

Thermal design of the wing skin of a tourist class reusable spacecraft
Ашихмина Е.Р., Ageyeva Tatyana, Просунцов П.В.

Accepted for publication in Engineering Journal: Science and Innovation
Published in 2018

DOI: [10.18698/2308-6033-2017-12-1712](https://doi.org/10.18698/2308-6033-2017-12-1712)

Тепловое проектирование обшивки крыла многоразового космического аппарата туристического класса

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

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

Создание конструкции крыла суборбитального многоразового космического аппарата туристического класса является сложной научно-технической проблемой, которая требует, в том числе решения задачи теплового проектирования. Для этого необходимо иметь сведения о тепловых нагрузках, действующих на аппарат во время полета, и данные о теплофизических характеристиках материалов конструкции крыла. Внешние тепловые нагрузки, действующие на крыло и корпус аппарата во время его спуска в атмосфере, определены путем математического моделирования процесса аэродинамического обтекания с использованием пакета программ ANSYS CFX. Теплофизические характеристики материалов найдены на основе моделирования теплопереноса в представительном элементе объема материала с использованием программных продуктов Digimat и ANSYS Workbench. Решена задача прогрева конструкции крыла и определены наиболее теплонагруженные участки крыла. Анализ полей температуры выявил необходимость в установке специального слоя тепловой защиты. В качестве теплозащитного покрытия выбран сферопластик. В результате решения задачи теплового проектирования определены оптимальные с точки зрения веса распределения толщин покрытия из сферопластика по поверхности крыла.

Ключевые слова: *тепловое проектирование, моделирование аэродинамического обтекания, тепловая защита, многоразовые космические аппараты, космический туризм*

Введение. В последние годы наметилась новая тенденция развития космической деятельности — космический туризм [1–3]. Создание средств для совершения туристических полетов (многоразовых космических аппаратов туристического класса (МКА ТК)) является сложной междисциплинарной проблемой, в которой технические вопросы связаны с экономическими. Так, ключевые проблемы техники для космического туризма заключаются в обеспечении ее высокой надежности наряду с весовой и экономической эффективностью [4–6].

В МГТУ им. Н.Э. Баумана в течение ряда лет ведутся работы по проектированию суборбитального крылатого МКА ТК [7]. По проектному замыслу ракетоплан будет выполнен по самолетной схеме с высокорасположенным треугольным крылом прямой стреловидности по передней кромке (рис. 1) [8].

Одной из проблем, возникающих при проектировании такого аппарата, является обеспечение его теплового режима во время эксплуатации. При возвращении МКА ТК на Землю в процессе прохожде-

ния плотных слоев атмосферы его поверхность подвергается значительному аэродинамическому нагреву. Для защиты конструкции от действия высокотемпературного газового потока применяются специальные теплозащитные покрытия (ТЗП). Следует отметить, что к материалам ТЗП предъявляются противоречивые требования: малая плотность, высокая теплоемкость, низкая теплопроводность, а также способность выдерживать большой перепад температур при эксплуатации и высокие динамические нагрузки [9–10].



Рис. 1. МКА ТК «Одуванчик» (проект МГТУ им. Н.Э. Баумана)

Цель работы — снижение массы конструкции крыла МКА ТК при обеспечении допустимого уровня температуры его силовых элементов.

Объект исследования. Одним из важных элементов конструкции, в значительной мере определяющим облик и массу МКА ТК в целом, является его крыло, состоящее из двух лонжеронов и тонких композитных обшивок [11]. Исследования по оптимизации конструкции крыла МКА ТК показали [12], что для достижения большей весовой эффективности целесообразно деление крыла на отдельные секции. При этом показано [12], что наилучшим вариантом с точки зрения массы является крыло с продольным разделением на шесть секций (рис. 2).

В конструкции крыла МКА ТК планируется применить гибридные полимерные композиционные материалы (ГПКМ). Совместное использование различных наполнителей в ГПКМ позволяет получать материал с требуемыми жесткостью и прочностью при одновременно умеренной стоимости [13]. По результатам исследований, проведенных в работах [7, 12], в качестве наполнителей для изготовления об-

шивки крыла МКА ТК было решено использовать стеклоткань и углеродную однонаправленную ленту. Таким образом, обшивка крыла представляет собой сэндвич-панель из ГПКМ и сотового заполнителя (СЗ) из органопластика. Предполагается, что лонжерон изготовлен на основе углеродной однонаправленной ленты с углами укладки $[0/\pm 45/90]$. Геометрические размеры крыла представлены на рис. 3.

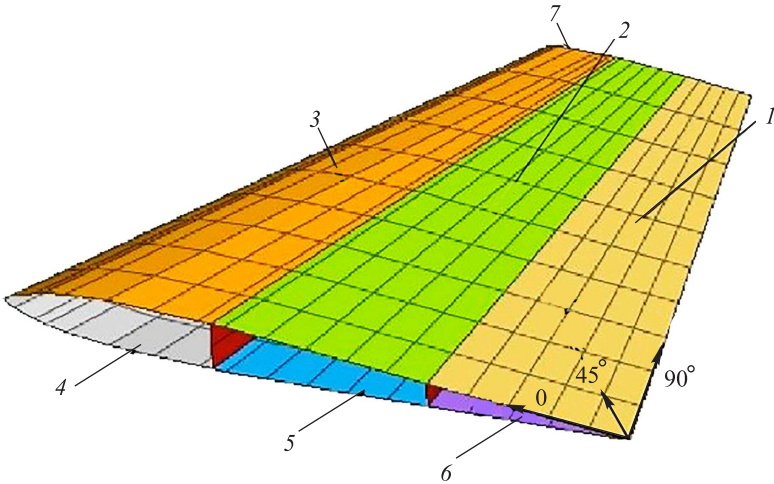


Рис. 2. Конечно-элементная модель крыла переменной толщины с продольным разделением обшивки на секции:
1–6 — секции; 7 — заглушка

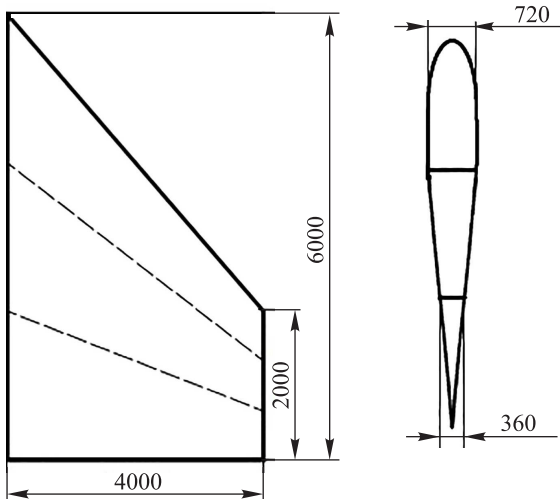


Рис. 3. Геометрические размеры крыла

Сложность решения задачи теплового проектирования крыла из ГПКМ для МКА ТК заключается в недостаточности сведений о тепловых нагрузках, воздействующих на конструкцию аппарата, а также

теплофизических характеристиках композиционных материалов конструкции крыла. В процессе теплового проектирования требуется выявить наиболее теплонагруженные участки крыла, оценить необходимость применения специальных мер тепловой защиты, выбрать рациональные материалы и определить их толщину на различных участках.

Моделирование аэродинамического обтекания. Для определения тепловых нагрузок, возникающих в процессе полета МКА ТК, проводилось моделирование аэродинамического обтекания в модуле *Fluid Flow (CFX)* программного пакета ANSYS Workbench. Рассматривалась задача обтекания модели МКА ТК однородным сверхзвуковым потоком. При этом 3D-модель МКА ТК помещали в объем газовой среды около $100\,000\text{ м}^3$, на полусферической фронтальной поверхности которой задавали значения скорости и направления течения газового потока. На плоской тыльной поверхности использовали условие свободного истечения газа. Объем газовой среды выбирали таким образом, чтобы возмущения, вносимые его боковыми стенками, не оказывали влияния на поле скоростей в окрестности модели аппарата. Моделирование проводилось для наиболее теплонагруженного участка полета — спуска в атмосфере под максимальным углом атаки, равным 35° . В качестве исходных данных о среде (воздух) используются данные ГОСТ 4401-81.

По результатам моделирования обтекания МКА ТК для различных высот полета получены распределения температуры газа и коэффициента теплоотдачи у его поверхности (рис. 4). Максимальная температура газа на высоте 50 км составила 941 К.

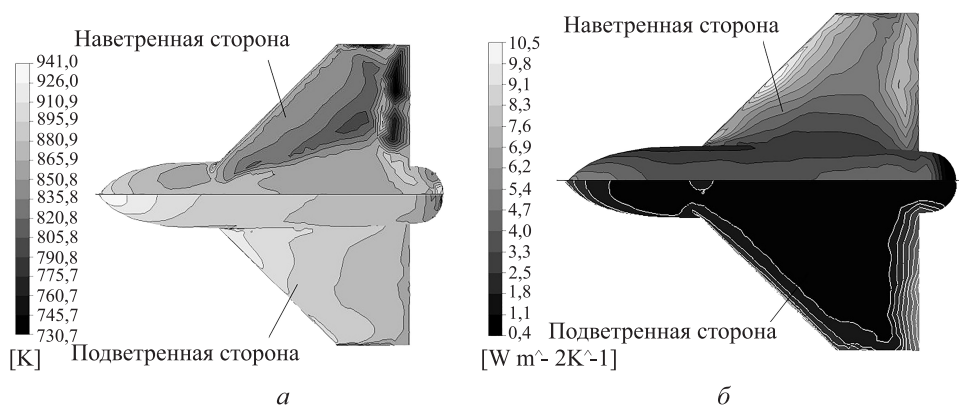


Рис. 4. Результаты моделирования аэродинамического обтекания на высоте 50 км на 210-й с полета:

а — температура газа у поверхности МКА ТК, К; *б* — коэффициент теплоотдачи, $\text{Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К})$

Для анализа процесса теплопереноса в конструкции крыла МКА ТК выбраны характерные точки (рис. 5). Распределение температуры газа у поверхности аппарата и значения коэффициента теплоотдачи в характерных точках приведены на рис. 6. Из результатов моделирования следует, что наиболее теплонагруженным участком МКА ТК является основание корневой хорды крыла, интенсивность теплообмена между поверхностью аппарата и окружающей средой существенно возрастает с уменьшением высоты полета, что связано с повышением атмосферного давления.

Рис. 5. Характерные точки на поверхности МКА ТК:

1 — корень крыла; 2, 3 — центр и край передней кромки; 4, 5 — центры наветренной и подветренной сторон крыла; 6 — центр зоны отрыва потока

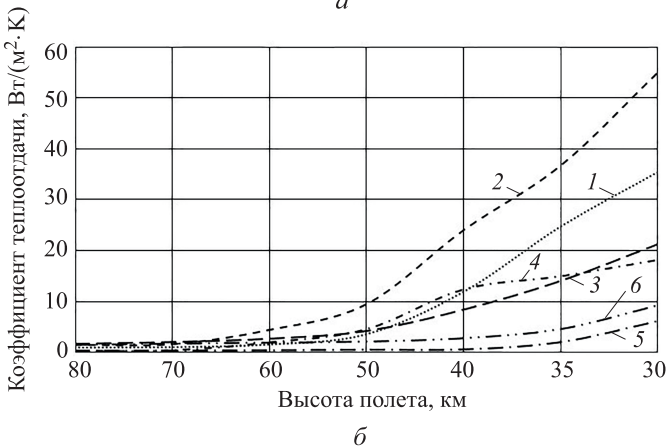
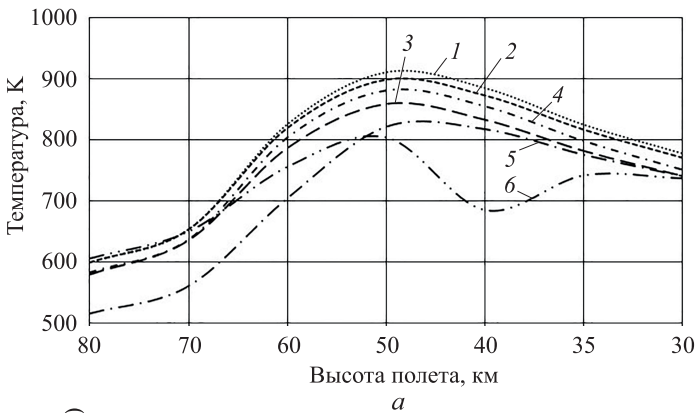
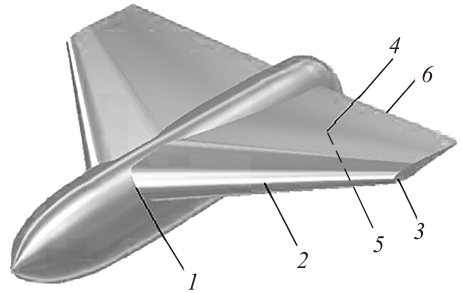


Рис. 6. Зависимости температуры газа у поверхности МКА ТК (а) и коэффициента теплоотдачи МКА ТК (б) от высоты полета (номера кривых соответствуют номерам характерных точек на рис. 5)

Определение теплофизических характеристик сэндвич-панели обшивки крыла МКА ТК. Для проведения теплового проектирования крыла необходимы данные о теплофизических характеристиках материалов обшивки. Для экономии временных и материальных ресурсов эти данные были получены расчетным путем. Следует отметить, что наибольшие проблемы возникли при определении теплопроводности материалов, так как для расчета теплоемкости и плотности можно было использовать правило смеси. Определение теплопроводности монослоев ГПКМ проводили с помощью пакета программ Digimat [14], в котором были построены геометрические и конечно-элементные модели представительных объемов материалов (табл. 1).

Таблица 1

Результаты моделирования теплопроводности, Вт/(м·К), монослоев ГПКМ на основе углеродной однонаправленной ленты и стеклоткани

Направление	Углеродная однонаправленная лента	Стеклоткань
<i>x</i>	7,60	0,55
<i>y</i>	0,63	0,55
<i>z</i>	0,65	0,51

Более сложной задачей являлось определение коэффициента теплопроводности СЗ, что связано с комбинированным характером теплообмена, происходящего внутри сотовой ячейки. Теплоперенос в этом случае происходит как по стенкам сотовой ячейки, так и посредством радиационного теплообмена внутри нее.

Модель СЗ представляла собой правильную шестигранную призму высотой 10 мм и толщиной 0,085 мм. Граничные условия задавали в виде температуры на противоположных гранях и радиационного теплообмена внутри сотовой ячейки. При этом грани сотовой ячейки принимали диффузно-отражающими и излучающими поверхностями со степенью черноты $\varepsilon = 0,9$. В результате моделирования определяли суммарный радиационно-кондуктивный поток теплоты через ячейку и ее эффективную теплопроводность. Получены зависимости теплопроводности сотовой ячейки в продольном и поперечном направлениях от температуры (табл. 2). Существенный рост теплопроводности материала сотовой ячейки обусловлен эффектами радиационного теплообмена.

При тепловом проектировании МКА ТК обшивку крыла представляли в виде однослойного анизотропного материала, значения эффективной теплопроводности которого в трех направлениях для различных секций приведены в табл. 3.

Таблица 2

**Теплопроводность СЗ, Вт/(м·К), в двух направлениях
в зависимости от температуры**

Температура, К	В поперечном направлении	В продольном направлении
293	0,024	0,017
373	0,066	0,058
573	0,168	0,155

Таблица 3

**Значения эффективной теплопроводности, Вт/(м·К), в трех направлениях
для различных секций**

Номер секции	Направление	Температура, К			
		293	373	573	773
1	х и у	0,019	0,066	0,173	0,370
	z	0,028	0,074	0,185	0,375
2	х и у	0,018	0,060	0,160	0,351
	z	0,025	0,068	0,173	0,363
3	х и у	0,024	0,081	0,212	0,447
	z	0,034	0,089	0,214	0,563
4	х и у	0,020	0,066	0,174	0,371
	z	0,028	0,074	0,185	0,375
5	х и у	0,019	0,063	0,167	0,359
	z	0,027	0,071	0,179	0,370
6	х и у	0,019	0,063	0,167	0,362
	z	0,027	0,071	0,179	0,370
Заглушка	х и у	0,020	0,066	0,174	0,371
	z	0,028	0,074	0,185	0,375

Определение температурного состояния крыла МКА ТК.

Определение теплофизических характеристик материалов и условий теплообмена на поверхности МКА ТК позволило провести моделирование нагрева конструкции крыла при входе аппарата в плотные слои атмосферы. В дополнение к аэродинамическому нагреву считали, что во внутреннем объеме крыла происходит радиационный теплообмен между его неравномерно нагретыми участками. Также учитывали радиационный теплообмен внешней поверхности крыла с окружающей средой. По результатам расчетов найдены температуры в характерных точках на поверхности крыла в зависимости от высоты полета (рис. 7).

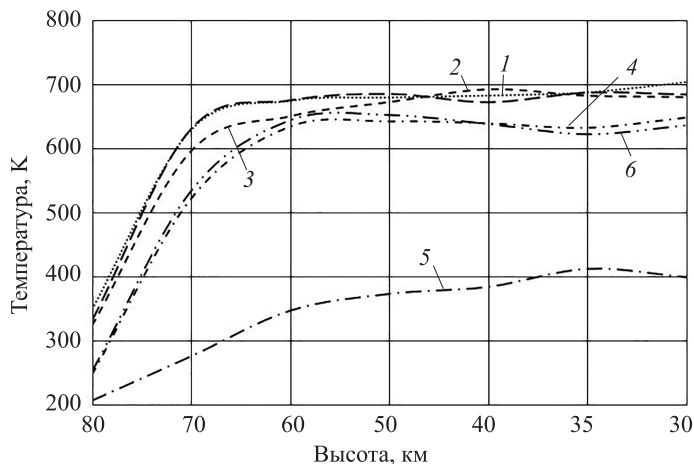


Рис. 7. Зависимость температуры в характерных точках на поверхности крыла от высоты полета (номер кривой соответствует номеру характерной точки на рис. 5)

Результаты моделирования свидетельствуют о том, что максимальные значения температур возникают на кромке крыла (см. рис. 2, секции 3 и 4). Следует отметить, что в зоне контакта лонжеронов с обшивкой крыла возникают значительные градиенты температур, достигающие уровня 180 К/см. Это может привести к росту термических напряжений и необходимости локального усиления конструкции. Анализ показывает, что максимальная температура на поверхности аппарата составляет 820 К, что существенно выше теплостойкости полиамидного связующего, которая не превышает 623 К [15]. Таким образом, необходимо применение специальной тепловой защиты крыла МКА ТК.

Разработка теплозащитного покрытия крыла МКА ТК. В качестве перспективных материалов для тепловой защиты рассматривали углерод-керамические композиционные материалы с регулируемой пористостью, напыляемые покрытия типа ВТЗ-1, а также материал на основе фенольного связующего и стеклокристаллических микросфер — сферопластик [16–18]. Сравнительный анализ показал, что из рассматриваемых материалов наиболее подходящим для обеспечения теплового режима аппарата является именно сферопластик. Наполнителем сферопластика выступают полые кварцевые шарики размером до 100 мкм, заполненные азотом и углекислым газом. Температура плавления такого наполнителя составляет 1500 °С [19].

При проведении исследований найдены оптимальные по массе распределения теплозащитного покрытия по поверхности крыла, при которых температура обшивки из ГПКМ не будет превышать заданного значения. По технологическим соображениям рассматривали варианты дискретного изменения постоянной по поверхности секции

толщины ТЗП с шагом 5 мм. В результате установили, что оптимальным вариантом является нанесение на наиболее теплонагруженные участки крыла — кромку, заглушку, а также секции 1 и 6 (см. рис. 2) крыла — слоя сферопластика толщиной 10 мм, на секцию 2 — слоя толщиной 5 мм (рис. 8). При этом секция 5 в дополнительной тепловой защите не нуждается.

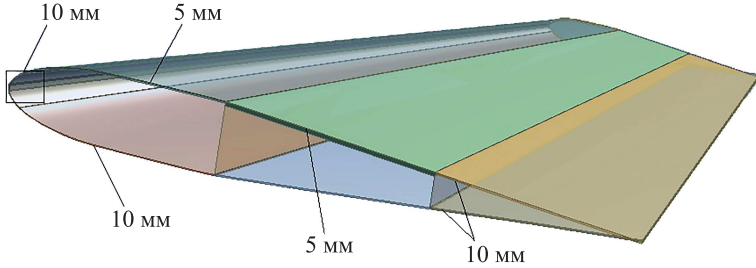


Рис. 8. Размещение и толщина ТЗП из сферопластика

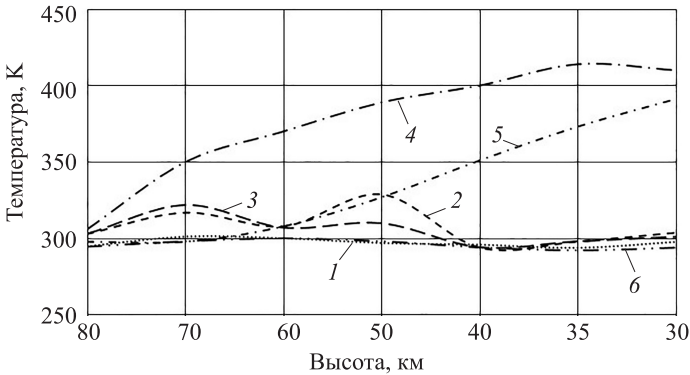


Рис. 9. Зависимость температуры в характерных точках крыла под слоем ТЗП от высоты полета (номер кривой соответствует номеру характерной точки на рис. 5)

Распределение температуры по обшивке крыла под слоем ТЗП в зависимости от высоты полета приведено на рис. 9. Видно, что температура обшивки крыла из ГПКМ не превышает 623 К и, следовательно, ТЗП свои функции обеспечивает. При этом общая масса ТЗП составляет 110 кг, при общей массе обшивки и силовых элементов 219 кг.

Заключение. Моделирование аэродинамического нагрева МКА ТК при возвращении на Землю показывает, что температура газа у поверхности аппарата достигает 820 К и локализуется на передней кромке крыла, что свидетельствует о необходимости применения специальных мер тепловой защиты. В результате решения задачи теплового проектирования крыла выбран материал покрытия и определены

его оптимальные толщины на различных участках обшивки. Масса теплозащитного покрытия составила около 50 % массы силовой конструкции.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Seedhouse E. *Tourists in Space: A Practical Guide*. Chichester, Springer, 2008, 281 p.
- [2] Collins G. *Europe in Space*. New York, Palgrave Macmillan, 2014, 235 p.
- [3] Chavagnac C., Laporte-Weywada H. The Suborbital Space Tourism Project of EADS Astrium. *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 2009, 9 p. URL: <http://enu.kz/repository/2009/AIAA-2009-5516.pdf> (дата обращения: 31.08.2017).
- [4] Von der Dunk, Frans G. Space Tourism, Private Spaceflight and the Law: Key Aspects. *Space, Cyber, and Telecommunications Law Program Faculty Publications*, 2011, pp. 146–152 URL: <http://digitalcommons.unl.edu>. doi: 10.1016/j.spacepol.2011.04.015 (дата обращения: 24.08.2017).
- [5] Zurita P. The New Orient Express: Current Trends and Regulations in Space Tourism and the Need for Commercial Hypersonic Point to Point Travel. *The Global Business Law Review*, 2014, 39 p. URL: <http://engagedscholarship.csuohio.edu/gblr/vol4/iss2/3> (дата обращения: 30.08.2017).
- [6] Webber D. Space Tourism — Essential Step in Human Settlement of Space. *63rd International Astronautical Congress*, 2012, 7 p. URL: http://www.spaceportassociates.com/pdf/human_settlement.pdf (дата обращения: 05.09.2017).
- [7] Агеева Т.Г. *Разработка методики проектирования теплонагруженных элементов конструкций крыльев суборбитальных многоразовых космических аппаратов*. Дис. ... канд. техн. наук. Москва, 2017, 183 с.
- [8] 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. Лавоочкина*, 2013, № 17, с. 38–42.
- [9] Гофин М.Я. *Жаростойкие и теплозащитные конструкции многоразовых аэрокосмических аппаратов*. Москва, Изд-во ТФ «МИР», 2003. 671 с.
- [10] Turner M.J. *Rocket and Spacecraft Propulsion. Principles, Practice and New Developments (Third Edition)*. Chichester, Springer, 2009, 404 p.
- [11] 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.
- [12] 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. Сер. Машиностроение* (находится в печати).
- [13] Михайлин Ю.А. *Волокнистые полимерные композиционные материалы в технике*. Санкт-Петербург, Научные основы и технологии, 2013, 720 с.
- [14] *Digimat*. The Nonlinear Multi-Scale Material and Structure Modeling Platform. URL: <http://www.mscsoftware.com/product/digimat> (дата обращения: 05.12.2016).
- [15] Стеклопластики, связующие материалы, пенопласты, полиамиды, фотополимеры. URL: http://www.xn----7sbnojdkjddgcex2t.xn-p1ai/penoplasty_poliamidu_sopolimery/ (дата обращения: 05.05.2017).

- [16] Cardarely F. *Materials Handbook. A Concise Desktop Reference*. 2nd Edition. Tucson, Springer, 2008, 1340 p.
- [17] Трофимов А.Н., Зарубина А.Ю., Симонов-Емельянов И.Д. Структура, обобщенные параметры и реологические свойства эпоксидных сферопластиков. *Пластические массы*, 2014, № 11, 12, с. 3–8.
- [18] Соколов И.И. *Сферопластики на основе терморективных связующих для изделий авиационной техники*. Автореф. дис. ... канд. техн. наук. Москва, 2013, 21 с.
- [19] Яковенко Т.В., Яруллина Г.К., Гарустович И.В. Сферопластики как термоизолирующие защитные материалы промышленного назначения. *Успехи в химии и химической технологии*, 2016, т. 30, № 8, с. 71–73.

Статья поступила в редакцию 13.11.2017

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Ашихмина Е.Р., Агеева Т.Г., Просунцов П.В. Тепловое проектирование обшивки крыла многоразового космического аппарата туристического класса. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2017, вып. 12.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-12-1712>

Ашихмина Екатерина Руслановна — студентка 1-го курса магистратуры кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». Автор пяти научных работ. Область научных исследований: оптимизация конструкций из композиционных материалов, гибридные полимерные композиционные материалы, оценка экономической эффективности технологических решений.

e-mail: katya.ashikhmina.1996@mail.ru

Агеева Татьяна Геннадьевна — канд. техн. наук, ассистент кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». Автор более 21 научной работы. Область научных исследований: многоразовые космические аппараты, гибридные полимерные композиционные материалы, оптимизация конструкций.

e-mail: tageeva888@gmail.com

Просунцов Павел Викторович — д-р техн. наук, профессор кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». Автор более 140 научных работ. Область научных исследований: анализ и идентификация процессов комбинированного теплопереноса. e-mail: pavel.prosunsov@mail.ru

Thermal design of the wing skin of a tourist class reusable spacecraft

© E.R. Ashikhmina, T.G. Ageeva, P.V. Prosuntsov

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The design of the wing of a tourist class suborbital reusable spacecraft is a challenging scientific and technical problem that requires, among other things, solving the thermal design problem. For this purpose, it is necessary to have information about the thermal loads acting on the vehicle during the flight, and data on the thermophysical characteristics of the materials of the wing. The external thermal loads acting on the wing and the body of the spacecraft during its reentry are determined by mathematical simulation of the aerodynamic flow using the ANSYS CFX software package. The thermophysical characteristics of materials are obtained by simulation of the heat transfer in a representative element of the material volume using the software products Digimat and ANSYS Workbench. Moreover, the problem of warming up the wing structure is solved and the most heat-loaded sections of the wing are identified. The analysis of the temperature fields revealed the need for a special layer of thermal protection. As a heat-protective coating, plastomagnet was chosen. As a result of solving the thermal design problem, we determined optimal from the point of view of weigh thicknesses distribution of the plastomagnet coating on the wing surface.

Keywords: thermal design, aerodynamic flow modeling, thermal protection, reusable spacecraft, space tourism

REFERENCES

- [1] Seedhouse E. *Tourists in Space: A Practical Guide*. Chichester, Springer, 2008, 281 p.
- [2] Collins G. *Europe in Space*. New York, Palgrave Macmillan, 2014, 235 p.
- [3] Chavagnac C., Laporte-Weywada H. The Suborbital Space Tourism Project of EADS Astrium. *American Institute of Aeronautics and Astronautics*, 2009, 9 p. Available at: <http://enu.kz/repository/2009/AIAA-2009-5516.pdf> (accessed August 31, 2017).
- [4] Von der Dunk, Frans G. Space Tourism, Private Spaceflight and the Law: Key Aspects. *Space, Cyber, and Telecommunications Law Program Faculty Publications*, 2011, pp. 146–152. Available at: <http://digitalcommons.unl.edu>. DOI: 10.1016/j.spacepol.2011.04.015 (accessed August 24, 2017).
- [5] Zurita P. The New Orient Express: Current Trends and Regulations in Space Tourism and the Need for Commercial Hypersonic Point to Point Travel. *The Global Business Law Review*, 2014, 39 p. Available at: <http://engagedscholarship.csuohio.edu/gblr/vol4/iss2/3> (accessed August 30, 2017).
- [6] Webber D. Space Tourism — Essential Step in Human Settlement of Space. *63rd International Astronautical Congress*, 2012, 7 p. Available at: http://www.spaceportassociates.com/pdf/human_settlement.pdf (accessed September 5, 2017).
- [7] Ageeva T.G. *Razrabotka metodiki proektirovaniya teplonagruzhennykh elementov konstruktssii krylev suborbitalnykh mnogorazovykh kosmicheskikh apparatov*. Diss. kand. tekhn. nauk [Development of a technique for designing heat-loaded structural elements of the wings of suborbital reusable spacecrafts. Cand. eng. sci. diss.]. Moscow, 2017, 183 p.

- [8] Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Ageeva T.G. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina (Bulletin of Lavochkin Research and Production Association)*, 2013, no. 17, pp. 38–42.
- [9] Gofin M.Ya. *Zharostoikiye i teplozashchitnyye konstruksii mnogorazovykh aerosmicheskikh apparatov* [Heat-resistant and heat-protective constructions of reusable aerospace vehicles]. Moscow, TF MIR Publ., 2003, 671 p.
- [10] Turner M.J. *Rocket and Spacecraft Propulsion. Principles, Practice and New Developments (Third Edition)*. Chichester, Springer, 2009, 404 p.
- [11] Ageeva T.G., Dudar E.N., Reznik S.V. *Aviakosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya — Aerospace Technology*, 2010, no. 2, pp. 3–8.
- [12] Ageeva T.G., Ashikhmina E.R., Prosuntsov P.V. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering*, in print.
- [13] Mikhaylin Yu.A. *Voloknistyye polimernyye kompozitsionnyye materialy v tekhnike* [Fibrous polymer composite materials in engineering]. St. Petersburg, Nauchnye osnovy i tekhnologii Publ., 2013, 720 p.
- [14] *Digmat*. The Nonlinear Multi-Scale Material and Structure Modeling Platform. Available at: <http://www.mscsoftware.com/product/digmat> (accessed December 5, 2016).
- [15] *Stekloplastiki, svyazyuyushchie materialy, penoplasty, poliamidy, fotopolimery* [Fiberglass, binding materials, foams, polyamides, photopolymers]. Available at: http://www.xn----7sbnojdkjddgcex2t.xn-p1ai/penoplasty_poliamidy_sopolimery/ (accessed May 5, 2017).
- [16] Cardarely F. *Materials Handbook. A Concise Desktop Reference*. 2nd Edition. Tucson, Springer, 2008, 1340 p.
- [17] Trofimov A.N., Zarubina A.I., Simonov-Emelyanov I.D. *Plasticheskie massy — International Polymer Science and Technology*, 2014, no. 11, 12, pp. 3–8.
- [18] Sokolov I.I. *Sferoplastiki na osnove termoreaktivnykh svyazyuyuschikh dlya izdelii aviatsionnoy tekhniki*. Avtoref. dis. kand. tekhn. nauk [Spheroplastics based on thermoreactive binders for aeronautical products. Cand. eng. sc. auth. abstr.] Moscow, 2013, 21 p.
- [19] Yakovenko T.V., Yarullina G.K., Garustovich I.V. *Uspekhi v khimii i khimicheskoy tekhnologii — Advances in Chemistry and Chemical Technology*, 2016, vol. 30, no. 8, pp. 71–73.

Ashikhmina E.R., first year Master's Degree student, Department of Aerospace Composite Structures. Author of five scientific publications. Research interests include optimization of composite structures, hybrid polymer composite materials, estimation of economic efficiency of technological solutions. e-mail: katya.ashikhmina.1996@mail.ru

Ageeva T.G., Cand. Sc. (Eng.), Assistant, Department of Aerospace Composite Structures. Author of 21 scientific publications. Research interests include reusable spacecraft, hybrid polymer composite materials, optimization of structures. e-mail: tageeva888@gmail.com

Prosuntsov P.V., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Aerospace Composite Structures. Author of 140 scientific publications. Research interests include analysis and identification of combined heat transfer processes. e-mail: pavel.prosunsov@mail.ru