheniya [Spheroplastics as thermal insulating protective materials for industrial applications]. *Uspekhi v khimii i khimicheskoy tekhnologii – Advances in Chemistry and Chemical Technology*, 2016, vol. 30, no. 8, pp. 71–73. In Russ.

Учредитель и издатель журнала:

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ

Журнал зарегистрирован в Федеральной службе по надзору в сфере связи, информационных технологий и массовых коммуникаций (Роскомнадзор)

Свидетельство о регистрации ПИ № ФС 77-72651 от 16.04.2018

Редактор Бублик Н.П., e-mail: tpt@mai.ru

Оригинал-макет и электронная версия изготовлены в МАИ.

Сдано в набор 20.09.2018. Подписано в печать 18.10.2018.

Формат 60×88 1/8. Печать цифровая. Усл. печ. л. 11,17. Уч.-изд. л. 13,07. Тираж 90 экз. «Свободная цена».

Отпечатано в ООО «Печатный салон ШАНС»