

Substantiation of the choice of materials for the wing of tourist class suborbital reusable space vehicle

Ageyeva Tatyana, Михайловский К.В.

Accepted for publication in Engineering Journal: Science and Innovation

Published in 2016

DOI: [10.18698/2308-6033-2016-10-1543](https://doi.org/10.18698/2308-6033-2016-10-1543)

Обоснование выбора материалов для крыла суборбитального многоразового космического аппарата туристического класса

© Т.Г. Агеева, К.В. Михайловский

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

Представлены результаты численного моделирования теплового режима крыла из гибридного полимерного композиционного материала для многоразового космического аппарата туристического класса, совершающего полет по суборбитальной траектории. В результате проведенных расчетов, выполненных с использованием универсальной программной системы ANSYS Workbench 16.0 методом конечно-элементного анализа, получено распределение температур по поверхности крыла, соответствующее этапу спуска аппарата в атмосфере. Выявлена необходимость использования теплозащитного покрытия для кромки крыла и установлен тип данного покрытия. В результате конечно-элементного моделирования определены классы полимерных матричных материалов, пригодных для изготовления обшивок крыла из гибридного композиционного материала и углепластикового лонжерона, а также подобран материал сотового заполнителя, применяемого в обшивках крыла, с использованием численных методов моделирования тепловых режимов.

Ключевые слова: многоразовые космические аппараты, тепловой режим, крыло, гибридные композиционные материалы, моделирование.

Введение. В последние годы возникли новые перспективные направления освоения космического пространства, к одному из которых относится космический туризм. В настоящее время технически осуществимы два вида космических туров — орбитальный и суборбитальный. Для совершения массовых туристических полетов необходим новый вид техники — многоместные многоразовые космические аппараты туристического класса (МКА ТК), отличающиеся высоким уровнем безопасности и комфортности, а также экономической эффективностью. К числу известных компаний, работающих над созданием транспортных средств космического туризма, относятся: Blue Origin (США), Space X (США), Virgin Galactic (США), «Космо Курс» (Россия), Armadillo Aerospace (США), XCOR Aerospace (США) и др. [1]. Большинство разрабатываемых МКА ТК в силу ряда экономических и технических причин [2] предназначены для полета по суборбитальным траекториям, нижняя граница которых, как правило, пролегает выше условной границы атмосферы, т. е. выше 100 км. Ряд концепций суборбитальных туров предполагает доставку пассажиров на высоту 110...120 км, пребывание в невесомости в течение нескольких минут и последующий спуск в атмосфере [3, 4].

Авторы проектов МКА ТК часто обращаются к крылатой аэродинамической схеме, которая обеспечивает меньший уровень перегрузок, воздействующих на туристов, и большую маневренность на этапе выведения и спуска [5]. Для изготовления крыла МКА ТК перспективно использование ГПКМ, стоимость и физико-механические характеристики которых, в зависимости от типа армирующих волокон, существенно различаются. Вместе с тем сочетание в ГПКМ нескольких разнородных по химической природе наполнителей позволяет создать оптимальную с точки зрения массы и стоимости конструкцию [6].

Описание объекта исследования. Объектом настоящего исследования является крыло суборбитального МКА ТК из ГПКМ. Оно выполнено по однолонжеронной схеме с несущими трехслойными обшивками. Силовой элемент — лонжерон — состоит целиком из углепластика (УП), а трехслойные обшивки представляют собой панели типа «сэндвич» (рис. 1) с сотовым наполнителем (СЗ) и слоистым ГПКМ из чередующихся слоев стеклопластика (СП) и УП [7].

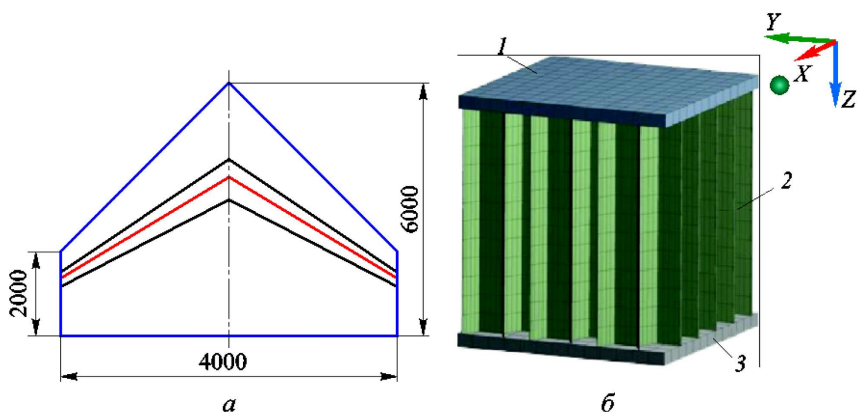


Рис. 1. Форма крыла МКА ТК в плане (а) и обшивки (б):
1 — верхний слой ГПКМ; 2 — слой СЗ; 3 — нижний слой ГПКМ

Рассматриваемый суборбитальный МКА ТК за время полета τ совершает подъем на высоту $H = 105$ км (рис. 2, а), при этом скорость полета v при спуске не превышает 1 250 м/с (рис. 2, б), а максимальный угол атаки α составляет 35° (рис. 2, в). Параметры траектории определены Э.Н. Дударом с помощью компьютерных программ, моделирующих движение центра масс МКА.

Моделирование теплового режима конструкции крыла суборбитального МКА ТК. Уровень аэродинамического нагрева суборбитального МКА в силу существенно меньших скоростей полета оказывается значительно ниже, чем аналогичный показатель орбитальных МКА [8, 9]. Работоспособность конструкций из ГПКМ при воздействии

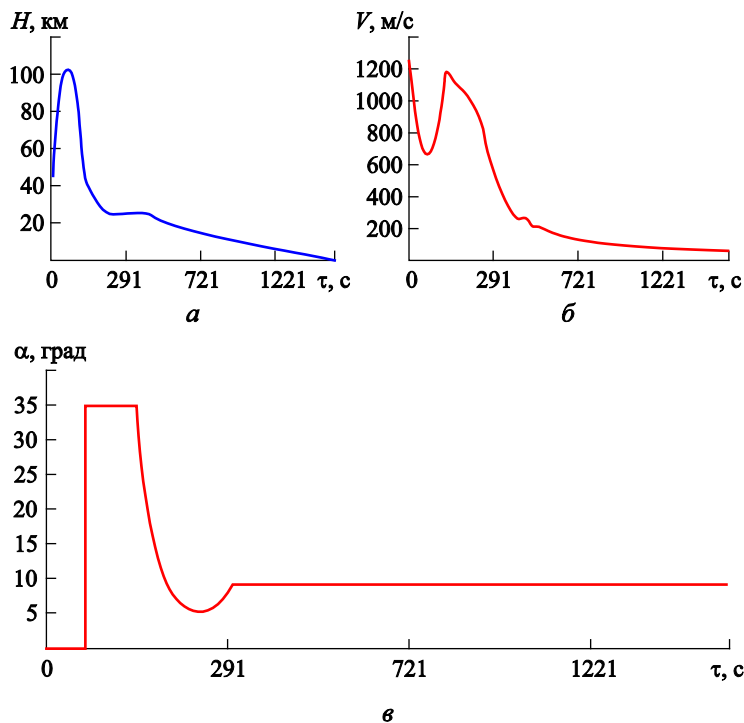


Рис. 2. Программы изменения высоты полета (а), скорости полета (б) и угла атаки (в) суборбитального МКА ТК

высоких температур в первую очередь определяется теплостойкостью полимерного связующего, а именно максимальной температурой, при которой данный материал может эксплуатироваться в течение длительного времени. Поэтому при проектировании для обоснования выбора материалов крыла важно располагать сведениями о его температурном состоянии.

Тепловое проектирование крыла из ГПКМ для МКА ТК в настоящей работе проведено на платформе ANSYS Workbench 16.0 в средах CFX и Transient Thermal. Решение задачи разделено на три этапа, первый из которых посвящен определению радиационного нагрева крыла МКА ТК на внеатмосферном участке траектории, второй — моделированию аэродинамического обтекания изолированного крыла на атмосферном участке, а третий — моделированию прогрева элементов конструкции крыла по толщине [10].

Этап 1. Предполагалось, что при движении на внеатмосферном участке подветренная сторона крыла нагревается прямым потоком излучения Солнца плотностью $1\ 368\ \text{Вт/м}^2$, а наветренная сторона — потоком собственного излучения Земли и потоком солнечного излучения, отраженного земной поверхностью. Плотности потоков излучения, воздействующих на крыло МКА, зависят от зенитного угла, т. е. от времени года и времени суток, в которое происходит спуск

МКА, а также от изменяющегося в течение полета угла тангажа. Исходя из предположения, что рассматриваемый туристический МКА будет базироваться на полигоне «Капустин Яр», обладающем опытом запуска на суборбитальные траектории и низкую околоземную орбиту экспериментальных космических аппаратов («Бор-1» — «Бор-5», 1969–1988 гг. [11]), определены условия нагрева солнечным излучением и излучением, отраженным от атмосферы и поверхности Земли, характерные для данного географического района [12]. Выявлено, что в момент входа МКА в плотные слои атмосферы наветренная и подветренная стороны крыла оказываются нагретыми до температур 23 и 44 °С соответственно. Указанные температуры были приняты в качестве начальных для поверхности крыла при моделировании его аэродинамического обтекания.

Этап 2. Геометрическая модель представляла собой половину крыла трапецевидной формы полуразмахом 4 м, со стреловидностью 45°, относительной толщиной профиля 12 % и вогнутостью менее 1,5 %.

Моделирование нагрева трехслойной конструкции проводилось исходя из следующих условий:

- вокруг геометрической модели создан объем идеального газа в виде куба с характеристиками, соответствующими воздуху на заданной высоте полета [13];

- на входе объема среды заданы компоненты вектора скорости, на выходе — давление (в случае дозвукового обтекания) и свободное течение среды (в случае сверхзвукового режима), три боковые стенки среды считались свободно перемещающимися, а среда вблизи стенки крыла — неперемещающейся, при этом в корне крыла заданы условия симметрии;

- скорость среды задана с переменным временным шагом (табл. 1);
- форма и размеры крыла считались неизменными.

Таблица 1

Характеристики в точках траектории, для которых проводилось моделирование аэродинамического обтекания крыла МКА ТК

Время полета t , с	Скорость полета V , м/с	Угол атаки α , град	Высота полета H , м	Температура окружающей среды, °С	$Re \cdot 10^{-5}$	Режим обтекания
0	1 021	0	52 490	-5	1,90	т
20	839	0	70 083	-53	0,20	л
...
910	115	8	2 815	-3,2	261,94	т
1000	106	8	1 000	8,5	289,73	т

Примечание: л — ламинарный режим; т — турбулентный режим.

В целях определения характера обтекания рассчитаны числа Рейнольдса для каждой рассматриваемой точки траектории. Для большей части траектории полета МКА ТК характерен турбулентный режим, что было учтено при конечно-элементном моделировании аэродинамического обтекания крыла.

В результате проведения расчетов получены характерные картины распределения температуры по поверхности крыла (рис. 3, а), а также зависимость максимальной температуры на его кромке от времени полета (рис. 3, б).

Как видно по результатам расчетов, наибольшие температуры локализуются в виде небольших точечных участков на кромке крыла и могут достигать 464 °С, в то время как средняя температура основной части поверхности оказывается ниже максимальной на 200...250 °С (см. рис. 3, а).

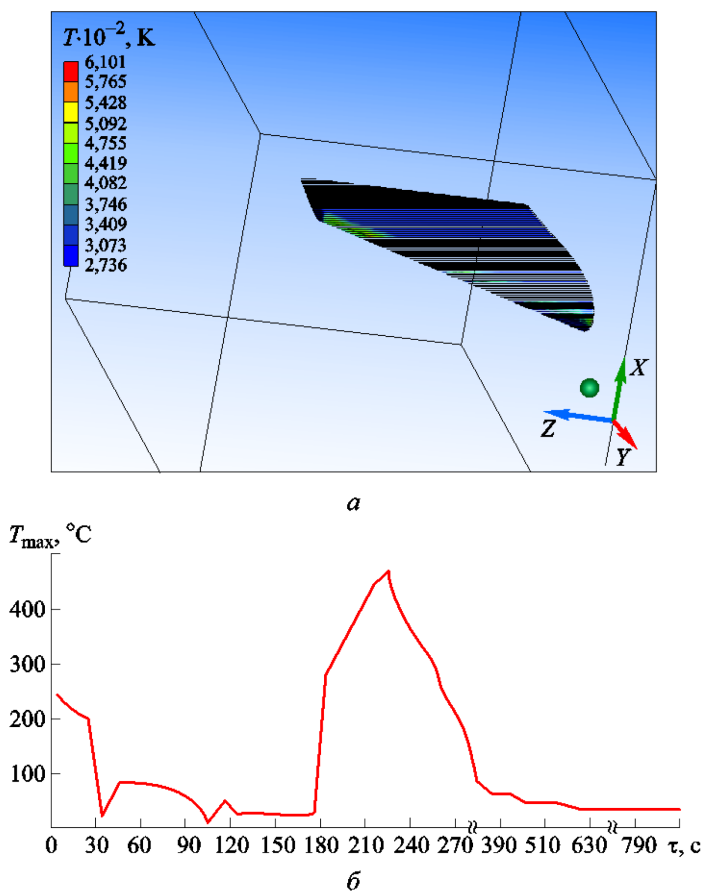


Рис. 3. Температурное состояние крыла МКА ТК:

а — распределение температуры по поверхности крыла; б — зависимость максимальной температуры на кромке крыла от времени полета

Этап 3. В результате реализации данного этапа моделирования были подобраны материалы для изготовления элементов конструкции крыла суборбитального МКА ТК. Последовательность моделирования приведена ниже.

1. *Подбор материала СЗ.* При подборе материала СЗ моделирование прогрева сегмента трехслойной обшивки проводили при следующих допущениях:

- воздействующая тепловая нагрузка носит нестационарный характер (см. рис. 3, б);
- между стенками СЗ, а также между слоистыми обшивками из ГПКМ происходит радиационный теплообмен;
- значения теплофизических и оптических характеристик материалов СЗ и слоев ГПКМ зависят от температуры.

Условия моделирования:

- в качестве модели для подбора материала СЗ использовали фрагмент сотовой панели размерами $25 \times 25 \times 25$ мм;
- трехслойная обшивка крыла состояла из двух слоев ГПКМ толщиной по 3 мм каждый и одного слоя СЗ толщиной 25 мм.

Исследовали пять вариантов материалов СЗ (алюминиевый сплав АМг-5, сталь 08Х18Н10, титановый сплав ВТ15, СП, УП и органический (ОП) на основе волокон KEVLAR и фенолформальдегидного связующего [14]) с гексагональной формой ячейки. Некоторые геометрические и теплофизические характеристики СЗ приведены в табл. 2.

Таблица 2

Некоторые геометрические и теплофизические характеристики СЗ из различных материалов

Материал СЗ	δ , мм	c_p , Дж/(кг · К)	$\lambda_{\text{мат}}$, Вт/(м · К)	ε	$m_{\text{поз}}$, кг/м ²	λ , Вт/(м · К)
Алюминиевый сплав АМг-5	0,02	900	230	0,04	6,5	2,27
Сталь 08Х18Н10	0,02	500	47	0,35	19	0,50
Титановый сплав ВТ15	0,08	540	22,3	0,2	47	0,91
СП	0,12	810	0,4	0,5	26	0,07
УП	0,17	1 500	1	0,85	29	0,13
ОП на основе волокон KEVLAR и фенолформальдегидного связующего	0,06	1 700	0,04	0,5	10	0,05

Примечания: 1. Символ δ — толщина стенки ячейки сот; c_p — удельная теплоемкость сот; $\lambda_{\text{мат}}$ — теплопроводность материала сот; ε — коэффициент излучения материала сот; $m_{\text{поз}}$ — погонная масса СЗ; λ — теплопроводность СЗ.

2. Диаметр ячейки сот составляет 4,76 мм.

Теплопроводность СЗ определяли по стандартной методике [15], учитывающей теплопередачу в СЗ вследствие теплопроводности материала, конвекции воздуха, находящегося внутри ячеек, а также теплового излучения от стенок ячеек.

Как видно по результатам моделирования температурного состояния сегмента обшивки крыла, наилучшим материалом с точки зрения «прогрева» конструкции является СП или ОП, так как при их использовании обшивка прогревалась на минимальную глубину (рис. 4). Однако с точки зрения массы (см. табл. 1) ОП в качестве материала для СЗ более перспективен, нежели СП, так как его погонная масса в 2,6 раза ниже.

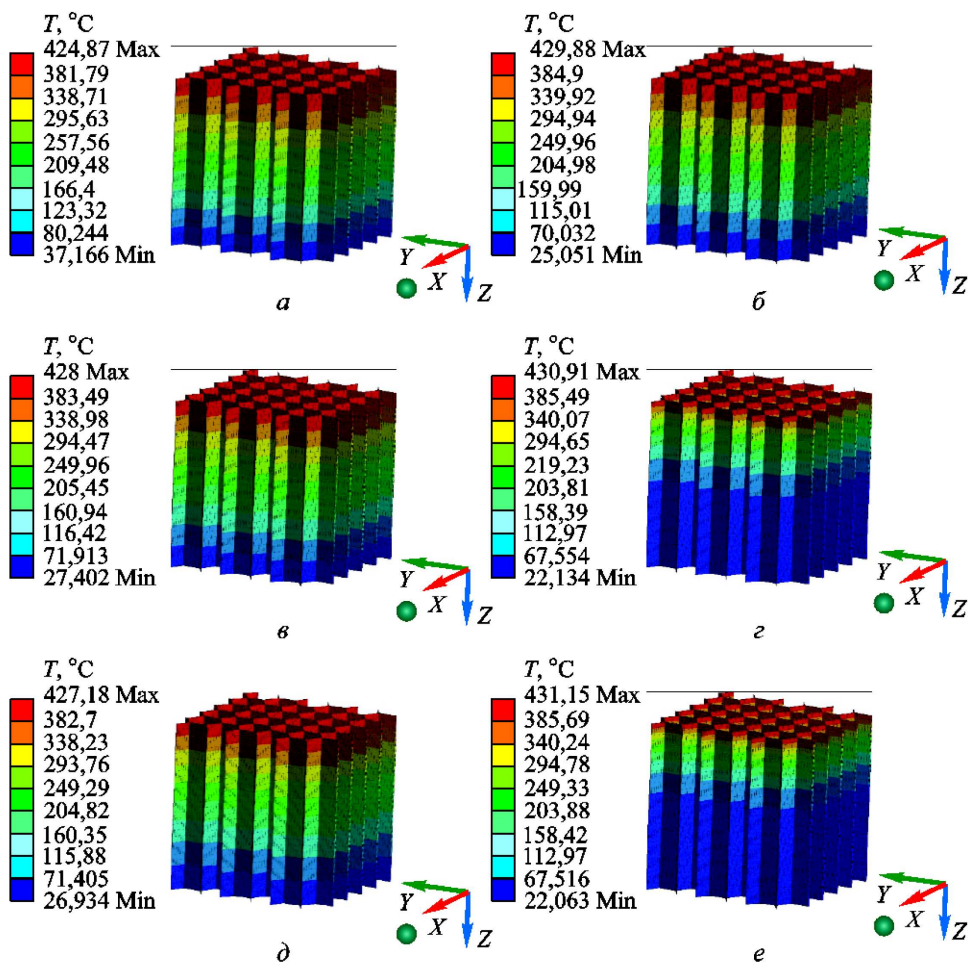


Рис. 4. Прогрев СЗ из различных материалов в момент воздействия максимальной температуры:

а — алюминиевый сплав АМг-5; *б* — сталь 08Х18Н10; *в* — титановый сплав ВТ15; *г* — СП; *д* — УП; *е* — ОП на основе волокон KEVLAR и фенолформальдегидного связующего

2. *Подбор связующего для обшивки из ГПКМ.* В настоящее время максимальная температура длительной эксплуатации композиционных материалов с полимерной матрицей составляет для материалов на основе фенольных связующих 170 °С, эпоксидных — 180 °С, бисмалеимидных — 230 °С, полиимидных — до 370 °С [16]. Полученные температурно-временные зависимости (см. рис. 3) показывают, что кромка крыла суборбитального МКА ТК нуждается в тепловой защите. Для этого было рассмотрено напыляемое теплозащитное покрытие (ТЗП), которое не подвержено уносу массы, имеет плотность 500 кг/м³, удельную теплоемкость 80 Дж/(кг · К), теплопроводность 0,2 Вт/(м · К) и предназначено для эксплуатации при температурах до 600 °С.

Моделирование проводилось при следующих условиях:

- толщина ТЗП варьировалась от 1 до 4 мм с шагом 1 мм;
- излучательная способность ТЗП не зависит от температуры и равна 0,8;
- температура обшивки крыла из ГПКМ не более 370 °С, а температура СЗ не более 170 °С.

В табл. 3 приведены результаты определения максимальной и минимальной температур в различных слоях обшивки крыла в зависимости от толщины слоя ТЗП.

Судя по результатам моделирования, толщина ТЗП, наносимого на кромку крыла МКА ТК, должна быть не менее 4 мм (см. табл. 3). При такой толщине покрытия максимальная температура в верхнем слое ГПКМ составит не более 171 °С, а максимальная температура СЗ — не более 151 °С.

Таблица 3

Максимальные (числитель) и минимальные (знаменатель) температуры, °С, возникающие в слоях обшивки крыла, в зависимости от толщины слоя ТЗП

Толщина ТЗП, мм	ТЗП	Верхний слой ГПКМ	СЗ	Нижний слой ГПКМ
1	464/320	320/227	252/26	29/28
2	464/227	244/169	205/24	27/27
3	464/176	198/167	174/25	27/26
4	464/146	171/144	151/23	27/26

Полученные данные (см. табл. 3) указывают на то, что в качестве связующих для обшивок из ГПКМ могут быть применены бисмалеимидные или полиимидные связующие.

3. *Подбор связующего для лонжерона.* При подборе материала лонжерона крыла МКА ТК использовали полноразмерную 3D-модель крыла (рис. 5), к поверхности которой были приложены температурные нагрузки, полученные на этапах 1 и 2 моделирования (см. рис. 3, а).

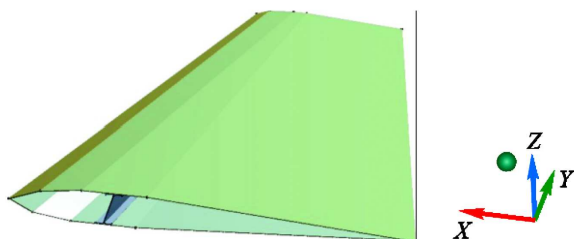


Рис. 5. Геометрическая модель крыла

Моделирование проводилось при следующих допущениях:

- между внутренними стенками обшивки и лонжероном происходит радиационный теплообмен;
- унос материала обшивки и ТЗП отсутствует;
- теплофизические и оптические характеристики ГПКМ (теплопроводность, удельная теплоемкость и излучательная способность) зависят от температуры.

Максимальная температура, до которой нагревается лонжерон, составила 33 °С, поэтому с точки зрения теплового режима для него могут быть рекомендованы все рассмотренные классы связующих. Однако с точки зрения оптимального сочетания эксплуатационных, технологических и экономических характеристик для лонжерона рекомендуется использование эпоксидного или бисмалеимидного связующего.

Заключение. На основе численного моделирования теплового нагружения крыла суборбитального МКА ТК осуществлен предварительный выбор материалов для всех конструктивных элементов. В качестве материала СЗ для трехслойной обшивки крыла суборбитального МКА ТК рекомендован ОП; в качестве связующего для многослойных ГПКМ обшивки крыла — полиимидное или бисмалеимидное связующее; для лонжерона — эпоксидное или бисмалеимидное. Полученные в результате теплового моделирования данные свидетельствуют о том, что для защиты кромки крыла суборбитального МКА ТК от абляции при эксплуатации необходимо использовать ТЗП, в качестве которого рекомендовано напыляемое покрытие с минимальной толщиной 4 мм.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Seedhouse E. *Suborbital: Industry at the Edge of Space*. Springer Praxis Books. 2014, 184 p. URL: <http://www.springer.com/gp/book/9783319034843> (дата обращения 15.05.2016).
- [2] Пилюгина А.В., Агеева Т.Г. Технично-экономическая эффективность проектов космических аппаратов туристического класса. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2012, с. 107–119.

- [3] Ashford D. An aviation approach to space transportation (A strategy for increasing space exploration within existing budget streams). *The Aeronautical Journal*, 2009, vol. 113 (1146), pp. 499–515.
- [4] Dudar E., Bruk A. Aircraft Means Application for Suborbital Tourist Flights and Commercial Satellites Launching into an Orbit. *Proceeding of the 27th International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS 2010)*, Nice, France, 19–24 September 2010.
- [5] Резник С.В., Агеева Т.Г. Сравнительный анализ конструктивно-технологического совершенства многоразовых космических аппаратов. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2010, спец. вып. к 180-летию МГТУ им. Н.Э. Баумана, с. 19–34.
- [6] Резник С.В., Просунцов П.В., Агеева Т.Г. Оптимальное проектирование крыла суборбитального многоразового космического аппарата из гибридного полимерного композиционного материала. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2013, № 1 (17), с. 38–43.
- [7] Резник С.В. Актуальные проблемы проектирования, производства и испытания ракетно-космических композитных конструкций. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2013, № 3.
URL: <http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/638.html> (дата обращения 10.07.2016).
- [8] Резник С.В., Агеева Т.Г., Дудар Э.Н. Комплексная методика проектирования конструкции крыла многоразового космического аппарата. *Авиакосмическая техника и технология*, 2010, № 2, с. 3–8.
- [9] Sarigul-Klijn M., Sarigul-Klijn N. *Flight Mechanics of Manned Sub-Orbital Reusable Launch Vehicles with Recommendations for Launch and Recovery*. URL: http://mae.engr.ucdavis.edu/faculty/sarigul/AIAA_2003_0909_revised_Sep03.pdf (дата обращения 06.07.2016).
- [10] Ageyeva T.G., Mikhailovskiy K.V. Thermal design of wing structure for reusable space vehicle. *Proceeding of IV Sino-Russian ASRTU Symposium on Advanced Materials and Processing Technology (ASRTU-2016)*. Association of Sino-Russian Technical Universities, Harbin Institute of Technology, Bauman MSTU. Ekaterinburg, 2016, pp. 92–93.
- [11] *Энциклопедия крылатого космоса* [Электрон. ресурс]. URL: <http://www.buran.ru> (дата обращения 20.02.2016).
- [12] *ГОСТ 25645.153–90. Излучение атмосферы Земли рассеянное. Модель пространственно-временного распределения*. Москва, Гос. комитет СССР по управлению качеством продукции и стандартами, 1990, 68 с.
- [13] *ГОСТ 4401–81. Атмосфера стандартная. Параметры*. Москва, Изд-во Стандартов, 1981, 181 с.
- [14] *PK2 Kevlar N636 Para-Aramid Fiber Honeycomb*. [Электрон. ресурс] URL: http://www.plascore.com/download/datasheets/honeycomb_data_sheets/Plascore_PK2.pdf (дата обращения 15.05.2016).
- [15] Swann R.T., Pittman C.M. Analysis of Effective Thermal Conductivities of Honeycomb-Core and Corrugated-Core Sandwich Panels. *NASA Technical Note D-714*, 1961.
- [16] Red C. *The Outlook for Thermoplastics in Aerospace Composites* [Электрон. ресурс]. *Composites World*, 2014. URL: <http://www.compositesworld.com/articles/the-outlook-for-thermoplastics-in-aerospace-composites-2014–2023> (дата обращения 15.05.2016).

Статья поступила в редакцию 01.09.2016

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Агеева Т.Г., Михайловский К.В. Обоснование выбора материалов для крыла суборбитального многоразового космического аппарата туристического класса. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2016, вып. 10.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2016-10-1543>

Агеева Татьяна Геннадьевна родилась в 1988 г., окончила МГТУ им. Н.Э. Баумана в 2011 г. Магистр в области техники и технологий, инженер кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 10 научных работ в области проектирования объектов ракетно-космической техники. e-mail: tageeva888@gmail.com

Михайловский Константин Валерьевич родился в 1985 г., окончил МГТУ им. Н.Э. Баумана в 2008 г. Канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 30 научных работ в области проектирования, производства и испытаний объектов ракетно-космической техники. e-mail: konst_mi@mail.ru

Substantiation of the choice of materials for the wing of tourist class suborbital reusable space vehicle

© T.G. Ageyeva, K.V. Mikhaylovskiy

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The article presents the results of numerical simulation of the thermal conditions of the wing of a hybrid polymer composite material for tourist class reusable space vehicle to fly on a suborbital trajectory. Calculations performed by finite element analysis, using the universal software system ANSYS Workbench 16.0, provide the temperature distribution on the surface of the wing corresponding to the stage of vehicle descent in the atmosphere. It became clear that thermal-protective coating must be used at the edges of the wing and the type of coating was defined. As a result of finite element simulation classes of polymeric matrix materials, suitable for the manufacture of hybrid composite wing skins, and carbon composite spar were identified, and the honeycomb filling material used in the wing skin was selected, using thermal condition numerical simulation methods.

Keywords: reusable space vehicle, thermal conditions, wing, hybrid composite material, simulation.

REFERENCES

- [1] Seedhouse E. *Suborbital: Industry at the Edge of Space*. Springer Praxis Books. 2014, 184 p. Available at: <http://www.springer.com/gp/book/9783319034843> (accessed May 15, 2016).
- [2] Pilugina A.V., Ageyeva T.G. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Seriya Mashinostroyeniye — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series: Mechanical Engineering*, 2012, pp. 107–119.
- [3] Ashford D. *The Aeronautical Journal*, 2009, vol. 113 (1146), pp. 499–515.
- [4] Dudar E., Bruk A. Aircraft Means Application for Suborbital Tourist Flights and Commercial Satellites Launching into an Orbit. *Proceeding of the 27th International Congress of the Aeronautical Sciences (ICAS 2010)*, Nice, France, September 19–24, 2010.
- [5] Resnik S.V., Ageyeva T.G. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Seriya Mashinostroyeniye — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series: Mechanical Engineering*, 2010, special edition for the 180th anniversary of BMSTU, pp. 19–34.
- [6] Resnik S.V., Prosuntsov P.V., Ageyeva T.G. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina — Space Journal of Lavochkin Association*, 2013, no. 1 (17), pp. 38–43.
- [7] Resnik S.V., *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2013, no. 3. Available at: <http://engjournal.ru/catalog/machin/rocket/638.html> (accessed July 10, 2016).
- [8] Resnik S.V., Ageyeva T.G., Dudar E.N. *Aviakosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya — Aerospace Technic and Technology*, 2010, no. 2, pp. 3–8.
- [9] Sarigul-Klijn M., Sarigul-Klijn N. *Flight Mechanics of Manned Sub-Orbital Reusable Launch Vehicles with Recommendations for Launch and Recovery*. Available at: http://mae.engr.ucdavis.edu/faculty/sarigul/AIAA_2003_0909_revised_Sep03.pdf (accessed July 06, 2016).

- [10] Ageyeva T.G., Mikhailovskiy K.V. Thermal design of wing structure for reusable space vehicle. *Proceeding of IV Sino-Russian ASRTU Symposium on Advanced Materials and Processing Technology (ASRTU-2016)*. Association of Sino-Russian Technical Universities, Harbin Institute of Technology, BMSTU. Ekaterinburg, 2016, pp. 92–93.
- [11] *Entsiklopediya krylatogo kosmosa — Encyclopedia of winged spacecrafts*. Available at: <http://www.buran.ru> (accessed February 20, 2016).
- [12] *GOST 25645.153–90. Izluchenie atmosfery Zemli rasseyannoe. Model prostranstvenno-vremennogo raspredeleniya* [The scattered radiation of the Earth's atmosphere. Model of spatiotemporal distribution]. Moscow, USSR State Committee for Standard and Product Quality Management Publ., 1990, 68 p.
- [13] *GOST 4401–81. Atmosfera standartnaya. Parametry* [Standard atmosphere. Parameters]. Moscow, Publishing and Printing Complex Standart Publ., 1981, 181 p.
- [14] *PK2 Kevlar N636 Para-Aramid Fiber Honeycomb*. Available at: http://www.plascore.com/download/datasheets/honeycomb_data_sheets/Plascore_PK2.pdf (accessed May 15, 2016).
- [15] Swann R.T., Pittman C.M. Analysis of Effective Thermal Conductivities of Honeycomb-Core and Corrugated-Core Sandwich Panels. *NASA Technical Note D-714*, 1961.
- [16] Red C. The Outlook for Thermoplastics in Aerospace Composites. *Composites World*, 2014. Available at: <http://www.compositesworld.com/articles/the-outlook-for-thermoplastics-in-aerospace-composites-2014-2023> (accessed May 15, 2016).

Ageyeva T.G. (b. 1988) graduated from Bauman Moscow State Technical University in 2011. Master of Engineering and Technology, engineer, Department of Rocket and Space Composite Structures, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 10 research publications in the field of designing the objects of rocket and space technology. e-mail: tageeva888@gmail.com

Mikhaylovskiy K.V. (b. 1985) graduated from Bauman Moscow State Technical University in 2008, speciality Design and Production of Composite Material Objects. Cand. Sci. (Eng.), Associate Professor, Department of Rocket and Space Composite Structures, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 30 research publications in the field of designing, production and testing the objects of rocket and space technology. e-mail: konst_mi@mail.ru