

На правах рукописи

Пху Вэй Аунг

**РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ МНОГОКРИТЕРИАЛЬНОЙ
ОПТИМИЗАЦИИ КОМПОЗИТНОГО КРЫЛА САМОЛЕТА**

Специальность: 2.5.14. Прочность и тепловые режимы летательных
аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук



Москва – 2024

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

Научный руководитель:

Татарников Олег Вениаминович,
доктор технических наук, доцент, профессор кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции» МГТУ им. Н.Э. Баумана

Официальные оппоненты:

Дудченко Александр Александрович,
доктор технических наук, профессор кафедры проектирования и прочности авиационно-ракетных и космических изделий МАИ (Национальный исследовательский университет)

Татусь Николай Алексеевич,
кандидат технических наук, старший научный сотрудник лаборатории "Безопасности и прочности композитных материалов" (ИМАШ РАН)

Ведущая организация:

Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Омский государственный технический университет»

Защита состоится «_____» 2024 г. В _____ часов _____ 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 ауд. 407 м.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке МГТУ им. Н.Э. Баумана <https://www.bmstu.ru/>.

Автореферат разослан «_____» 2024 г.

Отзывы на автореферат в двух экземплярах, заверенных печатью учреждения, 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.

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

А.Ю. Луценко

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. Для разработки эффективных изделий авиационной техники необходимы методики выбора оптимальных параметров силовых элементов конструкций, а также конструкционных материалов, наиболее полно обеспечивающих прочность, вес и другие технические требования.

Среди всех конструкционных материалов композиты обладают наиболее высокими удельными характеристиками прочности и жесткости по сравнению с традиционными материалами, такими как алюминиевые и титановые сплавы, сталь и т.д. Поэтому в авиационных конструкциях типа легких тренировочных самолетов использование композиционных материалов является главным средством выполнения одного из основных технических требований – снижения веса при сохранении требований по прочности и устойчивости конструкции.

Помимо использования композиционных материалов снижению веса конструкции способствует также оптимизация конструктивной схемы крыла, которая обеспечивает равномерное распределение внутренних силовых факторов. Снижение массы самолета, полученное в результате оптимизации, в свою очередь, позволяет снизить расчетные нагрузки, что способствует повышению маневренности самолета. Это обстоятельство особенно важно для легких тренировочных самолетов с прямым крылом, поскольку таким образом улучшается управляемость самолета.

Техническая и экономическая эффективность проектируемой конструкции зависит от того, в какой мере она удовлетворяет всей совокупности предъявляемых требований: по массе, прочности, жесткости, а также стоимости. Применение многокритериального подхода к оптимизации проектируемой конструкции позволяет обеспечить наиболее полное удовлетворение всей **совокупности** технических требований, предъявляемых к разрабатываемой конструкции.

В связи с этим проблема разработки методики многокритериальной оптимизации конструкций, позволяющей получать оптимальные относительно нескольких критериев совокупности конструктивных параметров, является актуальной.

Целью работы является разработка методики многокритериальной оптимизации композитного крыла легкого тренировочного самолета, позволяющей определять оптимальные параметры основных технических требований, обеспечивающих снижение веса композитной конструкции.

Основные задачи диссертационной работы:

1. Определить нагрузки, действующие на прямое крыло легкого тренировочного самолета, с учетом действующих норм летной годности.
2. Разработать расчетные модели напряженно-деформированного состояния и устойчивости композитного крыла легкого самолета с учетом больших перемещений.

3. Определить оптимальную конструктивную схему крыла легкого тренировочного самолета и параметры структуры композитных материалов для силовых элементов крыла.

4. Выполнить поверочные расчеты прочности и устойчивости полученных вариантов оптимальной конструкций композитного крыла, подтверждающие выполнение основных технических требований, и осуществить рациональный выбор оптимальной конструкции.

Объект исследования – лонжеронное крыло прямого типа с большим удлинением учебно-тренировочного легкого самолета К-8, имеющего следующие основные характеристики: размах крыла 9,63 м, взлетный вес 3630 кг, площадь крыла 17,02 м².

Предмет исследования – оптимальные структурные и конструктивные параметры крыла легкого учебно-тренировочного самолета лонжеронного типа. Напряженно-деформированное состояние и устойчивость крыла при действии полетных нагрузок.

Методология и методы исследований – методы многокритериальной оптимизации и методы расчета напряженно-деформированного состояния и устойчивости композитного крыла самолета с учетом геометрической нелинейности.

Научная новизна диссертационной работы:

1. Впервые предложен поэтапный подход к выбору конструктивно-силовой схемы крыла легкого тренировочного самолета на основе многокритериальной оптимизации.

2. Для каждого этапа оптимизации проведен обоснованный выбор конфликтующих целевых функций - критериев и определены параметры оптимизации с использованием в качестве критериев и ограничений совокупности основных технических требований, а в качестве параметров оптимизации геометрических характеристик основных силовых элементов крыла и их компоновки, а также структурных параметров композитов и их видов.

3. Решена научная задача совершенствования расчетно-теоретической базы, позволяющей повысить эффективность многокомпонентной композитной конструкции при одновременном снижении её веса.

Практическая значимость диссертационной работы состоит в следующем:

1. Разработана новая методика многокритериальной оптимизации композитного крыла самолета, включающая рациональный выбор конструктивной схемы, материалов, геометрических и структурных характеристик композитных силовых элементов.

2. Предложена оптимальная конструкция композиционного крыла легкого самолета К-8, разрабатываемого для учебно-тренировочной подготовки пилотов в Республике Союз Мьянма.

3. Разработанный новый подход и методика многокритериальной оптимизации могут использоваться для проектирования композитных конструкций широкого назначения.

Положения, выносимые на защиту:

1. Методика определения оптимальных структурных и конструктивных параметров композитного лонжеронного крыла легкого учебно-тренировочного самолета.
2. Результаты оптимизации структурных и конструктивных параметров композитного крыла легкого учебно-тренировочного самолета.
3. Конструкторское решение для прямого удлиненного композитного крыла лонжеронного типа.
4. Результаты расчетов нелинейного напряженно-деформированного состояния и устойчивости композитного крыла с учетом больших перемещений.

Достоверность научных положений и выводов, приведенных в диссертационной работе, основывается на использовании фундаментальных законов механики и подтверждается согласованием результатов для больших объемов расчетных исследований с использованием верифицированных программных конечно-элементных комплексов FEMAP-NASTRAN и ANSYS, в которых проводилось сравнение результатов расчетов с известными аналитическими решениями и численными результатами, полученными другими авторами, результатами исследования сходимости численных расчетов при варьировании параметров сетки конечных элементов.

Апробация работы

Основные положения диссертационной работы докладывались и обсуждались на следующих научно-технических конференциях и симпозиумах: XLII, XLIV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся ответственных ученых – пионеров космического пространства «Королёвские чтения» (Москва, 2018, 2020); Международная научно-техническая конференция «Современные направления и перспективы развития технологий обработки и оборудования в машиностроении» (ICMTMTE) (Севастополь, 2019, 2020); XLVI Международная молодежная научная конференция (Гагаринские чтения) «Проектирование, конструирование и технология производства ЛА», (Москва, 2020).

Публикации: По тематике диссертационной работы опубликовано 11 научных работ, 3 из которых опубликовано в изданиях, входящих в перечень Scopus, 4 из которых опубликовано в изданиях, входящих в перечень ВАК РФ, 4 работы опубликованы в изданиях, входящих в базу цитирования РИНЦ.

Структура и объем работы Диссертационная работа состоит из введения, четырёх глав, заключения и списка литературы. Работа представлена на 163 страницах основного текста, включающего 56 рисунков, 16 таблиц и список литературы из 136 наименований и приложений на 33 страницах, включающих 12 таблиц.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность выбранной темы исследования, сформулированы цель и основные задачи работы, приводятся сведения о достоверности результатов исследования и апробации работы.

В первой главе рассмотрены современные и перспективы конструктивные решения для основных элементов конструкции крыла, их функции, основные технические требования и используемые материалы для изготовления конструктивных элементов крыла. Произведен обзор научных публикаций, в которых рассмотрены современные методы расчета прочности и устойчивости, проектирования и оптимизации авиационных конструкций в том числе из композиционных материалов, которые являются основной для проектирования оптимальных конструкций. Установлено, что методы многокритериальной оптимизации композитного крыла самолета позволяют наиболее полно учитывать основные требования по массе, жесткости, прочности и устойчивости крыла.

Во второй главе определены основные нагрузки, действующие на крыло самолета рассматриваемого типа. Произведена сегментация конструктивной схемы композитного крыла, на основании которой выбраны расчетные модели. Определены интервальные оценки основных геометрических характеристик конструктивных элементов и параметров компоновки крыла.

Рассматривается крыло учебно-тренировочного самолета К-8 со следующими характеристиками:

- Размах крыла, $l = 9,63$ м;
- Площадь крыла, $S = 17,02$ м²;
- $G_0 = 3630$ кг – масса самолета;
- $G_{kp} = 0,13 \cdot G_0 = 435,6$ кг – масса крыла.

В приближенных расчетах считается, что погонная нагрузка от массовых сил крыла пропорциональна длине хорды. Следовательно, для расчетов можно пользоваться формулами:

$$q_y = \frac{n_{max}^3 \cdot f \cdot G_0}{S} b(z); \quad (1)$$

$$q_{kp} = \frac{n_{max}^3 \cdot f \cdot G_{kp}}{S} b(z). \quad (2)$$

Суммарная погонная нагрузка, действующая на крыло, находится по формуле:

$$q_\Sigma = q_y - q_{kp}. \quad (3)$$

Результирующее распределенное давление, действующее на крыло, определяется по формуле:

$$P_\Sigma = \frac{q_\Sigma}{b(z)}; \quad (4)$$

где z – длина размаха крыла; $b(z)$ – переменная хорда крыла (ось z направлена вдоль крыла); S – площадь крыла; f – коэффициент безопасности; n_{max}^3 – максимальная эксплуатационная перегрузка; q_y – распределенная подъемная нагрузка; q_{kp} – распределенная массовая нагрузка; q_Σ – результирующая аэродинамическая нагрузка, действующая на крыло; P_Σ – действующая нагрузка на крыло.

Распределенные погонные нагрузки, действующие на лонжероны двух- и трехлонжеронного крыла определяются со следующими формулами:

Для каркаса двухлонжеронного крыла

$$q_{\Sigma} = \sum_{i=1}^n q_i = q_1 + q_2; \quad (5)$$

$$q_1 = \frac{H_1 \cdot q_{\Sigma}}{(H_1 + H_2)}; \quad (6)$$

$$q_2 = q_{\Sigma} - q_1. \quad (7)$$

Для каркаса трехлонжеронного крыла

$$q_{\Sigma} = \sum_{i=1}^n q_i = q_1 + q_2 + q_3; \quad (8)$$

$$q_1 = \frac{H_1 \cdot q_{\Sigma}}{(H_1 + H_2 + H_3)}; \quad (9)$$

$$q_3 = \frac{H_3 \cdot q_{\Sigma}}{(H_1 + H_2 + H_3)}; \quad (10)$$

$$q_2 = q_{\Sigma} - q_1 - q_3. \quad (11)$$

где q_1 , q_2 и q_3 — распределенные погонные нагрузки, действующие на передний, задний и средний лонжероны; H_1 , H_2 и H_3 — высоты переднего, заднего и среднего лонжеронов.

Расчетные модели: для определения оптимальных конструктивных схем и параметров проектирования рассматривались две расчетные модели:

1. Каркасная модель крыла:

- а) Каркас модель двухлонжеронного крыла, включающая наборы переднего и заднего лонжеронов и нервюр (Рисунок 1, а);
- б) Каркас модель трехлонжеронного крыла, включающая наборы переднего, среднего и заднего лонжеронов и нервюр (Рисунок 1, б);

2. Полная модель крыла:

- а) Двухлонжеронная модель, включающая наборы переднего лонжерона, заднего лонжеронов, нервюр и обшивку (Рисунок 2, а);
- б) Трехлонжеронная модель, включающая наборы переднего, среднего, заднего лонжеронов, нервюр и обшивку (Рисунок 2, б).

Границные условия: корневая часть крыла полагалась жестко закрепленной.

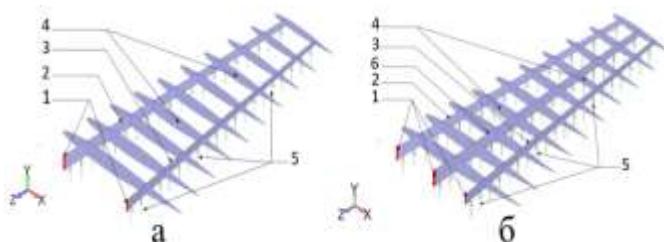


Рисунок 1. Расчетные модели каркаса: а) двух- и б) трехлонжеронное крыло:

1 – заделка; 2, 3 и 6 – передний, задний и средний лонжероны; 4 – нервюры; 5 – распределенные погонные нагрузки на лонжероны

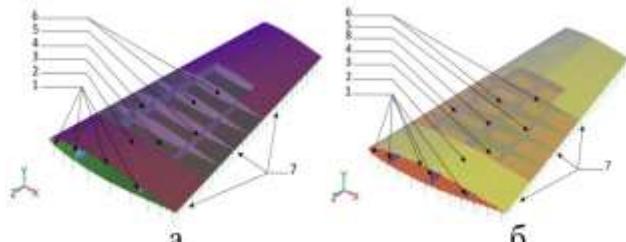


Рисунок 2. Расчетные модели: а) двух- и б) трехлонжеронное крыло:

1 – заделка; 2 – верхняя обшивка; 3 – нижняя обшивка; 4, 8 и 5 – передний, средний и задний лонжероны; 6 – нервюры; 7 – аэродинамическая нагрузка

Расчеты напряженно-деформированного состояния крыла проводились с использованием геометрически нелинейной конечно-элементной модели в программном комплексе FEMAP - NX NASTRAN. Для моделирования конструктивных элементов крыла из многослойных композиционных материалов использовались двумерные конечные элементы типа LAMINATE.

Для всех конструктивных элементов крыльев были рассмотрены три вида материалов: углепластик (Carbon-ероху T300/N5208), стеклопластик (E-Glass) и алюминиевый сплав 7050. Рассмотрены три схемы укладки слоев композита: а –

$[+45^\circ, -45^\circ, 90^\circ, 0^\circ_{(2)}, 90^\circ, -45^\circ, +45^\circ]$; δ – $[+45^\circ, -45^\circ, 0^\circ_{(4)}, -45^\circ, +45^\circ]$; ϵ – $[90^\circ_{(2)}, 0^\circ_{(4)}, 90^\circ_{(2)}]$.

В третьей главе изложена методика выбора оптимальной конструкции композитного крыла легкого самолета на основе многокритериального подхода. Основные этапы оптимизации крыла представлены на Рисунке 3.

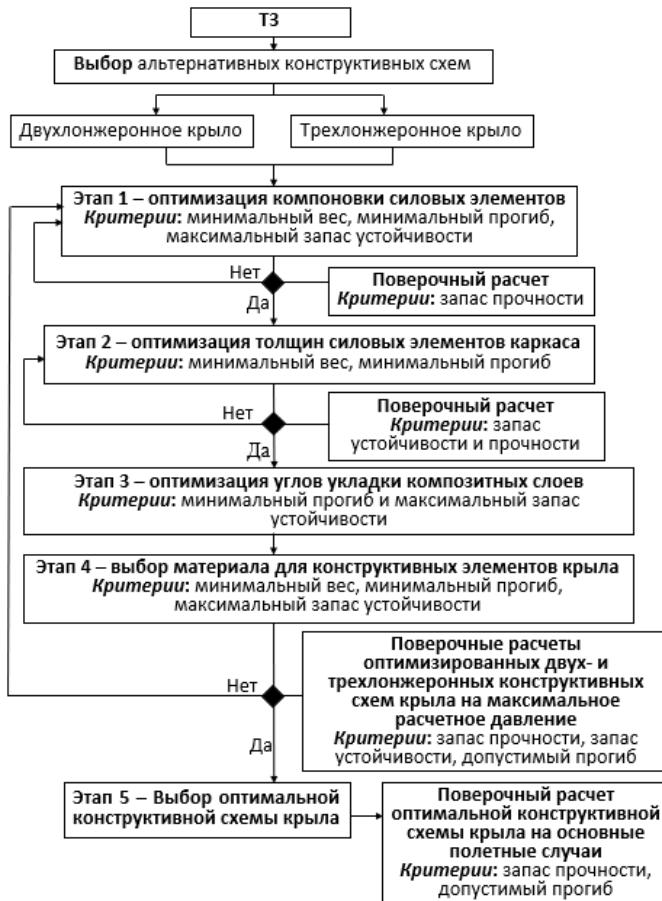


Рисунок 3. Основные этапы оптимизации крыла

Основная цель, которая ставилась при разработке методики многокритериальной оптимизации композитного крыла легкого тренировочного самолета, состояла в том, чтобы в максимальной степени удовлетворить совокупности основных требований, предъявляемых к конструкции: по массе, прогибу, запасу устойчивости и запасу прочности.

В предположении, что основным критерием является критерий минимальной массы крыла, остальные требования по прогибу, запасу устойчивости и запасу прочности могли бы рассматриваться как ограничения. В таком случае эти характеристики конструкции не были бы оптимизированы. Применение многокритериального подхода позволяет оптимизировать все характеристики конструкции, обеспечивающие выполнение основных технических требований.

Исходя из этих соображений на разных этапах оптимизации в качестве критериев оптимизации выбирались от двух до четырех критериев:

1. Минимальной массы $G \rightarrow \min$;
2. Минимального прогиба $\delta \rightarrow \min$;
3. Максимального запаса устойчивости $\eta_{уст} \rightarrow \max$;

4. Максимального запаса прочности $\eta_{\text{пр}} \rightarrow \max$.

Предлагаемая процедура оптимизации включает в себя пять этапов, на каждом из которых применялся многокритериальный подход с использованием комбинации критериев: массы, прогиба и запаса устойчивости.

На первом этапе проводится оптимизация компоновки для двух- и трехлонжеронной конфигураций крыла из трех рассматриваемых материалов. В двухлонжеронном крыле рассмотрены варианты расположения переднего лонжерона на расстоянии 10, 15 и 20 % хорды крыла от его кромки (далее хорды), заднего – на расстоянии 60, 65 и 70 % хорды. Для трехлонжеронного крыла исследовали случаи расположения переднего лонжерона на расстоянии 10, 15 и 20 % хорды, среднего – на расстоянии 40, 45 и 50 % хорды и заднего – на расстоянии 60, 65 и 70 % хорды. Рассматривались три значения расстояния между нервюрами (шаг нервюр): 300, 350 и 400 мм. Для двухлонжеронного крыла общее количество вариантов расположения силовых элементов составило 27, для трехлонжеронного – 81.

Координаты положения лонжеронов и расстояние между нервюрами рассматривались как параметры оптимизации. Оптимальные варианты для каждой из двух рассматриваемых конструктивных схем крыла выбирались из множества недоминируемых альтернатив (Парето - оптимальных альтернатив) с использованием дополнительного критерия – минимального расстояния до идеального центра (ИЦ) – гипотетической точки в пространстве критериев, соответствующей минимальным массе и прогибу.

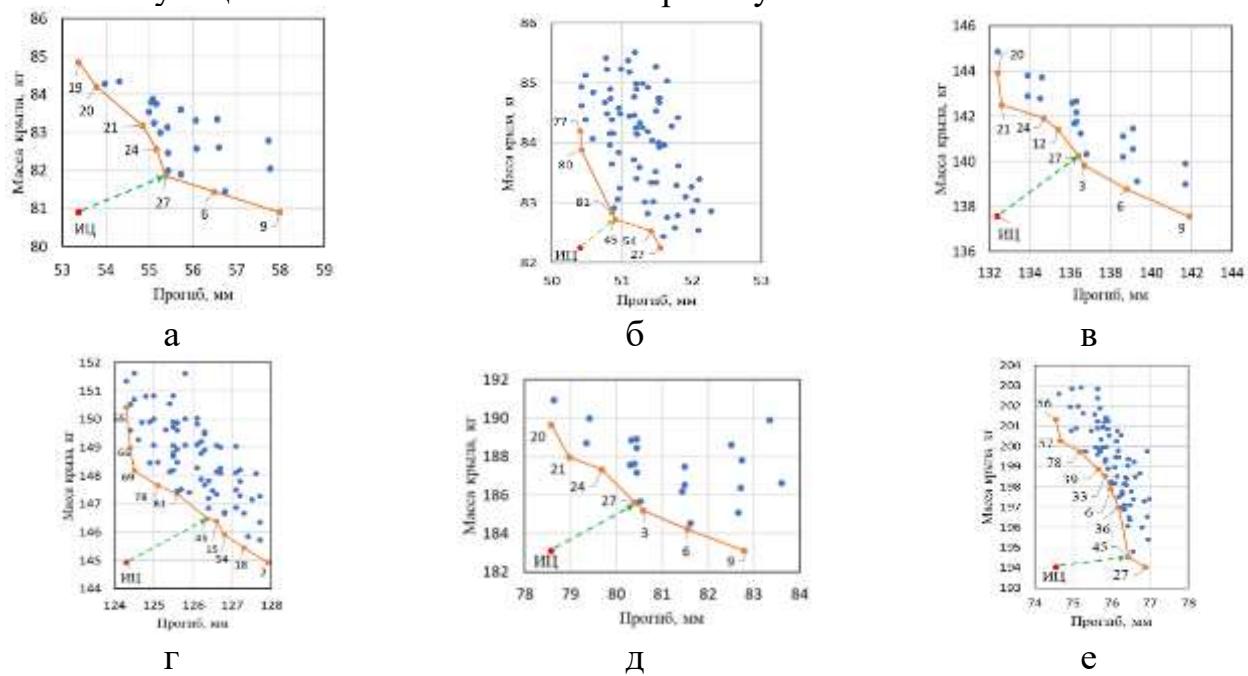


Рисунок 4. Парето-оптимальные варианты для конфигурации крыльев на плоскости критериев масса – прогиб: а) двух- и б) трехлонжеронное крыло из углепластика, в) двух- и г) трехлонжеронное крыло из стеклопластика, д) двух- и е) трехлонжеронное крыло из алюминиевого сплава

На плоскости критериев *масса – прогиб* (Рисунок 4) точками показаны альтернативные варианты конфигураций двух- и трехлонжеронного крыла. При определении прогиба нагрузка определялась по формуле (4). Расстояние между

альтернативами и ИЦ в двухмерном пространстве критериев определялось по формуле:

$$R^i = \sqrt{\left(\frac{\delta_{kp}^i - \delta_{kp}^0}{\delta_{kp}^0}\right)^2 + \left(\frac{G_{kp}^i - G_{kp}^0}{G_{kp}^0}\right)^2} \rightarrow \min; \quad (12)$$

где R^i – безразмерное расстояние между i -м вариантом и ИЦ; δ_{kp}^i и δ_{kp}^0 – прогибы крыла для i -го варианта и ИЦ; G_{kp}^i и G_{kp}^0 – масса крыла i -го варианта и ИЦ.

Парето-оптимальные варианты для наглядности выделены ломаными линиями. Как в случае двухлонжеронного крыла, так и для трехлонжеронного крыла наблюдались незначительные, менее 1%, различия в расстояниях до идеального центра.

Для более определенного и однозначного выбора оптимального варианта для каждой конструктивной схемы к критериям минимальных массы и прогиба добавлялся критерий максимального коэффициента запаса устойчивости, и окончательный выбор оптимальных вариантов для каждой конфигурации проводили с использованием уже трех критериев. Расстояние между вариантами крыла и ИЦ в трехмерном пространстве альтернатив определено в безразмерных единицах:

$$R^i = \sqrt{\frac{(\delta_{kp}^i - \delta_{kp}^0)^2}{(\delta_{kp}^0)^2} + \frac{(G_{kp}^i - G_{kp}^0)^2}{(G_{kp}^0)^2} + (\eta_{ust}^i - \eta_{ust}^0)^2} \rightarrow \min; \quad (13)$$

где η_{ust}^i и η_{ust}^0 – коэффициент запаса устойчивости i -го варианта и ИЦ; $\eta_{ust} = \frac{P_{max}}{P_{\Sigma}}$, P_{max} – максимальная расчетная критическая нагрузка; P_{Σ} – действующая нагрузка.

По значению безразмерных расстояний до идеального центра (ИЦ) для двухлонжеронного крыла оптимальным является вариант 27, а для трехлонжеронного – вариант 45. В качестве предварительного поверочного расчета оптимальных конструктивных схем двух- и трехлонжеронного крыла были проведены расчеты на прочность каждой из двух конструктивных схем. Расчет напряженно-деформированного состояния проводился с использованием геометрически нелинейной модели деформирования крыла.

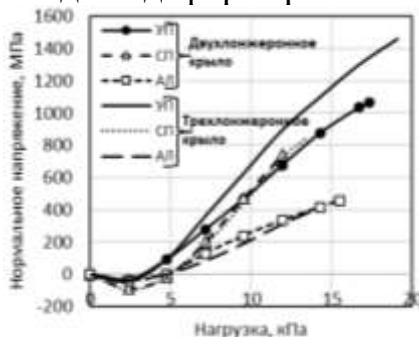


Рисунок 5. Зависимости максимальных нормальных напряжений в конструкции оптимального двух- и трехлонжеронного крыла

УП – углепластик; СП – стеклопластик и АЛ – алюминиевый сплав

На Рисунке 5 представлены изменения максимальных нормальных напряжений в элементах конструкции крыла при действии ступенчато возрастающей нагрузки для оптимального двух- и трехлонжеронного крыла.

Расчеты показали, что в обоих случаях максимальный уровень напряжений реализуется в нервюрах: для двухлонжеронной конструкции крыла из углепластика он равен 1063 МПа, для трехлонжеронного крыла из углепластика – 1460 МПа. В обоих случаях максимальный уровень напряжений не превосходит принятого в расчетах предела прочности углепластика 1500 МПа. Для стеклопластика и алюминиевого сплава максимальный уровень напряжений реализуется в обшивке:

- Для двухлонжеронного крыла из стеклопластика – 742 МПа;
- Для двухлонжеронного крыла из алюминиевого сплава – 455 МПа;
- Для трехлонжеронного крыла из стеклопластика – 836 МПа;
- Для трехлонжеронного крыла из алюминиевого сплава – 390 МПа.

В этих случаях максимальный уровень напряжений не превосходит принятого в расчетах предела прочности стеклопластика 1100 МПа и алюминиевого сплава 490 МПа.

Таким образом, на этом этапе были определены и подтверждены следующие оптимальные положения силовых элементов для каждого из альтернативных вариантов:

а) двухлонжеронная модель крыла, в которой передний лонжерон расположен на расстоянии 20% длины хорды крыла, а задний – на 70% при расстоянии между нервюрами 400 мм, вариант 27;

б) трехлонжеронная модель крыла, в которой передний лонжерон располагался на расстоянии 15% от длины хорды крыла, средний – на 45%, задний – на 70%, а расстояние между нервюрами составляло 400 мм, вариант 45.

На втором этапе оптимизации для каждого из трех рассматриваемых материалов проводится оптимизация толщин лонжеронов и обшивки крыльев. Проанализированы 16 вариантов каркасов двухлонжеронного крыла и 64 варианта каркасов трехлонжеронного крыла с дискретно варьируемыми параметрами толщины лонжеронов с использованием двух критериев: минимальной массы и минимального прогиба. При определении прогиба нагрузка для каркаса двухлонжеронного крыла определялась по формулам (6, 7), а для каркаса трехлонжеронного крыла – по формулам (9 -11).

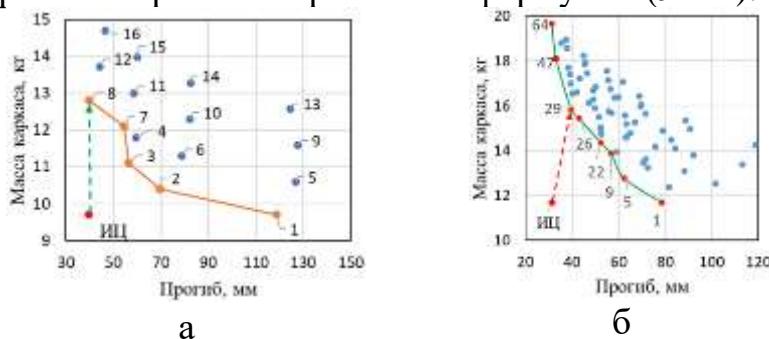


Рисунок 6. Альтернативные варианты соотношения толщин каркаса крыла из углепластика: а) двух- и б) трехлонжеронное крыло

В качестве оптимального по критерию ИЦ определен вариант № 8 для двухлонжеронного крыла из углепластика с толщинами переднего лонжерона 3 мм, заднего лонжерона 5 мм и нервюр 2 мм на Рисунке (6, а). Для

трехлонжеронного крыла из углепластика был выбран вариант № 29 с толщинами переднего лонжерона – 3 мм, среднего лонжерона – 5 мм, заднего лонжерона – 2 мм и нервюр – 2 мм на Рисунке (6, б). Эти же варианты каркасов двух- и трехлонжеронного крыла оказались оптимальными для стеклопластика и алюминиевого сплава.

При формировании альтернативных вариантов были рассмотрены дискретные значения толщины обшивки, изменявшиеся с шагом 1 мм в диапазоне 2...5 мм. Для двух- и трехлонжеронного крыльев оптимальные толщины из трех рассмотренных материалов, определенные с помощью критерия ИЦ, составили 3 мм.

Анализ результатов проведенных расчетов показал, что только двух- и трехлонжеронные крылья из углепластика сохраняют состояние упругого равновесия до значения коэффициента запаса устойчивости 1,15 и 1,35 соответственно, в то время как двух- и трехлонжеронных вариантов крыла из стеклопластика, а также из алюминиевого сплава коэффициент запаса устойчивости оказался ниже 1 (Рисунок 7).

В момент достижения давлением критического уровня максимальные значения растягивающих напряжений, действующих вдоль направления армирования, реализовалось в корневой нервюре двухлонжеронного крыла из углепластика, а также, в корневой зоне верхней обшивки трехлонжеронного крыла из углепластика (Рисунок 8). В обоих случаях максимальный уровень напряжений не превосходит принятого в расчетах предела прочности углепластика 1500 МПа. Таким образом, выбор оптимальных конструктивных вариантов двух- и трехлонжеронного крыла для углепластика был завершен.

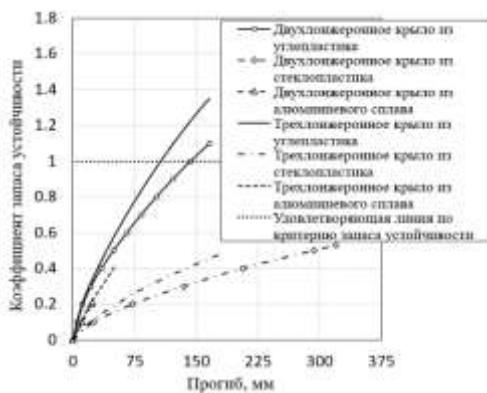


Рисунок 7. Сравнение нелинейного прогиба крыльев при пошаговом нагружении

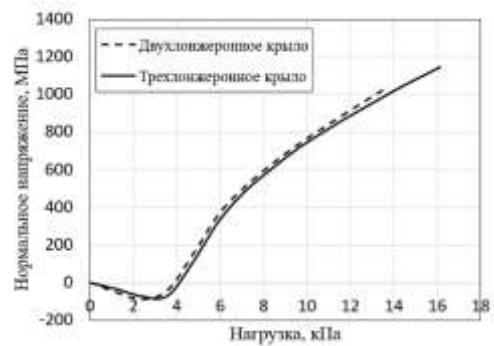
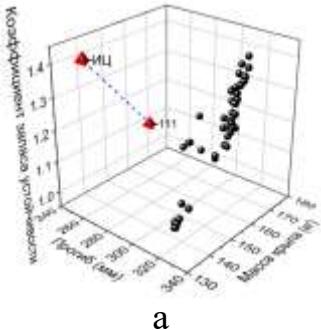


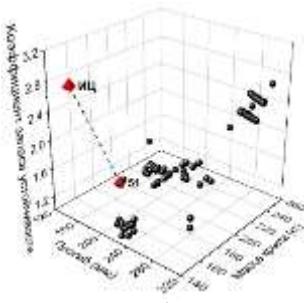
Рисунок 8. Сравнение напряженного состояния крыльев из углепластика при пошаговом нагружении

Для конструктивных вариантов крыла из стеклопластика и алюминиевого сплава потребовалось изменение геометрических параметров конструктивных элементов. Для определения оптимальных параметров этих вариантов крыла был проведен дополнительный цикл оптимизации с использованием полной модели крыла. При формировании альтернативных вариантов второго цикла оптимизации были рассмотрены дискретные значения толщины в диапазоне (3...10) мм. Рассматривались 126 вариантов двухлонжеронного крыла и 288 вариантов трехлонжеронного крыла с дискретно варьируемыми параметрами толщины лонжеронов и обшивки для стеклопластика и алюминиевого сплава. Учитывая то, что варианты крыла из стеклопластика и алюминиевого сплава в 10

проверочном расчете показали отрицательные результаты по устойчивости, второй цикл оптимизации проводился с использованием трех критериев: к критериям массы и прогиба был добавлен критерий запаса устойчивости. На Рисунках 9 и 10 представлены альтернативные варианты, сформированные на втором цикле оптимизации.



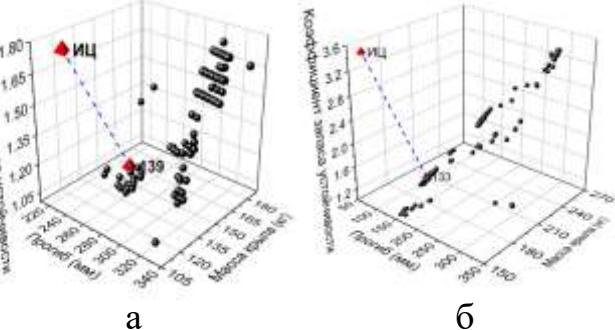
а



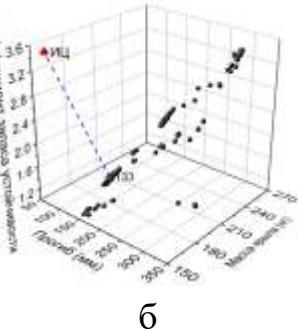
б

Рисунок 9. Альтернативные варианты для определения толщин силовых элементов двухлонжеронного крыла: а) стеклопластик и б) алюминиевый сплав

Оптимизированные толщины силовых элементов крыла приведены в таблице 1.



а



б

Рисунок 10. Альтернативные варианты для определения толщин силовых элементов трехлонжеронного крыла: а) стеклопластик и б) алюминиевый сплав

Таблица 1.

Оптимальные толщины конструктивных элементов крыла

№ оптимального варианта	Материал конструктивного элемента	Обшивка	Передний лонжерон	Средний лонжерон	Задний лонжерон
Двухлонжеронное крыло		Толщины конструктивных элементов, мм			
51	Алюминиевый сплав	4	5	-	7
111	Стеклопластик	5	8	-	7
Трехлонжеронное крыло		Толщины конструктивных элементов, мм			
133	Алюминиевый сплав	4	6	8	5
139	Стеклопластик	4	6	9	7

На Рисунке 11 приведена полученная при расчете нелинейная зависимость нагрузки (коэффициента запаса устойчивости) от прогиба крыла.

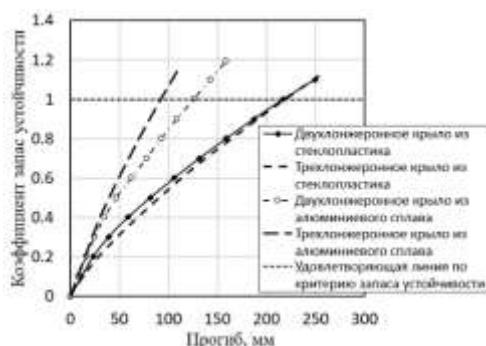


Рисунок 11. Сравнение нелинейного прогиба двух- и трехлонжеронного крыла при пошаговом нагружении

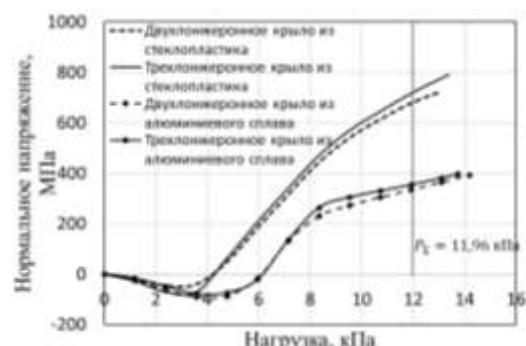


Рисунок 12. Нормальные напряжения крыльев из стеклопластика и алюминиевого сплава при пошаговом нагружении

На графике (Рисунок 12) представлены зависимости нормальных напряжений в элементах конструкции оптимального двух- и трехлонжеронного крыла из стеклопластика и алюминиевого сплава от нагрузки.

Расчеты показали, что в этих случаях максимальный уровень напряжений (при уровне нагрузки, соответствующем критической) реализуется в обшивке: для крыльев из стеклопластика и алюминиевого сплава максимальный уровень напряжений не превосходит принятого в расчетах предела прочности стеклопластика 1100 МПа и алюминиевого сплава 490 МПа.

Таким образом, были определены и подтверждены поверочными расчетами оптимальные варианты двух- и трехлонжеронного крыла из стеклопластика и алюминиевого сплава.

На третьем этапе определялась оптимальная схема укладки композитных слоев силовых элементов крыла. Выбор осуществлялся из трех схем укладки слоев композита. При этом были рассмотрены 108 альтернативные варианты композитного крыла для всех из выбранных композитных материалов: углепластика и стеклопластика. Оптимальные структуры укладки композитных слоев силовых элементов крыльев определялись на плоскости критериев (*минимальный прогиб – максимальный коэффициент запаса устойчивости*) с использованием дополнительного критерия – безразмерного расстояния до идеального центра (ИЦ):

$$R^i = \sqrt{\frac{(\delta_{kp}^i - \delta_{kp}^0)^2}{(\delta_{kp}^0)^2} + (\eta_{уст}^i - \eta_{уст}^0)^2} \rightarrow \min. \quad (14)$$

В результате многокритериальной оптимизации для рассмотренных конструктивных вариантов крыла были получены оптимальные схемы укладки композитных слоев (Таблица 2.)

Таблица 2.

Оптимальные схемы укладки композитных слоев для конструкции крыла

№ оптимального варианта	Материал конструктивного элемента	Обшивка	Лонжероны	Нервюры
Двухлонжеронное крыло		Схемы укладки композитных слоев		
23	Углепластик	(б)	(б)	(в)
19	Стеклопластик	(а)	(а)	(в)
Трехлонжеронное крыло		Схемы укладки композитных слоев		
2	Углепластик	(б)	(а)	(а)
1	Стеклопластик	(а)	(а)	(а)
Примечания. (а) - $[+45^\circ, -45^\circ, 0^\circ_{(4)}, -45^\circ, +45^\circ]$, (б) - $[90^\circ_{(2)}, 0^\circ_{(4)}, 90^\circ_{(2)}]$, (в) - $[+45^\circ, -45^\circ, 90^\circ, 0^\circ_{(2)}, 90^\circ, -45^\circ, +45^\circ]$				

В результате предыдущих этапов оптимизации определены оптимальные варианты по параметрам компоновки, толщин и схем укладки композитов конструктивных элементов крыла для шести альтернатив:

1. Двухлонжеронное крыло из углепластика;
2. Двухлонжеронное крыло из стеклопластика;

3. Двухлонжеронное крыло из алюминиевого сплава;
4. Трехлонжеронное крыло из углепластика;
5. Трехлонжеронное крыло из стеклопластика;
6. Трехлонжеронное крыло из алюминиевого сплава.

На четвертом этапе оптимизации производится выбор материала для каждой из двух конструктивных схем с использованием трех критериев: минимальных прогиба и массы, а также максимального коэффициента запаса устойчивости. Для определения значений критериев были выполнены расчеты напряженно-деформированных состояний крыльев под действием пошагово изменяющихся нагрузок с использованием геометрически-нелинейной модели.

В качестве оптимального материала для всех конструктивных элементов выбран углепластик для двух- и трехлонжеронного крыла.

После выбора материала оптимальных конструкций для двух- и трехлонжеронного крыла были выполнены поверочные расчеты каждого варианта оптимальной конструкции. В качестве поверочных выполнены расчеты прочности и устойчивости крыльев при действии результирующего давления. Величина расчетного результирующего давления принималась равной $P_{\Sigma} = 11,96$ кПа, что соответствовало принятым аэродинамическим нагрузкам, массовым характеристикам самолета и коэффициентам безопасности. Поверочные расчеты проводили с использованием геометрически нелинейной модели, в которой учитывались большие перемещения.

В процессе пошагового нагружения, при котором давление изменяли от 0 до уровня, соответствующего предельному состоянию упругого равновесия конструкции, определяли соответствующее этому состоянию критическое давление P_{max} , а также напряженное состояние крыла.

Результаты расчетов двух- и трехлонжеронного крыла при пошаговом нагружении представлены на Рисунках (13-16).

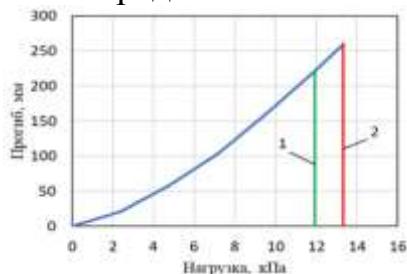


Рисунок 13. Зависимость прогиба двухлонжеронного крыла от нагрузки: 1 — действующая и 2 — максимальная нагрузки

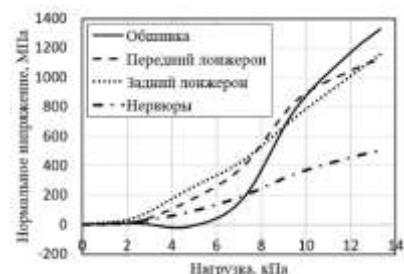


Рисунок 14. Распределение напряжений всех силовых элементов двухлонжеронного крыла из углепластика, при критической нагрузке

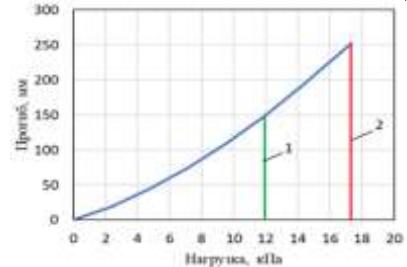


Рисунок 15. Зависимость прогиба трехлонжеронного крыла от нагрузки: 1 — действующая и 2 — максимальная нагрузки

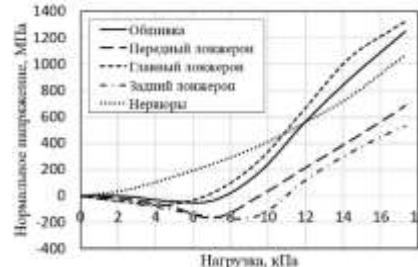


Рисунок 16. Распределение напряжений всех силовых элементов трехлонжеронного крыла из углепластика, при критической нагрузке

Коэффициент запаса прочности $\eta_{\text{пр}}$ определялся по формуле:

$$\eta_{\text{пр}} = \frac{\sigma_{\text{max}}}{\sigma_{\Delta}}; \quad (15)$$

где σ_{max} – предел прочности при растяжении в направлении армирования монослоя; σ_{Δ} – действующее напряжение в направлении армирования.

Основные результаты, полученные при поверочных расчетах для оптимальных крыльев представлены в таблице 3.

Таблица 3.

Результаты критерий для конструкции оптимальных крыльев

№	Параметры	Двухлонжеронное крыло	Трехлонжеронное крыло
1	Коэффициент запаса устойчивости	1,12	1,45
2	Коэффициент запаса прочности	1,13	1,13

Таким образом результаты нелинейного статического анализа двух- и трехлонжеронного крыла показали положительные результаты по его прочности и устойчивости.

В четвертой главе произведен выбор оптимальной конструктивной схемы лонжеронного крыла. Для каждого варианта ранее были определены оптимальные компоновка, геометрические параметры конструктивных элементов и ориентации композитных слоев. В качестве материалов для всех структурных элементов в обоих вариантах конструкции был определен углепластик. Последним неопределенным признаком является конструктивная схема крыла: двух- или трехлонжеронная. Сравнение этих двух вариантов по четырем критериям: прогибу, массе, запасу прочности и запасу устойчивости проводилось по результатам расчетов нелинейного напряженно-деформированного состояния с использованием полной модели крыла.

Значения критериев массы, прогиба и запаса устойчивости, а также, полученные при поверочных расчетах коэффициенты запаса прочности для двух конструктивных схем крыла, представлены в таблице 4.

Таблица 4.

Расчетные значения критериев для двух- и трехлонжеронного крыла

№	Критерии	Двухлонжеронное крыло	Трехлонжеронное крыло
1	Масса крыла, кг	81,12	83,97
2	Прогиб, мм	260,02	252,70
3	Коэффициент запаса устойчивости	1,12	1,45
4	Коэффициент запаса прочности	1,13	1,13

Анализируя результаты расчетов (Таблица 4), можно заключить, что запасы прочности конструктивных элементов крыла для двух рассмотренных вариантов оказалось практически равными. С другой стороны, двухлонжеронное крыло в сравнении с трехлонжеронным имеет выигрыш по массе. Однако, по запасу устойчивости и прогибу трехлонжеронное крыло превосходит двухлонжеронную конструкцию.

Для однозначного выбора оптимальной схемы крыла был использован метод оптимизации по Парето по четырем критериям: прогибу, массе, запасу прочности и запасу устойчивости.

Расстояние между альтернативами и ИЦ в четырехмерном пространстве критериев определялось по формуле:

$$R^i = \sqrt{\left(\frac{\delta_{kp}^i - \delta_{kp}^0}{\delta_{kp}^0}\right)^2 + \left(\frac{G_{kp}^i - G_{kp}^0}{G_{kp}^0}\right)^2 + (\eta_{ust}^i - \eta_{ust}^0)^2 + (\eta_{pr}^i - \eta_{pr}^0)^2} \rightarrow min. \quad (16)$$

При использовании четырех критериев оптимизации предпочтительной оказалась трехлонжеронная конструкция (Таблица 5).

Таблица 5.

Сравнение расстояний до ИЦ для двух вариантов крыла

Типы крыла	Безразмерное расстояние
Двухлонжеронное крыло	0,2294
Трехлонжеронное крыло	0,0351

После выбора оптимальной конструктивной схемы и материалов проводились поверочные расчеты крыла легкого самолета для 6 полетных случаев A, A', B, C, D и D'.

Результаты поверочных расчетов оптимального трехлонжеронного крыла для всех случаев представлены в таблице 6. Эти расчеты показали, что наиболее нагруженным как по напряжениям, так и по прогибу является случай A'.

Таблица 6.

Результаты поверочных расчетов оптимального трехлонжеронного крыла для основных полетных случаев

Расчетный случай	Исходные данные для расчетного случая			Результаты расчетов		
	h, м	V, м/с	α, град	P, Па	δ, мм	σ _н , МПа
A	10000	111,11	13°	7627,98	56,25	178,96
A'	10000	222,22	7°	32271,6	216,69	682,19
b	10000	222,22	3°	31926,7	212,39	622,79
C	10000	222,22	90°	31593,1	208,86	666,18
D	10000	111,11	-3°	7446,76	48,21	139,86
D'	10000	222,22	-6°	31709	205,77	601,20

Примечание: h – высота полета; V – скорость полета; α – угол атаки; P – давление на крыло; δ – прогиб; σ_н - нормальное напряжение в направлении оси Z по армированию волокна.

На Рисунке (17, а) видно, что максимальный прогиб композитного трехлонжеронного крыла под действием нагрузок, полученных для случая A' составляет 217мм, при допустимом значении для прогиба $\delta_{max} = 8\% \times l = 320$ мм, в результате, коэффициент запаса прогиба η_δ оптимальной конструкции трехлонжеронного крыла оказался равным 1,47.

Анализ напряженного состояния крыла в случае A' показал, что наибольший уровень напряжений для трехлонжеронного крыла реализовался в корневой части среднего лонжерона и составил $\sigma_n = 682$ МПа (Рисунок 17, б).

По данным поверочного расчета крыла при наибольшей нагрузке коэффициент запаса прочности был получен на уровне 2,20.

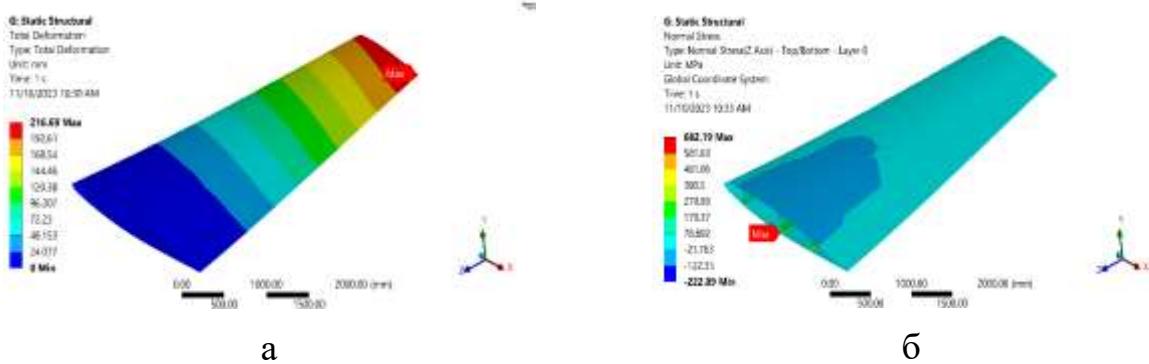


Рисунок 17. Напряжено-деформированное состояние оптимального трехлонжеронного крыла из углепластика: а) прогиб и б) нормальное напряжение в направлении оси z

Таким образом, поверочной расчет по определению запасов прочности и прогиба для оптимальной композитной конструкции лонжеронного крыла под действием максимальной нагрузки при полетном случае А', подтвердил требуемую прочность и жесткость крыла.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

1. Разработана новая методика многокритериальной оптимизации композитного крыла легкого тренировочного самолета, позволяющая учитывать основные параметры структуры композитов, геометрические параметры силовых элементов крыла и параметры их компоновки.

2. Определены эксплуатационные аэродинамические нагрузки для основных расчетных случаев полета самолета, соответствующие нормам летной годности гражданских самолетов.

3. Разработаны расчетные конечно-элементные модели для определения напряженно-деформированного состояния и устойчивости композитного крыла легкого самолета с учетом больших перемещений, а также для определения полетных нагрузок.

4. Оптимизированы параметры компоновки, толщины и углы ориентации композитных слоев силовых элементов крыла легкого тренировочного самолета двух- и трехлонжеронного типа.

5. Осуществлен выбор оптимальной конструкции и композитных материалов для крыла легкого тренировочного самолета, позволяющей снизить веса крыла на 61% и максимальный прогиб на 21% по сравнению с аналогичными показателями крыла штатного самолета К-8 из алюминиевого сплава.

Труды по теме диссертации:

1. Татарников О.В., Пху В.А., Найнг Л.А. Выбор оптимальной конструктивно-силовой схемы лонжеронного композитного крыла // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2021. № 12. С. 90-99.
(0,63 п.л./0,32 п.л.)

2. Татарников О.В., Пху В.А., Найнг Л.А. Многокритериальная оптимизация двухлонжеронного композитного крыла легкого самолета // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2021. № 5. С. 76-87. (0,75 п.л./0,38 п.л.)
3. Найнг Л.А., Пху В.А., Татарников О.В. Выбор оптимальной конструктивно-силовой схемы крыла беспилотного летательного аппарата // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2020. № 11. С. 89-95. (0,44 п.л./0,14 п.л.)
4. Найнг Л.А., Татарников О.В., Пху В.А. Многокритериальная оптимизация композитного крыла беспилотного летательного аппарата // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2021. № 11. С. 91-98. (0,5 п.л./0,17 п.л.)
5. Aung P.W., Tatarnikov O., Aung N.L. Structural optimization of a light aircraft composite wing // IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. Vol. 709. No. 044094. 2020. 6 p. (0,38 п.л./0,19 п.л.)
6. Aung P.W., Tatarnikov O., Aung N.L. Approach to optimization of composite aircraft wing structure // IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. Vol. 971. No. 022058. 2020. 7 p. (0,44 п.л./0,22 п.л.)
7. Aung N.L., Aung P.W., Tatarnikov O. Optimization of composite wing spars for an unmanned aerial vehicle // IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. Vol. 971. No. 052076. 2020. 6 p. (0,38 п.л./0,1 п.л.)
8. Пху В.А., Татарников О.В. Оптимизация конструкции крыла по двум критериям // XLII Академических чтений по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых - пионеров освоения космического пространства. Сборник тезисов. 2018. С. 27-28. (0,13 п.л./0,07 п.л.)
9. Пху В.А., Татарников О.В., Найнг Л. А. Оптимизация композитного крыла легкого самолета // XLIV Академических чтений по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых - пионеров освоения космического пространства. Сборник тезисов. 2020. С. 123-125. (0,19 п.л./0,1 п.л.)
10. Найнг Л.А., Татарников О.В., Пху В.А. Выбор оптимальной конструктивно-силовой схемы крыла беспилотного летательного аппарата // XLIV Академических чтений по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых - пионеров освоения космического пространства. Сборник тезисов. 2020. С. 126-127. (0,13 п.л./0,06 п.л.)
11. Пху В.А., Татарников О.В. Оптимизация структурных параметров конструкции крыла для выбора материалов на основе минимального веса // XLVI Международной молодёжной научной конф. «Гагаринские чтения»: Сборник тезисов докладов. М.: МАИ, 2020. С. 85-86. (0,13 п.л./0,07 п.л.)