

На правах рукописи

Ашихмина Екатерина Руслановна

**МЕТОДИКА РАЗРАБОТКИ КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВОЙ СХЕМЫ И
ТЕПЛОЗАЩИТНОГО ПОКРЫТИЯ КРЫЛА СУБОРБИТАЛЬНОГО
МНОГОРАЗОВОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА
ТУРИСТИЧЕСКОГО КЛАССА**

Специальность 2.5.14 – Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени

кандидата технических наук



Москва – 2021

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана» (национальный исследовательский университет).

Научный руководитель:

Просунцов Павел Викторович

доктор технических наук, доцент, профессор кафедры ракетно-космических композитных конструкций МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Официальные оппоненты:

Бухаров Сергей Викторович

доктор технических наук, профессор кафедры «Технологии композиционных материалов, конструкций и микросистем» ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный университет)»

Каледин Владимир Олегович

кандидат технических наук, начальник отделения «Центр прочности», зам. главного конструктора по прочности, АО «Центральный научно-исследовательский институт специального машиностроения»

Ведущая организация:

Акционерное общество «Научно-производственное объединение имени С.А. Лавочкина»

Защита диссертации состоится 14 октября 2021 г. в 14 часов 30 минут на заседании диссертационного совета 24.2.331.08, при Московском государственном техническом университете имени Н.Э. Баумана по адресу: 105005 г. Москва, Госпитальный переулок, дом 10, факультет Специального машиностроения МГТУ им. Н.Э. Баумана, аудитория 407 м.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте Московского государственного технического университета имени Н.Э. Баумана <http://www.bmstu.ru>

Автореферат разослан «___» _____ 2021 года.

Ваш отзыв в двух экземплярах, заверенных гербовой печатью, просьба направлять по адресу: 105005, г. Москва, 2-я Бауманская улица, дом 5, стр.1, МГТУ им. Н.Э. Баумана, ученому секретарю диссертационного совета 24.2.331.08.

Учёный секретарь
диссертационного совета 24.2.331.08,
к.т.н., доцент

А.Ю. Луценко

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. В последние годы все больше предприятий, частных компаний и научных коллективов в силу потенциально высокой коммерческой выгоды ведут разработки в области космического туризма, при этом вследствие экономических причин наибольший интерес представляют суборбитальные маршруты. Сегодня известно более 40 проектов многоразовых космических аппаратов туристического класса (МКА ТК). По мере развития ключевых технологий существует возможность того, что суборбитальный космический полет станет не только средством развлечения, но и предпосылкой к развитию средств транспортировки пассажиров и грузов нового поколения.

Новые образцы МКА ТК в короткий срок могут быть разработаны только с использованием передовых методов математического моделирования и оптимизации. Например, с использованием топологической оптимизации возможно в короткие сроки выбрать рациональное расположение силовых элементов конструкции крыла, а параметрическая оптимизация теплозащитного покрытия, наносимого для защиты от аэродинамического нагрева, позволяет снизить его массу. Проведение подобных работ требует значительных вычислительных ресурсов и привлечения высококвалифицированных технических специалистов, штат которых в частных компаниях, как правило, ограничен. Дополнительно процесс разработки МКА ТК осложняется необходимостью принятия ключевых решений по его облику на ранней стадии проектирования.

Одним из наиболее сложных элементов, в значительной мере определяющем облик МКА ТК, является его крыло, на которое приходится от 20 до 30% массы, и которое в процессе полета подвергается действию значительных силовых и тепловых нагрузок. Поэтому оптимизация именно конструкции крыла наиболее важна с точки зрения повышения массового совершенства аппарата. Перспективным является применение междисциплинарного подхода к проектированию крыла, который включает расчетно-теоретические исследования динамики полета МКА ТК, моделирование аэродинамического обтекания крыла и анализ его напряженно-деформированного и температурного состояния. Важными вопросами являются выбор компонентов и схем армирования планируемых к использованию композиционных материалов (КМ) и определение характеристик, необходимых для проектирования.

Анализ литературных данных показывает, что к настоящему времени не создана методика, которая в полной мере учитывает взаимосвязь и взаимное влияние основных процессов, протекающих при эксплуатации крыла МКА ТК, и позволяет сформулировать конкретные рекомендации по выбору оптимальных параметров конструктивно-силовой схемы и теплозащитного покрытия.

Целью диссертационной работы является снижение массы и повышение несущей способности композитного крыла МКА ТК за счет междисциплинарного моделирования температурного и напряженно-деформированного состояния.

Для достижения поставленной цели необходимо решить следующие задачи:

1. Разработать междисциплинарную методику синтеза конструктивно-силовой схемы крыла МКА ТК, которая включает в себя выбор количества, мест расположения и формы силовых элементов, структуры многослойной композитной обшивки, и определение рациональных толщин теплозащитного покрытия.

2. Решить взаимосвязанную задачу выбора траектории спуска МКА ТК и размеров крыла с целью минимизации его массы при максимальном аэродинамическом качестве на до- и сверхзвуковом режимах полета, а также ограничении максимальных суммарной перегрузки, теплового потока и скоростного напора.

3. Теоретически и экспериментально определить физико-механические и теплофизические характеристики материалов композитной конструкции крыла.

4. Выбрать оптимальные с точки зрения массы и прочности для до- и сверхзвукового режимов полета, количество, расположение и форму композитных силовых элементов крыла и структуру многослойной обшивки на основе решения комплекса задач топологической и параметрической оптимизации.

5. Провести анализ температурного состояния композитного крыла МКА ТК на нисходящем участке траектории и определить рациональное распределение толщины теплозащитного покрытия по его поверхности.

Объект исследования – композитная конструкция крыла суборбитального легкого МКА ТК «Одуванчик».

Предмет исследования – температурное и напряженно-деформированное состояние композитного крыла МКА ТК.

Методология исследований основана на анализе напряженно-деформированного и температурного состояния конструкции крыла, сочетании численных и экспериментальных методов исследования физико-механических и теплофизических характеристик композиционных материалов.

Научная новизна диссертационной работы:

1. Разработана новая междисциплинарная методика синтеза конструктивно-силовой схемы и теплозащитного покрытия крыла суборбитального МКА ТК, содержащая этапы топологической оптимизации силового набора, параметрической оптимизации структуры обшивки и толщин теплозащитного покрытия, выбора оптимальных размеров крыла и рациональной траектории спуска.

2. Впервые на основе решения комплекса задач параметрической и топологической оптимизации для до- и сверхзвукового режимов полета предложена схема силового набора и структура обшивки крыла МКА ТК, отвечающая условиям прочности и обладающая высоким конструктивно-технологическим совершенством.

3. Разработана новая методика определения коэффициентов теплопроводности материалов обшивки крыла в плоскости армирования и

поперек нее, основанная на решении совокупности коэффициентных обратных задач теплопроводности.

Практическая значимость диссертационной работы:

1. Разработан комплекс физических, математических и конечно-элементных моделей обтекания, деформирования и прогрева крыла МКА ТК, позволяющие сократить сроки его создания.

2. Впервые экспериментально установлены температурные зависимости коэффициентов теплопроводности арамидного сотового заполнителя (СЗ) в плоскости армирования и поперек нее.

3. Разработаны схемы размещения и определены толщины теплозащитного покрытия (ТЗП) крыла МКА ТК.

4. Предложена конструктивно-силовая схема композитного крыла МКА ТК, масса которой на 67% меньше по сравнению с предшествующим проектным решением.

Достоверность и обоснованность подтверждается использованием математических моделей, основанных на фундаментальных законах механики и теплофизики, хорошим согласием результатов теоретических исследований с экспериментальными данными.

Положения, выносимые на защиту:

1. Междисциплинарная методика разработки конструктивно-силовой схемы композитного крыла МКА ТК, включающая в себя этапы синтеза траектории спуска и размеров крыла, определения количества, расположения и формы композитных силовых элементов крыла и структуры обшивки на основе решения комплекса задач топологической и параметрической оптимизации, а также выбора толщин и мест размещения теплозащитного покрытия.

2. Теоретические и экспериментальные данные по физико-механическим и теплофизическим характеристикам материалов обшивки крыла МКА ТК (КМ и арамидный СЗ).

3. Результаты численного моделирования напряженно-деформированного и температурного состояния крыла МКА ТК.

Личный вклад соискателя. Проведено обзорно-аналитическое исследование характеристик современных проектов МКА ТК и материалов, используемых в их конструкциях. Разработаны физические и математические модели определения оптимального аэродинамического облика крыла и предложен алгоритм выбора рациональной программы спуска МКА ТК. Проведен комплекс расчетно-теоретических и расчетно-экспериментальных исследований физико-механических и теплофизических характеристик материалов крыла. На основе анализа напряженно-деформированного состояния крыла предложена конструкция силового набора и структура обшивки. Проведено тепловое проектирование конструкции крыла и выбраны основные параметры его тепловой защиты. Все основные результаты работы получены лично автором.

Апробация работы. Результаты исследований докладывались и обсуждались на следующих научно-технических конференциях и симпозиумах: конференция «Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти

академика С. П. Королева и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства» (г. Москва, 2017, 2018, 2019, 2020, 2021); всероссийская конференция «Будущее машиностроения России» (г. Москва, 2017, 2018); всероссийская научно-техническая конференция «Механика и математическое моделирование в технике», посвященная юбилеям профессоров С.Д. Пономарева, К.К. Лихарева, В.Л. Бидермана, Н.Н. Малинина, В.А. Светлицкого» (г. Москва, 2017); международная научно-практическая конференция «Ключевые тренды в композитах: наука и технологии» (г. Москва, 2018, 2019, 2020); международная конференция «Тепломассообмен в системах обеспечения тепловых режимов энергонасыщенного технического и технологического оборудования» (г. Томск, 2019); международная научно-техническая конференция «Современные направления и перспективы развития технологий обработки и оборудования в машиностроении 2019» (ICMTMTE 2019) (г. Севастополь, 2019); международный научный симпозиум «Перспективные технологии аэрокосмической техники» (ТАКТ-2020) (г. Севастополь, 2020); международная конференция «Advanced Materials & Demanding Applications 2020 (AMDA 2020)» (Wrexham, UK, 2020).

Публикации. Основные положения и результаты диссертационной работы отражены в 20 научных работах, в том числе в 3 статьях в журналах Перечня изданий, рекомендованных ВАК при Министерстве науки и высшего образования Российской Федерации, в 9 публикациях, индексируемых в базе данных Scopus, и 8 сборниках тезисов конференций.

Структура и объем работы. Диссертационная работа состоит из введения, пяти глав, выводов к каждой главе, общих выводов и заключения, списка использованной литературы (202 наименования), приложения. Текст диссертации изложен на 191 странице машинописного текста, содержит 98 рисунков и 18 таблиц.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы, сформулированы цель и необходимые для ее достижения задачи, научная новизна, практическая значимость работы, основные положения, выносимые на защиту, описана структура диссертации.

В первой главе рассмотрены конструктивные схемы современных МКА ТК, их траектории полета, способы вывода на орбиту и посадки, а также материалы, применяемые в силовой конструкции и тепловой защите. Анализ литературных данных показал, что суборбитальный МКА ТК занимает промежуточное положение между орбитальными самолетами, такими как Буран и Space Shuttle, и сверхзвуковыми летательными аппаратами. Однако накопленный ранее опыт создания таких аппаратов не применим к МКА ТК в силу значительных различий в скорости полета, уровне нагружения, классах применяемых материалов. Ситуация осложняется тем, что в открытых источниках отсутствуют надежные сведения о методах и подходах к формированию облика МКА ТК в целом и его наиболее нагруженных в силовом и тепловом отношении элементов. В настоящее время создание МКА ТК,

обладающего высоким конструктивно-технологическим совершенством, возможно только при использовании методики, которая учитывает совокупность процессов его эксплуатации (силовое и тепловое нагружения, аэродинамическое обтекание, динамика спуска в атмосфере), использовании современных методов математического моделирования и оптимизации и учете особенностей функционирования композитной конструкции.

Технически сложным элементом конструкции МКА ТК, в значительной мере определяющим его массовую эффективность, является его крыло, которое было выбрано в качестве объекта исследования диссертационной работы. Для синтеза его рациональной конструкции необходим комплексный подход, позволяющий удовлетворить всей совокупности требований по прочности силовых элементов и обшивки, обеспечить их допустимый тепловой режим при минимальной массе и стоимости. Для решения поставленной задачи предложена новая междисциплинарная методика выбора рациональных параметров композитного крыла, которая учитывает основные взаимосвязи процессов, протекающих в полете, и включает в себя девять этапов. Общая схема предлагаемой методики представлена на Рисунке 1.



Рисунок 1 – Методика разработки конструктивно-силовой схемы и теплозащитного покрытия крыла МКА ТК

Методика включает в себя девять этапов, которые делятся на две группы – этапы (I-V) направлены на определение исходных данных по силовым и тепловым нагрузкам, действующим на МКА ТК, и характеристик композиционных материалов, а в рамках этапов (VI-IX) проводится собственно разработка конструктивно-силовой схемы и теплозащитного покрытия крыла.

Первый этап методики состоит в моделировании внешнего обтекания крыла МКА ТК и определении нагрузок, которые позже используются при анализе напряженно-деформированного и температурного состояния крыла (I).

Для обеспечения высокого аэродинамического качества крыла, увеличения его несущих свойств производится оптимизация размеров крыла для до- и сверхзвукового режима полета (II). При этом решается задача максимизации аэродинамического качества и минимизации площади (а, следовательно, и массы крыла). Для обоих режимов устанавливается ограничение на минимальный угол стреловидности крыла, а для дозвуковой скорости полета – на величину подъемной силы, необходимой для совершения посадки. Варьируемыми проектными параметрами на данном этапе методики выступают геометрические размеры крыла.

В рамках III этапа решается задача выбора рациональной программы спуска МКА ТК. Для определения аэродинамических коэффициентов аппарата для выбранной на основе параметрического анализа формы крыла (II) используются результаты моделирования внешнего обтекания МКА при различных числах Маха, углах атаки и высотах полета.

Поскольку для КМ практически полностью отсутствуют справочные данные об их физико-механических и теплофизических характеристиках при различных схемах армирования, то для анализа напряженно-деформированного и температурного состояния крыла предусматривается их расчетно-теоретическое определение на основе метода многомасштабного моделирования (IV). Достоверность полученных расчетно-теоретических значений характеристик материалов подтверждается их валидацией на основе экспериментальных исследований, что и предусмотрено этапом методики (V).

Синтез силового набора крыла, проводимый на этапе (VI), основан на последовательном использовании метода топологической оптимизации для определения сначала оптимального количества и мест размещения силовых элементов крыла, а в дальнейшем для уточнения их формы. Целью этапа является снижение массы силового набора при соблюдении условий прочности.

Этап (VII) методики включает в себя параметрическую оптимизацию многослойной обшивки крыла МКА ТК (толщин слоев ГПКМ и СЗ и углов укладки слоев ГПКМ). В качестве целевой функции в этом случае выступает масса обшивки, а в качестве ограничений – уровни напряжений в отдельных слоях.

Заключительными этапом методики является тепловое проектирование крыла, в рамках которого проводится моделирование температурного состояния крыла (VIII) и определяются значения толщины теплозащитного покрытия (IX). Целью данных этапов является обеспечение необходимого температурного состояния обшивки крыла. Ограничениями в этом случае становятся уровни температуры силовых элементах и обшивки, варьируемыми параметрами – толщины ТЗП на отдельных секциях крыла, а в качестве целевой функции выступает суммарная массы покрытия на всех секциях.

Вторая глава диссертации посвящена решению взаимосвязанной задачи выбора размеров крыла и программы изменения угла атаки МКА ТК.

В качестве расчетных при определении проектного облика крыла МКА ТК выбраны два режима его полета:

1. Дозвуковой режим полета непосредственно перед посадкой МКА ТК на аэродром, что связано с необходимостью сохранения необходимого уровня подъемной силы и посадочной скорости.

2. Сверхзвуковой режим полета на участке входа в плотные слои атмосферы под большим углом атаки с максимальным аэродинамическим качеством.

Задача оптимизации для обоих случаев формулировалась следующим образом: минимизировать площадь поверхности крыла (что обеспечивало снижение его массы), безотрывно обтекаемого потоком сжимаемой среды, и одновременно максимизировать его аэродинамическое качество. При этом накладывалось ограничение на минимальный угол стреловидности. Для дозвукового режима дополнительно вводилось ограничение на отношение подъемной силы в поточной системе координат к весу аппарата, что гарантировало достаточность подъемной силы для совершения посадки.

Для решения задачи оптимизации создана параметризованная геометрическая модель, в которой в качестве проектных параметров были выбраны следующие: длина крыла, корневая и концевая хорда крыла, максимальная высота профиля корневой и концевой хорды, относительное расположение крыла относительно фюзеляжа.

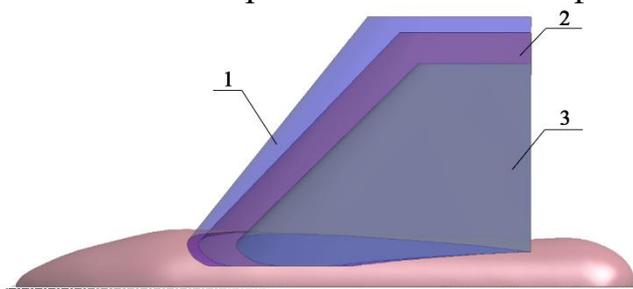


Рисунок 2 – Изменение формы крыла:
1 – проект; 2 – начальное приближение;
3 – новая форма

В результате проведенной оптимизации показано, что наиболее существенно, по сравнению с предшествующим проектным решением, изменились параметры, характеризующие корневую и концевую хорду крыла (Рисунок 2). При этом площадь крыла (консоли) была снижена с $16,5 \text{ м}^2$ до $8,7 \text{ м}^2$ (47,3%).

Данная конфигурация крыла использовалась для анализа аэродинамического обтекания и выбора рациональных траекторных параметров МКА ТК. Рассматривался наиболее сложный отрезок суборбитальной траектории – спуск МКА ТК в атмосфере. Перемещение МКА ТК в пространстве описывалось кинематическими уравнениями движения центра масс. Ограничениями при выборе параметров траектории выступали максимальные поперечные перегрузки, скоростной напор и тепловой поток. На этапе постановки задачи предполагалось двухканальное управление движением МКА ТК: по каналам угла атаки и скоростного угла крена. При этом маневр аппарата по крену должен был проводиться только при превышении заданного уровня перегрузки.

В результате анализа выбрана программа изменения угла атаки (Рисунок 4 а), позволяющая удовлетворить всем поставленным ограничениям,

обеспечить пологое планирование МКА ТК (Рисунок 4 б) и использовать лишь одноканальное управление по углу атаки.

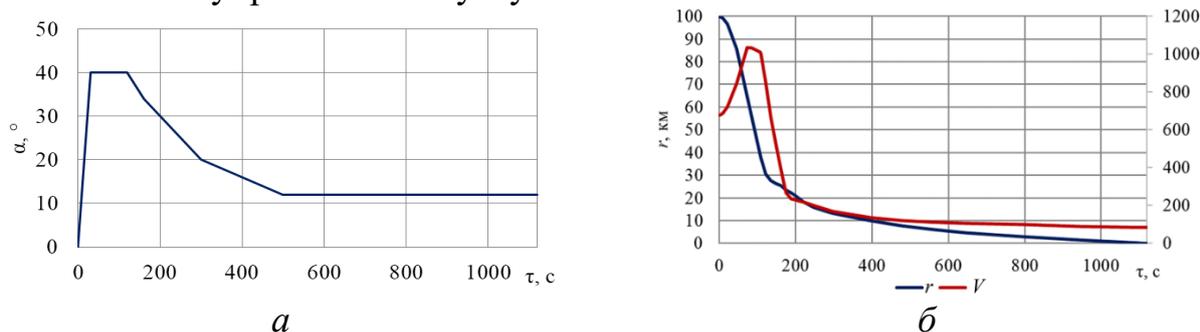


Рисунок 4 – Изменения траекторных параметров и ограничений во времени:
 а) угол атаки α ; б) высота полета r и скорость V

В третьей главе представлен комплекс теоретических и экспериментальных исследований характеристик КМ обшивки крыла. Для их расчетно-теоретического определения использовался метод многомасштабного математического моделирования. В рамках данного метода были созданы модели представительных элементов объемов стекло-, углепластика, а также арамидного СЗ (Рисунок 5), к которым прикладывались силовые и тепловые нагрузки, а затем расчетным путем определялись искомые характеристики.

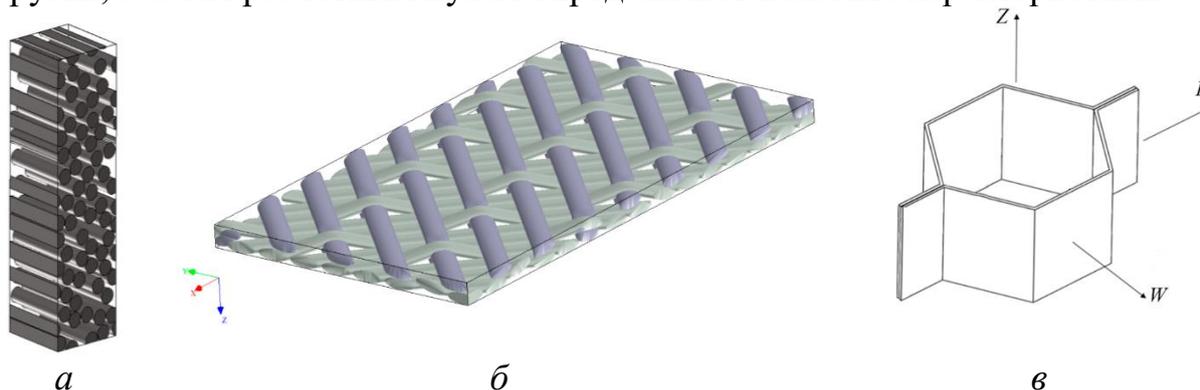


Рисунок 5 – Представительные элементы объема углепластика (а), стеклопластика (б) и СЗ (в)

С целью подтверждения достоверности теоретических оценок характеристик проведен комплекс расчетно-экспериментальных работ. Для этого изготовлены комплекты образцов стекло- и углепластика, а также натуральный образец обшивки крыла методом вакуумной инфузии.

Физико-механические характеристики образцов стекло- и углепластика в направлениях армирования 0° и 90° определялись путем испытания на растяжение в соответствии с ГОСТ 56785-2015, а их коэффициенты теплопроводности в поперечном направлении (λ_{\perp}) исследовались с помощью стандартной экспериментальной установки Laser Flash Apparatus (NETZSCH, Германия).

Для определения коэффициента теплопроводности стекло-, углепластика, а также арамидного СЗ предложен расчетно-экспериментальный подход, основанный на решении коэффициентных обратных задач теплопроводности (КОЗТ). Подход предусматривает использование специализированных

установок разработки МГТУ им. Н.Э. Баумана для контактного нагрева образцов с регистрацией изменения температуры их поверхности с помощью тепловизора. Экспериментально зарегистрированные зависимости температуры от времени в нескольких точках образца являлись исходными данными для решения КОЗТ, формулировка которой предусматривала определение коэффициента теплопроводности материала, который обеспечивает минимум функционала невязки S экспериментальных и расчетных значений температур в точках измерений. Для определения коэффициентов теплопроводности стекло-, углепластика использовались плоские образцы размерами 25x150 мм и решалась трехмерная КОЗТ идентификации температурной зависимости коэффициента теплопроводности в плоскости армирования. При исследовании коэффициента теплопроводности арамидного СЗ использовался натуральный образец обшивки крыла размером 150x150 мм и толщиной 12 мм и решалась двумерная КОЗТ, которая формулировалась следующим образом:

$$S(\vec{u}) = \frac{1}{2}(T_c - T_c^e)^2; \quad \vec{u} = \{\lambda_{rc3}; \lambda_{zc3}\}; \quad (1)$$

где S – функционал невязки; \vec{u} – вектор оцениваемых параметров; $\lambda_{rc3}, \lambda_{zc3}$ – коэффициенты теплопроводности СЗ в направлениях r, z соответственно, Вт/(м·К); T_c и T_c^e – расчетные и экспериментальные значения температуры, К.

Математическая модель процесса теплообмена в элементе обшивки записывалась в виде:

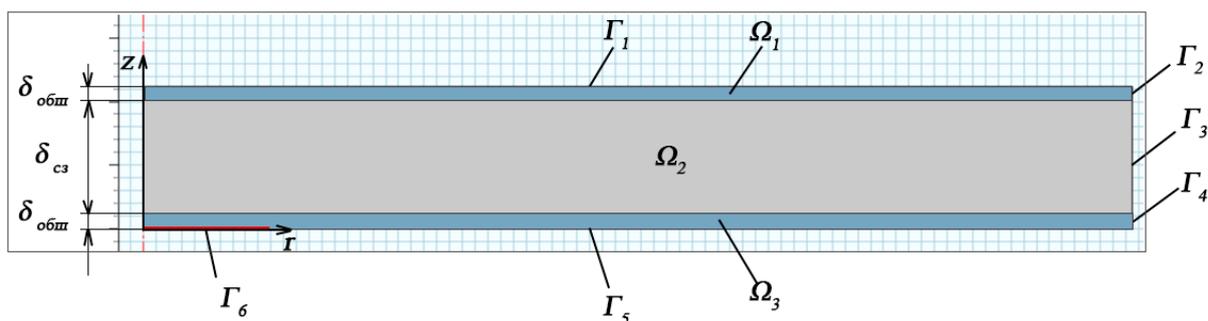


Рисунок 6 – Расчетная схема процесса теплообмена

$$c_{общ} \rho_{общ} (T) \frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial \tau} = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \cdot \lambda_{r_{общ}} (T) \frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial r} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\lambda_{z_{общ}} (T) \frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial z} \right), \quad \Omega \in \Omega_1 \cup \Omega_3; \quad (2)$$

$$c_{сз} \rho_{сз} \frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial \tau} = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(r \cdot \lambda_{rc3} \frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial r} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(\lambda_{zc3} \frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial z} \right); \quad \Omega \in \Omega_2 \quad (3)$$

Начальные условия:

$$T(r, z, \tau) = T_0, \quad \Omega \in \Omega_1 \cup \Omega_2 \cup \Omega_3; \quad (4)$$

Граничные условия:

$$-\lambda_{z_{обш}}(T) \frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial z} = \alpha(r, \tau) \cdot (T(r, z, \tau) - T_f) - \varepsilon_{обш} \cdot \sigma \cdot (T(r, z, \tau)^4 - T_f^4), \quad (5)$$

$$(r, z) \in \Gamma_1 \cup \Gamma_5;$$

$$-\lambda_{r_{обш}}(T) \frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial r} = 0, (r, z) \in \Gamma_2 \cup \Gamma_4; \quad (6)$$

$$-\lambda_{r_{сз}}(T) \frac{\partial T(r, z, \tau)}{\partial r} = 0, (r, z) \in \Gamma_3; \quad (7)$$

$$T(r, z, \tau) = T_n, (r, z) \in \Gamma_6, \quad (8)$$

где T – температура, К; τ – время процесса, с; C – теплоемкость, Дж/(кг·К); ρ – плотность, кг/м³; λ – коэффициент теплопроводности, Вт/(м·К); Ω – область образца; Γ – поверхность образца; δ – толщина; z и r – координаты, м. Индексы «обш» и «сз» относятся к обшивке и СЗ соответственно. Индексы r и z указывают на направление оси анизотропии образца.

Сравнительный анализ результатов расчетно-теоретического и расчетно-экспериментального исследования показал их хорошее согласие (Таблица 1), что говорит о надежности разработанных математических моделей и возможности их применения для дальнейшего анализа напряженно-деформированного и температурного состояния крыла МКА ТК.

Таблица 1 – Сравнение результатов теоретического и экспериментального исследования характеристик стекло-, углепластика и арамидного СЗ

Наименование материала	Характеристика при $T=20^\circ\text{C}$	Результаты теоретического исследования	Результаты экспериментального исследования	Различие, %
Стеклопластик	E_0	30,0	25,4	15,4
	E_{90}	24,5	20,2	9,4
	λ_{\parallel}	0,55	0,51	6,7
	λ_{\perp}	0,49	0,46	6,1
Углепластик	E_0	120,0	114,0	5,0
	E_{90}	9,4	7,8	17,5
	λ_{\parallel}	4,9	4,5	8,1
	λ_{\perp}	0,63	0,59	6,3
Арамидный сотовый наполнитель	λ_{\perp}	0,068	0,071	3,12
	- λ_{\parallel} в направлении x	0,047	0,053	11,90
	- λ_{\parallel} в направлении y	0,046	0,053	13,78

Примечание: E_0 и E_{90} – модуль упругости в продольном и поперечном направлениях соответственно, МПа; λ_{\parallel} и λ_{\perp} – коэффициент теплопроводности в продольном и поперечном направлениях соответственно, Вт/(м·К); T – температура, °С.

В четвертой главе диссертации приведены результаты синтеза силового набора крыла и структуры его многослойной обшивки для до- и сверхзвукового режимов полета на основе методов топологической и параметрической оптимизации.

Для построения силового набора крыла, обладающего высоким конструктивно-технологическим совершенством, проводилась двухэтапная топологическая оптимизация. На первом этапе определялось оптимальное количество и места размещения силовых элементов крыла. Для этого построена трехмерная область проектирования, заполняющая весь внутренний объем крыла. Задача оптимизации данного этапа формулировалась следующим образом: минимизировать податливость крыла при ограничении на максимальную объемную долю материала. Такое ограничение устанавливало, какой процент материала проектной области должен быть оставлен, и определяло пути распределения усилий в крыле. Для исключения возникновения эффекта «шахматной доски» в зонах с преобладающим сдвиговым характером деформаций, задавался радиус фильтрации (минимальный размер силового элемента). Коэффициент пенализации при этом выбирался равным 3 для снижения количества элементов с промежуточной плотностью. В качестве проектных переменных использовались значения плотностей конечных элементов. Как видно, в результате решения задачи получена древовидная конструкция, на основе которой была предложена схема силового набора, состоящего из двух лонжеронов и трех нервюр (Рисунок 7).

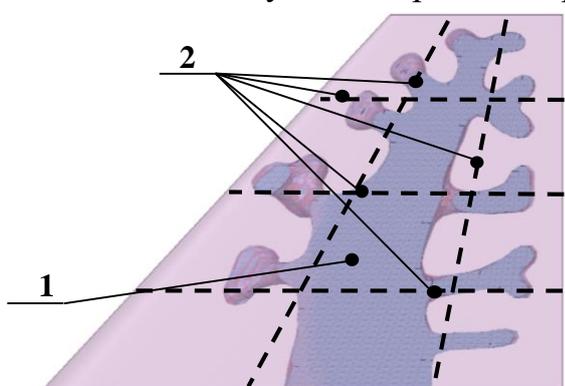


Рисунок 7 – Результат решения задачи топологической оптимизации силового набора крыла (1) и выбранные места размещения его элементов (2)

Второй этап заключался в нахождении оптимального распределения материала в элементах силового набора. Для этого решалась задача, целью которой являлась минимизация податливости крыла при ограничении на максимальные напряжения в слоях обшивки. Исходя из эксплуатационных требований для нервюр дополнительно накладывалось ограничение *pattern repetition*, которое позволяет получать геометрически подобные топологические схемы.

Картина распределения плотности материала, полученная в результате решения задачи топологической оптимизации приведена на Рисунке 8. При этом нервюры образуют фермено-балочную конструкцию и включают в себя две X-образных и три I-образных стойки. У лонжеронов, в свою очередь, наибольшее количество материала сконцентрировано вблизи корневой хорды, где и локализованы максимальные напряжения. При этом задний лонжерон имеет более плотное распределение материала, чем передний.

Для проверки выполнения ограничений, примененных при топологической оптимизации силового набора крыла, проводилась процедура верификации. С целью обеспечения целостности обшивка в местах ее крепления

к продольному и поперечному силовому набору дополнительно в конструкцию были введены полки лонжеронов и нервюр. В результате анализа показано, что максимальные напряжения в монослоях обшивки и силового набора не превышают допустимые.

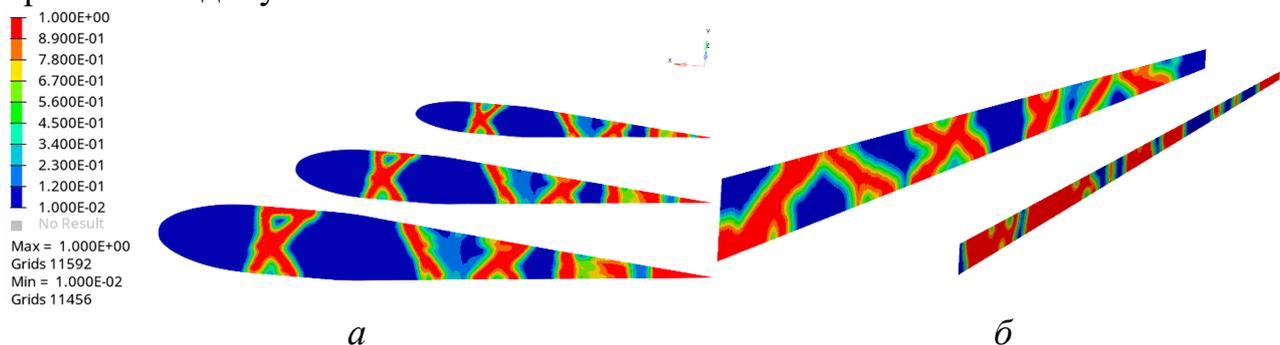


Рисунок 8 – Распределение относительной плотности в нервюрах (а) и лонжеронах (б) (обшивка условно не показана)

Для дальнейшего повышения массовой эффективности крыла проведена оптимизация слоистой структуры его обшивки и предложено ее деление на секции. Целевой функцией при оптимизации структуры обшивки крыла являлась масса крыла, а ограничение накладывалось на коэффициент запаса прочности конструкции, принятого равным двум. Варьируемыми параметрами при этом выступали толщины и углы укладки монослоев стекло- и углепластика и толщина слоя СЗ.

В результате была предложена оптимальная структура для каждой секции крыла. Установлено, что рациональным конструктивным решением является поперечное деление обшивки крыла на секции. Так, масса консоли крыла с обшивкой постоянной толщины в результате решения задачи оптимизации составила 247,5 кг, с поперечным делением на секции – 186,6 кг, с продольным – 240,3 кг.

Пятая глава диссертации посвящена тепловому проектированию крыла, и заключалась в выборе минимальной толщины теплозащитного покрытия, которая обеспечивает требуемый температурный режим конструкции.

Исходными данными для анализа температурного состояния крыла выступало пространственно-временное распределение тепловой нагрузки, полученное на этапе моделирования аэродинамического обтекания для десяти точек траектории спуска в диапазоне высот от 70 до 20 км. В этом случае крыло МКА ТК представлялось в виде набора секций с различными эффективными теплофизическими характеристиками. Моделировался нестационарный процесс прогрева крыла при спуске аппарата в атмосфере общей длительностью 208 с. При этом учитывался как конвективный аэродинамический нагрев крыла, так и радиационный теплообмен внешней поверхности крыла с окружающей средой. Поверхность крыла считалась серой с интегральной степенью черноты $\epsilon=0,8$.

В результате анализа температурного состояния крыла показано, что максимальная температура его поверхности достигает 158°C (Рисунок 9), что заметно превышает теплостойкость эпоксидной матрицы, используемой в обшивке, которая составляет 120 °С. Данный факт говорит о необходимости применения специального ТЗП.

В качестве материала ТЗП предложено использовать сферопластик (синтактный пенопласт), который представляет собой двухкомпонентную композицию, содержащую полимерную матрицу, в которую внедрены стеклокристаллические микросферы размером от 10 до 100 мкм, имеющие замкнуто-ячеистую структуру и наполненные азотом и углекислым газом. Максимальная рабочая температура выбранного сферопластика составляет 160°C. Предполагается, что ТЗП наносится на наружную поверхность крыла методом напыления.

Для определения рационального размещения ТЗП по поверхности крыла решалась задача параметрической оптимизации, цель которой состояла в нахождении распределения по крылу толщины покрытия, обладающего минимальной массой, при котором температура обшивки не будет превышать $T_{max}=120^{\circ}\text{C}$.

На основе анализа 100 расчетных случаев была построена поверхность отклика выходных величин (температуры поверхности крыла под ТЗП и массы ТЗП) на изменение входных (толщины ТЗП). На ее основе с помощью генетического алгоритма были определены оптимальные значения толщины ТЗП на различных участках обшивки. Стоит отметить, что в силу технологических причин участки с толщиной ТЗП, находящейся в диапазоне от 0 до 0,25 мм, исключались из рассмотрения, и для данных участков крыла нанесение ТЗП не предусматривалось. На основе проведенного поверочного расчета было показано, что использование слоя сферопластика с переменной толщиной от 0,25 до 1 мм обеспечивает защиту конструкции крыла от перегрева. Общая масса полученного теплозащитного покрытия при этом составила около 36,1 кг, что соответствует 19% массы силовой конструкции крыла.

Можно сделать вывод, что новая междисциплинарная методика за счет проведения топологической оптимизации силового набора, параметрической оптимизации структуры обшивки и толщин теплозащитного покрытия позволяет снизить массу, повысить несущую способность крыла и обеспечить требуемый температурный режим. В результате использования методики была предложена конструктивно-компоновочная схема крыла суборбитального легкого МКА ТК «Одуванчик» (Рисунок 10), масса консоли которого на 255 кг меньше чем у предшествующего проектного решения.

В общих выводах и заключении сформулированы основные результаты диссертационной работы.

В приложении представлен перечень современных суборбитальных МКА ТК. Рассмотрены типы аппаратов, их аэродинамические схемы, способы старта и посадки, а также используемые компоненты топлива.

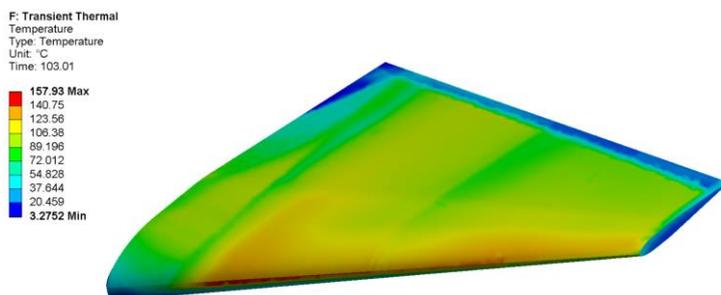


Рисунок 9 – Температурное состояние поверхности крыла МКА ТК в момент времени 103 с траектории спуска, °C

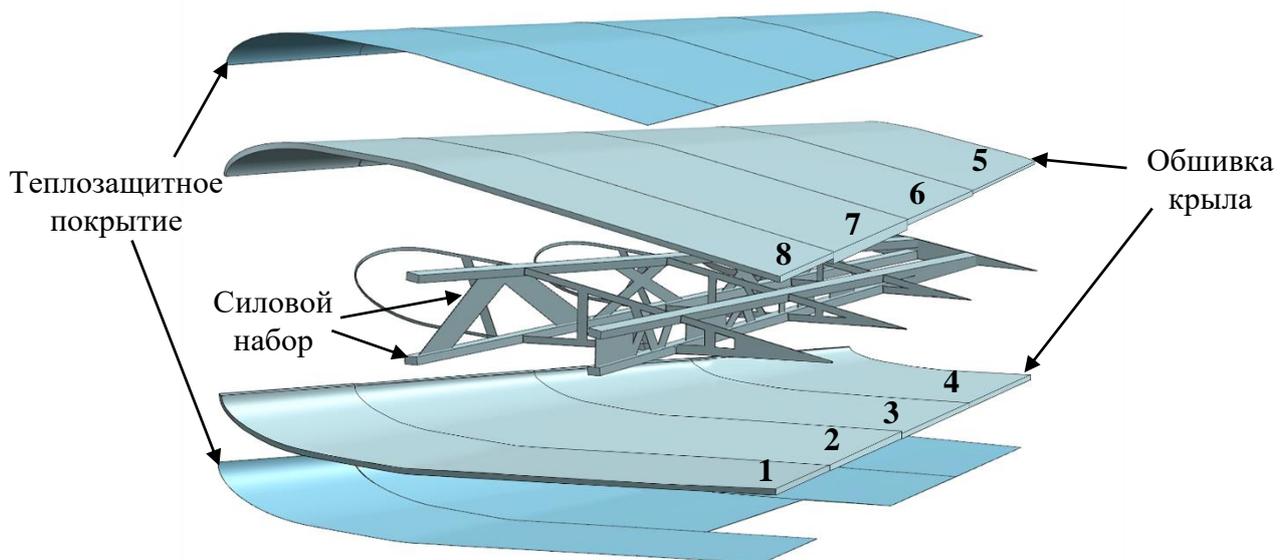


Рисунок 10 – Конструктивно-компоновочная схема МКА ТК
(цифрами обозначены номера секций обшивки)

ОСНОВНЫЕ ВЫВОДЫ И ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Предложена новая междисциплинарная методика синтеза конструктивно-силовой схемы композитного крыла МКА ТК, основанная на моделировании взаимосвязанных процессов механики композитов, теплообмена, динамики полета и аэродинамики. Вычислительная стратегия методики состоит в итерационном решении ряда отдельных задач оптимизации, связанных с выбором геометрических размеров крыла, рациональной программы изменения угла атаки, формирования облика силового набора крыла и его теплозащитного покрытия.

2. Определены оптимальные геометрические размеры крыла из условия максимального аэродинамического качества на до- и сверхзвуковом режимах полета и минимальной площади с аэродинамическим качеством $K = 3,5$ при посадке и $K = 1,1$ на сверхзвуковом режиме полета, а также выбрана рациональная программа изменения угла атаки, которая реализует пологий спуск МКА ТК в атмосфере и обеспечивает допустимый уровень перегрузок, скоростного напора и теплового потока.

3. Впервые разработана и опробована методика определения коэффициентов теплопроводности материалов обшивки крыла, основанная на решении совокупности двумерных и трехмерных коэффициентных обратных задач. По итогам экспериментальных исследований подтверждены расчетно-теоретические оценки теплофизических характеристик угле- и стеклопластика, и впервые исследована теплопроводность арамидного СЗ в двух направлениях.

4. На основе решения комплекса задач топологической и параметрической оптимизации предложена схема силового набора и структуры многослойной обшивки крыла МКА ТК, отвечающая условиям прочности и обладающая высоким конструктивно-технологическим совершенством ($\mu_k=0,267$; $\eta \geq 2$).

5. Установлено, что нанесение теплозащитного покрытия толщиной от 0,25 мм до 1 мм и массой около 36,1 кг обеспечивает необходимый температурный режим обшивки и силового набора крыла.

6. Применение новой методики для разработки крыла легкого МКА ТК «Одуванчик» показало возможность снижения массы консоли на 255 кг по сравнению с предшествующим проектным решением.

ОСНОВНЫЕ ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Ашихмина Е.Р., Агеева Т.Г., Просунцов П.В. Анализ температурного состояния и разработка тепловой защиты крыла многоразового космического аппарата туристического класса из гибридного композиционного материала // Тепловые процессы в технике. 2018. Т. 10. №5-6. С. 265–272. (1,25 п.л./0,6 п.л.).

2. 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. 2018. № 1. С. 4–19. (1,44 п.л./0,5 п.л.).

3. 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. 13 с. DOI: 10.18698/2308-6033-2017-12-1712. (1,3 п.л./0,5 п.л.).

4. Ashikhmina E.R., Prosuntsov P.V. Coupled CFD-based Shape Optimization of a Wing of Reusable Space Vehicle of Tourist Class // IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. 2020. Vol. 709. No. 022108. DOI: 10.1088/1757-899X/709/2/022108. (0,6 п.л./0,3 п.л.).

5. Ashikhmina E.R., Ageyeva T.G., Prosuntsov P.V. Hybrid composites in reusable space vehicles wing structures // IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. 2019. Vol. 683. No. 012067. DOI: 10.1088/1757-899X/683/1/012067. (0,85 п.л./0,3 п.л.).

6. Ashikhmina E.R., Prosuntsov P.V. Wing box topology optimization of tourist class reusable space vehicle // AIP Conference Proceedings. 2019. Vol. 2171. No. 030014. DOI: 10.1063/1.5133180. (0,7 п.л./0,35 п.л.).

7. Ashikhmina E.R., Prosuntsov P.V. Wing airfoil selection and optimization for the tourist class reusable space vehicle // AIP Conference Proceedings. 2019. Vol. 2135. No. 020005. DOI: 10.1063/1.5120642. (0,5 п.л./0,3 п.л.).

8. Ashikhmina E.R., Petrov N.M., Prosuntsov P.V. Evaluation the complex of thermal properties for epoxy-based GFRP used in wing of tourist class reusable space vehicle // IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. 2020. Vol. 934. No. 012059. DOI: 10.1088/1757-899X/934/1/012059. (0,56 п.л./0,2 п.л.).

9. Ashikhmina E.R., Ageyeva T.G., Fedorov S.Yu., Klimovich Yu.V. Analytical and experimental research of epoxy-based glass/carbon hybrid polymer composites // IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. 2020. Vol. 934. No. 012061. DOI: 10.1088/1757-899X/934/1/012061. (0,75 п.л./0,25 п.л.).

10. Ashikhmina E.R., Prosuntsov P.V., Reznik S.V. Inter-Disciplinary Approach to Suborbital Reusable Spaceplane Composite Wing Design // IOP Conf.

Ser.: Mater. Sci. Eng. 2021. Vol. 1060. No. 012021. DOI: 10.1088/1757-899X/1060/1/012021. (1,0 п.л./0,4 п.л.).

11. Ashikhmina E.R., Prosuntsov P.V. Re-entry trajectory design for reusable spaceplane of tourist class // AIP Conference Proceedings. 2021. Vol. 2318. No 020019. DOI: 10.1063/5.0036218. (0,625 п.л./0,4 п.л.).

12. Ashikhmina E.R., Prosuntsov P.V. Numerical simulation and experimental validation of effective thermal conductivity coefficient of hexagonal aramid honeycomb used in wing skin of tourist class reusable spaceplane // Materials Today: Proceedings. 2021. Vol. 38. PP. 2025–2030. DOI: 10.1016/j.matpr.2020.10.033 (0,93 п.л./0,45 п.л.).

13. Ашихмина Е.Р., Просунцов П.В. Междисциплинарный подход к проектированию композитной конструкции крыла многоразового космического аппарата туристического класса // Труды XLIV академических чтений по космонавтике. 2020. Т.1. С.121-123. (0,2 п.л./0,1 п.л.).

14. Ашихмина Е.Р., Просунцов П.В. Оптимизация силового набора крыла многоразового космического аппарата туристического класса // Труды XLIII академических чтений по космонавтике. 2019. Т.1. С. 40-41. (0,2 п.л./0,1 п.л.).

15. Ашихмина Е.Р., Агеева Т.Г., Просунцов П.В. Гибридные композиты в конструкциях крыльев многоразовых космических аппаратов // Сборник материалов Международной научно-практической конференции «Ключевые тренды в композитах: наука и технологии». 2018. С.56-60. (0,45 п.л./0,15 п.л.).

16. Ашихмина Е.Р., Просунцов П.В. Анализ теплового режима многоразового космического аппарата туристического класса // Труды конференции «Будущее машиностроения России». 2018. С. 643-645. (0,3 п.л./0,15 п.л.).

17. Ашихмина Е.Р., Просунцов П.В. Тепловое проектирование обшивки крыла многоразового космического аппарата туристического класса // Труды XLII академических чтений по космонавтике. 2018. С. 29-30. (0,1 п.л./0,05 п.л.).

18. Ашихмина Е.Р., Просунцов П.В. Выбор конструктивно-силовой схемы крыла многоразового космического аппарата туристического класса // Труды Второй Всероссийской научно-технической конференции «Механика и математическое моделирование в технике». 2017. С. 358-360. (0,3 п.л./0,15 п.л.).

19. Ашихмина Е.Р., Агеева Т.Г., Просунцов П.В. Разработка тепловой защиты композитного крыла многоразового космического аппарата туристического класса // Труды конференции «Будущее машиностроения России». 2017. С. 535-538. (0,38 п.л./0,13 п.л.).

20. Агеева Т.Г., Ашихмина Е.Р., Просунцов П.В. Оптимизация структуры гибридного композиционного материала для обшивки крыла многоразового космического аппарата туристического класса // Сборник тезисов XLI Академических чтений по космонавтике. 2017. С. 44. (0,1 п.л./0,03 п.л.).