

На правах рукописи

УДК 629.7.024

НАЙНГ ЛИН АУНГ

**РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ВЫБОРА ОПТИМАЛЬНОЙ
КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВОЙ СХЕМЫ КРЫЛА
УЛЬТРАЛЕГКОГО САМОЛЕТА ИЗ ГИБРИДНЫХ
КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ**

Специальность 2.5.14. Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов

АВТОРЕФЕРАТ

Диссертации на соискание ученой степени

кандидата технических наук



Москва – 2026

Работа выполнена в федеральном государственном автономном 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: **Склезнёв Андрей Анатольевич**,
доктор технических наук, доцент, Директор АО
«Центр перспективных разработок».

Татусь Николай Алексеевич,
кандидат технических наук, старший научный
сотрудник, И.О. заведующего лабораторией
Института машиноведения им. А.А. Благонравова
РАН.

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

Защита диссертации состоится «__» _____ 2026 г. в __ часы __ минут на
заседании диссертационного совета 24.2.331.08 при Московском
государственном техническом университете имени Н.Э. Баумана по адресу:
105005, г. Москва, Госпитальный пер., д.10, ауд. 407м.

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

Автореферат разослан «__» _____ 2026 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 24.2.331.08,
к.т.н., доцент

Луценко А.Ю.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. В настоящее время перед разработчиками самолетов республики Мьянма поставлена задача создания ультралегкого самолета с взлетной массой 600 кг. Данный тип самолетов предназначен для нужд сельского хозяйства, мониторинга окружающей среды, подготовки пилотов и для туризма.

Сравнение существующих самолетов данного класса показывает, что при одинаковой максимальной взлётной массе в 600 кг полезная нагрузка для разных моделей может различаться на величину до 20%. Значительная часть массы самолета ультралегкого класса, более 30%, приходится на его крыло. Снижение массы крыла и, как следствие, увеличение доли полезной нагрузки, возможно за счет оптимизации его конструктивно-силовой схемы, а также рационального выбора композиционных, в том числе гибридных материалов. В качестве варьируемых параметров следует рассматривать геометрические характеристики компоновки конструктивно-силовой схемы крыла, толщины силовых элементов каркаса и обшивки, а также структурные параметры композиционных материалов такие как углы укладки композитных слоев, состав и последовательность расположения слоев в гибридном композите.

Учитывая эти обстоятельства, можно заключить, что разработка методики выбора оптимальной конструктивно-силовой схемы крыла ультралегкого самолета из гибридных композиционных материалов на основе современных методов расчёта прочности и устойчивости является актуальной темой диссертационного исследования.

Целью диссертационной работы является повышения полезной нагрузки самолета ультралегкого класса за счет минимизации веса крыла путем структурной оптимизации конструктивных элементов и рационального выбора материалов, обеспечивающих выполнение основных технических требованиям к крылу.

Для достижения поставленной цели исследований необходимо решить следующие **основные задачи диссертационной работы:**

1. Провести выбор оптимального аэродинамического профиля крыла обеспечивающего максимальную подъемную силу и определить действующие на крыло нагрузки.

2. Провести расчетно-экспериментальные исследования для определения упругих характеристик композиционных материалов, которые используются в расчетных моделях для определения напряженно-деформированного состояния (НДС) и устойчивости крыла.

3. Проанализировать влияние конструктивных параметров и упругих характеристик композиционных материалов на прочность, жесткость и устойчивость крыла самолета при нагружении эксплуатационными нагрузками.

4. Разработать методику выбора оптимальных конструктивных параметров силовых элементов и обшивки крыла из гибридных композиционных материалов.

5. Определить геометрические параметры узла соединения лонжеронов крыла с фюзеляжем.

Объектом исследования является прямое крыло ультралёгкого гражданского самолёта Pipistrel Virus SW 121 с размахом 10,71 м, несимметричным аэродинамическим профилем и средней аэродинамической хордой 0,898 м.

Предметом исследования является изучения влияния структурных параметров слоистого композита и конструктивных параметров силового каркаса и обшивки на весовые характеристики крыла ультралёгкого гражданского самолёта.

Методология исследования включает:

1. методы расчетов напряженно-деформированного состояния и устойчивости конструкций из композиционных материалов, которые позволяют учитывать структуру и углы укладки слоев композита, а также геометрически нелинейный характер деформации крыла ультралёгкого самолета, обусловленный большими перемещениями,

2. методы усреднения упругих характеристик слоистых композитов, подтвержденных результатами экспериментальных исследований,

3. методы многокритериальной оптимизации для обоснованного выбора основных конструктивных и структурных параметров, а также материалов для крыла самолета, удовлетворяющих нескольким конкурирующим критериям.

Научная новизна работы:

1. Разработана методика выбора параметров конструктивно-силовой схемы крыла ультралёгкого самолета на основе подхода, включающего поэтапное определение оптимальных геометрических параметров силового каркаса, геометрических характеристик силовых элементов, схем укладки и состава гибридных композиционных слоев, а также рационального выбора материалов.

2. Для каждого этапа оптимизации сформулированы критерии, определены параметры и ограничения, обеспечивающие повышение эффективности сложной композитной конструкции, включая снижение её веса.

3. По результатам экспериментальных исследований определены модели усреднения упругих характеристик для рассматриваемых видов композиционных материалов, для построения расчетных моделей напряженно-деформированного состояния и устойчивости крыла ультралёгкого самолета.

4. Впервые предложен подход к оптимизации конструктивно-силовой схемы крыла и структуры гибридных композиционных материалов с использованием конкурирующих критериев веса, прочности, жесткости и стоимости используемых материалов.

Практическая значимость:

1. Выполнен обоснованный выбор аэродинамического профиля крыла ультралёгкого самолета, обеспечивающего максимальную дальность полета.

2. Определена рациональная конструктивно-силовая схема крыла с использованием гибридных композиционных материалов, что обеспечило

снижение массы крыла на 17%, а также уменьшение стоимости материалов на 78% по сравнению прототипом.

3. Предложенный подход и методика выбора параметров конструктивно-силовой схемы крыла могут быть применены при прочностном проектировании элементов композитных конструкций различного назначения.

Степень достоверности результатов работы подтверждается использованием фундаментальных законов механики композиционных материалов и аэродинамики, при этом результаты с требуемой точностью совпали с аналитическими решениями, экспериментальными данными испытаний образцов из углепластика и стеклопластика, а также с результатами, представленными другими авторами.

Положения, выносимые на защиту:

1. Методика рационального выбора материалов, конструктивных и структурных параметров крыла ультралёгкого самолёта из гибридных композиционных материалов.

2. Результаты оптимизации конструктивно-силовой схемы крыла и структурных параметров композиционных материалов силовых элементов и обшивки для самолета Pipistrel Virus SW 121.

3. Результаты определения усредненных упругих характеристик композиционных материалов на основе экспериментальных исследований теоретических расчетов.

4. Результаты расчетов напряженно-деформированного состояния и устойчивости крыла на основе геометрически нелинейного анализа с учетом больших перемещений.

Личный вклад. Соискателем разработана методика выбора параметров рациональной конструктивно-силовой схемы крыла из гибридных композиционных материалов; выполнен анализ нагрузок, действующих на крыло, с учётом требований норм лётной годности для сверхлёгких самолётов; определены модели осреднения упругих характеристик композиционных материалов на основе сопоставления теоретических расчётов с экспериментальными данными; проведён анализ напряжённо-деформированного состояния и устойчивости крыла для обоснования оптимальных конструктивных параметров. Все представленные результаты и выводы получены лично автором.

Апробация работы. Ключевые положения и результаты, полученные в ходе выполнения диссертационной работы, докладывались и обсуждались на ряде научно-технических мероприятий, включая: XLIV, XLV, XLVIII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства «Королевские чтения» (г. Москва, 2020, 2021, 2024); Международная научно-техническая конференция «Современные направления и перспективы развития технологий обработки и оборудования в машиностроении» (ICMTMTE) (г. Севастополь, 2019, 2020, 2021).

Публикации. По тематике диссертационной работы опубликовано 14 научных работ, 4 из которых опубликовано в изданиях, входящих в перечень

ВАК РФ для специальности 2.5.14. Прочность и тепловые режимы летательных аппаратов, 5 из которых опубликовано в изданиях, входящих в перечень Scopus, 5 работ опубликованы в изданиях, входящих в ядро РИНЦ.

Структура и объём диссертации. Диссертационная работа состоит из введения, четырёх глав, выводов к каждой главе, заключения и списка литературы (166 наименования). Работа представлена на 132 страницах основного текста, включающего 45 рисунков, 27 таблиц.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обосновывается актуальность темы исследования, формулируются цель и задачи работы, показаны научная новизна и практическая значимость полученных результатов, а также представлена информация об их апробации.

Первая глава посвящена анализу конструктивных решений крыла ультралёгких самолётов и методов многокритериальной оптимизации композитных конструкций с учётом критериев массы, прочности и устойчивости. Обоснован выбор лонжеронной конструктивно-силовой схемы крыла для ультралёгкого самолёта Pipistrel Virus SW 121. На основе анализа литературных источников сформирована поэтапная методика выбора рациональных параметров гибридного композитного крыла, включающая выбор конструктивно-силовой схемы, расчёт напряжённо-деформированного состояния и оптимизацию структурных параметров слоистых композитов. Схема процедуры поэтапной оптимизации представлена на Рисунке 1.

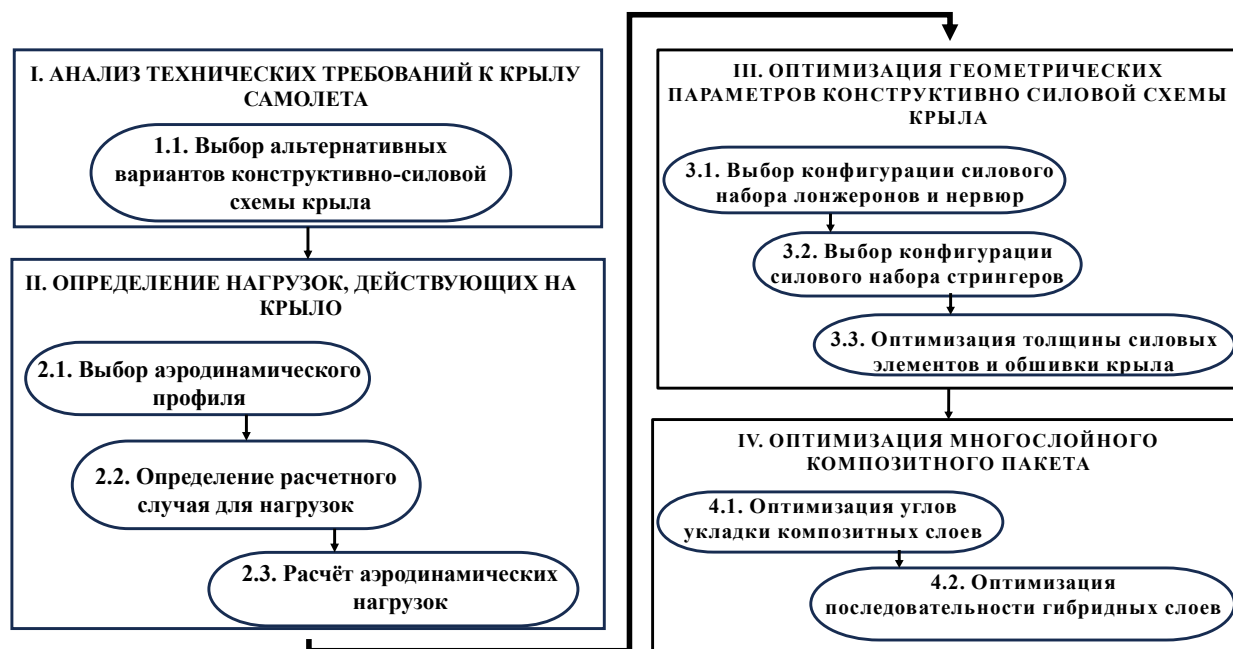


Рисунок 1. Схема основных этапов выбора конструктивно-силовых элементов крыла

Во второй главе выполнен выбор оптимального аэродинамического профиля крыла, обеспечивающего максимальную аэродинамическую эффективность при заданных условиях полёта (скорость и угол атаки). Проведён сравнительный анализ низкоскоростных аэродинамических

профилей, включая *EH 1.0/9.0*, *MH 45*, *MH 60*, *S1012*, *NACA 0012-64*, *UA (2)-180*, *NACA 65(2)-415*, *MILEY M06-13-128*, *GA 40A415* и *NASA/LANGLEY LS (1)-0417*. В качестве критериев выбора профиля использованы максимальный коэффициент подъёмной силы ($C_{y\max}$), минимальный коэффициент аэродинамического сопротивления ($C_{x\min}$), максимальное аэродинамическое качество ($\frac{C_l}{C_x}_{\max}$) и критерий эффективности ($\frac{C_l^{1,5}}{C_x}_{\max}$) (Таблица 1).

Таблица 1.

Критерии и их оценки для выбора профилей

№	Критерия, A_i	Весовой коэффициент, n_i	Взвешенная оценка, $n_i A_i$
1	$C_{y\max} = A_1$	n_1	$n_1 A_1$
2	$C_{x\min} = A_2$	n_2	$n_2 A_2$
3	$\frac{C_l}{C_x}_{\max} = A_3$	n_3	$n_3 A_3$
4	$\frac{C_l^{1,5}}{C_x}_{\max} = A_4$	n_4	$n_4 A_4$
Итоговая оценка			$\sum_{i=1}^4 n_i A_i$

На основе метода взвешенной суммы критериев определён рациональный профиль – *NASA/LANGLEY LS (1)-0417*, обладающий наилучшими совокупными аэродинамическими характеристиками (Рисунок 2).

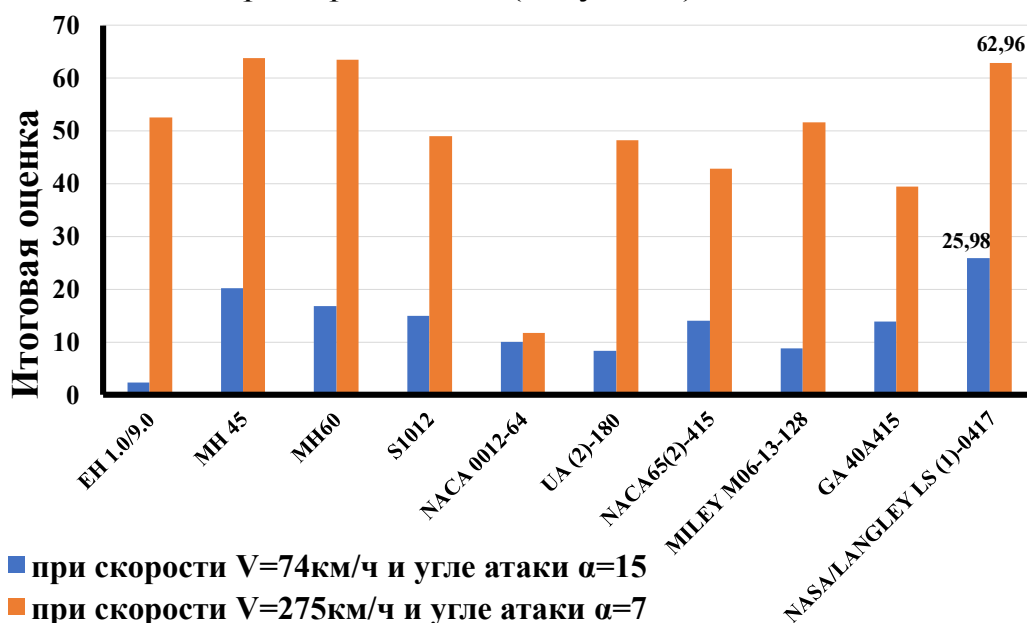


Рисунок 2. Сравнение значений взвешенной суммы критериев оценки аэродинамических профилей

Далее определены нагрузки, действующие на крыло, в соответствии с требованиями норм лётной годности очень лёгких самолётов (Авиационные правила, часть ОЛС) (Рисунок 3).

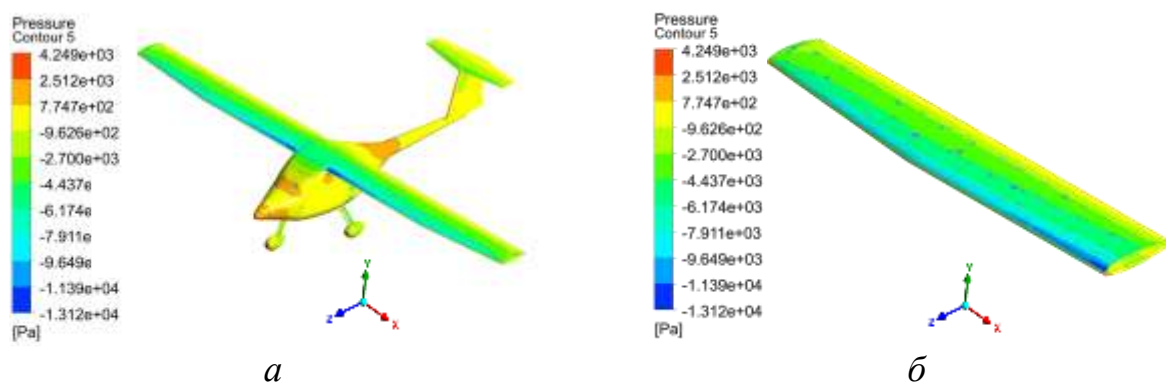


Рисунок 3. Распределение давления в случае С: а) по поверхности самолета б) по размаху крыла Па

Выполнен расчёт аэродинамических и массово-инерционных нагрузок для различных режимов полёта с учётом эксплуатационных перегрузок и коэффициентов безопасности конструкции.

В третьей главе выполнены расчётно-теоретические и экспериментальные исследования, направленные на определение упругих характеристик композиционных материалов. Тканые композиты рассматривались в виде эквивалентного ламината, сформированного из однонаправленных слоёв. Для определения эффективных упругих характеристик использованы аналитические методы, включая правило смесей, а также модели Халпина–Цая и Чамиса. Для композитов с саржевым переплетением (2×2) применено модифицированное правило смесей с введением коэффициента эффективности k .

$$E_x = kE_1 + (1 - k)E_2 \quad (1)$$

$$E_y = (1 - k)E_1 + kE_2 \quad (2)$$

$$v_{xy} = \frac{v_{12}}{k + \frac{(1 - k)E_1}{E_2}} \quad (3)$$

$$G_{xy} = G_{12} \quad (4)$$

$$k = \frac{n1}{n1 + n2} \quad (5)$$

где $n1$, $n2$ – количество нитей основы и утки на метр, E_x , E_y – модуль упругости вдоль основы и утка, E_1 , E_2 – модуль упругости вдоль и поперек нитей, G_{xy} – модуль сдвига, v_{xy} – коэффициент Пуассона.

В экспериментальной части были исследованы композиционные материалы на основе стеклотканей и углетканей саржевого переплетения (2×2). Образцы изготавливались из композитных пластин размером 500×500 мм методом вакуумной инфузии в соответствии с требованиями ГОСТ 32656–2017. Механические испытания также проводились согласно указанному стандарту.

На рисунках 4–6 представлены характер разрушения образцов и соответствующие диаграммы их напряжённо-деформированного состояния.

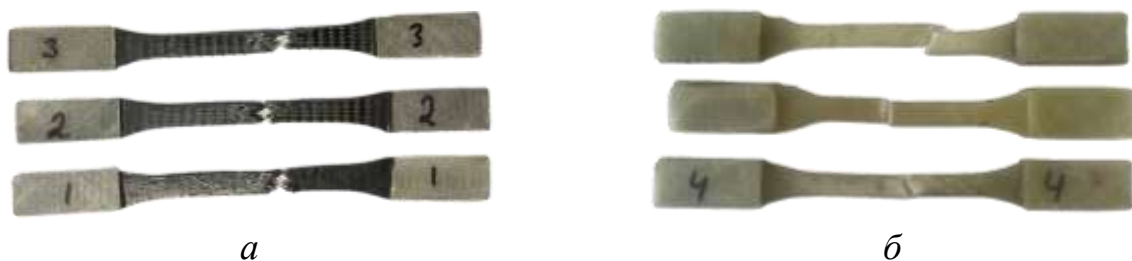


Рисунок 4. Виды разрушений образцов: а) из углепластика $[0^\circ/90^\circ/45^\circ]$, б) из стеклопластика $[0^\circ/90^\circ/45^\circ]$

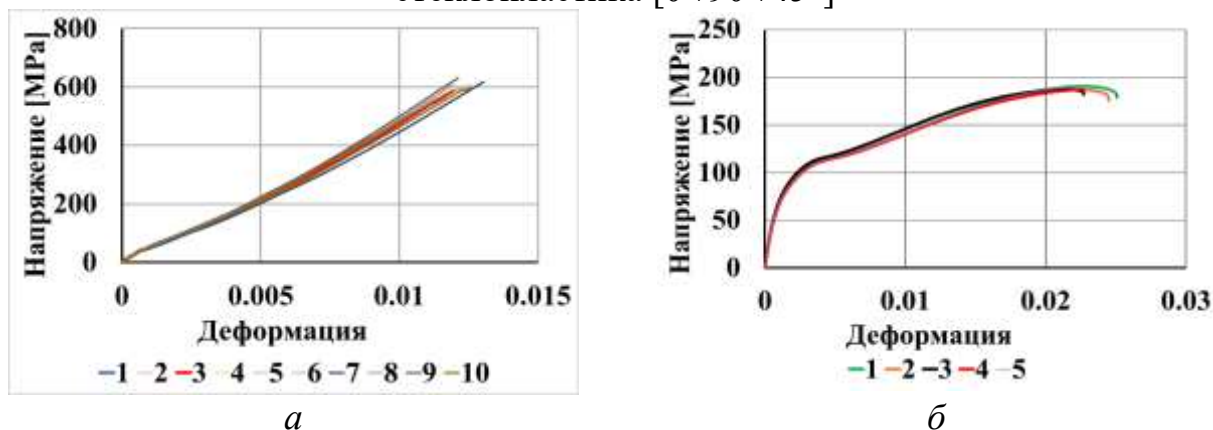


Рисунок 5. Диаграмма напряженно-деформированного состояния образцов из углепластика: а) 0° , 90° б) 45°

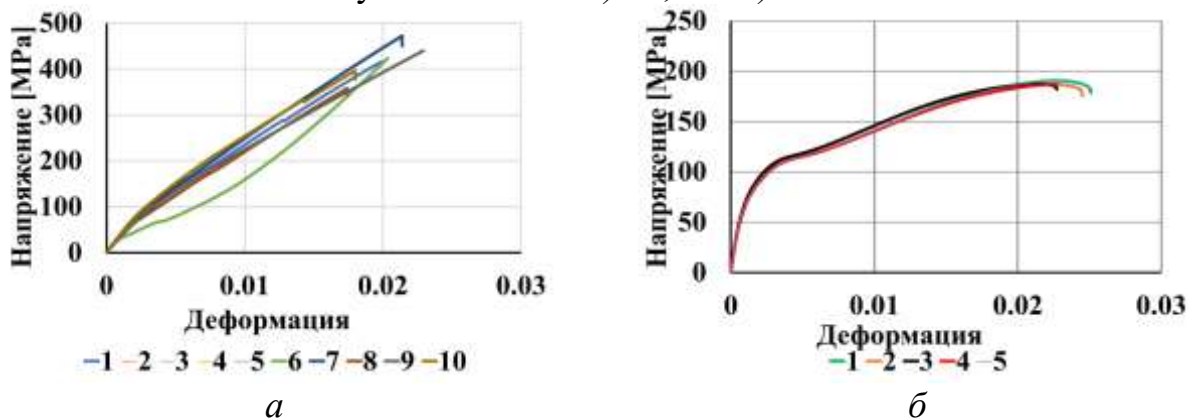


Рисунок 6. Диаграмма напряженно-деформированного состояния образцов из стеклопластика: а) 0° , 90° б) 45°

Модуль сдвига G_{12} рассчитан при известных значениях модулей упругости вдоль главных осей E_x , E_y , коэффициента Пуассона ν_{xy} и модуля упругости E_{45} для образца, ориентированного под 45° , с использованием следующего соотношения

$$G_{12} = \frac{1}{\frac{4}{E_{45}} - \frac{1}{E_x} - \frac{1}{E_y} - \frac{2\nu_{xy}}{E_x}}, \quad (6)$$

где E_{45} – модуль упругости под углом 45° .

В Таблице 2 представлены результаты сопоставления экспериментальных значений модулей упругости с расчётными, полученными на основе правила смесей, модели Чамиса и модели Халпина–Цая для обоих исследуемых материалов.

Таблица 2.

Результаты расчётно-экспериментальных испытаний

Метод	E _x (ГПа)	E _y (ГПа)	G ₁₂ (ГПа)	Разница, %		
				E _x	E _y	G ₁₂
Углепластик						
Эксперимент	49,32	48,6	2,76	-	-	-
Правило смесей	49,97	49,97	1,9	1,3	2,7	36,9
Модель Чамиса	51,14	51,14	2,75	3,6	5	0,36
Модель Халпина – Цая	50,55	50,55	2,63	2,45	3,8	4,6
Стеклопластик						
Эксперимент	19,8	19,5	3,34	-	-	-
Правило смесей	18,56	18,56	2,027	6,5	4,9	48,9
Модель Чамиса	20,25	20,25	3,17	2,55	3,77	5,2
Модель Халпина – Цая	19,55	19,55	3,04	1,5	0,25	9,4

По результатам анализа для использования в качестве исходных данных для расчётов напряжённо-деформированного состояния была выбрана модель усреднения упругих характеристик Чамиса, обеспечивающая наилучшее согласование с экспериментальными данными, в частности по модулю сдвига.

В четвёртой главе получена оптимальная конструктивно-силовая схема крыла ультралёгкого самолета с гибридной композитной обшивкой. В качестве **целевых функций** на разных этапах оптимизации крыла рассматривались 3 критерия: масса крыла m , прогиб крыла δ и стоимость материалов C :

$$\begin{cases} m \rightarrow \min \\ \delta \rightarrow \min \\ C \rightarrow \min \end{cases} \quad (7)$$

В качестве **параметров оптимизации** рассматривались геометрические параметры компоновки конструктивно-силовой схемы крыла и структурные параметры композитов:

- положения и количество лонжеронов и нервюр
 $X_l = [l_l, l_n, n_l, n_n],$
- геометрические параметры стрингеров и нервюр
 $X_h = [h_{cm}, h_n],$
- толщины силовых элементов и обшивки
 $X_t = [t_{об}, t_l, t_{ст}, t_n],$
- углы ориентации композитных слоев
 $X_\theta = [\theta_{об}, \theta_l, \theta_{ст}, \theta_n]$
- составы гибридных слоев обшивки
 $Y_m = [Y_{об}].$

В качестве **ограничений** были приняты:

- коэффициент запаса прочности $\eta_\sigma = \frac{\sigma_{доп}}{\sigma_{max}} \geq 1,5,$
- коэффициент запаса жесткости (прогиба) $\delta \leq 0,05L,$

- коэффициент запаса устойчивости: $k_{уст} = \frac{F_{\max}}{F_{\text{кри}}} \geq 1,5$,

где, $\sigma_{\max}$ – максимальное напряжение; $k_{уст}$ – коэффициент запаса устойчивости конструкции; η_{σ} – коэффициент запаса прочности; δ – допустимый прогиб, L – размах половины крыла, допустимое напряжение ($\sigma_{\text{доп}}$) определяется исходя из предела прочности материала с учётом коэффициента безопасности конструкции равного 2.

В качестве метода поиска оптимального варианта конструктивно-силовой схемы выбран метод метод Парето в сочетании с методом «идеального центра».

На первом этапе оптимизации выполнен выбор оптимальной конфигурации силового набора крыла, включающего лонжероны и нервюры. В качестве альтернативных вариантов конструктивной схемы рассмотрены однолонжеронная, двухлонжеронная и трёхлонжеронная схемы (Рисунок 7).

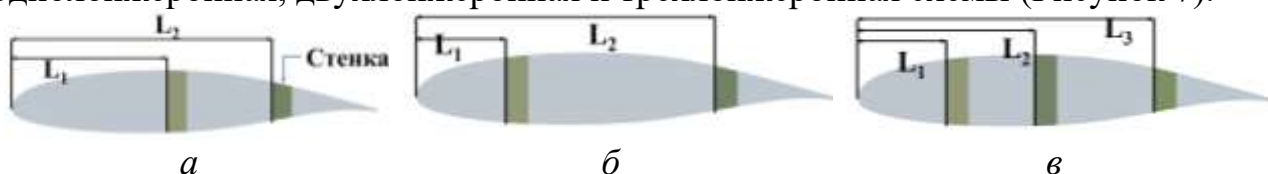


Рисунок 7. Расчетная геометрическая модель: а) однолонжеронная, б) двухлонжеронная, в) трёхлонжеронная

Целевые функции: масса m и прогиба δ крыла:

$$\begin{cases} m(X_i) \rightarrow \min \\ \delta \rightarrow \min \end{cases} \quad (8)$$

Параметры оптимизации: $X_i = [l_l, l_n, n_l, n_n]$

X_i – вектор параметров оптимизации, компонентами которого являются положения, % от хорды: l_l, l_n ; количества лонжеронов n_l и нервюр n_n .

На этом этапе оптимизации считались фиксированными: толщины силовых элементов – 3 мм, материалы для всех элементов – углепластик, углы укладки композитных слоев – $0^\circ, 90^\circ$.

Параметры оптимизации варьировались в пределах, указанных в Таблице 3.

Таблица 3.

Варьируемые параметры для оптимизации

Элементы	Положение, % от хорды	шаг изменения, %	Расстояние нервюр, мм	Варианты
Однолонжеронное крыло				
Лонжерон, L_1	40...50	1	400, 500	63
Стенка, L_2	65...70			
Двухлонжеронное крыло				
Передний лонжерон, L_1	20...30	1	400, 500	106
Задний лонжерон, L_2	60...70			
Трехлонжеронное крыло				
Передний лонжерон, L_1	10...20	2	400, 500	108
Средний лонжерон, L_2	40...50			
Задний лонжерон, L_3	60...70			

В ходе параметрической оптимизации рассмотрено 277 вариантов конструктивных решений. Выбор оптимального варианта осуществлён на основе анализа множества Парето по критериям минимальных прогиба и массы. На Рисунке 8 красным контуром выделены Парето-оптимальные решения.

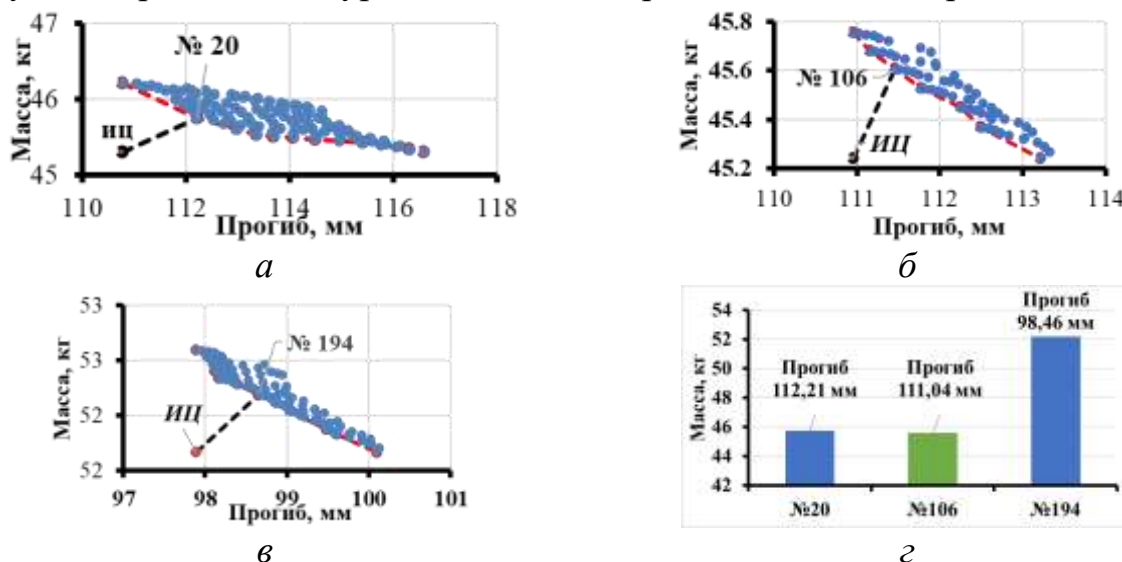


Рисунок 8. Парето оптимальные варианты: а) однолонжеронная схема, б) двухлонжеронная схема, в) трехлонжеронная схема, г) выбор оптимального варианта из трех типов крыла

Для определения кратчайшего расстояния до ИЦ было использовано следующее выражение:

$$R = \sqrt{\frac{(\delta_i - \delta_{иц})^2}{(\delta_{иц})^2} + \frac{(m_i - m_{иц})^2}{(m_{иц})^2}} \rightarrow \min \quad (9)$$

где R – безразмерное расстояние до ИЦ; δ_i и $\delta_{иц}$ – прогибы крыла для i -го варианта и ИЦ; m_i и $m_{иц}$ – масса крыла i -го варианта и ИЦ.

В качестве оптимального принят вариант №106, соответствующий двухлонжеронной схеме с 10 нервюрами, при расположении лонжеронов на расстояниях 21% и 70 % хорды (200 мм и 670 мм соответственно).

На втором этапе осуществлялся выбор расположения и конструктивных параметров стрингеров. В рамках исследования рассмотрены два типа поперечных сечений стрингеров: угловое и С - образное (Рисунок 9).

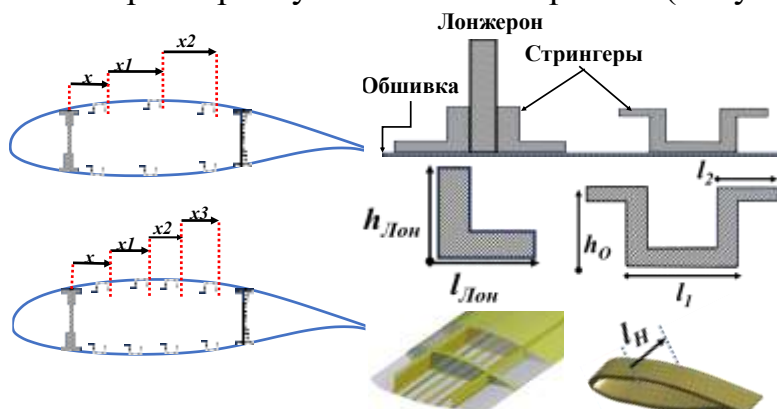


Рисунок 9. Расчетно-конструктивная модель

где x, x_1, x_2, x_3 – расстояние между стрингерами, $h_0, h_{лон}$ – высоты стрингеров для обшивки и лонжеронов, $L_{лон}, L_1, L_2, L_H$ – ширина стрингеров для лонжеронов, обшивки и нервюр

Целевые функции: масса и прогиб крыла

$$\begin{cases} m(X_h) \rightarrow \min \\ \delta \rightarrow \min \end{cases} \quad (10)$$

$X_h = [h_{ст}, h_H]$ – геометрические параметры стрингеров и нервюр;

Фиксированные параметры: толщина силовых элементов – 3 мм, материал для всех элементов – уп, углы укладки композитных слоев – $0^\circ, 90^\circ$

Ограничения: $\delta_{доп} \leq 242$ мм, - допустимый прогиб

В качестве варьируемых параметров (Таблица 4) в процессе оптимизации приняты геометрические характеристики стрингеров (ширина и высота), а также их количество и положение на обшивке крыла и ширина полки нервюр.

Таблица 4.

Варьируемые параметры для определения параметров

Параметры	Начальное значение, мм	Диапазон, мм	Шаг оптимизации	Количество вариантов
x, x_1, x_2, x_3	70	50 ..., 80	5	251
$h_{лон}, h_0$	20	10 ..., 20	5	
$L_{лон}, L_1, L_2, L_H$	10	10 ..., 30	5	

Результаты выбора геометрических параметров стрингеров и нервюр крыла представлены в виде множества Парето-оптимальных альтернатив, выделенных на Рисунке 10 красным контуром.

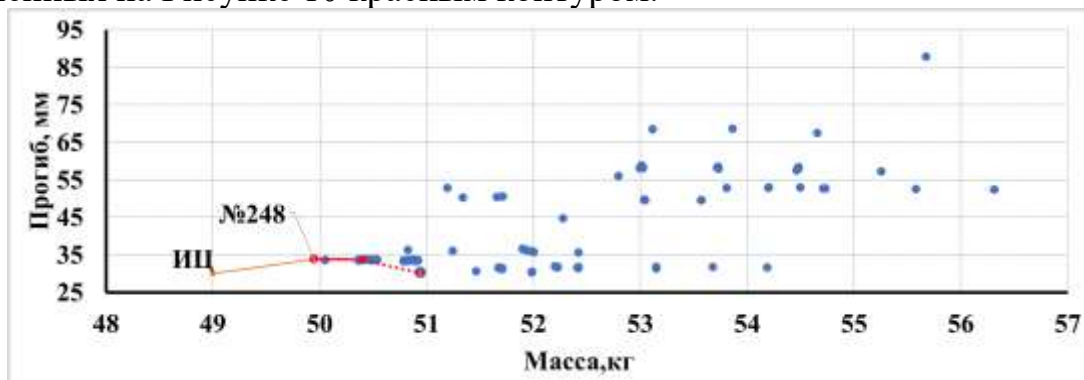


Рисунок 10. Множество альтернатив и Парето оптимальные варианты

На основе метода Парето выбран вариант № 248, характеризующийся применением четырёх стрингеров квадратного сечения, расположенных на верхней и нижней обшивке крыла, а также использованием стрингеров углового сечения в составе лонжеронной конструкции (Таблица 5).

Таблица 5.

Параметры выбранного варианта

№	x	x_1	x_2	x_3	$h_{лон}, L_{лон}$	h_0, L_1, L_2	L_H	Масса, кг	Прогиб, мм	σ_x , МПа
248	70	70	45	40	10	10	20	50,94	29,24	72,84

Примечание: σ_x – Нормальное напряжение по оси X

На третьем этапе выполнена оптимизация толщин силовых элементов и обшивки крыла. Оптимизированные формы стрингеров, полученные на

предыдущем этапе, использованы в качестве исходных данных для последующей оптимизации толщин силовых элементов крыла из углепластика, включая лонжероны, стрингеры, нервюры и обшивку.

Целевые функции: Масса и прогиб крыла

$$\begin{cases} m(X_i) \rightarrow \min \\ \delta \rightarrow \min \end{cases} \quad (11)$$

Параметры оптимизации: $X_t = [t_{об}, t_l, t_{ст}, t_n,]$

Фиксированные параметры: материал – УП $[0^0, 90^0]$

Ограничения: $\delta_{доп} \leq 242$ мм, $\sigma_{доп} \leq 197$ МПа, $\tau_{доп} \leq 37$ МПа

Параметры оптимизации варьировались в следующих диапазонах: толщины силовых элементов в диапазоне 1–5 мм, а толщины нервюр — в диапазоне 1–3 мм с шагом 0,2 мм. В рамках исследования выполнены расчёты напряжённо-деформированного состояния крыла для 200 проектных вариантов. Оптимальный вариант № 11 определён методом Парето на основе критериев минимального прогиба и минимальной массы (Рисунок 11).

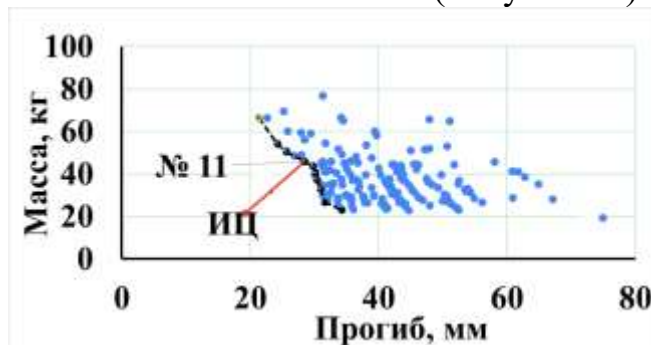


Рисунок 11. Множество альтернативных и Парето-оптимальных вариантов

Предварительный проверочный расчёт с учётом коэффициента запаса устойчивости на основе геометрически нелинейного анализа показал, что вариант № 11 обеспечивает требуемые прочностные и жёсткостные ограничения. Приняты следующие параметры конструкции: толщина верхней и нижней обшивки — 2,0 мм; переднего и заднего лонжеронов — по 4,2 мм; стрингеров обшивки и лонжеронов — 4,2 мм и 1,6 мм соответственно; толщина нервюр — 1,6 мм. Масса конструкции составила 45,81 кг, максимальный прогиб $\delta = 36,02$ мм, максимальное нормальное напряжение вдоль оси X $\sigma_{\max} = 93,7$ МПа. Коэффициент запаса устойчивости равен 1,74.

Четвертый этап оптимизации - выбор углов ориентации слоёв композиционного материала. Количество слоёв определялось исходя из толщины монослоя углепластика, равной 0,28 мм. Для верхней и нижней обшивки принято по 7 слоёв; для переднего и заднего лонжеронов — по 16 слоёв; для стрингеров, применяемых в составе обшивки и лонжеронов, — 8 и 16 слоёв соответственно; для нервюр — 6 слоёв.

В качестве целевой функции оптимизации выбран максимальный коэффициент запаса прочности (КЗП) по критерию Цая Хилла:

$$\eta_{ЦХ}(X_\theta) \rightarrow \max \quad (12)$$

X_θ – угол ориентации $X_\theta = [\pm\theta_{об}, \pm\theta_l, \pm\theta_{ст}, \pm\theta_n]$

При ограничениях: $\delta_{доп} \leq 242$ мм, $\sigma_{доп} \leq 197$ МПа, $\tau_{доп} \leq 37$ МПа

При расчёте углы укладки слоёв варьировались в диапазоне от -90° до $+90^\circ$ с шагом 15° . Всего было рассмотрено 200 расчётных вариантов, из которых на основе максимального значения коэффициента запаса прочности при допустимом уровне прогиба выбран оптимальный вариант № 178 (Рисунок 12).

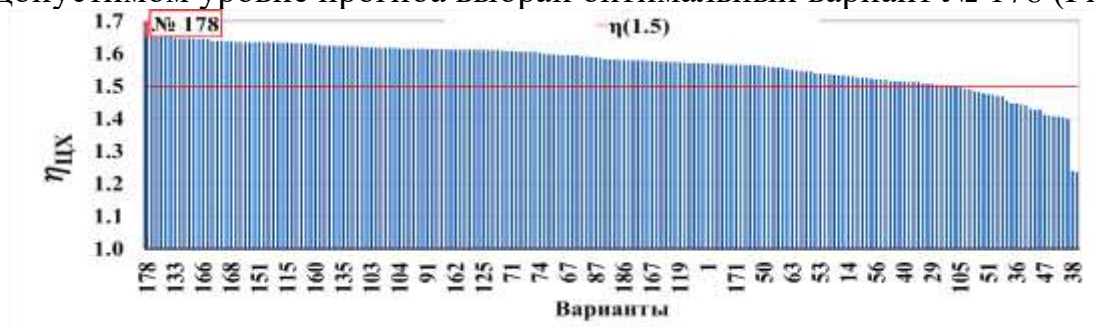


Рисунок 12. Сравнение альтернативных вариантов по $\eta_{цх}$

По результатам анализа НДС вариант № 178 характеризуется минимальным коэффициентом запаса прочности, равным 1,64, что превышает требуемое значение $KЗП = 1,5$ и удовлетворяет требованиям к конструкции крыла. Оптимальные схемы укладки слоёв для отдельных элементов выбранного варианта представлены в Таблице 6.

Таблица 6.

Схемы укладки для конструктивных элементов варианта №178

Элемент конструкции	Схемы укладки, $^\circ$
Верхняя и нижняя обшивки	$[-30/30/30/0/-30/-30/30]$
Передний и задний лонжерон и стрингеры для обшивки	$[30/-45/-45/-45/45/45/45/-30]_s$
Стрингеры для лонжеронов	$[0/90/30/-30/30/-30/90/0]$
Нервюры	$[-30/-45/30/-30/45/30]$
Масса	46,13 кг
Прогиб	22,50 мм

Задача минимизации стоимости крыла решалась путем использования гибридных композитных пакетов. Благодаря возможности замены в композитных пакетах слоев из дорогостоящего углепластика на слои из стеклопластика (без снижения основных технических требований) минимизировалась стоимость крыла. Указанная замена рассматривалась только для композитных пакетов обшивки и нервюр. В лонжеронах, которые являются высоконагруженными элементами конструкции, замена углепластика на стеклопластик не рассматривалась. Оптимизация проводилась путём варьирования количества и последовательности гибридных слоёв обшивки.

Целевые функции: Масса и стоимость материалов крыла

$$\begin{cases} m \rightarrow \min \\ C(Y) \rightarrow \min \end{cases} \quad (14)$$

Переменные оптимизации: $Y = [Y_{об}]$ – последовательности гибридных слоев обшивки

Ограничения: $\delta_{доп} \leq 242$ мм, $\sigma_{доп} \leq 197$ МПа,

Были рассмотрены 64 варианта слоёв верхней и нижней обшивки из стеклотканей и углетканей (Таблица 7).

Таблица 7.

Варьируемые параметры оптимизации гибридных слоев

№	Материал			Количество вариантов
	Верхняя/ нижняя обшивки	Стрингеры и лонжероны	Нервюры	
B1	УП ₂ , СП, УП, СП, УП ₂	УП	СП	64
B2	СП ₂ , УП, СП, УП, СП ₂			
B3	УП, СП ₂ , УП, СП ₂ , УП			
B4	СП, УП ₂ , СП, УП ₂ , СП			
B5	УП ₂ , СП ₃ , УП ₂			
B6	СП ₂ , УП ₃ , СП ₂			
B7	УП ₃ , СП, УП ₃			
B8	СП ₃ , УП, СП ₃			

Парето-оптимальный вариант был выбран по минимальному расстоянию R до идеального центра:

$$R = \sqrt{\frac{(C_i - C_{\text{иц}})^2}{(C_{\text{иц}})^2} + \frac{(m_i - m_{\text{иц}})^2}{(m_{\text{иц}})^2}} \rightarrow \min, \quad (15)$$

где, R – безразмерное расстояние до ИЦ; C_i и $C_{\text{иц}}$ – стоимость материала для i -го варианта и ИЦ; m_i и $m_{\text{иц}}$ – масса крыла i -го варианта и ИЦ,

По критериям минимальной массы и стоимости был выбран вариант №17 (Рисунок 13).

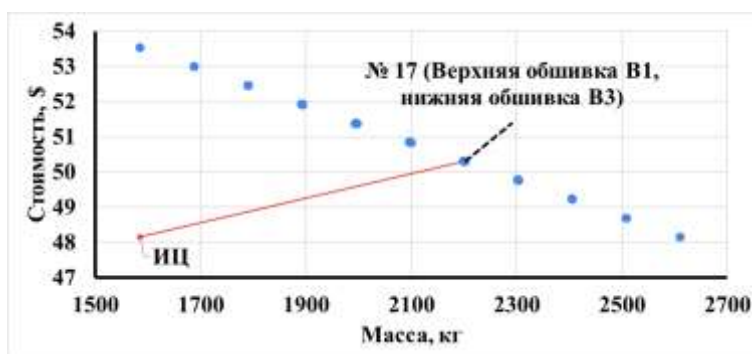


Рисунок 13. Парето-оптимальные варианты по критериям массы и стоимости

Конструкция с гибридной обшивкой продемонстрировала снижение стоимости материала при сохранении прочностных и жёсткостных характеристик в допустимых пределах. Для подтверждения был выполнен поверочный расчёт напряженно-деформированного состояния крыла, который показал, что коэффициенты запаса устойчивости и прочности составили 2,92 и 1,64 соответственно.

Важным этапом проектирования ультралёгкого самолёта является оптимизация узла соединения крыла с фюзеляжем. В данной работе рассмотрена

оптимизация геометрических параметров отверстий под штифты в лонжеронах крыла, включая их диаметры и взаимное расположение (Рисунок 14).

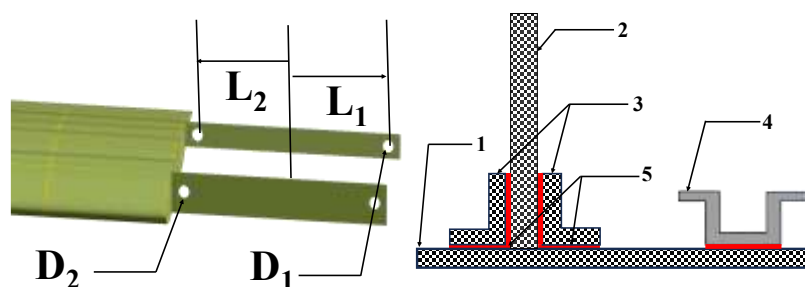


Рисунок 14. Расчетная модель для определения параметров штифтового и клеевого соединения: 1– обшивка 2 – лонжерон 3 – стрингеры для лонжерона 4 – стрингер 5 – клеевые слои

Влияние самих штифтов на напряжённо-деформированное состояние крыла отдельно не рассматривалось. В качестве клеевого состава рассматривалась эпоксидная смола ЭД-20.

При параметрической оптимизации штифтово-клевого соединения в качестве переменных параметров рассматривались диаметры отверстий под штифты D_1 и D_2 , изменяемые в диапазоне 5–50 мм с шагом 10 мм, а также расстояния между отверстиями L_1 и L_2 , варьируемые в пределах 200–400 мм с шагом 100 мм. Толщина клеевого слоя из эпоксидной смолы ЭД-20 принималась фиксированной и равной 0,1 мм.

Из 90 рассмотренных вариантов оптимальным принят вариант № 17, обладающий максимальным коэффициентом запаса прочности (КЗП) по критерию Цая–Хилла (Рисунок 15). Оптимальные параметры отверстий представлены в Таблице 8.

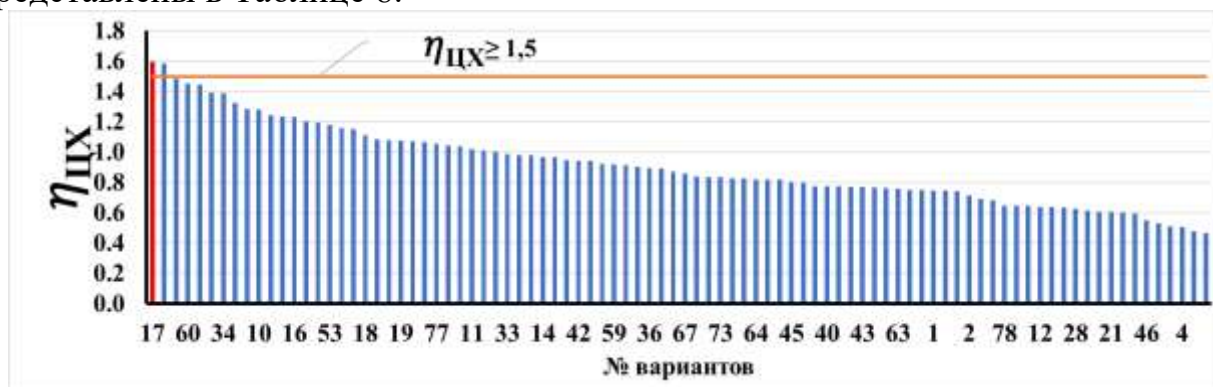


Рисунок 15. Сравнение максимальных коэффициента запаса прочности по критерию Цая Хилла

Таблица 8.

Параметры оптимального варианта №17

D_1 и D_2 , мм	L_1, L_2 мм	Масса, кг	Прогиб, мм	КЗП	$k_{уст}$	$\sigma_{с(клей)}$, МПа	$\tau_{с(клей)}$, МПа
45	400	51,55	23,31	1,56	2,6	0,18	45
$k_{уст}$ – коэффициент запаса устойчивости, $\sigma_{с(клей)}$ – Мак. напряжение в слой клеев, $\tau_{с(клей)}$ – максимальное касательное напряжение в слой клеев, МПа							

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ РАБОТЫ

1. Разработана новая методика выбора параметров конструктивно-силовой схемы крыла ультралегкого самолета на основе подхода, включающего поэтапное определение оптимальных геометрических параметров силового каркаса, геометрических характеристик силовых элементов, схем укладки и состава гибридных композиционных слоев, а также рационального выбора материалов.

2. Определены полетные аэродинамические нагрузки и массово-инерционные нагрузки в соответствии с требованиями к летной годности очень легких самолетов (Авиационные правила. Часть ОЛС).

3. На основе результатов экспериментальных исследований определены модели усреднения упругих характеристик композиционных материалов, обеспечивающие погрешность исходных данных при расчетах прочности и устойчивости в пределах 5%.

4. На основе параметрической оптимизации установлены рациональные геометрические параметры силовых элементов и конструктивно-силовая схема крыла, обеспечивающие минимальный вес крыла при выполнении основных технических требований.

5. Разработана расчетная конечно-элементная модель напряженно-деформированного состояния композитного крыла, в которой учитывается геометрическая нелинейность деформаций, показано, что при учете геометрической нелинейности максимальный прогиб крыла отличается на 25% от результатов, полученных с помощью линейной модели.

6. В результате поэтапной оптимизации разработана конструктивно-силовая схема крыла ультралегкого самолёта, обеспечивающая снижение массы крыла на 16,8 % и уменьшение стоимости материалов гибридного крыла на 78 % по сравнению с прототипом Pipistrel Virus SW.

7. Проведены поверочные расчеты напряженно-деформированного состояния и устойчивости оптимизированного крыла, подтверждающие выполнение основных требований к конструкции.

ОСНОВНЫЕ ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

1. Найнг Л.А., Пху В.А., Татарников О.В. Выбор оптимальной конструктивно-силовой схемы лонжеронного композитного крыла // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2021. № 12. С. 90-99. DOI: 10.18698/0536-1044-2021-12-90-99. (0,63 п.л./0,32 п.л.)

2. Найнг Л.А., Пху В.А., Татарников О.В. Многокритериальная оптимизация двухлонжеронного композитного крыла легкого самолета // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2021. № 5. С. 76-87. DOI: 10.18698/0536-1044-2021-5-76-87. (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. DOI: 10.18698/0536-1044-2020-11-89-95. (0,63 п.л./0,32 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. DOI: 10.18698/0536-1044-2021-11-91-98. (0,63 п.л./0,32 п.л.)
5. Aung N.L., Tatarnikov O., Aung P.W. Structural optimization of a light aircraft composite wing // IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. Vol. 709. No. 044094. 2020. 6 p. Doi:10.1088/1757-899X/709/4/044094. (0,38 п.л./0,19 п.л.)
6. Aung N.L., Tatarnikov O., Aung P.W. Approach to optimization of composite aircraft wing structure // IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. Vol. 971. No. 022058. 2020. 7 p. DOI: 10.1088/1757-899X/971/2/022058. (0,44 п.л./0,22 п.л.)
7. Vasilchenko K. S., Reznik S. V., Aung N.L., Gareev A. R. Selection of the optimal airfoil for the small-sized unmanned helicopter main rotor blade // Russian Aeronautics. Vol. 65, No. 3, 2022. pp. 524-532. DOI: 10.3103/S1068799822030114. (0,44 п.л./0,22 п.л.)
8. Aung P.W., Tatarnikov O. Optimization of composite wing spars for an unmanned aerial vehicle // IOP Conf. Ser.: Mater. Sci. Eng. 2020. Vol. 971 (5). No. 052076. DOI: 10.1088/1757-899X/971/2/052076. (0,38 п.л./0,19 п.л.)
9. Aung N.L., Tatarnikov O., Aung P.W. Parametric optimization of load bearing elements for composite wing of an unmanned aerial vehicle // MATEC Web of Conferences. Vol. 346. No. 03093. 2021. 6 p. DOI: 10.1051/matecconf/202134603093. (0,38 п.л./0,19 п.л.)
10. Найнг Л. А., Пху В. А., Татарников О.В. Оптимизация композитного крыла легкого самолета // XLIV академических чтений по космонавтике. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020. С. 123-125. (0,19 п.л./0,1 п.л.)
11. Найнг Л.А., Пху В.А., Татарников О.В. Оптимизация структурных параметров конструкции крыла для выбора материалов на основе минимального веса // Труды XLVI Международной молодежной научной конф. «Гагаринские чтения»: Сборник тезисов докладов. М.: МАИ, 2020. С. 85-86. (0,13 п.л./0,07 п.л.)
12. Найнг Л.А., Пху В.А., Татарников О.В. Выбор оптимальной конструктивно-силовой схемы крыла беспилотного летательного аппарата // Труды XLIV академических чтений по космонавтике. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020. С. 126-127. (0,13 п.л./0,06 п.л.)
13. Найнг Л.А., Пху В.А., Татарников О.В. Многокритериальная оптимизация композитного крыла беспилотного летательного аппарата // Сб. тезисов докл. XLV Академических чтений по космонавтике. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021. Т. 4, С. 178-180. (0,19 п.л./0,1 п.л.)
14. Найнг Л.А., Пху В.А., Татарников О.В. Расчетно-экспериментальное исследование физико-механических характеристик материалов для силовых элементов композитного крыла беспилотного летательного аппарата // Труды XLVII академических чтений по космонавтике. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2024. С. 57-58. (0,13 п.л./0,06 п.л.)