

БАРАНОВСКИ СЕРГЕЙ ВЛАДИСЛАВОВИЧ

**РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ СИЛОВОЙ
КОНСТРУКЦИИ СВЕРХЛЕГКОГО КРЫЛА
СРЕДНЕМАГИСТРАЛЬНОГО АВИАЛАЙНЕРА
ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ
НА ОСНОВЕ ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ**

Специальность 2.5.14 – Прочность и тепловые режимы летательных
аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

Диссертации на соискание ученой степени

кандидата технических наук



Москва, 2021

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

Научный руководитель: **Михайловский Константин Валерьевич**
кандидат технических наук, доцент кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции» ФГБОУ ВО «Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)»

Официальные оппоненты: **Корольков Владимир Иванович**
Доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой «Самолётостроение» ФГБОУ ВО «Воронежский государственный технический университет»

Дудченко Александр Александрович
Доктор технических наук, профессор кафедры 602 «Проектирование и прочность авиационно-ракетных и космических изделий» ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

Ведущая организация: ФГУП «ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского»

Защита состоится «14» октября 2021 г. в 14 часов 30 минут на заседании диссертационного совета 24.2.331.08 при Московском государственном техническом университете им. Н.Э. Баумана по адресу: 105005, г. Москва, госпитальный переулок, д. 10, факультет Специального машиностроения, ауд. 407.

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

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте МГТУ им. Н.Э. Баумана bmstu.ru.

Автореферат разослан «___» _____ 2021 г.

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



Луценко А.Ю.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. С учетом увеличения транспортной нагрузки на гражданскую авиацию и геополитических рисков в части запретов на закупку и использование техники и технологий крайне необходимо создание передовых отечественных среднемагистральных авиалайнеров, которые должны удовлетворять требованиям по уровню шума, расходу топлива, массе и ресурсу конструкции. Снижение массы и повышение ресурса конструкции среднемагистрального авиалайнера возможно с помощью применения полимерных композиционных материалов (ПКМ) и новых решений в части силового каркаса, что подтверждено эксплуатацией зарубежных и отечественных авиалайнеров.

В настоящее время исследования в данной области строятся на раздельном решении задач аэродинамики и прочности, обычно без учета структурных особенностей ПКМ, укладки в силовых элементах, в том числе криволинейной формы. Используются, в основном, квазиизотропные схемы армирования силовых элементов и обшивок крыла из ПКМ, исключающие реализацию преимуществ современных технологий автоматизированной выкладки, адаптацию схемы армирования к действующим нагрузкам, и как следствие, не обеспечиваются наилучшие функциональные характеристики авиалайнеров.

На основе вышесказанного, разработка методики выбора параметров силовых элементов, в том числе криволинейных, крыла с оптимальной укладкой монослоев ПКМ является актуальной задачей, на решение которой и направлена диссертационная работа.

Теоретическими и экспериментальными исследованиями в области прочности летательных аппаратов занимались: Астахов М.Ф., Бадягин А.А., Егер С.М., Кан С.Н., Корчемкин Н.Н., Лисейцев Н.К., Макаревский А.И., Мишин В.Ф., Одинокоев Ю.Г., Савельев Л.М., Суздальцев Я.Я., Фомин Н.А., Хазанов Х.С. и др. Разработкой, проектированием, вопросами прочности элементов из ПКМ а также их оптимизацией занимались Алфутов Н.А., Браутман Л., Гай Д., Зиновьев П.А., Киреев В.А., Кристенсен Р., Крок Р., Победря Б.Е., Пустовой Н.В., Рикардс Р.Б., Тамуж В.П., Тетерс Г.А, Хилл Р., Цай С. и др. В области разработки методов расчета крыла из ПКМ можно отметить отечественных специалистов Алексеенко С.В., Бирюка В.И., Богатырева В.В., Болдырева А.В., Гришина В.И., Дудченко А.А., Комарова В.А., Королькова В.И., Приходько А.А., Чедрика В.В., Щеклеина В.С., а также зарубежных исследователей Даннинга П., Диллинджера К.С., Камминга С.Б., Капанию Р.К., Круза М., Купера Дж. Э., Мартинса Дж.А., Рао Дж.С., Стэнфорда Б., Уивера П.М., Чжао В., Шухмахера Г. и др.

Цель работы – снижение продолжительности выбора параметров конструкции силовых элементов сверхлегкого крыла из полимерных композиционных материалов на основе параметрического многостадийного моделирования.

Основные задачи работы:

1) Разработать методику многостадийного моделирования для выбора параметров конструктивно-силовых схем сверхлегкого крыла из ПКМ с учетом адаптации схем армирования к действующим эксплуатационным нагрузкам.

2) Проанализировать степень влияния параметров геометрической модели крыла на продолжительность расчетов, точность получаемых результатов по определению эксплуатационных нагрузок.

3) Провести расчетно-экспериментальные исследования для оценки влияния разброса физико-механических характеристик ПКМ на напряженно-деформированное состояние крыла.

4) Осуществить параметрическую и топологическую оптимизацию конструктивно-силовой схемы крыла из ПКМ для разработки сверхлегкой конструкции.

5) Рассмотреть технологически-адаптированные схемы выкладки слоев ПКМ в обшивках крыла и силовых элементах.

Объект исследования – крыло пассажирского среднемагистрального авиалайнера из ПКМ (углепластика).

Предмет исследований – параметры конструктивно-силовых схем крыла из ПКМ для параметрической и топологической оптимизации.

Методология исследования основана на численных методах определения аэродинамических характеристик крыла авиалайнера, эксплуатационных нагрузок, анализе напряжённо-деформированного состояния конструктивно-силовых схем и отдельных элементов из ПКМ, определении характеристик ПКМ для авиалайнера.

Научная новизна работы:

1) Разработана и технологически-адаптирована с учетом явлений аэроупругости оптимизированная конструктивно-силовая схема крыла перспективного среднемагистрального авиалайнера, позволяющая существенно снизить массу (~18%).

2) Теоретически и экспериментально исследовано влияние разброса физико-механических характеристик углепластика на напряжённо-деформированное состояние конструктивно-силовой схемы крыла.

3) Исследован вопрос рациональности применения криволинейных элементов силового набора крыла из ПКМ.

Практическая значимость работы:

1) Разработана методика многостадийного моделирования для выбора оптимальных параметров конструктивно-силовых схем крыла из ПКМ, которая позволяет сократить длительность до 1,5 раз.

2) Предложен геометрический облик конструктивно-силовой схемы крыла с учетом вариаций физико-механических свойств ПКМ и действия эксплуатационных нагрузок.

3) Сформулированы рекомендации по выбору оптимальных параметров конструктивно-силовой схемы крыла, в том числе с криволинейными

элементами, из ПКМ по критерию максимальной несущей способности при минимальной массе.

Результаты, выносимые на защиту:

1) Методика многостадийного моделирования для выбора оптимальных параметров конструктивно-силовых схем крыла из ПКМ с учетом действия эксплуатационных нагрузок.

2) Геометрический облик оптимизированной конструктивно-силовой схемы крыла из ПКМ.

3) Рекомендации по выбору оптимальных параметров конструктивно-силовой схемы крыла, в том числе с криволинейными элементами, из ПКМ по критерию максимальной несущей способности при минимальной массе.

Степень достоверности подтверждается использованием математических моделей, основанных на фундаментальных законах механики композитных сред и аэродинамики, применением сертифицированных лицензионных программных комплексов численного моделирования, сравнением с результатами отдельных исследований отечественных и зарубежных научных коллективов, экспериментальными данными и проведении тестовых задач.

Личный вклад автора состоит в расчётных исследованиях, разработке и реализации методики, составлении рекомендаций по выбору оптимального геометрического облика конструктивно-силовой схемы крыла из ПКМ.

Отдельные результаты работы актуальны и востребованы для программы «Развитие авиационной промышленности на 2013-2025 годы».

Апробация работы: основные положения диссертации докладывались на ряде научных конференций: Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения». Москва, 2016-2020; Всероссийская научно-техническая конференция «Механика и математическое моделирование в технике». Москва, 2016; Sino-Russian Symposium on Advanced Materials and Processing Technology. Екатеринбург, 2016; Всероссийская конференция молодых ученых и специалистов «Будущее машиностроения России». Москва, 2017; Академические чтения по космонавтике. Москва, 2018-2020; Молодежная международная научно-техническая конференция «Наукоемкие технологии и интеллектуальные системы». Москва, 2018; Международная научно-практическая конференция «Ключевые тренды в композитах: Наука и технологии». Москва, 2019, 2020; Международной конференции «Advanced Materials and Demanding Applications». Рексем (Великобритания), 2020; а также на конкурсах научных работ МГТУ им. Н.Э. Баумана «Инженерный старт» в рамках форума «МГТУ им. Н.Э. Баумана – Новые кадры ОПК». Москва, 2016; НИУ МАИ Всероссийский межотраслевой молодёжный конкурс научно-технических работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики». Москва, 2018-2020; ОАК «Будущее авиации». Москва, 2019, 2020.

Публикации: По тематике диссертационной работы опубликовано 29 научных работ, 8 из которых в журналах, входящих в перечень ВАК, и 4 входящих в Scopus. Общий объём 17,00 / 14,18 п.л.

Структура и объём диссертации.

Диссертационная работа состоит из введения, пяти глав, заключения, списка литературы и приложений. Работа представлена на 191 страницах текста, включающего 99 рисунков, 48 таблиц, список литературы из 322 наименований и обязательных приложений на 55 страницах, содержащих 33 рисунка, 21 таблицу.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы исследования, сформулированы цель и задачи работы, показаны научная новизна и практическая значимость полученных результатов, приводятся сведения об апробации.

В первой главе проведено обзорно-аналитическое исследование состояния работ в области проектирования конструкций авиалайнеров с применением ПКМ. Рассмотрены методы и способы выбора характеристик крыльев с учетом аэродинамики, определения нагрузок, расчёта конструктивно-силовых схем (КСС) и отдельных силовых элементов из ПКМ, а также выявлены перспективные направления. Изучены конструкции и характеристики пассажирских авиалайнеров, применяемых авиакомпаниями.

Вторая глава посвящена разработке методики выбора параметров КСС крыла из ПКМ среднемагистрального авиалайнера на основе параметрического моделирования. Определен геометрический облик крыла и рассчитаны аэродинамические нагрузки согласно предлагаемой методике.

Методика предназначена для определения основных геометрических параметров КСС крыльев среднемагистральных авиалайнеров с размахом до 40 м. Особенность разработанной методики заключается в определении первичной КСС крыла на начальных этапах проектирования с учетом решения задачи статической аэроупругости, условий полета и адаптации схем армирования для сокращения длительности до 1,5 раз.

Общая структура методики состояла из этапов (Рис. 1), на которых определялись необходимые параметры КСС крыла из ПКМ. На первом этапе выбиралась первичная компоновка. Строилась геометрическая модель, которая включала в себя исходные данные: аэродинамический профиль, размах, площадь. Затем, изучалось силовое воздействие на рассматриваемое крыло от распределённых (от скоростного напора, от веса элементов) и сосредоточенных (от различных агрегатов) нагрузок с учетом режимов полёта (скорость, угол атаки, высота) и параметров атмосферы. На втором этапе происходил выбор и обоснование КСС крыла на основе данных, полученных на первом этапе, и осуществлялся расчет количества и мест расположения элементов. Проводилось уточнение нагрузок на деформированное крыло в полёте – решалась задача аэроупругости. Затем с помощью метода топологической оптимизации определялись и корректировались зоны усиления конструкции, формы и направления установки силовых элементов, в том числе криволинейных. Выбиралось количество и шаг установки

основных силовых элементов – лонжеронов, нервюр, стрингеров и их первоначальные толщины.

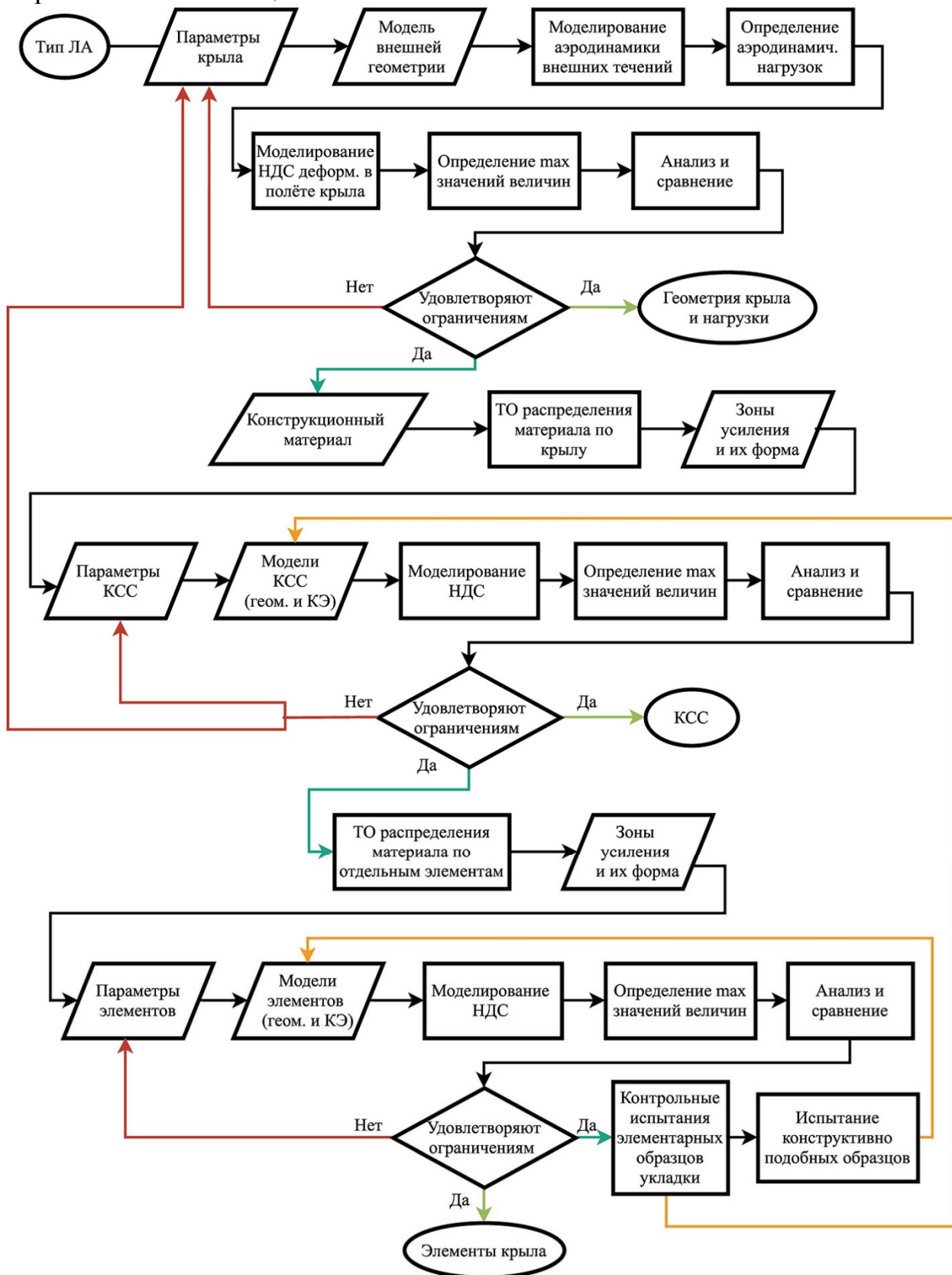


Рис. 1. Методика определения параметров КСС крыла из ПКМ авиалайнеров

При удовлетворении ограничениям производился выбор и оптимизация параметров отдельных элементов из ПКМ – третий этап. С помощью методов

параметрической оптимизации выбирались толщины стенок и поясов, геометрический профиль, схемы армирования, а также криволинейные направления выкладки монослоёв. Далее выполнялась контрольная верификация укладок с помощью испытания элементарных и конструктивно-подобных образцов и анализировалась необходимость корректировки. В результате выполнения этапов методики выбиралась оптимальная КСС крыла из ПКМ, отвечающая уровню эскизного проекта.

Моделирование задачи внешней аэродинамики и определение нагрузок проведено с помощью программного комплекса ANSYS (номер лицензии 339001) и модуля CFX, в котором решались уравнения Навье-Стокса в трехмерной нелинейной постановке, осредненных по методу Рейнольдса (RANS), с использованием математической модели ламинарно-турбулентного перехода и метода конечных объемов.

Для проведения проектных расчётов рассматривались экстремальные случаи нагружения на крыло на основе анализа изгибающего, крутящего моментов и перерезывающей силы. Изучался широкий диапазон возможных полетных случаев при разных параметрах скоростного напора, высоты полета, маневров с перегрузкой 2,5 и минус 1, а также с учётом аэроупругости. Учитывались углы атаки 0° , $+3^\circ$, $+5^\circ$ (задаваемые в системе координат крыла), критические углы.

При определении облика крыла из ПКМ варьировались основные геометрические параметры и аэродинамические профили. Общее количество вариантов геометрической формы крыла составило двенадцать и выбран: трапециевидный, с прямой стреловидностью, со спрямленным участком, несимметричным аэродинамическим профилем углом стреловидности $\chi=29^\circ$, углом поперечного $V \psi=+6^\circ$.

Проведено сравнение деформированного в полёте крыла с недеформированным (Рис. 2) при различных режимах полёта для последующей корректировки нагрузок. Отличие нагрузок для деформированного в полёте крыла от недеформированного составляло не более 4,5 – 5%.

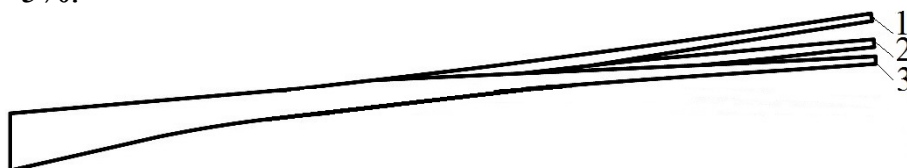


Рис. 2. Модели деформации крыла вид спереди (схематично), нагрузки: 1 – максимальные; 2 – крейсерский режим; 3 – собственный вес

Определено влияние параметров расчёта и задаваемых условий на продолжительность и точность: варианты геометрической модели, размеры расчётной области, размеры конечных объемов. Рассматривались варианты геометрической модели: изолированное крыло, крыло с мотогондолой двигателя, крепящейся на пилоне под ним, целый авиалайнер, кроме того, учитывался диффузор и двухконтурность двигателя (Рис. 3 а-в).

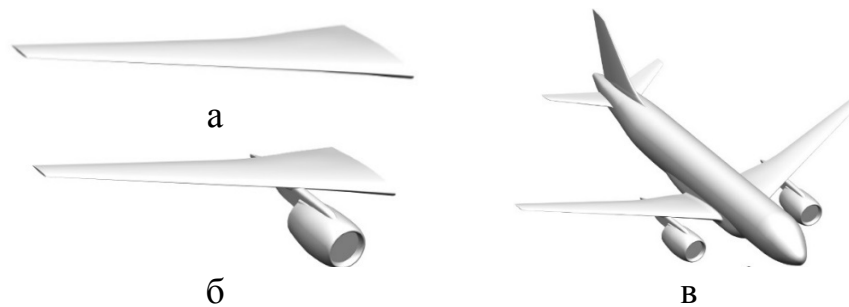


Рис. 3. Варианты моделей: а – крыло; б – крыло с мотогондолой двигателя на пилоне; в – крыло в составе авиалайнера

Определены значения давления по крылу, а отдельные результаты в сечениях, расположенных с шагом в 1/4 полуразмаха, показаны на Рис. 4. Данные по температуре с учётом истечения из сопла двигателя приведены на Рис. 5. Температурные нагрузки от истекающего газа оказывают влияние на отклонённые секции закрылков. При крейсерском режиме полёта и убранных элементах механизации воздействие на крыло отсутствует. Получены временные зависимости расчётов (машинное время) от варьируемых параметров (Рис. 6)

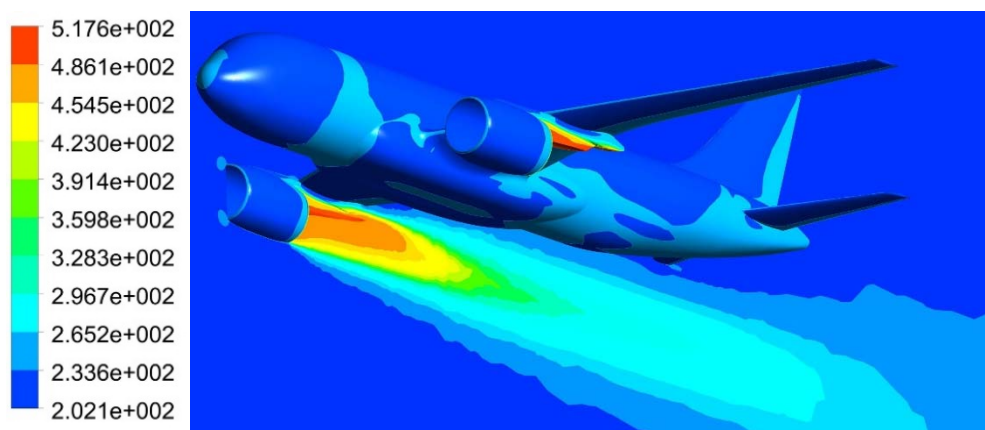
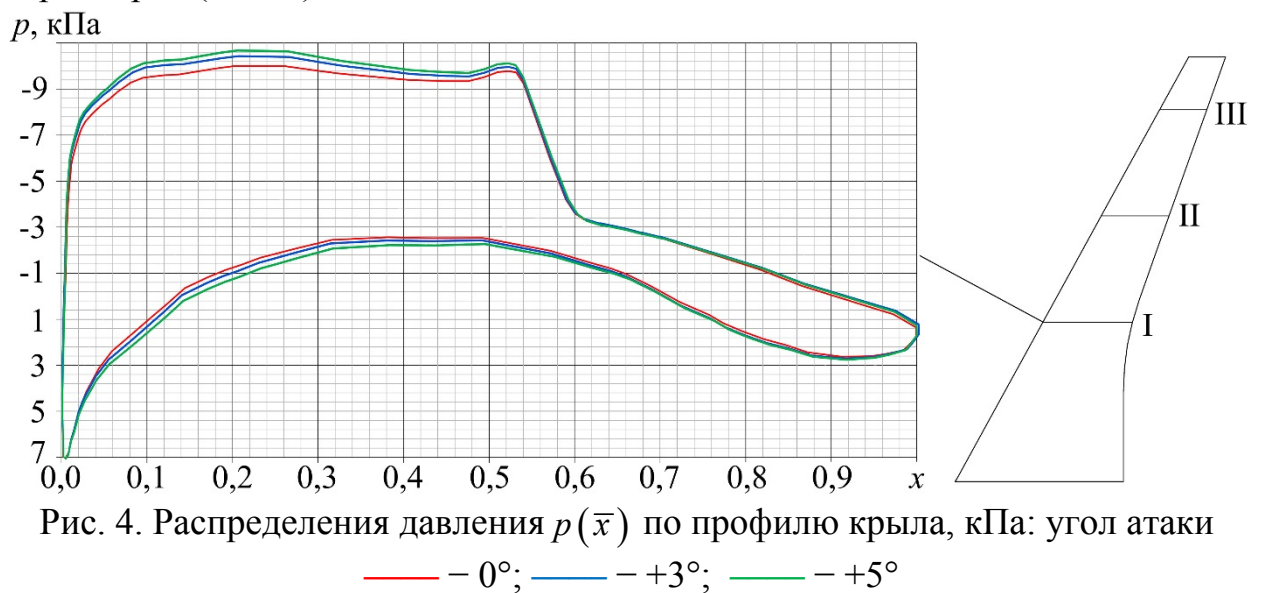


Рис. 5. Температурные поля на поверхности авиалайнера с учетом истекающего из двигателя газа (левый двигатель не показан), К

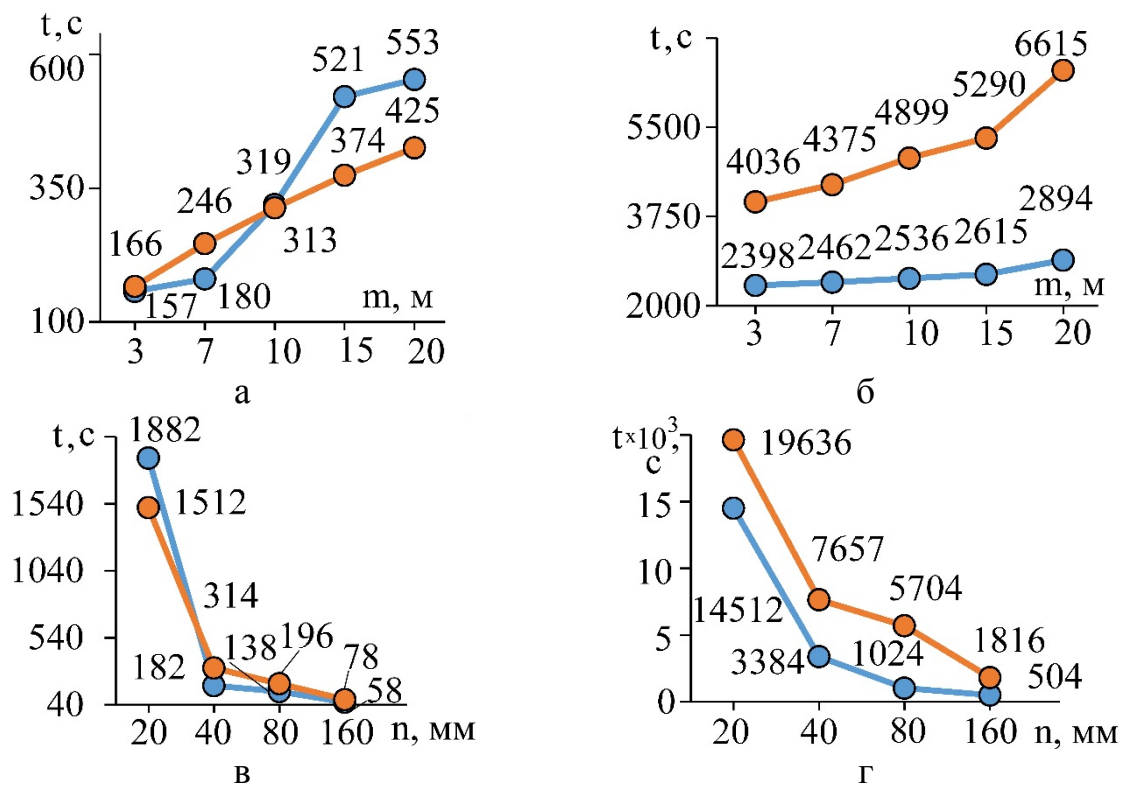


Рис. 6. Временные зависимости t подготовки расчёта (слева) и моделирования (справа) при варьировании габаритов расчётной области m (размер от объекта до края области) (а, б) и размеров конечных объёмов n (в, г), с:
 —●— — крыло, —○— — авиалайнер

Установлено, что определение нагрузок рационально проводить на изолированной поверхности крыла, что даст выигрыш по времени 15 – 20%, при погрешности не более 7 – 10%. Увеличение размеров конечных объёмов и уменьшение габаритов расчётной области позволяло сократить временные затраты до 10 раз, с потерей в точности не более 10%.

Помимо рассмотрения деформированного крыла изучено влияние геометрии аэродинамического профиля в результате нарастания льда (при отсутствии противообледенительных систем на различных режимах полёта и метеоусловиях) на точность получения нагрузок (Рис. 7). Значимость данного эффекта может составлять до 5%.

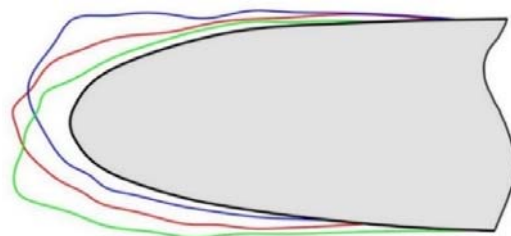


Рис. 7. Формы льда (увеличены) в зависимости от режима полёта и метеоусловий: — — без манёвра; — — взлёт;
 — — осадки; ■ — крыло

В третьей главе разработана КСС крыла из ПКМ по предлагаемой методике. Определялись основные параметры КСС – расположение

элементов, шаг и направление установки нервюр, лонжеронов, стрингеров. Рассматривались варианты изготовления КСС и обшивки крыла из углепластика на основе ткани и однонаправленной ленты. Выбор рационального геометрического облика крыла проводился на основе параметрического моделирования и анализе напряжённо-деформированного состояния (Рис. 8) с общим количеством вариантов КСС – девяносто. Моделирование осуществлялось методом конечных элементов.

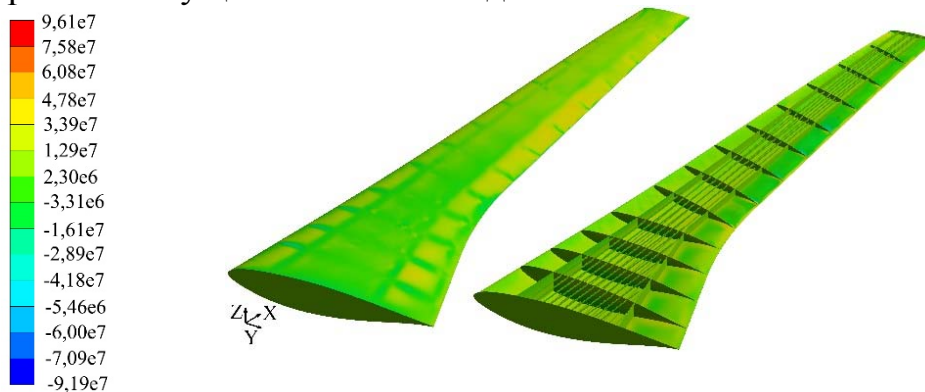


Рис. 8. Нормальные напряжения в КСС крыла из ПКМ вдоль оси, сонаправленной с передним лонжероном, Па

На основе параметрического моделирования выбрана КСС крыла из ПКМ, в котором расстояние установки переднего и заднего лонжерона составляло, соответственно 20 и 70 % хорды, шаг нервюр – 40 % средней аэродинамической хорды, шаг стрингеров – 0,2 м, а расположение нервюр перпендикулярно заднему лонжерону.

Проведены экспериментальные исследования ПКМ. Выполнены расчетно-экспериментальные исследования по влиянию разброса физико-механических характеристик углепластиков на напряженно-деформированное состояние КСС крыла (Рис. 9). Установлено, что максимальный разброс напряжений и деформаций в КСС крыла, изготовленной из углепластиков с минимальными и максимальными значениями характеристик, может достигать 8%.

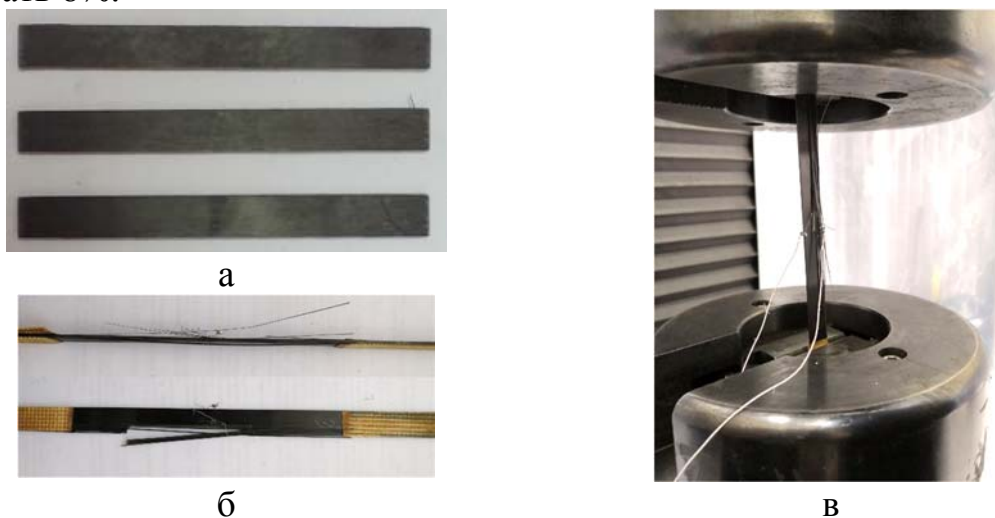


Рис. 9. Вид образцов углепластика: а – до испытаний; б – разрушенный образец в двух проекциях; в – образец в захватах испытательной машины

В четвёртой главе представлены результаты оптимизации КСС крыла из углепластика и обоснованы толщины стенок, количество и схемы укладки однонаправленных слоёв.

Оптимизация каждого элемента учитывала толщины, укладку и количество слоёв. Цикл итераций повторялся пока значения углов ориентации слоёв в элементах на текущем шаге не сойдутся со значениями на предыдущем с погрешностью не более 1,5%. Общее количество рассмотренных вариантов превышало 11000 и в итоге получена оптимальная укладка слоев в элементах крыла превосходящая типовую квазиизотропную на 40%: максимальный прогиб снижается с 1,75 м до 1,22 м. Установлены следующие оптимальные углы укладки слоёв (в качестве нулевого угла выкладки принято направление вдоль размаха крыла параллельно переднему лонжерону) в обшивке верхней: 28°/-10°/-48°/56°/-2°/-1°/-23°/-3°/-7°/-10°/14°; в обшивке нижней: -90°/0°/-30°/-54°/-64°/-74°/-76°/-79°/-80°/-82°/-84°/-84°/-85°/-86°/-86°/-86°/-87°/-87°; в лонжероне переднем: 0°/-12°/17°/-17°/44°/27°/34°/13°/-11°/66°/-30°/-52°/14°/-45°/33°/33°/-4°/2°/-48°/-1°; в лонжероне заднем: -40°/29°/13°/-16°/30°/-52°/-26°/-27°/21°/-78°/11°/80°/-1°/47°; в нервюрах №1, 14: -30°/4°/-48°/28°/48°/-85°/10°; в нервюрах № 2-5: 41°/13°/7°/49°/-1°/33°/5°; в нервюрах № 6-13: 63°/-37°/0°/-84°/-4°/-40°/-20°; в верхнем и нижнем стрингерах: 14°/2°/-22°/-12°/8°/4°/-15°/90°/-18°. Данные углы укладки требовали уточнения в рамках рассмотрения каждого элемента КСС в отдельности.

Для определения критических зон, дополнительного анализа, а также последующей разработки КСС крыла из ПКМ проведено моделирование распределения материала с помощью метода топологической оптимизации. Оптимизация осуществлялась по массе и объёму оставшегося материала. Для всего крыла на основе топологической оптимизации подтвержден выбор расстояния установки силовых элементов, а именно: распределение материала соответствовало расположению кессона с погрешностью не более 10%. Для кессона определены зоны усиления элементов. Геометрические формы зон усиления свидетельствовали о возможности рассмотрения криволинейных силовых элементов в конструкции кессона.

Для КСС крыла из ПКМ толщины элементов и направления выкладки определены в несколько последовательных стадий: первая – выбор общей толщины пакета в соответствии с группами укладок одной ориентации, вторая – разделение на отдельные слои с учётом реальной толщины монослоя. Установлено, что чем меньше направлений выкладки, тем больше площадь максимальной толщины. Массивные обшивки с квазиизотропной укладкой имели продолжительную по размаху зону постоянной максимальной толщины. Увеличение направлений выкладки позволило выполнить элементы переменной толщины, нагруженные зоны усилить локально, разгрузив остальные (Рис. 10), что подтверждало возможность использования анизотропии ПКМ при выборе направлений укладки слоёв.

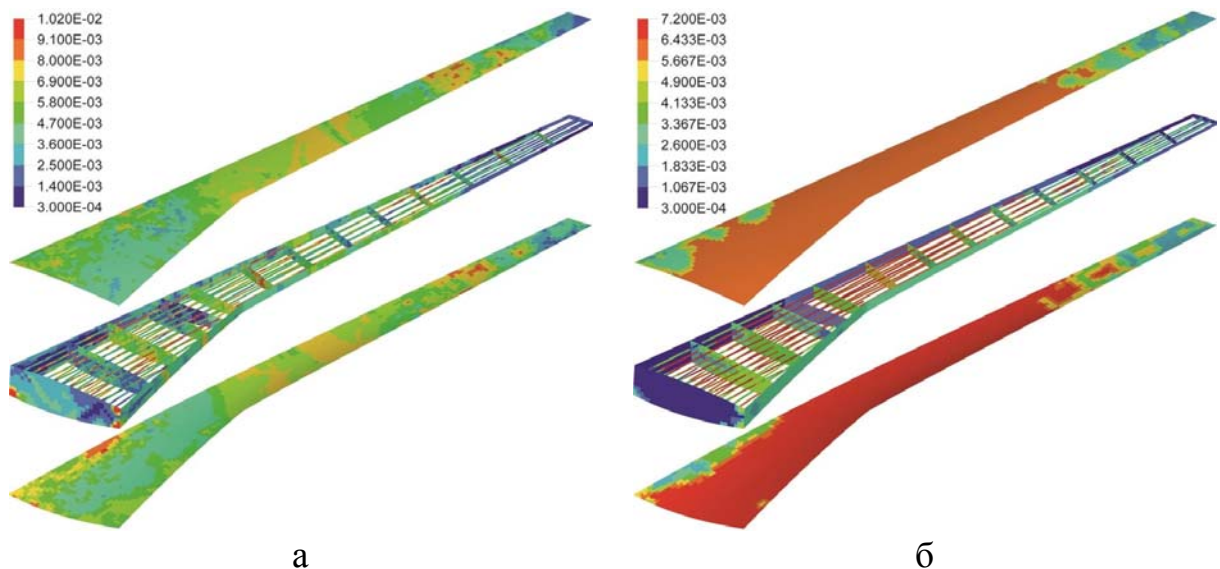


Рис. 10. Распределение толщин в элементах кессона крыла при различных схемах армирования, м: а – оптимизированная; б – квазиизотропная

В пятой главе рассмотрены технологически-адаптированные КСС крыла из ПКМ и исследован вопрос рациональности применения криволинейных элементов силового набора. Проведена оценка влияния формы и направлений установки криволинейных элементов КСС на напряженно-деформированное состояние крыла, проанализированы различные формы лонжеронов, нервюр, стрингеров. Общее количество вариантов составило 252.

Выбран вариант с передним прямолинейным лонжероном, задним – искривлённым по полёту, стрингерами сонаправленными с лонжеронами, нервюрами одинарной кривизны (Рис. 11). Сравнение классической прямолинейной КСС, полученной в Главе 3, и криволинейной показывает преимущество последней по перемещениям (до 8,5%) и напряжениям (до 6%), а масса в свою очередь больше на 1,3%. Однако, при рассмотрении под нагрузкой отдельно искривлённого элемента (не в составе КСС крыла из ПКМ) в сравнении с прямолинейным в случае равной прочности, последний обладает до 10% меньшей массой.

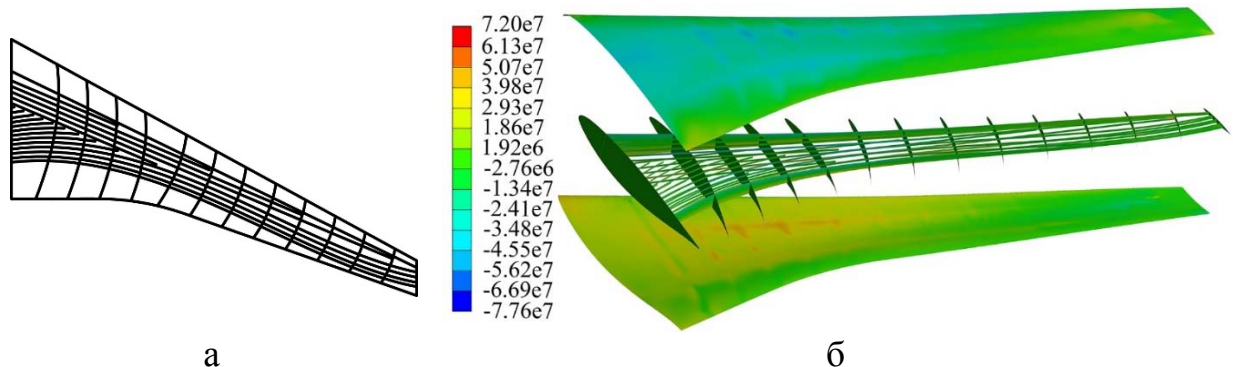


Рис. 11. Рациональная КСС с криволинейными элементами: а – общий вид (схематично); б – нормальные напряжения вдоль оси, сонаправленной с передним лонжероном, Па

Проведено исследование оптимальных укладок слоёв с учётом действующих нагрузок. Рассмотрено два способа: зонный метод – обшивки разделены на зоны, для каждой из которых определялась оптимальная укладка; метод направлений – пути укладки моделировались на основе нормальных напряжений в конечных элементах и распределении нагрузок.

Направленные укладки, полученные зонным методом, позволяли снизить максимальный прогиб крыла на 8%, а напряжения в 1,57 раза. Из углов каждой секции сформирована трасса выкладки препрега на основе углеродной нити вдоль длины крыла, однако, для достижения высоких точностей необходимо, чтобы размер каждой ячейки не превышал 50 мм. Направленные укладки, рассчитанные методом направлений, давали снижение максимального прогиба крыла на 12%, напряжений в 1,63 раза. На Рис. 12 показаны направления укладки для одного слоя верхней обшивки.

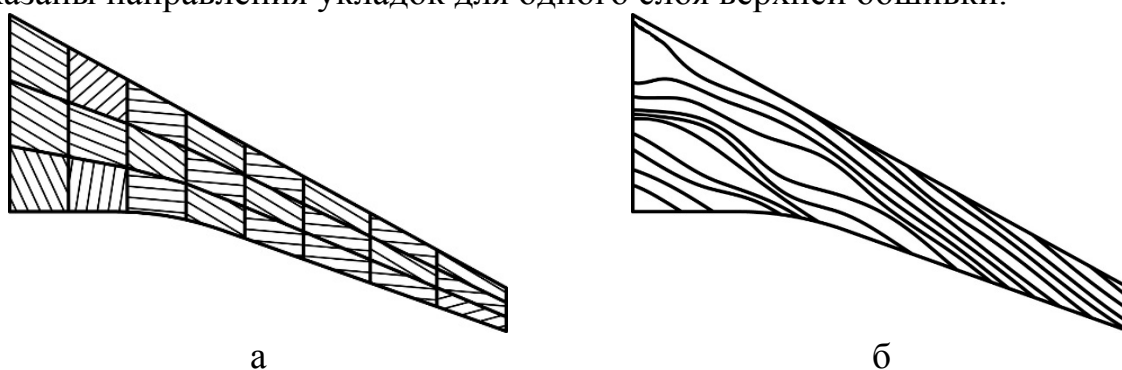


Рис. 12. Направленные укладки в слое верхней обшивки крыла: а – зонный метод; б – метод направлений

При выборе оптимального варианта укладок не учитывались: механизация крыла, расположенная в носовой и хвостовой частях; технологические ограничения; узлы соединения и крепления. В связи с чем, к результатам параметрической оптимизации по выбору криволинейных элементов КСС крыла из ПКМ следует относиться с осторожностью. Полученные данные представляют интерес для рационального варианта КСС крыла из ПКМ, который учитывает все значимые факторы. Оптимальный вариант укладок в КСС крыла из ПКМ с криволинейными элементами носит справочный характер и в реальной конструкции потребует адаптации.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

1. Разработана методика многостадийного выбора КСС крыла из ПКМ, позволяющая сократить продолжительность определения геометрического облика на стадии эскизного проекта до 1,5 раз. Она включает: анализ влияния геометрии аэродинамической поверхности; учёт эксплуатационных нагрузок и условий полета авиалайнера в соответствии с нормами лётной годности; анализ напряженно-деформированного состояния и оценку прочности отдельных элементов крыла; адаптацию схем армирования и направлений укладок действующим нагрузкам.

2. Проанализирована степень влияния параметров геометрической модели крыла из ПКМ на продолжительность расчетов и точность получаемых результатов. Установлено, что для сокращения временных затрат машинного времени до 10 раз и потери в точности не более 10% можно увеличить размеры конечных объёмов, уменьшить габариты расчётной области, рассматривать отдельную изолированную поверхность крыла. Учёт деформирования в полёте позволяет оптимизировать КСС крыла из ПКМ по статической аэроупругости, а для более точного решения необходимо проводить оценку нарастания льда на поверхности.

3. Выполнены экспериментальные исследования характеристик ПКМ. Проанализировано влияние разброса физико-механических характеристик ПКМ на напряженно-деформированное состояние КСС крыла. Установлено, что максимальный разброс величин напряжений и деформаций КСС крыла из ПКМ, с минимальными и максимальными значениями характеристик, может достигать 8%.

4. На основе параметрического моделирования и топологической оптимизации определены рациональные толщины, схемы укладок в элементах КСС крыла из ПКМ, которые превосходят квазиизотропные на 40%. Показано, что увеличение количества основных направлений (углов) выкладки (с 4 до 19) способствует снижению веса, за счёт использования анизотропии материала.

5. Оценена возможность применения в КСС крыла из ПКМ криволинейных элементов, которые превосходят по перемещениям (до 8,5%) и напряжениям (до 6%) традиционные, а также предложена технологически-адаптированная криволинейная схема укладок монослоев в обшивки крыла, дающая выигрыш по сравнению с традиционными на 12% по прогибу и в 1,5 по коэффициенту запаса.

6. На основе разработанной многостадийной методики предложен оптимизированный геометрический облик КСС крыла из ПКМ среднемагистрального авиалайнера. Масса оптимального варианта конструкции крыла снижена на 18% по сравнению с существующим аналогом.

Труды по теме диссертации:

Труды из журналов, рекомендованных ВАК:

1. Михайловский К.В., Барановски С.В. Методика проектирования крыла из полимерных композиционных материалов на основе параметрического моделирования. Часть 1. Обоснование выбора геометрических размеров и расчет аэродинамических нагрузок на крыло // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2016. № 11 (680). С. 86-98. (1,63 п.л./1,30 п.л.)

2. Михайловский К.В., Барановски С.В. Методика проектирования крыла из полимерных композиционных материалов на основе параметрического моделирования. Часть 2. Проектирование силовой

конструкции // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2016. № 12 (681). С. 106-116. (1,38 п.л./1,10 п.л.)

3. Михайловский К.В., Барановски С.В. Методика проектирования крыла из полимерных композиционных материалов на основе параметрического моделирования. Часть 3. Выбор и обоснование оптимальных схем армирования силовых элементов // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2018. № 5 (698). С. 75-84. (1,25 п.л./1,00 п.л.)

4. Михайловский К.В., Барановски С.В. Определение аэродинамических нагрузок на крыло с учетом основных элементов авиалайнера при параметрическом моделировании // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2018. № 5 (122). С. 15-28. (1,75 п.л./1,50 п.л.)

5. Барановски С.В., Михайловский К.В. Оптимизация основных геометрических характеристик силовых элементов крыла из полимерных композиционных материалов // Учёные записки ЦАГИ. 2019. Т. 50, № 3. С. 87-99. (1,63 п.л./1,30 п.л.)

6. Михайловский К.В., Барановски С.В. Учет обледенения поверхности крыла из полимерных композиционных материалов при проектных расчетах // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2019. №3 (708). С. 61-70. (1,25 п.л./1,00 п.л.)

7. Барановски С.В., Михайловский К.В. Структурно-оптимизированная конструкция крыла из полимерных композиционных материалов. Часть 1. Криволинейные силовые элементы // Учёные записки ЦАГИ. 2020. Т. 51, № 2. С. 79-86. (1,00 п.л./0,80 п.л.)

8. Барановски С.В., Михайловский К.В. Структурно-оптимизированная конструкция крыла из полимерных композиционных материалов. Часть 2. Направленная укладка волокон в слое // Учёные записки ЦАГИ. 2020. Т. 51, № 3. С. 67-77. (1,38 п.л./1,10 п.л.)

9. Барановски С.В. Проектирование геометрического облика крыла пассажирского авиалайнера из полимерных композиционных материалов // Сб. тезисов докл. XLII Международной молодёжной научной конференции «Гагаринские чтения». М.: МАИ. 2016. С. 384-385. (0,13 п.л./0,13 п.л.)

10. Михайловский К.В., Барановски С.В. Методика проектирования геометрического облика крыла из полимерных композиционных материалов // Сб. тезисов докл. Всероссийской научно-технической конференции «Механика и математическое моделирование в технике». М.: Изд. МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2016. С. 319-322. (0,25 п.л./0,20 п.л.)

11. Mikhailovskiy K.V., Baranovskiy S.V. Designing of a wing of a passenger airliner of a polymer composite materials on basis of parametrical modelling // Proceedings of Sino-Russian Ph.D. Students Innovation Forum on Advanced Materials and Processing, 2016. 3 p. (0,13 п.л./0,10 п.л.)

12. Барановски С.В. Учёт влияния основных элементов авиалайнера при определении аэродинамических нагрузок на крыло // Сб. тезисов докл. XLIII

Международной молодёжной научной конференции «Гагаринские чтения». М.: МАИ, 2017. С. 1003. (0,06 п.л./0,06 п.л.)

13. Барановски С.В. Влияние основных элементов авиалайнера на точность определения аэродинамических нагрузок на крыло из полимерных композиционных материалов // Сб. тезисов докл. X Всероссийской конференции молодых ученых и специалистов «Будущее машиностроения России». М.: Изд. МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. С. 542-544. (0,31 п.л./0,31 п.л.)

14. Барановски С.В., Михайловский К.В. Точность определения аэродинамических нагрузок на крыло из полимерных композиционных материалов с учётом основных элементов авиалайнера // Сб. тезисов докл. XLII Академических чтений по космонавтике. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. С. 38. (0,06 п.л./0,05 п.л.)

15. Барановски С.В. Методика проектирования сверхлегкого крыла пассажирского авиалайнера из полимерных композиционных материалов на основе параметрического моделирования // Сб. аннотации конк. раб. 10-ого Всероссийского межотраслевого молодёжного конкурса научно-технических работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики». М.: МАИ, 2018. С. 273-276. (0,25 п.л./0,25 п.л.)

16. Барановски С.В. Определение оптимальных толщин и схем армирования элементов крыла из полимерных композиционных материалов на основе параметрического моделирования // Сб. тезисов докл. 20-ая Молодежная международная научно-техническая конференция «Наукоемкие технологии и интеллектуальные системы 2018». М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. С. 16-19. (0,25 п.л./0,25 п.л.)

17. Барановски С.В. Определение основных конструктивных параметров силовых элементов крыла из полимерных композиционных материалов // Сб. тезисов докл. XLIV Международной молодёжной научной конференции «Гагаринские чтения». М.: МАИ, 2018. С. 34-35. (0,13 п.л./0,13 п.л.)

18. Барановски С.В., Михайловский К.В., Определение рациональных параметров элементов силовой конструкции крыла из полимерных композиционных материалов под действием аэродинамических нагрузок // Сб. тезисов докл. Ключевые тренды в композитах: Наука и технологии. М.: Диона, 2019. С. 83-88. (0,38 п.л./0,30 п.л.)

19. Барановски С.В., Михайловский К.В. Выбор и обоснование параметров силовых элементов крыла из полимерных композиционных материалов с учётом анизотропии свойств и адаптацией под действующие эксплуатационные нагрузки // Сб. тезисов докл. XLIII Академических чтений по космонавтике. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019. С. 53-54. (0,13 п.л./0,10 п.л.)

20. Барановски С.В. Учёт влияния основных элементов авиалайнера при определении аэродинамических нагрузок на крыло // Сб. тезисов докл. XLV Международной молодёжной научной конференции «Гагаринские чтения». М.: МАИ, 2019. С. 38. (0,06 п.л./0,06 п.л.)

21. Барановски С.В. Выбор геометрических характеристик основных силовых элементов крыла из полимерных композиционных материалов на основе топологической оптимизации // Сб. аннотации конк. раб. 11-ого Всероссийского межотраслевого молодёжного конкурса научно-технических работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики». М.: МАИ, 2019. С. 210-211. (0,13 п.л./0,13 п.л.)

22. Baranovski S.V., Mikhailovskiy K.V. Selection and justification of polymer composite wing load-bearing elements design parameters with material anisotropy and airload // IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering. 2020. Vol. 934, 7 p. (0,44 п.л./0,40 п.л.)

23. Baranovski S.V., K.V. Mikhailovskiy Selection and justification of polymer composite wing load-bearing elements design parameters with material anisotropy and airload // IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering. 2020. Vol. 934, 6 p. (0,38 п.л./0,34 п.л.)

24. Барановски С.В., Михайловский К.В. Выбор геометрических характеристик основных силовых элементов крыла из полимерных композиционных материалов на основе топологической оптимизации // Сб. тезисов докл. XLIV Академических чтений по космонавтике. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020. С. 131-133. (0,19 п.л./0,15 п.л.)

25. Барановски С.В. Оптимизация силовой схемы и отдельных элементов крыла с учётом выраженной анизотропии свойств полимерных композиционных материалов // Сб. тезисов докл. XLVI Международной молодёжной научной конференции «Гагаринские чтения». М.: МАИ, 2020. С. 49-50. (0,13 п.л./0,13 п.л.)

26. Барановски С.В. Структурная оптимизация конструкции крыла на основе параметрического моделирования и учётом анизотропии свойств полимерных композиционных материалов // Сб. аннотации конк. раб. 12-ого Всероссийского межотраслевого молодёжного конкурса научно-технических работ и проектов «Молодёжь и будущее авиации и космонавтики». М.: МАИ, 2020. С. 217-219. (0,19 п.л./0,19 п.л.)

27. Барановски С.В., Михайловский К.В. Влияние учёта деформации крыла при определении аэродинамических нагрузок на начальных этапах проектирования // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования. 2020. Т.21 (№3). С. 166-174. (1,13 п.л./1,00 п.л.)

28. Baranovski S.V., Mikhailovskiy K.V. Ultralight structurally optimized carbon fibre reinforced polymer composite wing designing based on parametric modelling and topology optimization // IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering. 2021. Vol. 1060. 8 p. (0,50 п.л./0,40 п.л.)

29. Baranovski S.V., Mikhailovskiy K.V. The methods of designing an ultralight carbon fiber wing using parametrical modeling // AIP Conference Proceedings 2318, 020003. 2021. 8 p. (0,50 п.л./0,40 п.л.)