

На правах рукописи



Печенюк Валерий Сергеевич

**Методика проектирования элементов конструкции крыла
пассажирского самолета из металлополимерных композиционных
материалов**

Специальность: 2.5.13.

«Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация
летательных аппаратов»

Автореферат диссертации на соискание
ученой степени кандидата технических наук

Москва – 2023

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

Научный руководитель: **Попов Юрий Иванович** – кандидат технических наук, доцент

Официальные оппоненты: **Ковалев Игорь Евгеньевич** – доктор технических наук, профессор, ФАУ «ЦАГИ» им. проф. Н.Е. Жуковского, заместитель начальника центра - Начальник управления научной деятельностью

Орлов Максим Андреевич – кандидат технических наук, лаборатория «Сложные композиты» центра НТИ «Цифровое материаловедение: Новые материалы и вещества» МГТУ им. Баумана, заведующий лабораторией

Ведущая организация: **Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ» (КНИТУ-КАИ), г. Казань**

Защита диссертации состоится «25» мая 2023 г. в 12 часов 00 минут на заседании диссертационного совета 24.2.327.09 в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ) по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в научной библиотеке ФГБОУ ВО МАИ (НИУ) и на сайте https://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=171060

Автореферат разослан « ____ » _____ 2023 г.

Отзывы, заверенные печатью, просим направлять по адресу: 125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д.4, Отдел Ученого и диссертационных советов МАИ.

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



Д.Ю. Стрелец

Общая характеристика работы

Актуальность темы исследования

Ужесточение требований к современным образцам авиационной техники по дальности полета, грузоподъемности, стоимости, ресурсу, надежности, технологичности и простоте вынуждает искать новые пути решения проблем при проектировании самолетов. Самые известные способы – это оптимизация конструкции планера, применение легких и прочных материалов, установка более экономичных силовых установок. Алюминиевый сплав достаточно легкий, дешевый и прост в обработке. Полимерные композиционные материалы (ПКМ) более легкие и более прочные, чем любой другой материал. Однако, ПКМ являются самыми дорогими материалами, в то время как алюминий является самым дешевым. Из-за этого летательные аппараты, в конструкции которых применяются ПКМ, стоят дороже по сравнению с цельнометаллическими. Поэтому, самым перспективным материалом является тот, что объединяет в себе лучшие качества от металлов и ПКМ. Таким материалом является металлополимерный композиционный материал (МПКМ).

МПКМ является гибридным слоистым материалом, состоящим из чередующихся тонких металлических листов с межлистовой прослойкой в виде двухслойного препрега. Поэтому необходим иной подход при проектировании элементов конструкции крыла пассажирского самолета, выполненных из МПКМ. Для это требуется модифицировать формулы для определения расчетных значений прочности и упругости произвольного пакета МПКМ, близких к действительным. И ко всему прочему, необходимо разработать усовершенствованную методику проектирования элементов конструкции крыла пассажирского самолета, выполненных из МПКМ.

Так как МПКМ является новым видом конструкционного материала, то **актуальность темы исследования** в диссертационной работе заключается в проведении исследований характеристик элементов конструкции планера пассажирского самолета, выполненных из МПКМ в соответствии со «Стратегическими направлениями развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года» (утверждены указом Президента РФ №899) по реализации комплексной проблемы 6.2 «Слоистые трещиностойкие, высокопрочные металлополимерные материалы».

Степень разработанности темы

Металлополимерные композиционные материалы применяются в авиационных конструкциях с 1950-х годов. Разработке и исследованию структуры и состава МПКМ посвящены работы Каблова Е.Н., Антипова В.В., Сенаторовой О.Г., Шестова В.В., Серебrenниковой Н.Ю., Нефедовой Ю.Н., Крылова И.К., Мамонова В.И., Герова М.В., Акулинина А.О., Филатова А.А., Поповой Ю.А., Морозова Б.Б., Насонова Ф.А., а среди зарубежных авторов можно выделить работы Vlot A., Vermeeren C., H.W. Nam, W. Hwang, K.S. Han, Benedict A.V.

Разработке авиационных конструкций из МПКМ и оценке их механических характеристик посвящены работы Подживотова Н.Ю., Каблова Е.Н., Антипова В.В., Ерасова В.С., Серебrenниковой Н.Ю., Орешко Е.И., Лаврова А.В.,

Сенаторовой О.Г., Прокудина О.А., Лурье С.А., Соляева Ю.О. и целого ряда других отечественных и зарубежных исследователей.

Проектированию и расчету авиационных конструкций из МПКМ посвящены работы Ерасов В.С., Гриневич А.В., Сеник В.Я., Коновалов В.В., Трунин Ю.П., Нестеренко Г.И., Орешко Е.И., Подживотов Н.Ю., Луценко А.Н.

Научные школы и направления исследований проблем проектирования авиационных конструкций из МПКМ

Предмет исследования	Организации	Научные школы
Разработка и исследования структуры и состава МПКМ	ФГУП «ВИАМ»	Каблов Е.Н., Антипов В.В., Сенаторова О.Г., Серебренникова Н.Ю., Подживотов Н.Ю., Шестов В.В.
	ОКБ Сухого	Насонов Ф.А., Морозов Б.Б., Попова Ю.А., Акулинин А.О., Филатов А.А.
	ИМЕТ РАН, ФИЦ ХФ РАН*	Кудинов В.В., Корнеева Н.В.*, Крылов И.К., Мамонов В.И., Геров М.В.
	Kluwer Academic	Vlot A., Vermeeren C.
	Mechanical Engineering Pohang University of Science and Technology	H.W. Nam, W. Hwang, K.S. Han
	Embry-Riddle Aeronautical University	Benedict A.V.
Разработка авиационных конструкций из МПКМ и оценка их механических характеристик	ФГУП «ВИАМ»	Каблов Е.Н., Антипов В.В., Сенаторова О.Г., Серебренникова Н.Ю., Подживотов Н.Ю., Лавров А.В., Орешко Е.И., Ерасов В.С.
	МАИ*, ИПРИМ РАН	Соляев Ю.О., Лурье С.А., Прокудин О.А.*
	ПАО «Туполев»	Каширин В.В.
	Fokker Technologies	-
	Department of Materials Science and Engineering	Wu G.C., Yang J.M.
	Technical University of Delft	Sinke J.
Проектирование и расчет авиационных конструкций из МПКМ	ФГУП «ВИАМ»	Подживотов Н.Ю., Орешко Е.И., Ерасов В.С., Луценко А.Н.
	ФГУП «ЦАГИ»	Гриневич А.В., Сеник В.Я., Коновалов В.В., Трунин Ю.П., Нестеренко Г.И.

Наряду с этим объем выполненных исследований представляется недостаточным. К настоящему времени практически не описано, как проектировать элементы конструкции планера самолета, выполненные из МПКМ. Не исследовано влияние толщины металлических листов и углов армирования ПКМ на значения пределов прочности и модуля упругости пакета МПКМ.

Поэтому необходимо модифицировать формулы определения расчетных значений допускаемых напряжений и механических характеристик произвольного пакета МПКМ при проектировании конструкции. А также, из-за необходимости иного подхода при проектировании элементов конструкции крыла пассажирского

самолета, выполненных из МПКМ, требуется разработать усовершенствованную методику проектирования.

Проведенный анализ позволил определить цель и задачи диссертации.

Цель и задачи исследования

Цель диссертации состоит в разработке методики проектирования элементов конструкции крыла пассажирского самолета из МПКМ.

Для достижения поставленной цели сформулированы следующие **задачи**:

- 1) Исследование характеристик прочности и упругости стандартных и произвольных структур МПКМ, формирование и верификация модифицированных формул определения допускаемых напряжений и механических характеристик.
- 2) Разработка усовершенствованной методики проектирования стрингерной панели крыла пассажирского самолета, выполненной с применением МПКМ.
- 3) Формирование рекомендаций по структуре укладки и проектированию элементов конструкции с применением МПКМ.

Научная новизна

- 1) Сформированы **новые модифицированные формулы** для определения допускаемых напряжений и механических характеристик **произвольных пакетов МПКМ** для проектных расчетов.
- 2) Впервые разработана методика рационального проектирования **стрингерных панелей крыла пассажирского самолета из МПКМ**, обеспечивающая наименьшую массу при ограничениях по прочности, жесткости и устойчивости.

Теоретическая и практическая значимость работы

Теоретическая значимость заключается в уточнении формул и графической интерпретации характеристик прочности и упругости МПКМ для пакетов МПКМ различной структуры.

Практическая значимость работы заключается в разработке методики для определения параметров и характеристик различных элементов конструкции стрингерной панели крыла самолета, выполненных из МПКМ, что позволяет сократить сроки проектирования подобных конструкций.

Объект и предмет исследования

Объектом исследования являются элементы конструкции крыла пассажирского самолета, выполненные из МПКМ (Рисунок 1).

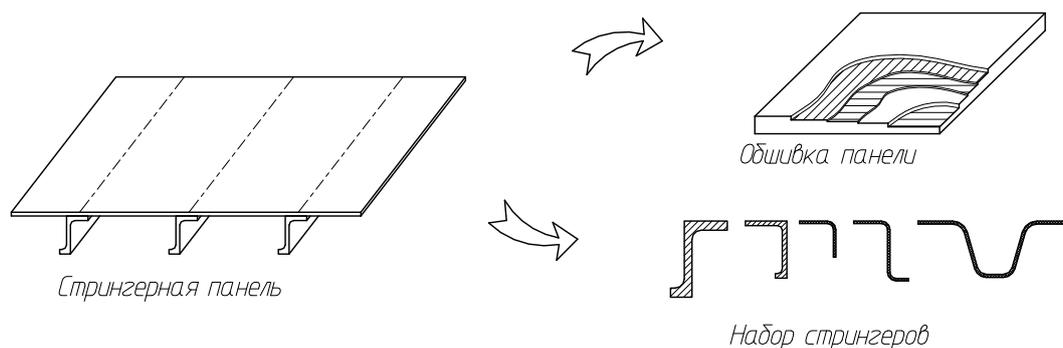


Рисунок 1 – Объект исследования

Предметом исследования является методика рационального проектирования элементов конструкции стрингерной панели крыла самолета, выполненных из МПКМ на начальном этапе создания изделия с учетом их конструктивно-технологических схем.

Методология и методы исследования

В качестве методологической основы используется системный подход с раздельным формированием моделей и алгоритмов.

Методология как совокупность методов исследования включает аналитические методы строительной механики тонкостенных конструкций и механики композиционных материалов.

Использованы статистическая обработка данных и сравнение полученных результатов с результатами исследований, проведенными ФГУП «ВИАМ».

Положения, выносимые на защиту:

1. Модифицированные формулы для расчета допустимых напряжений и механических характеристик произвольного пакета МПКМ.
2. Усовершенствованная методика рационального проектирования элементов конструкции крыла пассажирского самолета, выполненных из МПКМ.
3. Рекомендации по выбору укладок слоев и проектированию элементов конструкции из стандартных и произвольных структур МПКМ.

Степень достоверности результатов

Верификация полученных аналитических соотношений для МПКМ и конструкций из МПКМ обеспечена сравнением со стандартными паспортными данными конструктивно-подобных образцов, выполненных в ВИАМ.

Апробация результатов работы

Основные положения и результаты доложены и обсуждены на семи международных и всероссийских конференциях:

Год	Название конференции
2022	XLVIII Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения - 2022». Авиационные системы.
2021	20-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2021». Авиационные системы.
	XLVII Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения - 2021». Авиационные системы.
2020	19-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2020». Авиационные системы.
	XLVI Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения - 2020». Авиационные системы.
2019	18-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2019». Авиационные системы.
	XLV Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения - 2019». Авиационные системы.

Результаты работы отражены в девяти печатных публикациях, в том числе в двух научных статьях в журналах перечня ВАК Минобрнауки России.

Структура и объем работы.

Диссертация состоит из введения, 5 глав, заключения, списка используемых сокращений и обозначений, литературных источников из 93 наименований.

Включает 148 страниц машинописного текста, 62 рисунка и 22 таблицы.

Основное содержание работы

Во **введении** рассматриваются предпосылки создания МПКМ и создания МПКМ-конструкций. Обосновывается актуальность темы, проводится обзор научного задела, посвященного применению и проектированию конструкций из МПКМ, формулируются цели и задачи диссертации, сформулирована ее научная новизна, показаны теоретическая и практическая значимости.

В **первой главе («Анализ проблемы, обзор литературы, цель и постановка задач исследования»)** приведено описание МПКМ (Рисунок 2), его структуры, свойств и характеристик. Рассмотрены конструкции существующих самолетов, в которых был применен МПКМ. Исследована проблема рационального проектирования элементов конструкции стрингерных панелей самолета, выполненных из МПКМ. Рассмотрено современное состояние проблемы проектирования и применения конструкций из МПКМ по существующим методикам проектирования и технологии изготовления. Наибольшее количество работ по материалам данного типа являются англоязычными. В зарубежных публикациях материалы данного типа принято называть Fiber Metal Laminates (FML).

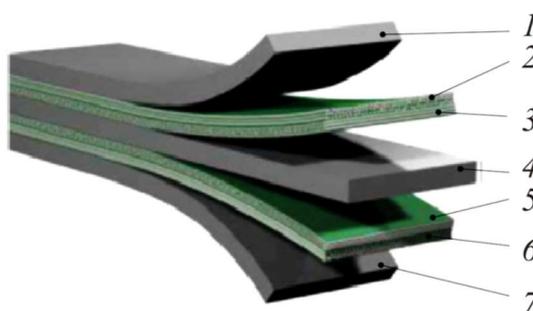


Рисунок 2 – Структура пятислойного МПКМ: 1, 4, 7 – металлические листы; 2 и 6 – композиционный материал с направлением 0°; 3 и 5 – композиционный материал с направлением 90°

В результате изучения отечественных и зарубежных материалов по применению МПКМ в конструкции самолетов подтверждена актуальность работы и выделены **возможные элементы конструкции планера перспективного пассажирского самолета, выполненные с применением МПКМ** (Рисунок 3):

- | | |
|--|----------------------------|
| 1) Нижние панели крыла; | 4) Стыковые ленты; |
| 2) Верхние панели фюзеляжа; | 5) Пол грузового отсека; |
| 3) Передние кромки АД
поверхностей; | 6) Стенки топливных баков. |

Вторая глава («Исследование свойств и напряженно-деформированного состояния МПКМ») посвящена исследованию способов определения допускаемых напряжений и механических характеристик произвольной структуры МПКМ.

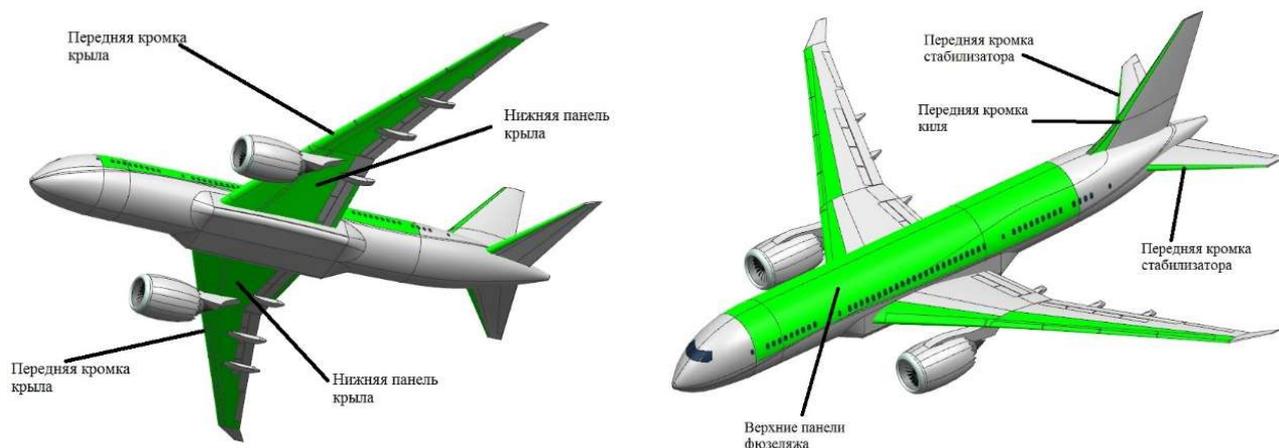


Рисунок 3 – Область применения МПКМ в конструкции планера самолета

Перед проектированием агрегатов планера самолета из какого-либо материала следует определить возможные характеристики и свойства этого материала. Например, для металлических плит предел прочности полуфабриката изменяется по толщине плиты. Для ПКМ характеристики прочности и упругости зависят от структуры пакета. А так как МПКМ тоже является слоистым материалом, то необходимо исследовать зависимость характеристик прочности и упругости и несущих свойств от различных конструктивных параметров и структур пакета МПКМ.

Предлагаются варианты элементы конструкции крыла, которые могут быть выполнены из МПКМ (Рисунок 4).

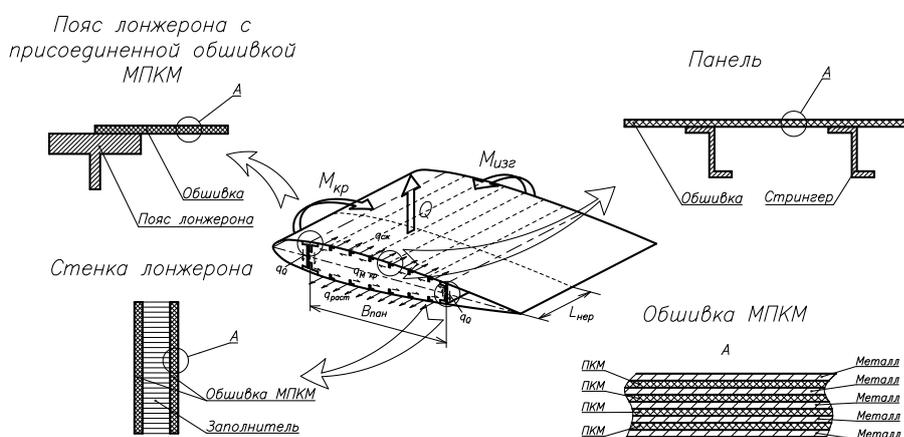


Рисунок 4 – Применение МПКМ в конструкции крыла

- 1) Стрингерная панель:
 - Обшивка: из стандартных МПКМ, из произвольной структуры МПКМ, из гибридного МПКМ (стандартный МПКМ + толстые листы)
 - Стрингер из стандартных МПКМ
- 2) Пояс лонжерона с присоединенной обшивкой из стандартных МПКМ, из произвольной структуры МПКМ, из гибридного МПКМ (стандартный МПКМ + толстые листы);
- 3) Стенка лонжерона: трехслойная панель с обшивкой из стандартных

МПКМ, трехслойная панель с обшивкой из произвольной структуры МПКМ, подкрепленная панель с обшивками и стрингерами из МПКМ

Факторы, влияющие на минимальный вес конструкции.

Рассмотрим факторы, влияющие на вес проектируемой конструкции крыла. Крыло в процессе эксплуатации нагружается перерезывающей силой, изгибающим и крутящим моментами, которые преобразуются в поток сил растяжения-сжатия и сдвига (Рисунок 5).

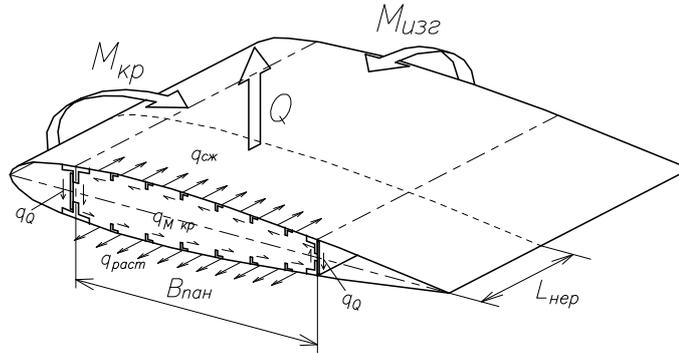


Рисунок 5 – Действующие нагрузки на крыло самолета

Вес конструкции определяется как произведение объема и удельного веса:

$$G_{\min} = f_{\text{сеч min}} \cdot l \cdot \gamma = \frac{P}{[\sigma_e]} \cdot l \cdot \gamma = \frac{q \cdot B}{[\sigma_e]} \cdot l \cdot \gamma = \frac{q \cdot B}{L_{y\delta}} \cdot l, \quad (1)$$

где $f_{\text{сеч min}}$ – минимальная площадь сечения, l – длина участка крыла в рассматриваемом сечении, γ – удельный вес, $L_{y\delta}$ – удельная прочность материала.

$$L_{y\delta} = \frac{[\sigma_e]}{\gamma} = \frac{[\sigma_e]}{\rho \cdot g}, \quad (2)$$

где $[\sigma_e]$ – расчетно-разрушающее напряжение.

Таким образом, минимальный вес конструкции – это функция, зависящая от удельной прочности и потока действующих сил.

$$G_{\min} = G[L_{y\delta}, q] \quad (3)$$

Допускаемые напряжения МПКМ при растяжении. Модифицированные формулы для проектировочного расчета

Для определения расчетных значений характеристик прочности на растяжение пакета слоев новых материалов воспользуемся модифицированной формулой правила смеси с учётом характеристик металлических листов и стандартных ориентаций слоев ПКМ:

$$[\sigma_{B \text{ мпкм } x}] = \sum_{i=1}^n \bar{\delta}_i \cdot \sigma_{xi}, \quad (4)$$

где σ_{xi} – паспортные характеристики прочности и упругости i -го слоя в пакете МПКМ в направлении X ; $\bar{\delta}_i$ – относительная толщина i -го слоя в пакете МПКМ.

Проведено сравнение полученных расчетных значений характеристик пределов прочности с паспортными значениями пределов прочности стандартных МПКМ и представим в виде диаграммы на Рисунок 6.

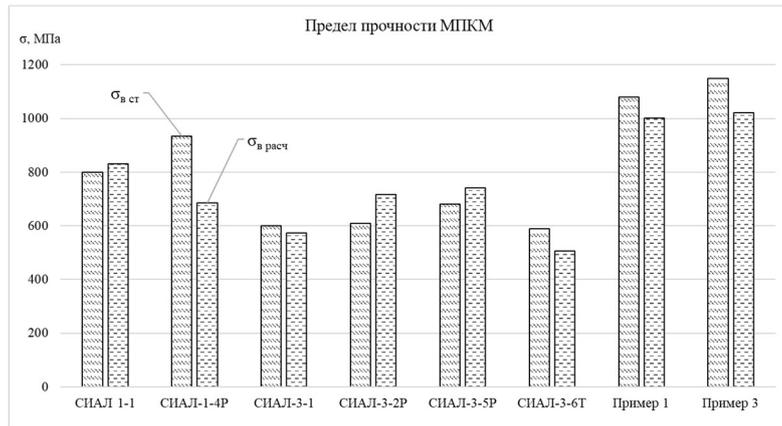


Рисунок 6 – Сравнение паспортных характеристик предела прочности МПКМ с расчетными

Основываясь на результатах исследования, для корректности получения расчетных значений пределов прочности введены коэффициенты $K_{\sigma x}$ и $K_{\sigma y}$ (более подробно в Таблицу 4 диссертации), а формула (4) принимает следующий вид:

$$[\sigma_{B.мПКМ.x}] = K_{\sigma x} \cdot [\bar{\delta}_{me} \cdot n_{me} \cdot \sigma_{me} + \bar{\delta}_0 \cdot (n_0 \cdot \sigma_{11} + n_{90} \cdot \sigma_{22} + 0,25 \cdot n_{45} \cdot \sigma_{11})] \quad (5)$$

$$[\sigma_{B.мПКМ.y}] = K_{\sigma y} \cdot [\bar{\delta}_{me} \cdot n_{me} \cdot \sigma_{me} + \bar{\delta}_0 \cdot (n_{90} \cdot \sigma_{11} + n_0 \cdot \sigma_{22} + 0,25 \cdot n_{45} \cdot \sigma_{11})], \quad (6)$$

где $K_{\sigma x}$ и $K_{\sigma y}$ – коэффициенты корректности значений пределов прочности на растяжение в направлении X и Y соответственно. Так как для стандартных МПКМ дается значение предела прочности в продольном направлении (ось X), то значения коэффициента $K_{\sigma y}$ будут определены после дополнительных исследований.

Получены графические зависимости допускаемых напряжений (Рисунок 7) для произвольных структур МПКМ при растяжении от количества (n_{me}) и толщины (δ_{me}) металлических листов в пакете МПКМ и направления укладки слоев ПКМ.

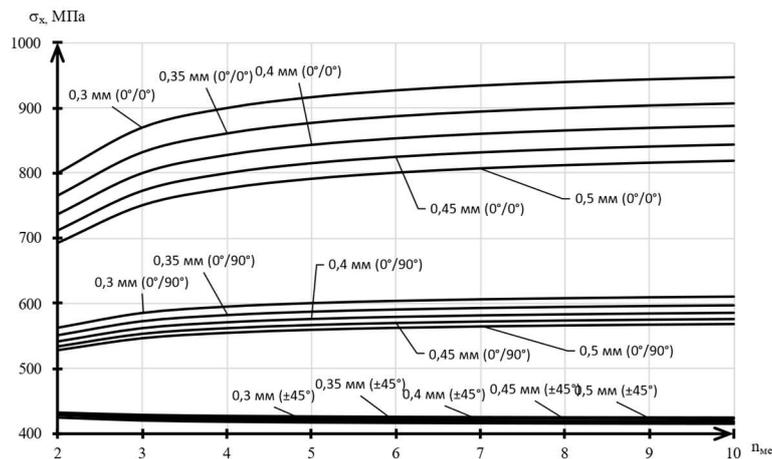


Рисунок 7 – Зависимость предела прочности пакета МПКМ от количества металлических листов в пакете при разных толщинах металлического листа и направления укладки слоев ПКМ

Плотность, удельный вес и удельная прочность МПКМ.

Так как при проектировании конструкций из МПКМ рассматриваются не только известные материалы с их паспортными данными, а также определяется рациональная структура новых материалов, для которых необходимо иметь данные по их механическим характеристикам пакета слоев.

В соответствии с правилом смеси определим расчетную величину плотности МПКМ по данным его компонентов по формуле:

$$\rho_{расч} = \overline{\delta}_{ме} \cdot n_{ме} \cdot \rho_{ме} + \overline{\delta}_0 \cdot n_{пкм} \cdot \rho_{пкм} \quad (7)$$

Проведено сравнение полученных значений плотности с паспортными значениями плотности стандартных МПКМ и представим в виде диаграммы на Рисунке 8.

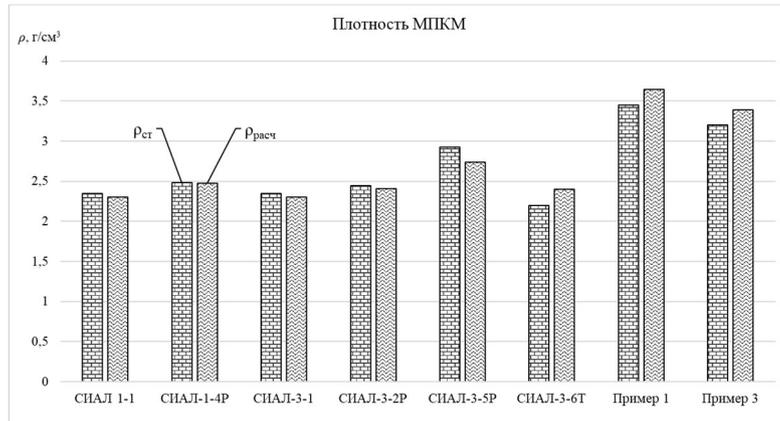


Рисунок 8 – Сравнение паспортных значений плотности МПКМ с расчетными

Основываясь на результатах исследования, для корректности получения расчетных значений плотностей введен коэффициент K_ρ и формула (7) принимает следующий вид:

$$\rho_{мпкм} = K_\rho \cdot \left[\overline{\delta}_{ме} \cdot n_{ме} \cdot \rho_{ме} + \overline{\delta}_0 \cdot n_{пкм} \cdot \rho_{пкм} \right] \quad (8)$$

После выведения формул определения допускаемых напряжений пакета МПКМ и его плотности, определены характеристики удельного веса и удельной прочности пакета МПКМ (Рисунок 9).

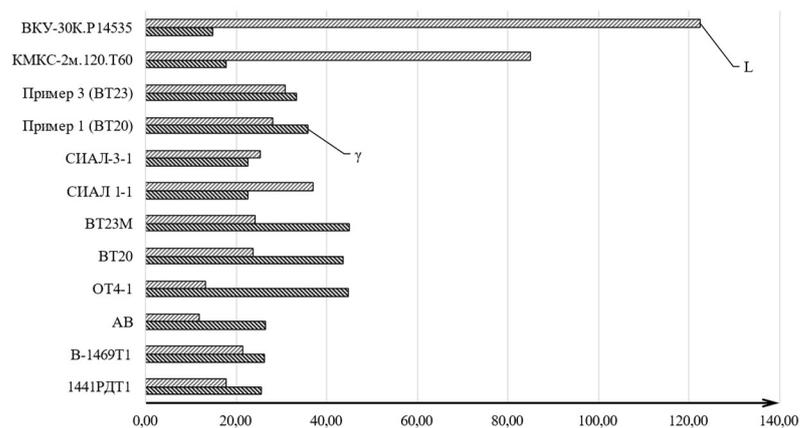


Рисунок 9 – Характеристики удельного веса и удельной прочности пакета МПКМ

Модуль упругости МПКМ. Механические свойства. Модифицированные формулы для проектировочного расчета

Для определения расчетных значений модуля упругости пакета слоев новых материалов воспользуемся модифицированной формулой правила смеси с учётом характеристик металлических листов и стандартных ориентаций слоев ПКМ:

$$[E_{лткмх}] = \sum_{i=1}^n \bar{\delta}_i \cdot E_{xi}, \quad (9)$$

где E_{xi} – паспортные характеристики прочности и упругости i -го слоя в пакете МПКМ в направлении X .

Для сравнения воспользуемся формулой по методике Дудченко А.А., Васильева В.В.:

$$E_{теор} = \frac{\overline{B_{11}} \cdot \overline{B_{22}} - \overline{B_{12}^2}}{\overline{B_{22}}}, \quad (10)$$

где коэффициенты $\overline{B_{pq}}$ находят по следующей формуле:

$$\overline{B_{pq}} = \sum_{j=1}^{n_{me}} (b_{pqj}^{me} \cdot \bar{\delta}_{me}) + \sum_{i=1}^{n_{нкм}} (b_{pqj}^{нкм} \cdot \bar{\delta}_0), \quad (11)$$

а b_{pqj}^{me} и $b_{pqj}^{нкм}$ находятся по формулам (12) - (15) и (16) - (21), соответственно.

Формулы преобразования матрицы жёсткости для слоев из металлических листов в координатах пакета МПКМ ($H/мм^2$):

$$b_{11j}^{me} = b_{22j}^{me} = \bar{E}_{mej} \quad (12)$$

$$b_{12j}^{me} = b_{21j}^{me} = \bar{E}_{mej} \cdot \mu_{mej} \quad (13)$$

$$b_{33j}^{me} = G_{mej} \quad (14)$$

$b_{13j}^{me} = b_{31j}^{me} = b_{23j}^{me} = b_{32j}^{me}$ - определяются по методике Дудченко А.А., Васильева В.В. (15)

Формулы преобразования матрицы жёсткости для слоев из металлических листов в координатах пакета МПКМ ($H/мм^2$):

$$b_{11i}^{нкм} = \bar{E}_{1i} \cdot \cos^4 \varphi_i + 2 \cdot \bar{E}_{1i} \cdot \mu_{12i} \cdot \sin^2 \varphi_i \cdot \cos^2 \varphi_i + \bar{E}_{2i} \cdot \sin^4 \varphi_i + G_{12i} \cdot \sin^2 2\varphi_i \quad (16)$$

$$b_{12i}^{нкм} = b_{21i}^{нкм} = (\bar{E}_{1i} + \bar{E}_{2i} - 4 \cdot G_{12i}) \cdot \sin^2 \varphi_i \cdot \cos^2 \varphi_i + \bar{E}_{1i} \cdot \mu_{12i} \cdot (\sin^4 \varphi_i + \cos^4 \varphi_i) \quad (17)$$

$$b_{22i}^{нкм} = \bar{E}_{1i} \cdot \sin^4 \varphi_i + 2 \cdot \bar{E}_{1i} \cdot \mu_{12i} \cdot \sin^2 \varphi_i \cdot \cos^2 \varphi_i + \bar{E}_{2i} \cdot \cos^4 \varphi_i + G_{12i} \cdot \sin^2 2\varphi_i \quad (18)$$

$$b_{33i}^{нкм} = (\bar{E}_{1i} + \bar{E}_{2i} - 2 \cdot \bar{E}_{1i} \cdot \mu_{12i}) \cdot \sin^2 \varphi_i \cdot \cos^2 \varphi_i + G_{12i} \cdot \cos 2\varphi_i \quad (19)$$

$$b_{13i}^{нкм} = b_{31i}^{нкм} = [(\bar{E}_{1i} \cdot \cos^2 \varphi_i - \bar{E}_{2i} \cdot \sin^2 \varphi_i) - (\bar{E}_{1i} \cdot \mu_{12i} + 2 \cdot G_{12i}) \cdot \cos 2\varphi_i] \cdot \sin \varphi_i \cdot \cos \varphi_i \quad (20)$$

$$b_{23i}^{нкм} = b_{32i}^{нкм} = [(\bar{E}_{1i} \cdot \sin^2 \varphi_i - \bar{E}_{2i} \cdot \cos^2 \varphi_i) + (\bar{E}_{1i} \cdot \mu_{12i} + 2 \cdot G_{12i}) \cdot \cos 2\varphi_i] \cdot \sin \varphi_i \cdot \cos \varphi_i \quad (21)$$

Формулы упругих характеристик пакета МПКМ в координатах пакета МПКМ ($H/мм^2$):

$$B = (\overline{B_{11}} \cdot \overline{B_{22}} - \overline{B_{12}^2}) \cdot \overline{B_{33}} + 2 \cdot \overline{B_{12}} \cdot \overline{B_{13}} \cdot \overline{B_{23}} - \overline{B_{11}} \cdot \overline{B_{23}^2} - \overline{B_{22}} \cdot \overline{B_{13}^2} \quad (22)$$

$$E_x = \frac{B}{\overline{B_{22}} \cdot \overline{B_{33}} - \overline{B_{23}^2}}, \quad E_y = \frac{B}{\overline{B_{11}} \cdot \overline{B_{33}} - \overline{B_{13}^2}}, \quad G_{xy} = \frac{B}{\overline{B_{11}} \cdot \overline{B_{22}} - \overline{B_{12}^2}} \quad (23)$$

Проведено сравнение полученных расчетных значений характеристик пределов прочности с паспортными значениями пределов прочности стандартных МПКМ и представим в виде диаграммы на Рисунке 10.

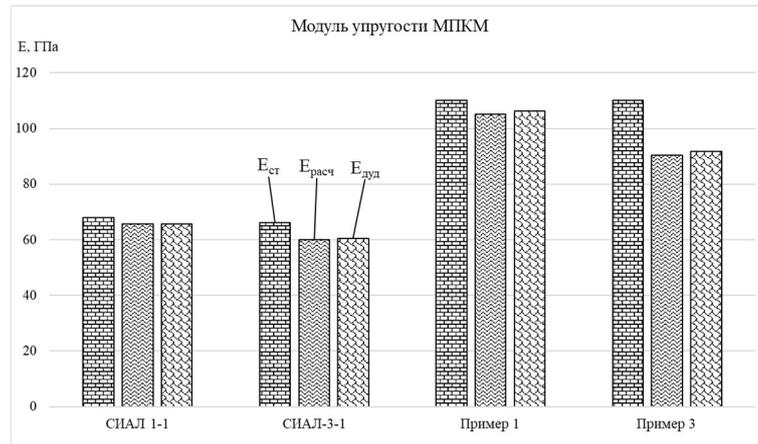


Рисунок 10 – Сравнение паспортных характеристик модуля упругости МПКМ с расчетными

Основываясь на результатах исследования, для корректности получения расчетных значений пределов прочности введены коэффициенты K_{Ex} и K_{Ey} , а формула (9) принимает следующий вид:

$$\left[E_{мпкм x} \right] = K_{Ex} \cdot \left[\overline{\delta}_{me} \cdot n_{me} \cdot E_{me} + \overline{\delta}_0 \cdot (n_0 \cdot E_{11} + n_{90} \cdot E_{22} + 0,25 \cdot n_{45} \cdot E_{11}) \right] \quad (24)$$

$$\left[E_{мпкм y} \right] = K_{Ey} \cdot \left[\overline{\delta}_{me} \cdot n_{me} \cdot E_{me} + \overline{\delta}_0 \cdot (n_{90} \cdot E_{11} + n_0 \cdot E_{22} + 0,25 \cdot n_{45} \cdot E_{11}) \right], \quad (25)$$

где K_{Ex} и K_{Ey} – коэффициенты корректности значений пределов прочности на растяжение в направлении X и Y соответственно. Так как для стандартных МПКМ дается значение предела прочности в продольном направлении (ось X), то значения коэффициента K_{Ey} будут определены после дополнительных исследований.

В третьей главе («Исследование свойств и напряженно-деформированного состояния элементов конструкций из МПКМ») проводятся исследования свойств и напряженно-деформированного состояния элементов конструкций из МПКМ по модели составной конструкции. При этом МПКМ, состоящий из нескольких слоев металла и ПКМ разной ориентации, представляется как модель составной конструкции (Рисунок 11), состоящая из двух элементов: металла и ПКМ.

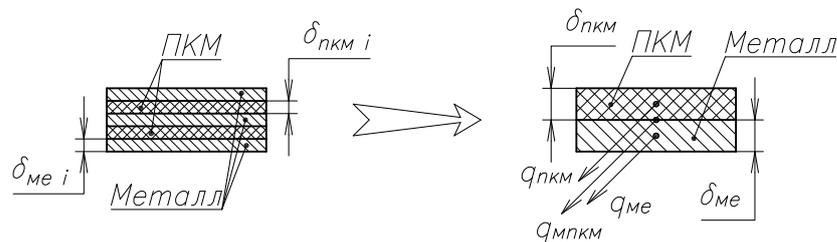


Рисунок 11 – МПКМ как модель составной конструкции

Толщина элемента из металла равна сумме толщин из металла МПКМ. Толщина элемента из ПКМ также равна сумме толщин ПКМ из МПКМ, а модуль упругости элемента определяется по модифицированным формулам.

По модели изучалось распределение усилий между слоями в пакете МПКМ, а также определение напряжений в каждом слое. Для выяснения несущих свойств металлических и ПКМ слоев в составе пакета МПКМ определены потоки нормальных усилий, воспринимаемые отдельно этими слоями. В соответствии с

условием совместной деформации слоев в МПКМ, т.е. когда $\varepsilon_{мпкм} = \varepsilon_{пкм} = \varepsilon_{ме}$, получим выражения для потоков в виде:

$$q_{ме} = \frac{\sum \delta_{ме} \cdot n_{ме} \cdot E_{ме}}{\sum \delta_i \cdot n_i \cdot E_i} \cdot q_{пр\ расст} \quad (26)$$

$$q_{пкм} = \frac{\sum \delta_{пкм\ j} \cdot n_{пкм\ j} \cdot E_{пкм\ j}}{\sum \delta_i \cdot n_i \cdot E_i} \cdot q_{пр\ расст}, \quad (27)$$

Результаты вычислений предельных потоков нормальных усилий и доли потоков в процентах от общего потока, воспринимаемых слоями, представлены на Рисунке 12. Видно, что металлические листы в пакете МПКМ воспринимают значительно большую нагрузку, чем слои из ПКМ.

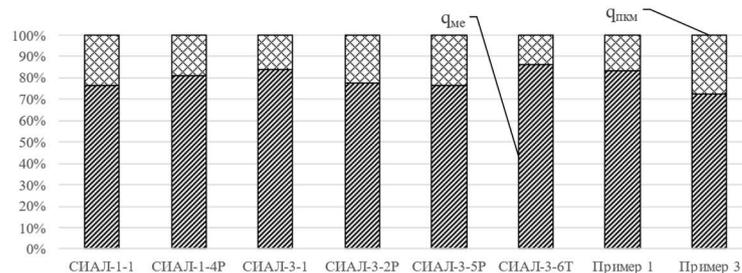


Рисунок 12 – Распределение потока сил в МПКМ между металлом и ПКМ

Фрагмент стрингерной панели крыла самолета, в которой обшивка выполнена из МПКМ и подкреплена стрингером из металла также рассматривается как модель составной конструкции из двух элементов разного материала. Один элемент – это обшивка из МПКМ разной структуры при толщине $\delta_{обш}$ и ширине, равной шагу стрингеров. Второй элемент из материала стрингера имеет толщину $\delta_{мет}$, которая получается, если площадь стрингера распределить равномерно вдоль обшивки на шаге стрингеров, т.е. стрингеры как бы «размазываются» по всей ширине фрагмента панели, аналогично модели составной конструкции. Такая упрощающая операция позволяет перейти от анализа фрагмента стрингерной панели к гладкой двухслойной пластине из разных материалов (Рисунок 13).

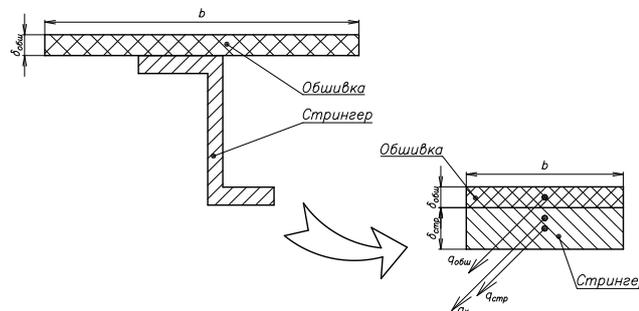


Рисунок 13 – Конструктивный вариант составного элемента сборной панели крыла самолета

Для оценки несущих свойств фрагмента стрингерной панели с обшивкой из МПКМ и стрингера из металла, работающего в зоне растяжения, рассмотрена методика расчета НДС и разрушающей нагрузки. На Рисунке 14 показаны зависимости запасов прочности $\eta_{стр}$ элементов из металла в составе смешанной

конструкции для разных марок МПКМ от количества слоев металлических листов в пакете МПКМ. Видно, что запас прочности элемента из металла $\eta_{стр}$ увеличивается для всех марок МПКМ и всегда больше единицы. Также можно увидеть, что при практически равных предельных деформациях у разных металлов, коэффициенты запасов прочности элементов практически совпадают, как для самих элементов из металла (Рисунок 14, а: ОТ-4 и Д19АТ), так и для элементов из МПКМ (Рисунок 14, б: ОТ-4 и Д19АТ) при этих самых элементах из металла.

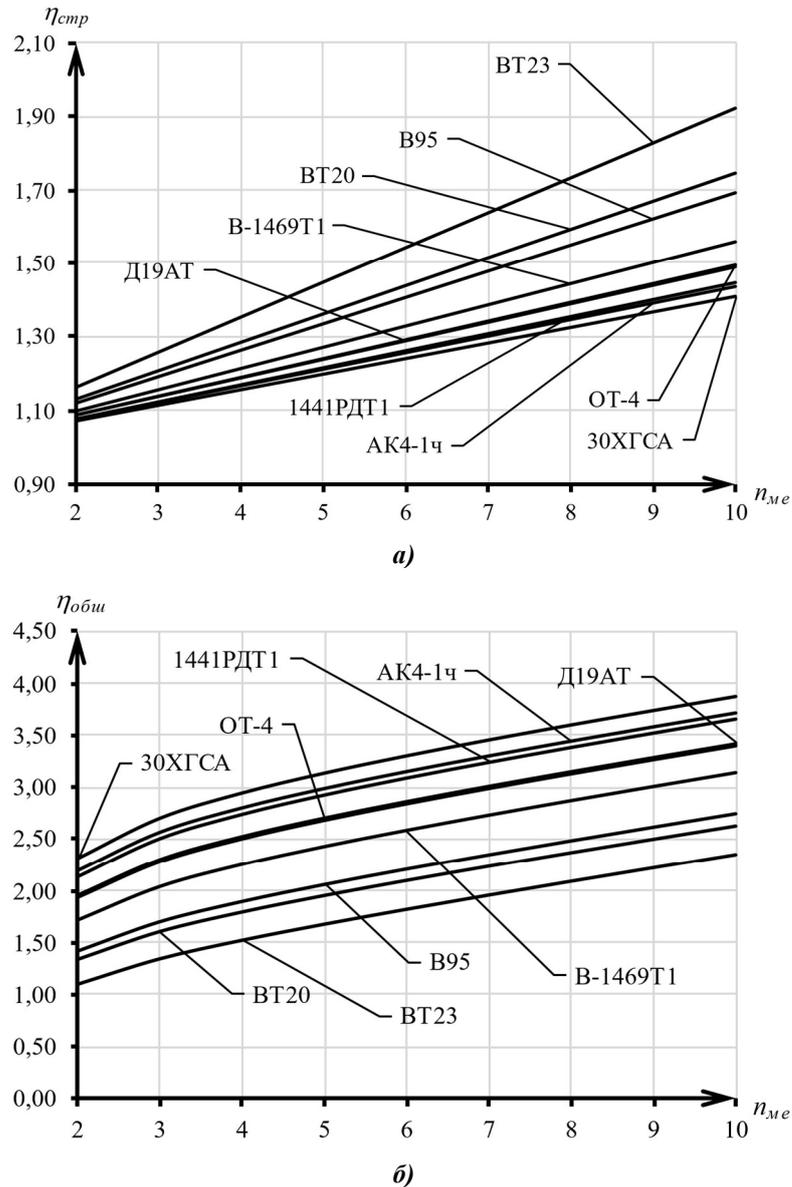


Рисунок 14 – Зависимость запасов прочности в сборной панели от количества слоев металла в МПКМ: а) для элемента из металла; б) для элемента из МПКМ

В данной главе рассмотрена также панель, в которой обшивка и стрингеры разного сечения выполнены полностью из МПКМ. Определены несущие свойства и предельные размеры и шаг стрингеров по условию местной потери устойчивости.

В четвертой главе («Методика проектирования стрингерной панели крыла самолета из МПКМ») формируется модифицированная методика проектирования стрингерной панели крыла самолета, выполненной с применением

элементов из МПКМ. Выполнен пример расчета фрагмента стрингерной панели крыла по модифицированной методике.

Постановка задачи рационального проектирования стрингерной панели

Математическая постановка задачи может быть представлена в следующем виде:

минимизировать:

$$m = \Phi(\{X^n\}) \rightarrow \min \quad (28)$$

определив рациональные параметры:

$$\alpha = \{X_1^n; X_2^n; \dots; X_i^n; \dots\} \rightarrow \text{рац} \quad (29)$$

при ограничениях:

$$a_i \leq X_i^n \leq b_i, (i=1,2,\dots,n) \quad (30)$$

$$g_k(X_i^n) \geq 0, (k=1,2,\dots,m) \quad (31)$$

где α – вектор-решение, компонентами которого являются параметры панелей крыла из МПКМ ($X_1^n; X_2^n; \dots; X_i^n; \dots; X_n^n$).

m – целевая функция массы панелей, определяется общими проектными параметрами панелей $\{X^n\}$ и ограничениями проектных параметров.

a_i, b_i – нижние и верхние пределы изменения проектных параметров;
 $g_k(X_i)$ – ограничения.

Проектными параметрами панелей крыла из МПКМ для регулярной зоны конструкции являются: толщина обшивки из МПКМ, количество, площадь и шаг стрингеров, выполненных из металла и МПКМ, ориентация укладки слоев ПКМ в обшивке и в стрингерах, приведенная толщина панели (Рисунок 15).

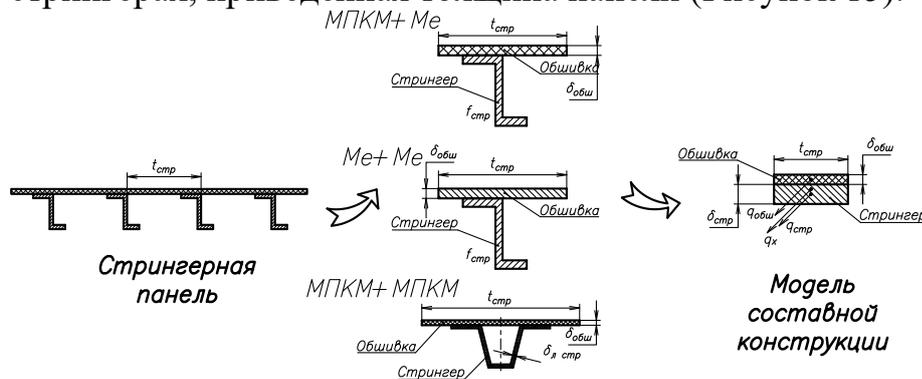


Рисунок 15 – Конструктивно-технологические варианты элементов панели

Определение параметров пакета МПКМ

Структура пакета МПКМ имеет типовое строение для любых его составляющих материалов и формируется по следующим принципам:

- 1) Внешние слои пакета МПКМ должны заканчиваться тонкими металлическими листами.
- 2) Каждая прослойка ПКМ состоит из двух монослоев.

При проектировании элементов конструкции из МПКМ задаем следующие три основных направления укладки слоев ПКМ в пакете: $0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ$. При этом исходим из того, что слои ПКМ с перекрестной укладкой под углом $\pm 45^\circ$ и слои из

металлических листов придают элементу большую прочность и жесткость на сдвиг и увеличивают его критическое усилие местной потери устойчивости при сжатии. Слои же ПКМ с направлением укладки 0° и 90° и слои из металлических листов берут на себя осевые усилия растяжения-сжатия в соответствующих им направлениях, обеспечивая элементам необходимую прочность и изгибную жесткость для предотвращения общей потери устойчивости панели. А слои из металлических листов придают элементу большую прочность и жесткость на сдвиг и увеличивают его критическое усилие местной потери устойчивости при сжатии, а также берут на себя осевые усилия растяжения-сжатия.

Методика проектирования подкрепленных стрингерных панелей

Блок-схема методики проектирования панелей представлена на Рисунке 16.

При создании модифицированной методики проектирования панели с элементами из МПКМ использованы положения из методик при определении характеристик пакета и расчете на прочность и устойчивость панелей из ПКМ, представленные в работах Дудченко А.А., Карпова Я.С., а также положения методики расчета панелей из металла на прочность и устойчивость, представленные в работах Ендогура А.И., Кана С.Н., Лизина В.Т. В методике используются как аналитические методы, так и методы, основанные на МКЭ. Блоки МП-2 «Определение проектных параметров панели» и МП-3 «Выбор допустимых расчетно-разрушающих напряжений» реализованы непосредственно автором.

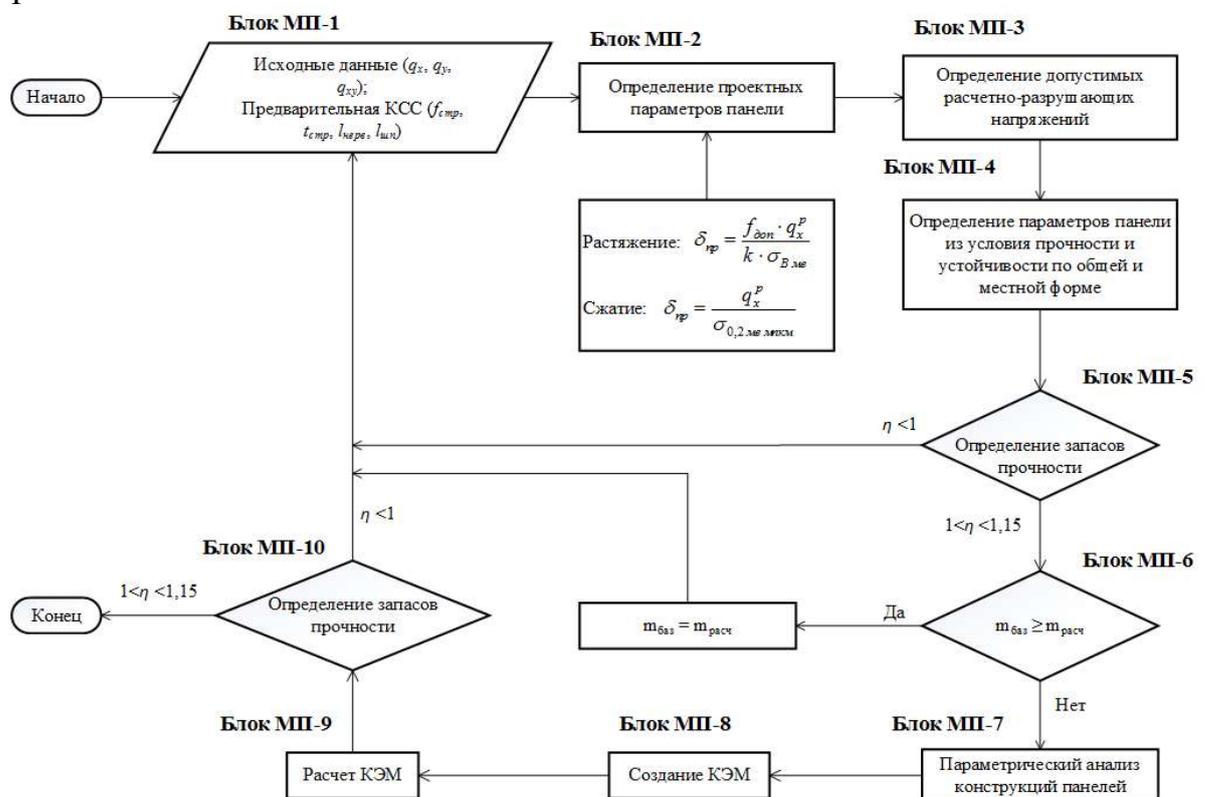


Рисунок 16 – Блок-схема методики проектирования панелей из МПКМ

Блок МП-1. Исходными данными при проектировании конструкции стрингерной панели являются потоки нормальных и касательных сил q_x , q_y , q_{xz} , давление p по панели и конструктивно-силовая схема (КСС) панели.

Блок МП-2. Определение проектных параметров панели. Более подробно данный блок расписан в параграфе 4.3.1 диссертации.

Блок МП-3. Определение допускаемых расчетно-разрушающих напряжений. Более подробно данный блок расписан в параграфе 4.3.2 диссертации.

Блок МП-4. Определение параметров панелей из условия прочности, устойчивости по общей и местной форме и изгибу. Более подробно данный блок расписан в параграфе 4.3.3 диссертации.

Блок МП-5. На данном этапе определяются запасы прочности спроектированных элементов конструкции. Если запас прочности не удовлетворяет поставленному условию, то возвращаемся в блок МП-1, где корректируются исходные данные.

Блок МП-6. При первом варианте конструкции ее масса принимается за базовую ($m_{баз}$). При последующих вариантах проверяется условие $m_{баз} \geq m_{расч}$. Если условие выполняется, то $m_{баз} = m_{расч}$ и возвращаемся в блок МП-1, где корректируются исходные данные.

Блоки с МП-7 по МП-9. Данные этапы выполняются в отделе прочности. Если спроектированная конструкция по результатам расчета КЭМ имеет запас прочности меньше 1 или больше 1,15, то конструкция возвращается конструктору на перепроектирование в блок МП-1.

Определение проектных параметров панели (Блок МП-2)

Принимается, что действующие на пакет обшивки продольные и поперечные усилия полностью воспринимаются металлическими листами и слоями ПКМ с укладкой в направлениях 0° и 90° , а сдвигающие усилия – металлическими листами и слоями ПКМ с направлением укладки $\pm 45^\circ$. Потребную по прочности приведенную (суммарную) толщину пакета МПКМ определяем через суммарную толщину металла в пакете по следующим соотношениям:

$$\delta_{пр} = \frac{f_{доп} \cdot q_{расч}}{[\sigma_{мпкм}]}, \quad (32)$$

где

$$[\sigma_{мпкм}] = \begin{cases} k_1 \cdot k_2 \cdot \sigma_{в.ме.мпкм} & \text{– при растяжении} \\ \sigma_{0,2.ме.мпкм} & \text{– при сжатии} \end{cases} \quad (33)$$

$f_{доп}$ – дополнительный коэффициент безопасности для слоистых материалов; $q_{расч}$ – расчетный поток нормальных сил сжатия или растяжения, действующий на панель; $\sigma_{в.ме.мпкм}$ – предел прочности металлического листа; $\sigma_{0,2.ме.мпкм}$ – предел текучести металлического листа в составе пакета МПКМ, k_1 – коэффициент ослабления сечения, k_2 – коэффициент концентрации напряжений при наличии отверстий.

Для предварительных расчетов принимаем $k_1=0,9$. Композитные клеевые препреги, входящие в состав МПКМ, имеют меньшую чувствительность к концентрации напряжений, чем алюминиевые сплавы, поэтому для предварительных расчетов принимаем для обшивки из МПКМ $k_2=0,95$.

Так как предел текучести МПКМ примерно равен пределу текучести металла в его составе, то вычисление приведенной толщины панели при сжатии будет определяться по пределу текучести металлического листа в пакете МПКМ.

Распределение приведенной толщины панели между обшивкой и стрингером определяется следующим выражением:

$$\delta_{np} = \delta_{обш} + \frac{f_{cmp}}{t_{cmp}} \quad (34)$$

Задаемся соотношением приведенной толщины обшивки и площади стрингера от приведенной толщины панели:

$$\delta_{обш np} = k_q \cdot \delta_{np} \quad (35)$$

$$f_{cmp} = (1 - k_q) \cdot \delta_{np} \cdot t_{cmp}, \quad (36)$$

где k_q – коэффициент распределения потока усилий между обшивкой и панелью и $k_q=0,4..0,6$ (задается конструктором). Например, если $\delta_{обш np}=0,6 \cdot \delta_{np}$, выражение для площади стрингера принимает вид:

$$f_{cmp} = 0,4 \cdot \delta_{np} \cdot t_{cmp} \quad (37)$$

Подбираем стрингер, удовлетворяющий результатам расчета.

Определяем количество слоев из металлических листов и слоев ПКМ с ориентацией $0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ$:

$$n_{me} = 0,5 \cdot \left(\frac{\delta_{обш np}}{\delta_{me}} + 1 \right); n_{ккм} = 2 \cdot (n_{me} - 1) \quad (38)$$

Определение допустимых расчетно-разрушающих напряжений (блок МП-3)

Для основных силовых элементов конструкции планера самолета вводятся критерии прочности, по которым проводится оценка уровня расчетных напряжений σ_p , полученных из расчетов общей прочности. Например, в качестве таких критериев для конструкции обшивки крыла и фюзеляжа могут рассматриваться следующие условия.

Растянутая зона – $\sigma_p \leq [\sigma]$, где $[\sigma]$ – задается исходя из требований статической прочности, долговечности и живучести, воздействию температуры, возможных повреждений как технологического характера, так и возникающих в эксплуатации.

Сжатая зона – не допускается ни общая, ни местная потеря устойчивости вплоть до уровня расчетных нагрузок $\sigma_p \leq \sigma_{кр}$. Отметим, что в сжатых зонах алюмопластики менее эффективны из-за худших характеристик потери устойчивости и вероятности расслоения.

Определение параметров панелей из условия прочности, устойчивости по общей и местной форме и изгибу (блок МП-4)

Подбор конструктивных параметров элементов стрингерной панели производится итерационным методом. Итерационный процесс идет в направлении приведения всех коэффициентов запаса прочности и устойчивости элементов конструкции к величине, близкой к единице, но не меньше единицы. Толщину элементов панели, выбирают из условия обеспечения прочности и недопущения

местной формы потери устойчивости, а высоту элементов – из условия недопущения общей потери устойчивости панели. После вычисления всех коэффициентов запаса прочности производится уточнение конструктивных параметров по следующим критериям:

- а) запас прочности по нормальным напряжениям – изменение количества слоев металлических листов в пакете МПКМ или изменение толщины во всех элементах панели;
- б) запас прочности по касательным напряжениям – изменение количества перекрестных ($\pm 45^\circ$) слоев ПКМ или количества слоев металлических листов в обшивках панелей;
- в) запас общей устойчивости стрингерной панели – изменение высоты стрингера;
- г) запас местной устойчивости обшивочного элемента – изменение количества поперечных (90°) слоев ПКМ или количества слоев металлических листов в обшивке.

Фрагмент стрингерной панели крыла для проектирования из МПКМ

В качестве панели прототипа выбрана верхняя панель центроплана самолета Ту-204, которая проектируется из условия максимальной несущей способности по сжатию при минимальном весе.

Для разработки конструктивно-силовой схемы слоистой гибридной панели (Рисунок 17) был использован сравнительный анализ напряженно-деформируемого состояния типового фрагмента панели прототипа, фрагмента слоистой гибридной панели и фрагмента стрингерной панели из МПКМ. Сравнительный анализ напряженно-деформируемого состояния проводился методом конечных элементов. Построена конечно-элементная модель фрагмента стрингерной панели крыла из МПКМ. В качестве материала обшивки стрингерной панели из МПКМ в расчете принят алюмокомпозит класса СИАЛ, а в качестве материала стрингеров – прессованные профили из Al-Li сплава В-1469Т1.

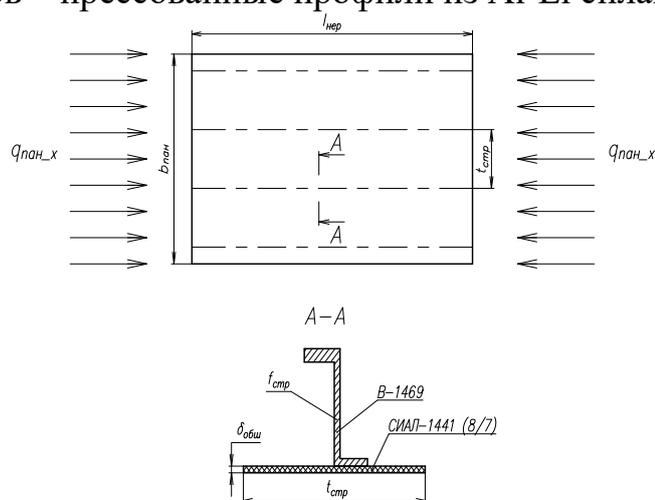


Рисунок 17 – Конструктивно-силовая схема слоистой гибридной панели крыла

Для упрощения построения и расчета конечно-элементной модели панели прототипа был взят фрагмент, представляющий собой четырехстрингерную панель размером $455,5 \times 600$ мм.

Расчет несущей способности слоистых гибридных панелей на сжатие провели на основе методики расчета панелей из металлических материалов, при этом механические характеристики обшивки были приняты как для алюмопластика класса СИАЛ, и обшивка рассматривалась, как монолитный материал.

Потерю устойчивости стрингера с присоединенной обшивкой определяли, как потерю устойчивости шарнирно-опертого стержня, длина которого равна расстоянию между соседними нервюрами. При этом учитывалась потеря устойчивости обшивки между стрингерами, местная форма потери устойчивости отдельных полок стрингера, общая форма потери устойчивости стрингера с присоединенной обшивкой.

Основываясь на свойствах обшивки из МПКМ типа алюмопластик класса СИАЛ-1441 (8/7) и свойствах прессованного профиля из сплава В-1469Т1, проведены расчеты несущей способности панели четырехстрингерного образца (Рисунок 18) из фрагмента стрингерной панели из МПКМ.

Окончательный вариант стрингера для слоистой гибридной панели приведен на Рисунке 19 (а).

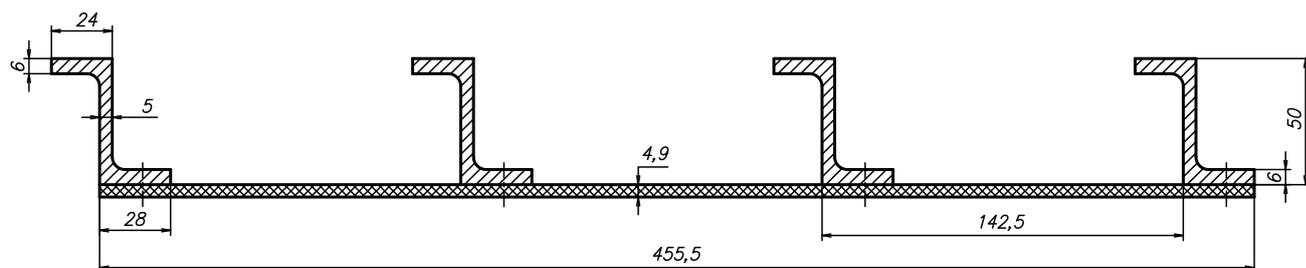


Рисунок 18 – Схема четырехстрингерного конструктивно-подобного образца слоистой гибридной панели

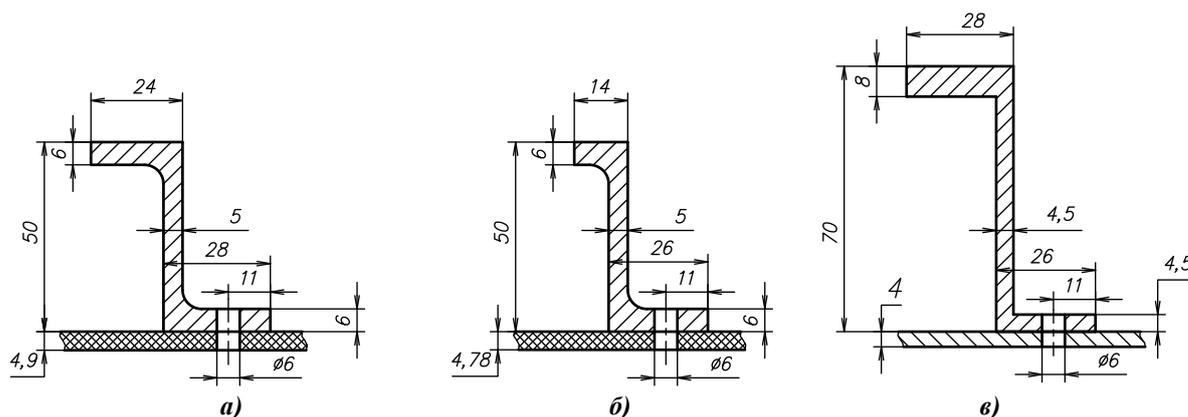


Рисунок 19 – Геометрия стрингеров: а) для оценки весовой эффективности стрингерной панели с обшивкой из СИАЛа; б) для оценки весовой эффективности применения гибридной обшивки (ВИАМ); в) для расчета панели прототипа из сплава В950чТ2

На Рисунке 20 показано деформированное состояние четырехстрингерного конструктивно-подобного образца из слоистой гибридной панели и спроектированной панели в момент потери устойчивости, а в Таблице 1 сведены результаты сравнения фрагментов панели.

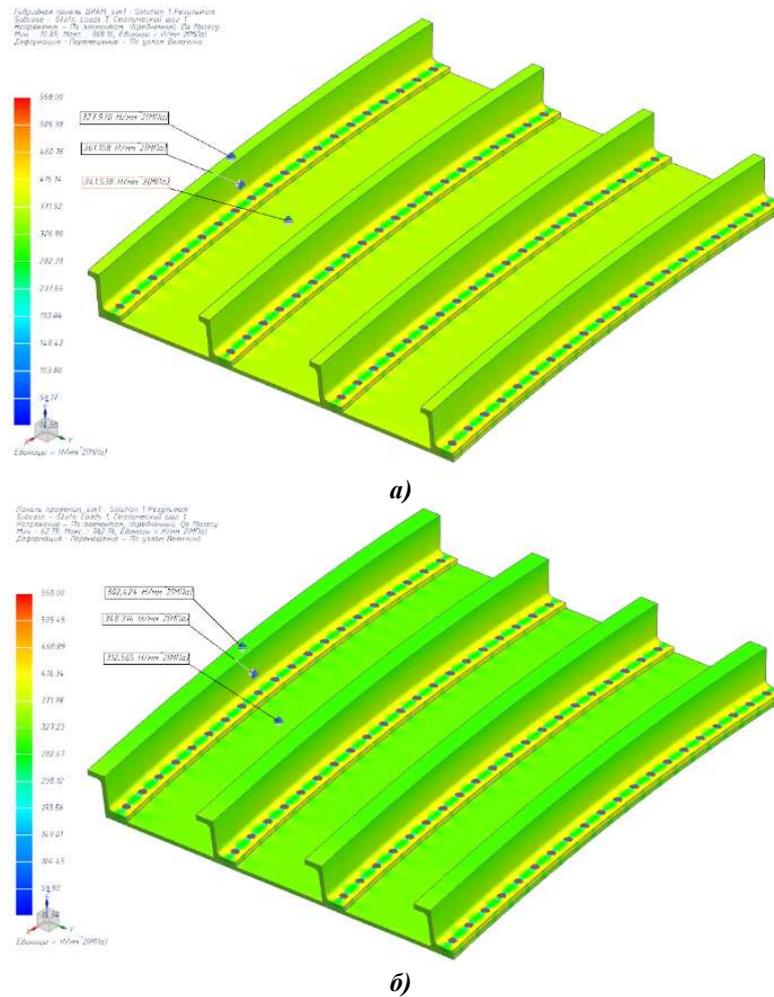


Рисунок 20 – Напряженно-деформированное состояние при потере устойчивости четырехстрингерного конструктивно-подобного образца: а) Гибридная панель ВИАМ; б) Пример

Предложенная методика позволяет определить рациональные конструктивные параметры стрингерных панелей, выполненных частично или полностью из МПКМ, по критерию минимума массы и достигнутые значения величин снижения массы стрингерной панели по отношению к базовой варьируется до **12%** (Таблица 1). В исследовании показано, что диапазон достигаемого эффекта от оптимизации при использовании такой методики будет тем больше, чем больше альтернатив КТС проанализировано.

Таблица 1 – Масса 1 п/м элемента панели прототипа

Панель	Конструкция	Материал	ρ , г/см ³	F, мм ²	m, кг/м	m _{эл} , кг/м	$\Delta m_{эл}$, %
Панель Ту-204	Обшивка	В95очТ2	2,85	570,00	1,625	3,357	-
	Стрингер			607,75	1,732		
Гибридная панель ВИАМ	Обшивка из слоистого гибридного материала	Лист 1,5 мм В-1469Т1 + стеклопластик + СИАЛ-1-1Р (3/2) + стеклопластик + лист 1,5 мм В-1469Т1	2,45	681,15	1,669	2,977	11,3
	Стрингер	Прессованный профиль В-1469Т1	2,67	490	1,308		
Пример	Обшивка из алюмокомпозита	СИАЛ-1441 (8/7)	2,25	698,25	1,571	2,953	12
	Стрингер	Прессованный профиль В-1469Т1	2,67	517,45	1,382		

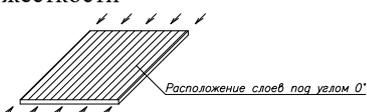
Проведен анализ при помощи КЭМ спроектированного фрагмента стрингерной панели по разработанной методике проектирования. Результаты вычислений для обшивок, полученных аналитическим путем, показывают отклонение от результатов КЭМ меньше 1% (Таблица 2), а для стрингеров – до 20%. Столь большое отклонение результатов обусловлено изгибом стрингера при сжатии.

Таблица 2 – НДС панелей

Панель	Конструкция	$\sigma_{кэ},$ МПа	$\sigma_{расч},$ МПа	$\Delta\sigma,$ %
Гибридная панель ВИАМ	Обшивка из слоистого гибридного материала	341,538	343,87	0,68
	Стрингер	344,564	394,44	12,64
Пример	Обшивка из алюмокомпозитного материала	312,565	312,03	0,17
	Стрингер	325,369	405,11	19,69

В пятой главе («Технологические аспекты и рекомендации по проектированию стрингерных панелей из МПКМ») дается общее описание технологических особенностей, рекомендаций и конструктивно-технологических требований, которые следует учитывать на этапе проектирования конструкции. Среди технологических особенностей рассматриваются технология изготовления МПКМ, соединение элементов конструкции из МПКМ и способы механической обработки МПКМ. В качестве рекомендаций предлагаются варианты укладки слоев под определенный тип действующей нагрузки (Таблица 3). Обязательные и желательные условия, которые предъявляются к структуре МПКМ с точки зрения технологии и конструкции, указываются в качестве конструктивно-технологических требований.

Таблица 3 – Общие рекомендации по выбору типовых укладок

№	Требование	Обоснование
1	Для элементов конструкции, преимущественно работающих в условиях одноосного растяжения-сжатия (панели, обшивки, пояса и т.п.), рекомендуется укладка ПКМ с процентным содержанием волокон близким к следующему: $0^\circ - 100\%$; $\pm 45^\circ$ и $90^\circ - 0\%$;	Обеспечение наибольшей прочности и жесткости  Расположение слоев под углом 0°
2	Для элементов конструкции, преимущественно работающих на восприятие сдвиговых нагрузок (боковые панели фюзеляжа, продольные стенки, стенки нервюр, лонжеронов и т.п.), рекомендуется укладка ПКМ с процентным содержанием волокон близким к следующему: $\pm 45^\circ - 100\%$; 0° и $90^\circ - 0\%$;	1) Для эффективно работы на сдвиг 2) Обеспечение наибольшей прочности и жесткости  Расположение слоев под углом $\pm 45^\circ$
3	Для элементов конструкции, преимущественно работающих в условиях сложного напряженного состояния, рекомендуется укладка близкая к ортогональной: $0^\circ - 50\%$; $\pm 45^\circ - 0\%$; $90^\circ - 50\%$;	1) Обеспечение равномерной загрузки слоев по толщине 2) Обеспечение наибольшей прочности и жесткости 3) Повышение уровня допустимых напряжения смятия  Расположение слоев под углом $0^\circ, 90^\circ$

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработана методика проектирования элементов конструкции крыла пассажирского самолета из металлополимерного композиционного материала.

В диссертационной работе получены следующие основные результаты, обладающие научной новизной и практической ценностью:

1. Анализ научных работ показал, что для изучения структуры и свойств МПКМ при выборе конструктивных параметров панелей, влияющих на несущую способность, целесообразно рассматривать МПКМ как модель составной конструкции.
2. Установлено, что с увеличением количества слоев из металлических листов, допускаемые напряжения растяжения-сжатия МПКМ с укладкой слоев $\pm 45^\circ$ уменьшаются на $\approx 1\%$, а с укладкой слоев 0° и $0^\circ/90^\circ$ – увеличиваются на $\approx 10-14\%$.
3. На основании проведенных исследований характеристик прочности и прогибов от изгиба давлением установлено, что допускаемые напряжения сдвига у МПКМ выше, чем у ПКМ в $\approx 1,7$ раза. А работа обшивок МПКМ на изгиб хуже, чем у металлических обшивок. Величина прогиба обшивки из МПКМ больше величины прогиба металлической обшивки в $\approx 1,4-1,5$ раза.
4. Разработана методика проектирования элементов конструкции крыла пассажирского самолета из МПКМ. Введены формулы для определения требуемой структуры пакета МПКМ под заданную нагрузку, а именно: формулы определения приведенной толщины панели и определения количества слоев в произвольном пакете.
5. Даны рекомендации по проектированию элементов конструкции планера самолета с учетом технологии изготовления и сборки из МПКМ. Приведены обязательные и желательные требования по укладке слоев для регулярной зоны, даны рекомендации по выбору типовых укладок в зависимости от нагружения.

Использование разработанной методики позволит *сократить сроки проектирования конструкций, выполненных с применением МПКМ.*

Список работ, опубликованных по теме диссертации

Основное содержание диссертации отражено в следующих публикациях.

Научные статьи в журналах, рекомендованных ВАК для публикации результатов диссертации на соискание ученой степени кандидата технических наук:

Печенюк В.С., Попов Ю.И. Концептуальное проектирование конструкции крыла или фюзеляжа магистрального самолета из металлополимерных композиционных материалов // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – №64. – 2021. – С. 74-82.

Печенюк В.С., Попов Ю.И., Моисеева И.С. Оценка несущей способности составной конструкции самолета, состоящей из металлополимерного

композиционного материала и классического металла // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – №67. – 2021. – С. 85-95.

Прочие публикации по тематике диссертационной работы

1. Печенюк В.С. Технологические особенности и ограничения при конструировании агрегатов планера самолета, выполненных из СИАЛа // XLV Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения - 2019». Москва. Тезисы. – М.: МАИ, 2019. – С. 69-70.

2. Печенюк В.С., Попов Ю.И. Применение алюмокомпозитов в конструкции самолета // 18-я Международная конференция «Авиация и космонавтика - 2019». Москва. Тезисы. – М.: Издательство «Перо», 2019. – С. 28-29.

3. Печенюк В.С. Обшивка фюзеляжа пассажирского самолета из алюмокомпозита // XLVI Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения - 2020». Москва. Тезисы. – М.: МАИ, 2020. – С. 82-83.

4. Печенюк В.С., Попов Ю.И. Применение в авиации металлополимерных композиционных материалов на основе титанового сплава // 19-я Международная конференция «Авиация и космонавтика - 2020». Москва. Тезисы. – М.: Издательство «Перо», 2020. – с. 27-28.

5. Печенюк В.С. Определение структуры металлополимерного композиционного материала для обшивки стрингерной панели // XLVII Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения - 2021». Москва. Тезисы. – М.: Издательство «Перо», 2021. – С. 57-58.

6. Печенюк В.С., Попов Ю.И. Оценка несущей способности составной конструкции самолета, состоящей из металлополимерного композиционного материала и классического металла // 20-я Международная конференция «Авиация и космонавтика - 2021». Москва. Тезисы. – М.: Издательство «Перо», 2021. – С. 57-59.

7. Печенюк В.С. Проектирование элементов конструкции планера самолета из металлополимерных композиционных материалов // XLVIII Международная молодёжная научная конференция «Гагаринские чтения - 2022». Москва. Тезисы. – М.: Издательство «Перо», 2022. – С. 43-44.