

На правах рукописи

**АГЕЕВА ТАТЬЯНА ГЕННАДЬЕВНА**

**РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ  
ТЕПЛОНАГРУЖЕННЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ КРЫЛЬЕВ  
СУБОРБИТАЛЬНЫХ МНОГОРАЗОВЫХ КОСМИЧЕСКИХ  
АППАРАТОВ**

Специальность 05.07.03 – Прочность и тепловые режимы летательных  
аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ  
диссертации на соискание ученой степени  
кандидата технических наук



Москва 2017

Работа выполнена в ФГБОУ ВО «Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)»

Научный руководитель:

**Резник Сергей Васильевич**

доктор технических наук, профессор,  
заведующий кафедрой «Ракетно-  
космические композитные  
конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана

Официальные оппоненты:

**Туркин Игорь Константинович**

доктор технических наук, профессор  
кафедры 602 «Авиационно-ракетные  
системы» ФГБОУ ВО «Московский  
авиационный институт (национальный  
исследовательский университет)»

**Юдин Валерий Михайлович**

кандидат технических наук, ведущий  
научный сотрудник ГНЦ ФГУП «ЦАГИ  
имени профессора Н.Е. Жуковского»

Ведущая организация:

Открытое Акционерное Общество  
«Национальный институт  
авиационных технологий»  
(ОАО «НИАТ»)

Защита состоится «\_\_\_» 2017 г. в \_\_\_ часов на заседании  
диссертационного совета Д 212.141.22 в Московском государственном  
техническом университете им. Н.Э. Баумана по адресу: 105005, г. Москва, 2-я  
Бауманская ул., д. 5., стр. 1.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МГТУ им. Н.Э. Баумана  
и на сайте [bmstu.ru](http://bmstu.ru).

Автореферат разослан «\_\_\_» 2017 г.

Ваш отзыв в одном экземпляре, заверенный гербовой печатью, просьба  
направлять по адресу: 105005, г. Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.  
МГТУ им. Н.Э. Баумана, диссертационный совет Д 212.141.22

Ученый секретарь диссертационного  
совета, к.т.н., доцент



Луценко А.Ю.

## **ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ**

**Актуальность темы исследования.** Космический туризм – одно из новых направлений космической деятельности. Из-за высокой стоимости орбитальных космических тур, а также строгих требований к здоровью космических туристов, более перспективным с точки зрения массовости и доступности пока является суборбитальный туризм. Для суборбитальных туре необходимо создание нового вида техники – многоразовых космических аппаратов туристического класса (МКА ТК). Они должны удовлетворять ряду противоречивых требований: иметь высокую надежность и безопасность, повышенную весовую и экономическую эффективность, повышенную степень комфорта для экипажа и пассажиров.

Последнее требование – повышенная степень комфорта – напрямую связано с перегрузками, действующими на пассажиров и экипаж во время полета. «Крылатая» схема МКА характеризуется невысоким, относительно бескрылья схемы, уровнем перегрузок и более выгодна с точки зрения маневренности аппарата на этапе выведения и посадки. Суборбитальный полет предполагает подъем МКА на высоту от 105 до 120 км, пребывание в невесомости в течение 3-5 минут с последующим спуском в атмосфере. Уровень температур, возникающих на поверхности суборбитального МКА во время спуска, в силу относительно невысоких скоростей существенно ниже, чем у орбитальных аппаратов. Тем не менее необходимо исследовать температурное состояние конструкции крыла суборбитального МКА для определения собственных теплозащитных свойств его материалов, а также определения необходимости использования специальной теплозащиты.

С точки зрения весовой эффективности для изготовления таких несущих конструкций аппарата как крылья могут быть использованы полимерные композиционные материалы (ПКМ), обладающие высокими значениями удельной прочности и модуля упругости. На стоимость и физико-механические характеристики ПКМ сильное влияние оказывает тип армирующего наполнителя. На первый взгляд для конструкции крыла МКА ТК наилучшим образом подходят ПКМ на основе углеродных волокон (УВ), позволяющие достичь максимума прочности и жесткости, а также минимального веса конструкции, по сравнению с ПКМ на основе стеклянных волокон (СВ). Однако, если принять во внимание экономическую сторону вопроса, то оказывается, что СВ почти в 20 раз дешевле УВ, поэтому для достижения экономической эффективности конструкции крыла МКА ТК при сохранении необходимого уровня надежности, перспективно использование гибридных ПКМ (ГПКМ), сочетающих в своем составе разнородные армирующие наполнители.

Количество возможных комбинаций слоистого пакета даже при небольшом числе проектных переменных велико. Например, для трех

монослоев и четырех возможных углов укладки ( $0$ ,  $\pm 45$  и  $90$  град.) с учетом возможности различного порядка расположения монослоев, число всех возможных вариантов составит  $12!$  (или более 470 млн. комбинаций). Поэтому при проектировании слоистых ГПКМ применение метода перебора или интуитивно-эмпирических приемов нецелесообразно, так как даже самый простой расчет потребует значительных временных и вычислительных ресурсов. Для нахождения оптимальной по массе, стоимости и жесткости конструкции крыла из ГПКМ необходимо автоматизировать процедуру его оптимизации, основанную на современных численных методах механики и теплофизики композитных сред и генетических алгоритмах (ГА). Таким образом, разработка методики оптимального проектирования крыла МКА ТК из ГПКМ и ее программная реализация, включающая определение состава, порядка расположения и толщины монослоев, углов их укладки и толщины сотового заполнителя является актуальной научной задачей.

**Цель работы** – оптимизация весовых, стоимостных и жесткостных показателей конструкции крыла МКА ТК за счет рационального применения гибридных полимерных композиционных материалов.

**Задачи диссертации:**

1. Определение силовых и тепловых нагрузок, действующих на крыло МКА ТК во время полета, и использование полученных данных для моделирования температурного и напряженно-деформированного состояния крыла.
2. Разработка комплексной методики оптимального проектирования крыла из ГПКМ для суборбитального МКА ТК.
3. Программная реализация ГА оптимизации обшивки крыла из ГПКМ и определение множества оптимальных структур обшивки.
4. Расчетно-экспериментальное определение комплекса теплофизических и оптических характеристик ГПКМ, потенциально пригодных для изготовления обшивки крыла МКА ТК.
5. Обоснование и выбор материалов для изготовления конструктивных элементов крыла МКА ТК, выяснение необходимости применения специальной теплозащиты.

Тема диссертации отвечала планам работ по реализации задач Федеральной космической программы России на 2006-2015 гг. в рамках НИР между ФГУП ЦНИИмаш и МГТУ им. Н.Э. Баумана по теме «Простор-КТ», договор № 0901-1311/224-2009 от 11.06.2009 и № 0901-1311/267-2010 от 30.06.2010 и по теме «Орбита-МГТУ», договор № (27-101-2011)-1001/186-2011 от 18.08.2011. Отдельные результаты получены при финансовой поддержке по проекту № 2.1.2/5865 по заданию Минобрнауки РФ в рамках АВЦП «Развитие научного потенциала высшей школы», а также в рамках ФЦП «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014-2020 годы» по приоритетному направлению

«Транспортные и космические системы» по соглашению о предоставлении субсидии № 14.577.21.0099 Министерством образования и науки Российской Федерации. Уникальный идентификатор прикладных научных исследований (проекта) RFMEFI57714X0008.

**Научная новизна** диссертации определяется:

- Разработанной методикой оптимального (по массе, стоимости и жесткости) проектирования крыла из ГПКМ для суборбитального МКА ТК.
- Решением задачи оптимального проектирования обшивки крыла из ГПКМ с использованием ГА.
- Впервые экспериментально комплексно определенными теплофизическими и оптическими характеристиками ГПКМ.

**Практическая значимость** работы определяется:

- Разработанными конечно-элементными моделями крыла МКА ТК, универсально пригодными для проектных исследований аналогичных конструкций без учета уноса массы.
- Проведенным сравнительным анализом вариантов структуры обшивки крыла МКА ТК, и определением областей рационального применения ГПКМ.
- Полученными экспериментальными данными по теплофизическими и оптическим характеристикам пяти вариантов ГПКМ вида «УП-СП».

**Основные положения диссертации, выносимые на защиту:**

1. Методика оптимального проектирования крыла из ГПКМ суборбитального МКА ТК, основанная на ГА поиска оптимальных решений с позиций массы, стоимости и жесткости.
2. Экспериментальные данные по теплофизическими и оптическим характеристикам ГПКМ.
3. Результаты сравнительного анализа вариантов структуры обшивки крыла МКА ТК из ГПКМ.

**Рекомендации по внедрению:**

Результаты данной работы могут быть рекомендованы для использования при выборе оптимальной структуры ГПКМ для несущих конструкций летательных аппаратов, а также в учебном процессе кафедры СМ13 «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана.

**Достоверность результатов** подтверждается использованием математических моделей, основанных на фундаментальных законах механики и теплофизики, хорошим согласием результатов теоретических исследований с результатами других научных работ, полученных с помощью стандартных программных продуктов, а также высоким уровнем метрологического обеспечения экспериментальных исследований.

**Личный вклад автора** заключается в анализе и обобщении информации о различных МКА, параметрах их конструктивно-технологического совершенства, проведении расчётов нестационарного прогрева конструкции крыла МКА ТК, разработке методики и создании программно-алгоритмического

обеспечения оптимального проектирования обшивки крыла из ГПКМ, а также в определении теплофизических и оптических характеристик ГПКМ.

**Апробация основных результатов** диссертации проведена на: 1-st Int. Conf. on Advanced Polymer Matrix Composites (Compo 2010) (Harbin, China, 2010); Всеросс. научно-технической конференции «Аэрокосмические технологии – 2010» (Реутов, 2010); 34-х, 35-х, 36-х, 40-х Академ. чтениях по космонавтике (Москва, 2010, 2011, 2012, 2016); 2-nd, 3-rd Int. Conf. on Advanced Composite Materials and Technologies for Aerospace Applications (Wrexham, UK, 2012, 2013); 14-м, 15-м Минском международном форуме по тепло- и массообмену (Минск, 2012, 2016); 4-ой Междунар. научной конференции «Ракетно-космическая техника: фундаментальные и прикладные проблемы» (Москва, 2013); I Sino-Russian Symposium on Advanced Materials and Processing Technology (Qingdao, China, 2014); IV Sino-Rus. ASRTU Symposium on Advanced Materials and Processing Technology (Ekaterinburg, 2016); 2-ой Междунар. конференции «Деформирование и разрушение композиционных материалов и конструкций (DFCMS-2016)» (Москва, 2016).

**Публикации:** материалы диссертации отражены в 15 научных работах, в том числе в 4 статьях в журналах, рекомендованных ВАК РФ. Общий объем публикаций составляет 5,08 п.л.

**Структура и объем диссертации:** диссертационная работа состоит из введения, 5 глав, выводов к каждой главе, общих выводов, заключения, приложения и актов внедрения. Работа содержит 179 страниц машинописного текста, 73 рисунка и 27 таблиц. Список литературы включает 244 наименования.

## СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

**Во введении** обоснована актуальность темы работы, сформулирована цель и задачи исследования, показана научная новизна и практическая ценность диссертации, перечисляются положения, выносимые на защиту, а также приводятся сведения об апробации работы.

**Первая глава** носит обзорно-аналитический характер. В ней обобщены сведения о различных МКА (в т.ч. туристического назначения) и параметрах их конструктивно-технологического совершенства. Рассмотрены виды и преимущества ГПКМ, приведена их классификация. Проведен обзор по современному математико-алгоритмическому и программному обеспечению для решения задач проектирования, а также методам расчета температурного и напряженно-деформированного состояния силовых композитных конструкций.

**Вторая глава** посвящена исследованию проектного облика и параметров траектории суборбитального МКА ТК, определению силовых и тепловых

нагрузок, действующих на крыло МКА ТК во время полета, а также разработке методики оптимального проектирования обшивки крыла из ГПКМ.

Рассматриваемый в работе суборбитальный пилотируемый МКА ТК предназначен для группового полета пяти человек (Рис. 1). В стартовом положении ракетно-космическая система имеет массу 10 т (масса МКА ТК – 3,5 т, ракетного блока – 6,5 т). Расчетная максимальная высота полета должна составлять не менее 100 км. Вертикальный запуск МКА ТК предполагается с наземных мобильных установок, горизонтальная посадка – по-самолетному.

Исследуемое в работе крыло МКА ТК представлялось изолированным, конечного размаха в виде тонкой слоистой трапециевидной пластины, состоящей из одного лонжерона и тонких обшивок. Стреловидность крыла составляла 45°; относительная толщина профиля – 12%; вогнутость профиля – менее 1,5%. Предполагалось, что лонжерон выполнен из углепластика (УП), а обшивки представляли собой панели типа «сэндвич» с сотовым заполнителем. Для достижения экономической эффективности конструкции МКА ТК, при сохранении необходимого уровня надежности, поверхностные слои «сэндвич»-панели перспективно изготавливать из ГПКМ, сочетающихся в своем составе различные наполнители.

Траектории полета суборбитального МКА ТК была сформирована из условия максимального значения поперечной перегрузки 4,0. Угол атаки во время спуска на высотах от 105 до 30 км составлял 35 град (Рис. 2, *a*), что позволяло снизить скорость МКА ТК на участке входа в плотные слои атмосферы. Программа изменения скорости полета МКА приведена на Рис. 2, *б*.

Численное моделирование аэродинамического обтекания крыла МКА ТК на этапе входа в атмосферу осуществлялось в модуле CFX пакета программ Ansys WB. Такие параметры атмосферы как плотность, кинематическая вязкость и теплопроводность принимались стандартными. Моделирование аэродинамического обтекания было проведено с переменным временным шагом. Как следует из результатов моделирования большей части полета суборбитального МКА ТК присущ турбулентный режим обтекания. Ожидаемое изменение максимальных температур и давлений на кромке крыла показано на Рис. 3. Наиболее опасен, с точки зрения тепловых и силовых нагрузок участок спуска, охватывающий временной интервал от 180 до 270 с, на котором отдельные части обшивки крыла могут нагреваться до 464°C, в то же самое время температура некоторых участков обшивки будет близка к 0°C.

Работоспособность конструкций из ГПКМ при воздействии высоких температур ограничивается теплостойкостью полимерного связующего. Максимальная температура длительной эксплуатации ПКМ на основе фенолформальдегидных связующих составляет 400°C. Из полученных результатов следует, что большая часть поверхности крыла (более 90%) может быть изготовлена из ПКМ, но кромка нуждается в тепловой защите

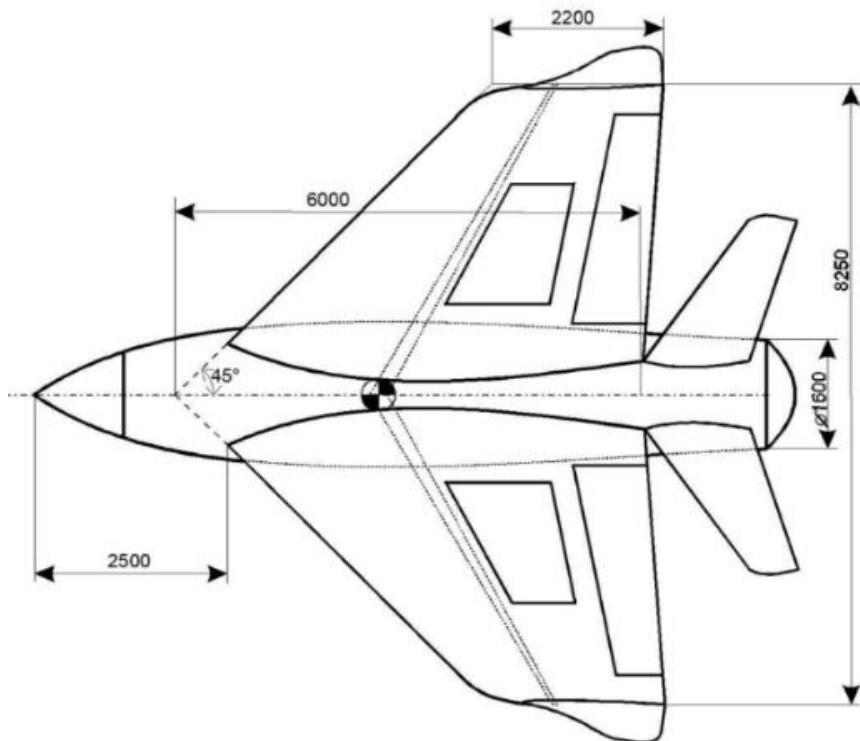


Рис. 1. Внешний облик суборбитального МКА ТК.

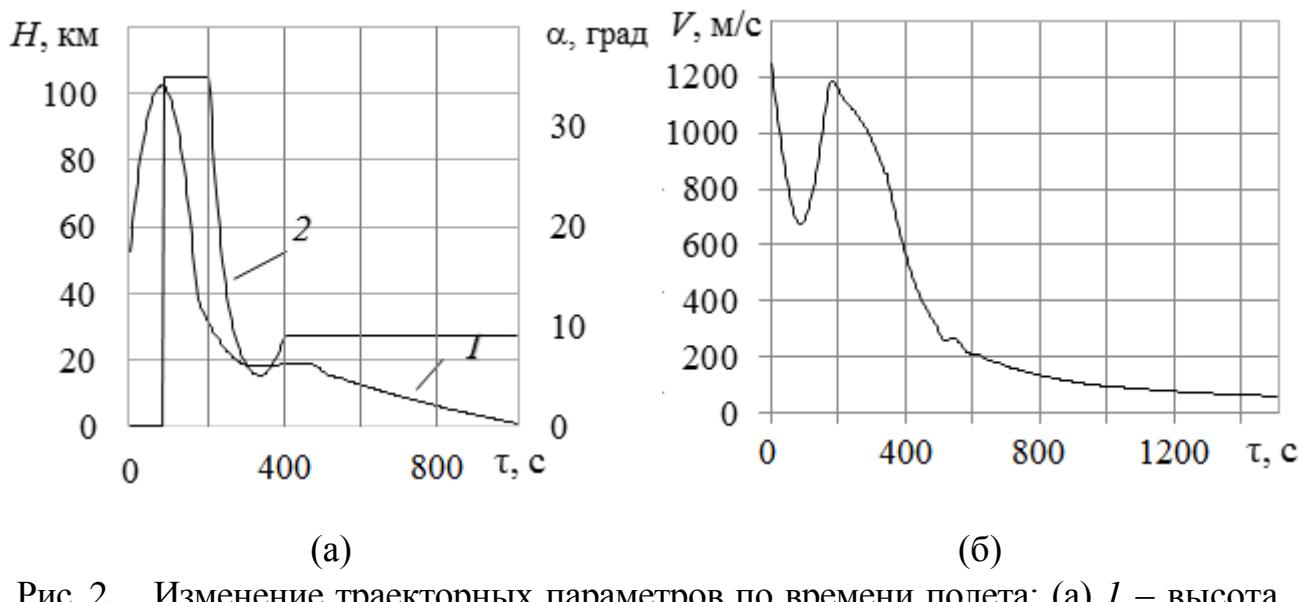


Рис. 2. Изменение траекторийных параметров по времени полета: (а) 1 – высота полета  $H$ ; 2 – угол атаки  $\alpha$ ; (б) изменение скорости набегающего потока во времени

В главе предложена комплексная методика оптимального проектирования крыла из ГПКМ для суборбитального МКА ТК, учитывающая тепловые и силовые нагрузки, возникающие во время полета аппарата по суборбитальной траектории (Рис. 4).

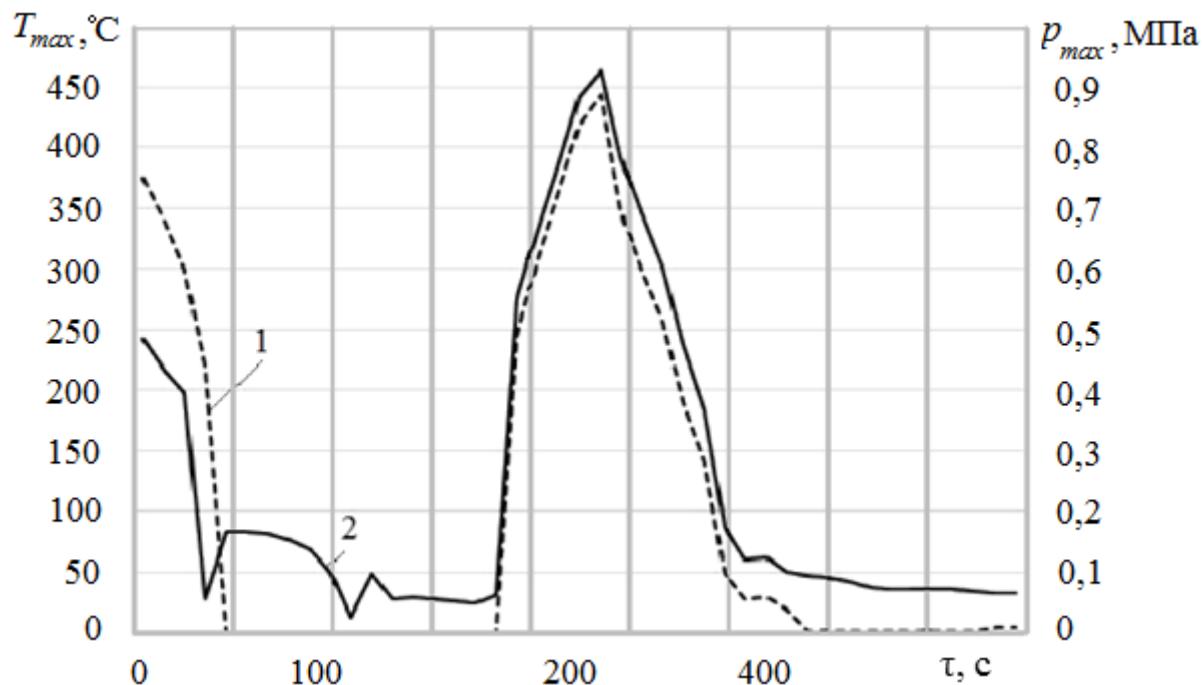


Рис. 3. Зависимость максимальных давлений (1) и температур (2) на поверхности крыла от времени полета.

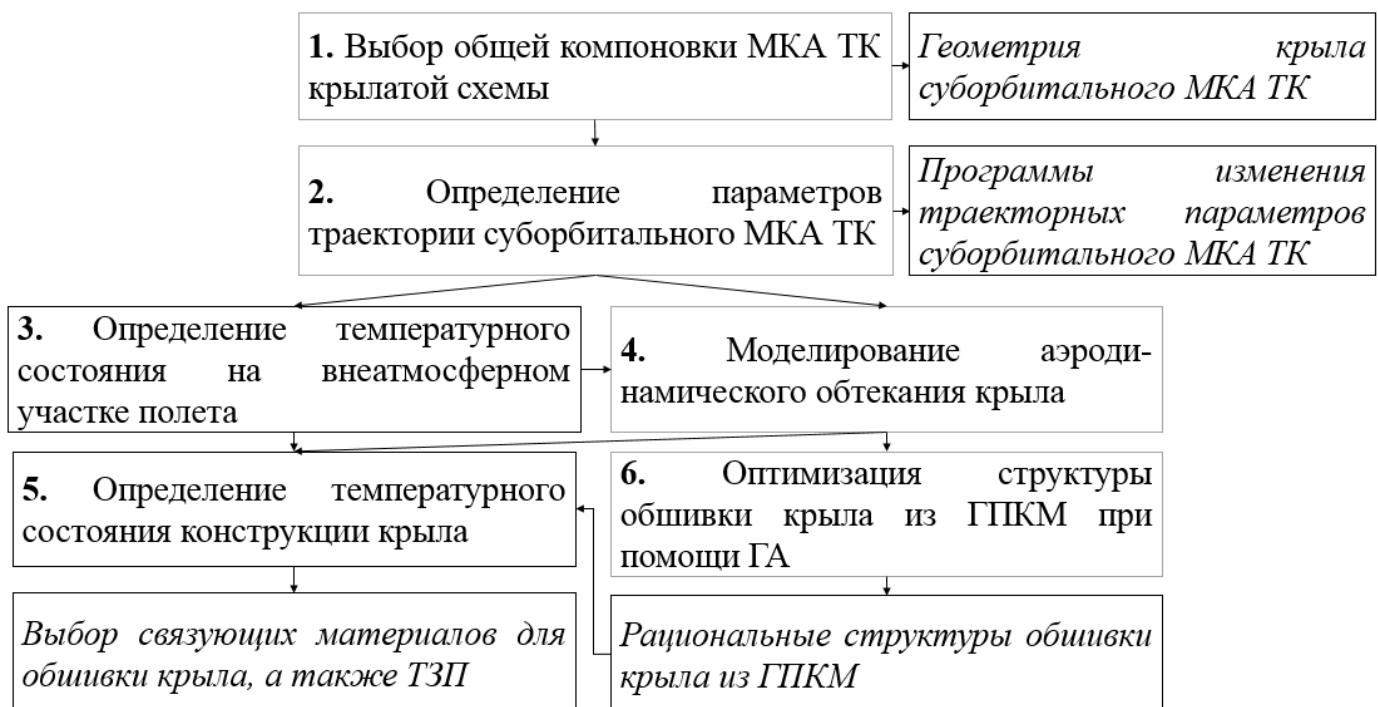


Рис. 4. Схема методики оптимального проектирования крыла из ГПКМ суборбитального МКА ТК.

**Третья глава** посвящена расчетно-теоретическим исследованиям теплофизических характеристик сотового заполнителя (СЗ), расчетно-экспериментальным исследованиям теплофизических и оптических характеристик ГПКМ, сочетающих в своем составе СВ и УВ, а также теоретическому определению упруго-прочностных характеристик ГПКМ и СЗ.

Теплопроводность ГПКМ в направлении, перпендикулярном плоскости армирования, с различным соотношением СВ и УВ определялась в диапазоне температур от минус 50 до плюс 150°C с помощью метода лазерной вспышки на установке Laser Flash Apparatus LFA 457 MicroFlash (NETZSCH, Германия).

Теплопроводность ГПКМ в плоскости армирования определялась при помощи уникальной установки контактного нагрева. Методика подразумевала неравномерный нагрев образцов ГПКМ в форме прямоугольной пластины по длине и равномерный – по толщине и ширине. При этом на краях образца располагались электрические нагреватели с медными пластинами для выравнивания температурного поля по ширине образца.

Было выявлено линейное снижение теплопроводности ГПКМ с повышением температуры. Установлено, что теплопроводность в направлении, перпендикулярном плоскости армирования ГПКМ с различным соотношением СП/УП лежит в диапазоне от 0,44 до 1,05 Вт/(м·К) при температуре минус 50°C, и в диапазоне от 0,23 до 0,56 при температуре 150°C (Рис. 5). Значение теплопроводности в плоскости армирования ГПКМ с равным 50% содержанием СП и УП, составило  $3,00 \pm 0,25$  Вт/(м·К). Полученные значения теплопроводности в плоскости армирования невелики, поэтому было выдвинуто предположение, что в конструкции крыла, площадь которого составляет 16 м<sup>2</sup>, «растекание» тепла по поверхности будет происходить очень медленно.

Отражательная способность поверхности образцов в спектральном диапазоне солнечного излучения (от 0,25 до 2,5 мкм) измерялась при помощи автоматизированного спектрофотометра «Cary 500». Фотометрическая погрешность измерений коэффициента отражения не превышала 1%. Излучательная способность ГПКМ в ИК-диапазоне измерялась в соответствии со стандартом ISO 16378:2013. В результате выявлено, что отражательная способность ГПКМ в спектральном диапазоне солнечного излучения лежит в пределах от 0,078 до 0,348, поглощательная способность – от 0,652 до 0,922, а излучательная – от 0,868 до 0,936. Для математического моделирования прогрева обшивки крыла были приняты средние значения отражательной, поглощательной и излучательной способностей в спектре Солнца.

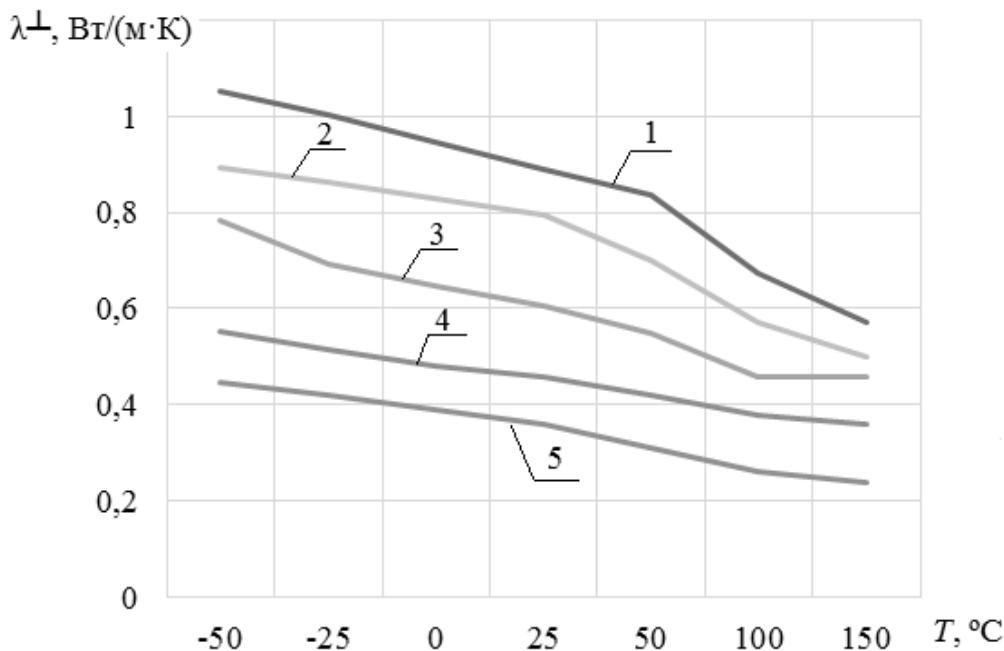


Рис. 5. Теплопроводность ГПКМ в направлении, перпендикулярном плоскости армирования (соотношение СП/УП: 1 – 0/100; 2 – 25/75; 3 – 50/50; 4 – 75/25; 5 – 100/0).

В работе были теоретически определены теплопроводности СЗ из различных материалов: алюминиевого сплава АМГ-2Н, стали 12Х18Н10Т, СП, УП и ОП. Полученные температурные зависимости эффективной теплопроводности различных СЗ свидетельствуют о том, что наилучшим образом, с точки зрения прогрева для крыла МКА ТК подходит СЗ из ОП и СП.

**В четвертой главе** сформулирована задача оптимизации обшивки крыла МКА ТК из ГПКМ и предложена методика ее решения с использованием ГА. Программная реализация ГА оптимизации обшивки крыла МКА ТК выполнена на языке C# в среде Visual Studio 2012.

Многокритериальная задача оптимизации для обшивки крыла из ГПКМ формулировалась следующим образом: при заданном общем количестве монослоев обшивки и заданных углах укладки необходимо определить такую последовательность укладки монослоев СП и УП и такую толщину слоя СЗ, которым будет соответствовать оптимальное с точки зрения массы, стоимости и прогиба крыло суборбитального МКА ТК. Изменение числа монослоев в составе пакета, а также углов армирования не допускалось.

Были заданы следующие значения варьируемых параметров многослойного ГПКМ: количество слоев СП – от 0 до 10; количество слоев УП от 0 до 10; порядок расположения слоев в пакете; толщина слоя СЗ – от 5 до 40 мм (изменяющаяся с шагом 5мм); углы ориентации каждого слоя  $\alpha_i$  –  $[0/\pm 45/90]$ . К оптимизируемым параметрам относились масса, стоимость и прогиб крыла. Масса и стоимость крыла складывались из массы и стоимости обшивок из ГПКМ, СЗ и лонжерона. Таким образом, целевая функция (функция

приспособленности) включала в себя три локальных критерия – массу, стоимость и прогиб конструкции, которые не только «конфликтовали» между, но и имели различные единицы измерений и, соответственно, различные порядки величин. Кроме того, каждый локальный критерий, входящий в функцию приспособленности, обладал разным «весом», зависящим от цели и назначения конструкции. Для удобства вычислений локальные критерии, входящие в функцию приспособленности, были нормализованы. С учетом вышеизложенного, целевая функция была сформулирована в виде:

$$G = k_1 \cdot \left(1 - \frac{W_i}{W_{max}}\right)^2 + k_2 \cdot \left(1 - \frac{M_i}{M_{max}}\right)^2 + k_3 \cdot \left(1 - \frac{C_i}{C_{max}}\right)^2 \rightarrow min,$$

где  $k_1, k_2, k_3$  – весовые коэффициенты критерия прогиба, массы и стоимости крыла соответственно;  $W_i, M_i, C_i$  – текущие прогиб, масса и стоимость конструкции соответственно;  $W_{max}, M_{max}, C_{max}$  – максимальные прогиб, масса и стоимость конструкции соответственно.

Расчеты автора показали, что для толщины монослоя СП или УП равной 0,3 мм, плотности СП – 2200 кг/м<sup>3</sup>, УП – 1500 кг/м<sup>3</sup>, СЗ из ОП – 48 кг/м<sup>3</sup> для полностью стеклопластиковой обшивки и СЗ толщиной 40 мм максимальная масса крыла составила 602 кг. При стоимости этих материалов соответственно 325, 3 380 и 14 300 руб/кг, для полностью углепластиковой обшивки и СЗ толщиной 40 мм максимальная стоимость материалов крыла составила 2 187 120 руб. Известно, что максимальный прогиб крыла самолета может достигать 10% от размаха крыла. Исходя из этого допустимый максимальный прогиб крыла МКА ТК был принят равным 600 мм.

Весовые коэффициенты определялись методом экспертных оценок с привлечением метода анализа иерархий. Наборы весовых коэффициентов, при которых целевая функция достигает своего минимума, свидетельствовали о том, что вес параметра стоимости не должен превышать 10%, а оставшиеся 90% могут быть распределены между прогибом и массой конструкции в следующих соотношениях: 20%/70%; 30%/60%; 40%/50% и 50%/40%.

В диссертации разработана программа, увязывающая ГА с КЭ-моделью крыла в Femap, доставляющую в целевую функцию значение прогиба (Рис. 6). Шаги реализации ГА описаны ниже:

а. На первом этапе формировалась начальная популяция с числом особей 10. Каждая особь представляла собой набор генов (закодированных в двоичном коде). Вводилась точка отсчета поколений  $t=0$ .

б. Вычислялось значение функции приспособленности для каждой особи популяции, а затем находилось среднее арифметическое значение функции приспособленности всей популяции.

Вычисление значения функции приспособленности осуществлялось следующим образом:

- Случайно сгенерированный для каждой особи генотип передавался в конечно-элементную модель Femap для определения прогиба.

- Значения массы  $\bar{M}(n)$  и стоимости крыла  $\bar{C}(n)$  вычислялись при помощи файла MathCAD и затем также передавались в функцию приспособленности.

в. Производился расчет значения функции приспособленности каждой особи в процентах от суммы значений функции приспособленности всех особей в популяции.

г. Была установлена точка отсчета популяций  $t=t+1$ . Случайным образом, пропорционально значению функции приспособленности каждой особи, производился выбор двух родителей для реализации оператора кроссинговера. Выбор производился 10 раз.

д. Оператор кроссинговера применялся к генотипам выбранных на шаге 3 хромосом. Меняя элементы после точки оператора кроссинговера между двумя родителями, создавались 2 новых потомка ( $P_i(t)$ ):

$$P_1: 1\ 1 / 1\ 1\ 1$$

$$P_2: 0\ 0 / 0\ 0\ 0$$

$$P'_1: 1\ 1 / 0\ 0\ 0$$

$$P'_2: 0\ 0 / 1\ 1\ 1$$

е. С вероятностью 0,5 производился выбор одного из потомков  $P_i(t)$  и он сохранялся как член новой популяции.

ж. К  $P_i(t)$  применялся оператор мутации с вероятностью 0,5. Полученный генотип потомка сохранялся как  $P_k(t)$ .

з. Определялось количество хромосом для исключения их из популяции так, чтобы ее размер оставался постоянным (равным 10). Текущая популяция обновлялась заменой отобранных хромосом на потомков  $P_k(t)$ .

и. Производилась оценка приспособленности (целевой функции) и пересчет средней приспособленности всей полученной популяции  $P_k(t)$ .

к. При осуществлении условия  $t=t_{\text{заданному}}$  поиск заканчивался, если нет, то происходил переход к п. в.

л. Конец поиска.

Программная реализация ГА позволила определить оптимальные структуры обшивки в зависимости от различных наборов весовых коэффициентов, т.е. предпочтений проектировщиков (Таблица 1).

В результате проведения ряда расчетов были выявлены оптимальные структуры обшивки крыла для различных наборов весовых коэффициентов (Рис. 7), или, иными словами, предпочтений проектировщиков. Полученные данные свидетельствовали о том, что ГПКМ в конструкции крыла МКА ТК перспективны, когда «вес» фактора стоимости составляет от 10 до 30% включительно, «вес» фактора массы – от 30 до 60% включительно, а «вес» фактора прогиба – от 20 до 50%, при этом толщина слоя заполнителя составляет от 20 до 30 мм. При «весе» фактора стоимости выше 30% оптимальной считается обшивка крыла на 100% состоящая из СП, при этом толщина слоя заполнителя увеличивается до 40 мм.

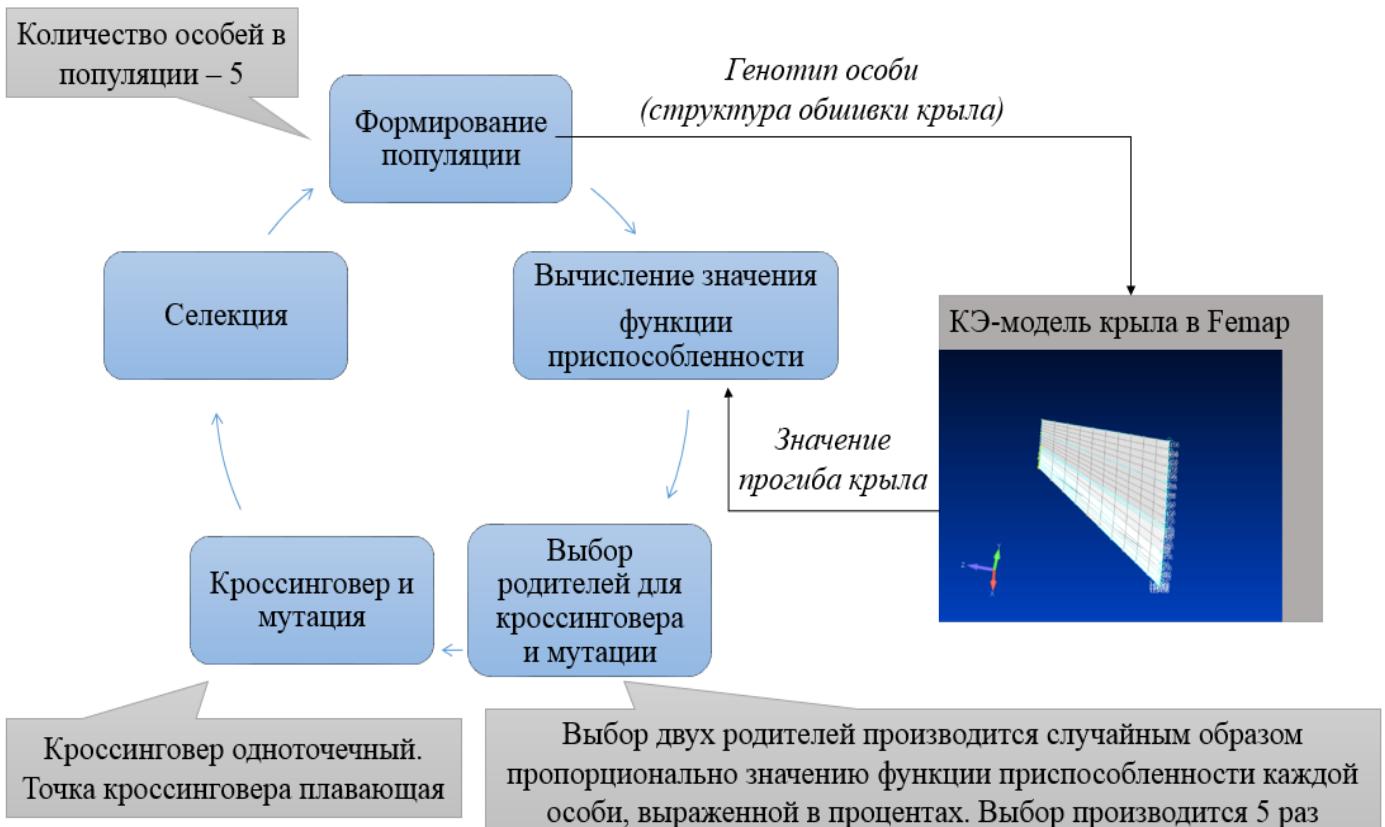


Рис. 6. Схема реализации оптимизации крыла из ГПКМ для МКА ТК.

Таблица 1.

Оптимальные обшивки крыла при различных наборах весовых коэффициентов

Вес.коэф.			Опт. структура обшивки крыла	СП/УП, %	Толщи на С3, мм	Прогиб W, мм	Масса M, мм	Стоим. C, млн. руб.	Цел. функ ц. G
$k_1$ (W)	$k_2$ (M)	$k_3$ (C)							
0,5	0,4	0,1	[0 <sup>УП</sup> /+45 <sup>УП</sup> /0 <sup>УП</sup> /+45 <sup>УП</sup> /0 <sup>УП</sup> /Core <sup>25</sup> /sym.]	0/100	25	320	376	1,7	0,083
			[0 <sup>УП</sup> /0 <sup>СП</sup> /0 <sup>УП</sup> /90 <sup>УП</sup> /0 <sup>УП</sup> /Core <sup>25</sup> /sym.]	20/80	25	423	403	1,5	0,029
0,5	0,3	0,2	[0 <sup>УП</sup> /90 <sup>УП</sup> /-45 <sup>СП</sup> /0 <sup>СП</sup> /0 <sup>УП</sup> /Core <sup>20</sup> /sym.]	40/60	20	498	423	1,2	0,101
0,2	0,6	0,2	[0 <sup>УП</sup> /90 <sup>УП</sup> /-45 <sup>СП</sup> /0 <sup>СП</sup> /0 <sup>УП</sup> /Core <sup>25</sup> /sym.]	40/60	25	475	431	1,3	0,078
0,4	0,2	0,4	[0 <sup>СП</sup> /0 <sup>СП</sup> /45 <sup>СП</sup> /0 <sup>СП</sup> /0 <sup>С</sup> π/Core <sup>40</sup> /sym.]	100/0	40	515	537	1,1	0,098

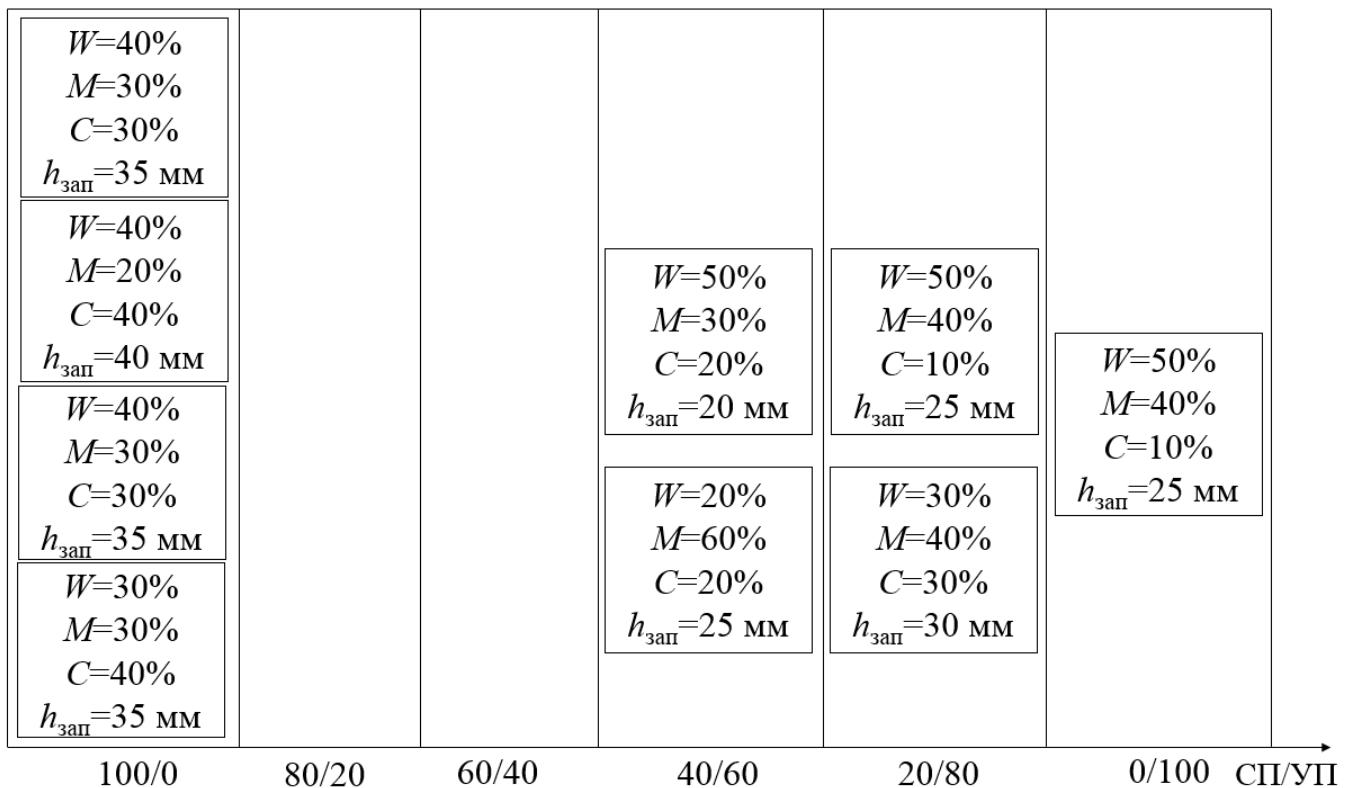


Рис. 7. Оптимальные структуры обшивки крыла для различных наборов весовых коэффициентов.

В пятой главе предложена методика и выполнено численное моделирование теплового режима крыла суборбитального МКА ТК. В результате впервые определены равновесные температуры поверхности крыла, возникающие при радиационном нагреве на внеатмосферном участке спуска при условии старта и посадки аппарата в районе полигона «Капустин Яр» в зимнее и летнее времена года. Установлено, что максимальные температуры крыла не являются критическими и составляют: на наветренной стороне  $80^{\circ}\text{C}$ , на подветренной стороне  $44^{\circ}\text{C}$ .

По результатам расчетов установлено, перепады температур по толщине обшивки не превышают  $5^{\circ}\text{C}$ , по высоте лонжерона –  $15^{\circ}\text{C}$ . Для тепловой защиты кромки крыла предложено использовать напыляемое покрытие марки ВТЗ-1.

В заключении сформулированы основные результаты работы.

## ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

- Предложена комплексная методика оптимального проектирования конструкции крыла из ГПКМ для суборбитального МКА ТК. Её особенность заключается в объединении процедур определения траекторных параметров МКА, определения силовых и тепловых нагрузок на крыло, тепло-прочностных расчетов и оптимального проектирования обшивки крыла из ГПКМ. При этом

оптимизация обшивки из ГПКМ проводится с использованием стандартного ГА, программно реализованного на языке С#. Методика является универсальной и может быть использована при проектировании крыльев из ПКМ для МКА различных классов и назначений.

2. Впервые проведено моделирование теплового режима крыла из ГПКМ для суборбитального МКА ТК. Разработанные модели позволяют оценить температурное состояние конструкции крыла во время полета аппарата по суборбитальной траектории и подобрать материалы, пригодные для изготовления конструктивных элементов крыла.

3. Для суборбитального МКА ТК со стартовой массой 3,5 т определены оптимальные с позиций жесткости, стоимости и массы параметры обшивки крыла, к которым относятся: сочетание разнородных армирующих наполнителей в ГПКМ, толщины монослоев, углы ориентации, а также толщина слоя СЗ. Выявлено, что для различных наборов весовых коэффициентов локальных критериев (жесткости, массы и стоимости), входящих в функцию приспособленности, оптимальные структуры обшивки также различны. Так, ГПКМ, состоящие из СП и УП, в обшивке крыла суборбитального МКА ТК перспективны, когда «вес» фактора стоимости составляет от 10 до 30% включительно, «вес» фактора массы – от 30 до 60%, а «вес» фактор прогиба – от 20 до 50%, при этом толщина слоя заполнителя составит от 20 до 30 мм. При «весе» фактора стоимости выше 30% ГПКМ перестают быть перспективными и оптимальной считается обшивка крыла на 100% состоящая из СП, при этом толщина слоя заполнителя увеличивается до 40 мм.

4. Впервые экспериментально определены оптические и теплофизические характеристики ГПКМ вида СП/УП. Так, отражательная способность ГПКМ в спектральном диапазоне солнечного излучения лежит в пределах от 0,078 до 0,348, поглощательная способность – от 0,652 до 0,922, а излучательная – от 0,868 до 0,936. Теплопроводность ГПКМ состава СП/УП=50/50 в продольном направлении армирования составила  $3,00 \pm 0,25$  Вт/(м·К). Теплопроводность ГПКМ в направлении перпендикулярном плоскости армирования для различных соотношений СП/УП лежит в диапазоне от 0,44 до 1,05 Вт/(м·К) при температуре минус 50°C, и в диапазоне от 0,23 до 0,56 при температуре 150°C. Отмечено линейное снижение теплопроводности ГПКМ в обоих направлениях с повышением температуры.

5. Проведено сравнение двух вариантов ТЗП кромки крыла суборбитального МКА ТК: напыляемого марки ВТЗ-1 и пористого из УККМ. Выявлено, что оба эти покрытия снижают тепловую нагрузку на кромку крыла до приемлемого уровня (253 и 262°C соответственно). Однако, с точки зрения весовой эффективности более перспективно покрытие из ВТЗ-1, так как его масса составит 4,5 кг, в то время как масса покрытия из УККМ будет 16,3 кг.

## **Труды по теме диссертации:**

1. 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). С. 1-13. (0,8 п.л./0,4 п.л.)
2. 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. № 17. С. 38-42. (0,3 п.л./0,1 п.л.)
3. Пилюгина А.В., Агеева Т.Г. Технико-экономическая эффективность проектов космических аппаратов туристического класса // Инженерный журнал: наука и инновации. Электронное научно-техническое издание. 2012. № 9(9). С. 107-119. (0,7 п.л./0,3 п.л.)
4. Пилюгина А.В., Агеева Т.Г. Применение метода анализа иерархий при определении весовых коэффициентов целевой функции оптимизации крыла из гибридного композиционного материала для многоразового космического аппарата // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2015. № 11(668). С. 114-122. (0,5 п.л./0,3 п.л.)
5. Резник С.В., Агеева Т.Г. Анализ проектов и конструктивно-технологическое совершенство многоразовых космических аппаратов туристического класса // Труды 34-х Академических чтений по космонавтике. Москва. 2010. С. 38-39. (0,13 п.л./0,07 п.л.)
6. Reznik S.V., Ageyeva T.G. An Optimization Procedure of Reusable Launch Vehicle Wing Structure // Proceeding of 1-st International Conference on Advanced Polymer Matrix Composites. Harbin. China. 2010. P. 110-111. (0,15 п.л./0,1 п.л.)
7. Резник С.В., Агеева Т.Г. Сравнительный анализ конструктивно-технологического совершенства многоразовых космических аппаратов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Машиностроение». 2010. Спецвыпуск к 180-летию МГТУ им. Н.Э. Баумана. С. 19-34. (1,0 п.л./0,5 п.л.)
8. 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. (0,3 п.л./0,1 п.л.)
9. Reznik S., Ageyeva T., Shafikova I. Composite Wing for Reusable Space Vehicle // Proceeding of 2-nd International Conference on Advanced Composite Materials and Technologies for Aerospace Application (ACMTAA-2012). 2012. P. 7-13. (0,6 п.л./0,2 п.л.)
10. Резник С.В., Агеева Т.Г. Определение параметров модели для тепловых испытаний панели крыла из композиционного материала // Минский международный форум по тепломассообмену ММФ-XIV: Сб. тезисов докл. и сообщений. Минск. 2012. Т. 1., Ч. 1. С. 305-308. (0,1 п.л./0,05 п.л.)

11. Резник С.В., Агеева Т.Г. Оптимальное проектирование крыла из гибридного полимерного композиционного материала для суборбитального многоразового космического аппарата туристического класса // Актуальные проблемы российской космонавтики: Труды 36-х Академических чтений по космонавтике. Москва. 2012. С. 48-49. (0,1 п.л./0,05 п.л.)
12. Агеева Т.Г., Михайловский К.В. Тепловое проектирование крыла из композиционных материалов для многоразового космического аппарата туристического класса // XL Академические чтения по космонавтике: Сборник тезисов. Москва. 2016. С. 38. (0,1 п.л./0,05 п.л.)
13. Ageyeva T.G., Mikhailovskiy K.V. Thermal Design of Wing Structure for Reusable Space Vehicle // IV Sino-Russian ASRTU Symposium on Advanced Materials and Proceeding Technology: Proceedings. Ekaterinburg. 2016. P. 92-93. (0,1 п.л./0,05 п.л.)
14. Агеева Т.Г., Михайловский К.В. Тепловое проектирование конструкции крыла многоразового космического аппарата // V Минский международный форум по тепло- и массообмену: Сб. тезисов докл. и сообщений. Минск. 2016. Т.2. С. 305-308. (0,1 п.л./0,05 п.л.)
15. Агеева Т.Г. Определение теплофизических и оптических характеристик гибридных полимерных композиционных материалов // Деформирование и разрушение композиционных материалов и конструкций DFCMS-2016: Сб. тезисов докладов. Москва. 2016. С. 3-4. (0,1 п.л./0,1 п.л.)