

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» МАИ (НИУ)

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»

Диссертация на соискание
ученой степени кандидата технических наук

Научный руководитель –
кандидат технических наук, доцент
Попов Юрий Иванович

Москва – 2023

Оглавление

Введение.....	5
Глава 1 Анализ проблемы, обзор литературы, цель и постановка задач исследования.....	11
1.1 Металлополимерный композиционный материал – новый конструкционный материал элементов планера самолета	11
1.2 Обзор литературы по развитию и изучению свойств МПКМ.....	15
1.2.1 История развития нового авиационного материала GLARE.....	15
1.2.2 Компоненты, строение, технологические параметры и ключевые характеристики МПКМ	17
1.2.3 Вопросы проектирования элементов конструкций планера самолета из МПКМ	20
1.2.4 Экспериментальные исследования	24
1.3 Элементы конструкции планера самолета из МПКМ.....	26
1.4 Заключение по главе 1. Постановка цели и задач	28
Глава 2 Исследование свойств и напряженно-деформированного состояния МПКМ	30
2.1 Элементы конструкции крыла из МПКМ	30
2.2 Факторы, влияющие на минимальный вес конструкции.....	31
2.3 Исследование характеристик МПКМ.....	33
2.3.1 Характеристики прочности МПКМ при растяжении. Допускаемые напряжения.	34
2.3.2 Плотность, удельный вес и удельная прочность МПКМ.	36
2.3.3 Модуль упругости МПКМ. Механические свойства	38
2.3.4 Характеристики прочности МПКМ на сдвиг. Допускаемые напряжения	40
2.4 Прочность МПКМ при разных конструктивных параметрах	41
2.5 Заключение по главе 2	45
Глава 3 Исследование свойств и напряженно-деформированного состояния элементов конструкций из МПКМ.....	47

3.1	Распределение усилий между слоями.....	47
3.2	Местная устойчивость элементов конструкции из МПКМ.....	48
3.2.1	Местная потеря устойчивости стрингера из МПКМ уголкового сечения	48
3.2.2	Местная потеря устойчивости стрингера из МПКМ таврового сечения с присоединенной обшивкой	50
3.2.3	Местная потеря устойчивости обшивки из МПКМ между стрингерами	51
3.2.4	Местная потеря устойчивости обшивки из МПКМ при разных конструктивных параметрах с учетом связующего	52
3.3	Несущие свойства МПКМ в стрингерной панели	54
3.4	Нагружение обшивки МПКМ давлением.....	68
3.5	Заключение по главе 3	72
Глава 4 Методика проектирования стрингерной панели крыла самолета из МПКМ		
4.1	Постановка задачи	74
4.2	Формирование структуры многослойного пакета МПКМ.....	76
4.3	Методика проектирования подкрепленных стрингерных панелей	81
4.3.1	Определение проектных параметров панели	86
4.3.2	Определение допускаемых расчетно-разрушающих напряжений	89
4.3.3	Определение параметров панелей из условия прочности, устойчивости по общей и местной форме и изгибу.....	93
4.4	Фрагмент стрингерной панели крыла для проектирования из МПКМ	100
4.5	Пример расчета фрагмента стрингерной панели крыла из МПКМ при сжатии.....	105
4.6	Заключение по главе 4	123
Глава 5 Технологические аспекты и рекомендации по проектированию стрингерных панелей из МПКМ.....		
		124

5.1	Технология изготовления и сборка конструкций агрегатов самолета, выполненных из МПКМ.....	124
5.2	Рекомендации по проектированию конструкции из алюмостеклопластика.....	129
5.2.1	Методика формирования пакета слоев деталей из МПКМ	129
5.2.2	Общие ограничения и требования по изготовлению	133
	Заключение	134
	Список сокращений и условных обозначений.....	136
	Список литературы	138

Введение

Вся история цивилизации пронизана стремлением человека к открытиям, поиску новых миров. Поэтому любое достижение воздухоплавания и освоения космоса становилось достижением всего человечества. «Через тернии к звездам» – крылатая фраза, но путь к этой крылатости многотруден и опасен. Увеличение 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. Так как алюминиевые сплавы являются самыми востребованными материалами в авиации, то и по сей день уделяется большое внимание усовершенствованию имеющихся алюминиевых сплавов и созданию новых типов. Одним из таких новых типов сплавов является алюминий-литиевый сплав, но в конструкции современных планеров в мировой практике также нашли применение композиционные материалы и наиболее широко – полимерные композиционные материалы (ПКМ). Алюминий внедрили в конструкцию летательного аппарата (ЛА) как основной конструкционный материал около века назад. Он достаточно легкий, дешевый и прост в обработке. Композиционные материалы стали использовать гораздо позже, так как они 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 самолеты, в конструкции которых применен 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.

Актуальность темы исследования

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

Степень разработанности темы

Металлополимерные композиционные материалы применяются в авиационных конструкциях с 1950-х годов [1-5]. Разработке и исследованию структуры и состава МПКМ посвящены работы Каблова Е.Н., Антипова В.В., Сенаторовой О.Г., Шестова В.В., Серебренниковой 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.¹, Насонова Ф.А. [6-13], а среди зарубежных авторов можно выделить работы Vlot A., Vermeeren C., H.W. Nam, W. Hwang, K.S. Han, Benedict A.V. [2, 3, 5, 14, 15].

Разработке авиационных конструкций из МПКМ и оценке их механических характеристик посвящены работы Подживотова Н.Ю., Каблова Е.Н., Антипова В.В., Ерасова В.С., Серебренниковой 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 [16-23].

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. [24, 25].

¹ Патент RU2708862C1

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. [6-8, 11, 12]
	ОКБ Сухого	Насонов Ф.А., Морозов Б.Б., Попова Ю.А., Акулинин А.О., Филатов А.А. [10, 26]
	ИМЕТ РАН, ФИЦ ХФ РАН*	Кудинов В.В., Корнеева Н.В.*, Крылов И.К., Мамонов В.И., Геров М.В. [9]
	Kluwer Academic	Vlot A., Vermeeren C. [3, 5, 14]
	Mechanical Engineering Pohang University of Science and Technology	H.W. Nam, W. Hwang, K.S. Han [15]
	Embry-Riddle Aeronautical University	Benedict A.V. [2]
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. [16-18]
	МАИ*, ИПРИМ РАН	Соляев Ю.О., Лурье С.А., Прокудин О.А.* [20]
	ПАО «Туполев»	Каширин В.В. [19]
	Fokker Technologies	-
	Department of Materials Science and Engineering	Wu G.C., Yang J.M. [21]
	Technical University of Delft	Sinke J. [22, 23]
Проектирование и расчет авиационных конструкций из МПКМ	ФГУП «ВИАМ»	Подживотов Н.Ю., Орешко Е.И., Ерасов В.С., Луценко А.Н. [25]
	ФГУП «ЦАГИ»	Гриневич А.В., Сенник В.Я., Коновалов В.В., Трунин Ю.П., Нестеренко Г.И. [24]

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.

Проведенное рассмотрение позволило определить цель и задачи диссертационной работы.

Цели и задачи

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 методики проектирования стрингерной панели крыла пассажирского самолета 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 проекторочных 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 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 стрингерной панели крыла пассажирского самолета, выполненных из МПКМ.

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 метод исследования

В качестве методологической основы используется системный подход с отдельным 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 допускаемых 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

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

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.

Структура и объем работы

Диссертация состоит из введения, 5 глав, заключения, списка используемых сокращений и обозначений, литературных источников из 93 наименований, приложения. Включает 148 страниц машинописного текста, 62 рисунка и 22 таблицы.

Глава 1 Анализ проблемы, обзор литературы, цель и постановка задач исследования

1.1 Металлополимерный композиционный материал – новый конструкционный материал элементов планера самолета

В настоящее время в некоторых элементах конструкции планера самолета находит применение новый вид конструкционного материала – **металлополимерный композиционный материал (МПКМ)** [2, 4, 6, 7, 27, 28], состоящий из чередующихся тонких металлических листов различных сплавов (алюминиевых или титановых) и прослоек из двух слоев полимерных композиционных материалов (органо-, угле- или стеклопластиков) (Рисунок 1.1). Наибольшее количество работ по материалам данного типа являются англоязычными. В зарубежных публикациях материалы данного типа принято называть Fiber Metal Laminates (FML) [29].

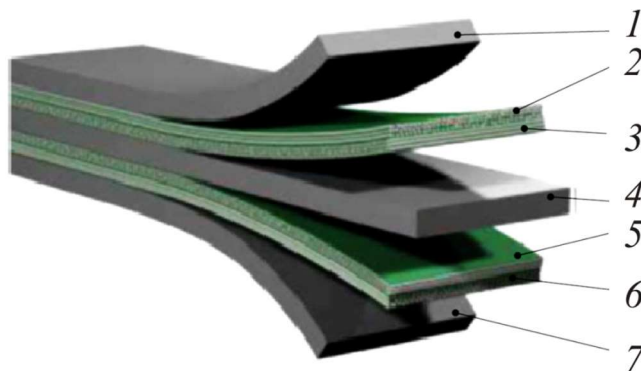


Рисунок 1.1 – Структура пятислойного МПКМ: 1 – металлический лист; 2 – композиционный материал с направлением 0° ; 3 – композиционный материал с направлением 90° ; 4 – металлический лист; 5 – композиционный материал с направлением 90° ; 6 – композиционный материал с направлением 0° ; 7 – металлический лист

Благодаря армированию высокопрочными волокнами и использованию составляющих с взаимодополняющими свойствами (металла и полимерного композиционного материала) были достигнуты высокие характеристики прочности [21] и вязкости разрушения МПКМ.

На сегодняшний день были разработаны несколько видов МПКМ (Таблица 1). Самым первым вариантом такого материала стал Aramid Reinforced ALuminum Laminate (ARALL), который состоял из алюминиевого сплава 2024 или 7475 и арамидных волокон (кевлара), пропитанных эпоксидной смолой. Glass Laminate Aluminum Reinforced Epoxy (GLARE) [5, 21] стал следующим поколением МПКМ, который используется до сих пор. ARALL и GLARE являются зарубежными разработками алюмокомпозитов, в отечественной промышленности ФГУП ВИАМ были разработаны аналоги с использованием различных сплавов и ПКМ [4, 7, 30], а некоторые из разработанных МПКМ были паспортизированы [20, 31].

Таблица 1 – Существующие металлополимерные композиционные материалы

МПКМ	Типы и состав МПКМ
ARALL	Арамидные волокна (кевлар), пропитанные эпоксидным клеем и зажатые между листами из алюминиевого сплава 2024 или 7475
GLARE	Стеклопластиковые клеевые препреги между листами из алюминиевых сплавов 2024, 7075 или 7475
СИАЛ	Стеклопластиковые клеевые препреги между листами из алюминиевых сплавов Д16ч, В95оч, 1163 или 1441
АЛОП	Арамидный органокомпозит между листами из алюминиевого сплава Д16
ТИОР	Органокомпозит между листами из титанового сплава ВТ35
ТИГРАН	Углепластиковые клеевые препреги между листами из титанового сплава ВТ6
АЛКАР	Углепластиковые клеевые препреги между листами из алюминиевого сплава Д16

Область применения МПКМ – элементы конструкций, работающие в условиях усталостного нагружения с повышенными требованиями к надежности и живучести (силовые обшивки планера самолетов, зоны соединения разнородных материалов). Для конструкций из МПКМ характерны повышенные демпфирующие [32], звуко- и теплоизоляционные характеристики, ударостойкость [9, 14, 33], огнестойкость [34], стойкость к воздействию молнии. Принимается, что МПКМ способствуют:

- снижению скорости роста усталостной трещины – в 5–100 раз;

- улучшению виброакустической выносливости – в 10 раз;
- снижению массы деталей – на 10–15%.

В конструкциях самолетов, вертолетов и других ЛА в качестве основных конструкционных материалов традиционно применяются сплавы алюминия, стали и титана, отвечающие основному требованию, предъявляемому к конструкциям, «минимальная масса – достаточная удельная прочность». С начала 1970-х годов внедряется новый конструкционный материал – полимерный композиционный материал (ПКМ), представляющий собой высокопрочный слоистый материал с пониженной плотностью и увеличенной удельной прочностью. ПКМ, более легкий и более прочный, по сравнению с алюминиевыми сплавами. Недостаток ПКМ – это его высокая стоимость. ПКМ применяется преимущественно в обводообразующих элементах конструкции ЛА (обшивки и панели), так как ПКМ может принимать форму любой кривизны, в отличие от металла. Сталь и титан используются только в высоконагруженных и высокоответственных местах, где применение алюминия недопустимо. Рассмотрим процентный состав материалов в конструкции эксплуатирующихся и разрабатываемых самолетов.

На Рисунке 1.2 представлены диаграммы с процентным содержанием ПКМ в конструкции самолетов А350, В-777, А380, Ту-204СМ, В-787 и МС-21

СООТВЕТСТВЕННО.

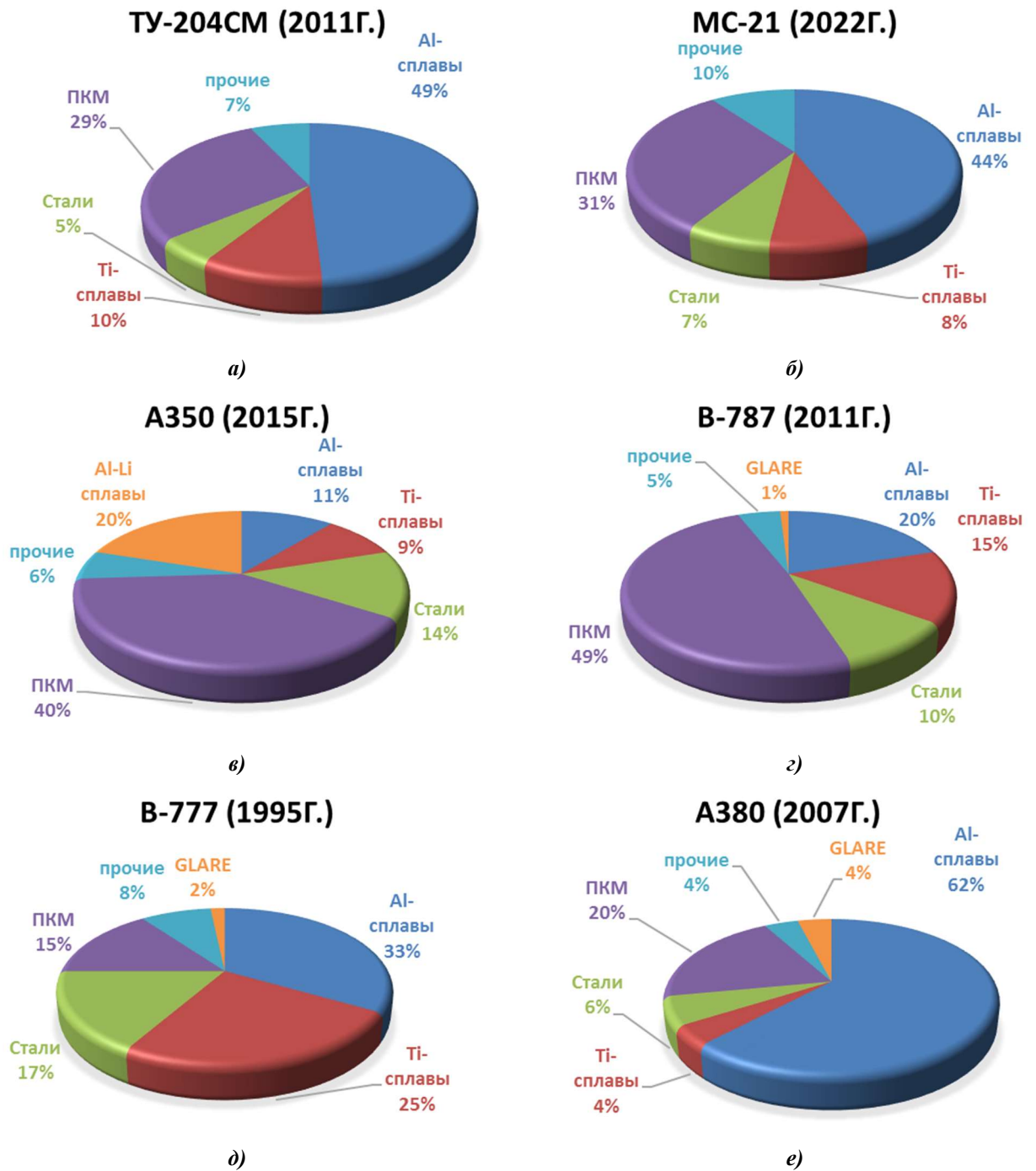


Рисунок 1.2 – Процентное соотношение материалов в конструкции самолетов: а) ТУ-204СМ (2011 г.); б) МС-21 (2022 г.); в) А350 (2015 г.); г) В787 (2011 г.); д) В777 (1995 г.); е) А380 (2007 г.)

Диаграммы демонстрируют увеличение внедрения в конструкцию самолетов ПКМ благодаря наличию у ПКМ превосходных прочностных и массовых характеристик.

1.2 Обзор литературы по развитию и изучению свойств МПКМ

1.2.1 История развития нового авиационного материала GLARE

История развития нового авиационного материала GLARE описывается в работе Vlot A. [3]. Это материал для авиационных конструкций, разработанный в Делфтском университете в Нидерландах. Он состоит из тонких алюминиевых слоев, скрепленных между собой смолой, содержащим встроенные волокна, и очень устойчив к усталости. Эта книга рассказывает историю о том, как происходило развитие GLARE. Прошло несколько десятилетий от первых испытаний в Делфте до крупного прорыва, последовавшего за решением Airbus применить этот материал на A380 (Рисунок 1.3).

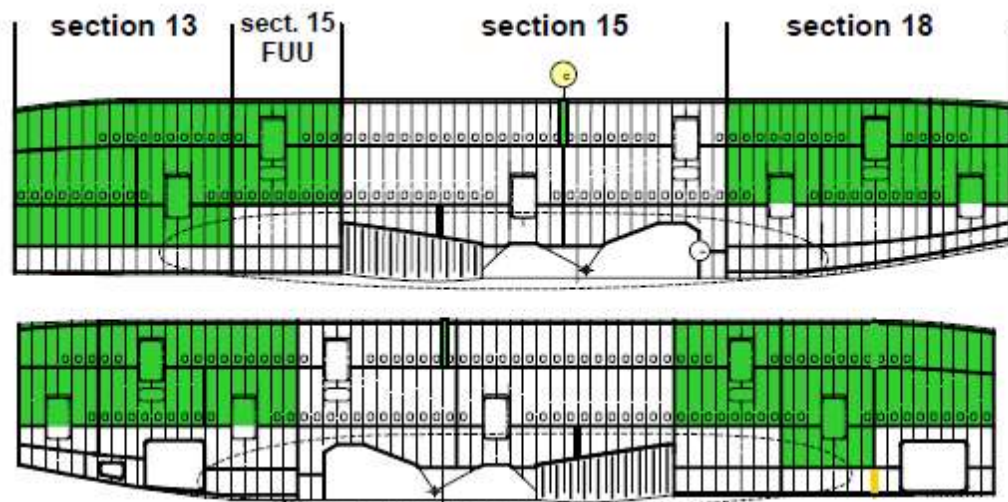


Рисунок 1.3 – Применение в конструкции фюзеляжа Airbus A380 материала GLARE (зеленый)

Первый патент на GLARE (патент США 5039571) был присужден AkzoNobel (Амстердам, Нидерланды) 14 октября 1987 года [35]. Roesbroeks и Vogeslang были указаны в качестве изобретателей материала. Однако внедрение GLARE началось в 1991 году [14]. Примерно в это же время Boeing 777 был на своих завершающих этапах развития. Хотя использовать GLARE как материал для основных частей авиалайнера было слишком поздно, были проведены различные исследования, чтобы лучше понять его возможности и компетенции.

В фюзеляжных переборках секций авиалайнера Airbus A340 и самолета Learjet 45 (Wichita, KS) широко используются GLARE. Для ремонтных работ над трещинами, Fredell пришел к выводу, что заплатки из GLARE лучше из-за меньшего теплового рассогласования с алюминиевыми сплавами [14]. Если внутренняя часть самолета подвергается воздействию соленой воды из-за транспортировки морепродуктов, элементы жесткости GLARE обеспечивают повышенную защиту от коррозии.

Дальнейшее изучение характеристик материалов под названием «Fiber Metal Laminate» (FML) описываются в работе Hagenbeek M. [36]. Эти ламинаты, такие как ARALL или GLARE (Рисунок 1.4), могут обладать улучшенными свойствами по сравнению с монолитными материалами. GLARE, например, показывают улучшенные усталостные, остаточные прочностные, огнеупорные, ударные и коррозионные свойства по отношению к алюминию марки 2024, а также значительное снижение веса и конкурентоспособные затраты. Большая исследовательская программа доказала технологическую готовность GLARE, и FML нашел свое применение в основной конструкции Airbus A380 (Рисунок 1.3).

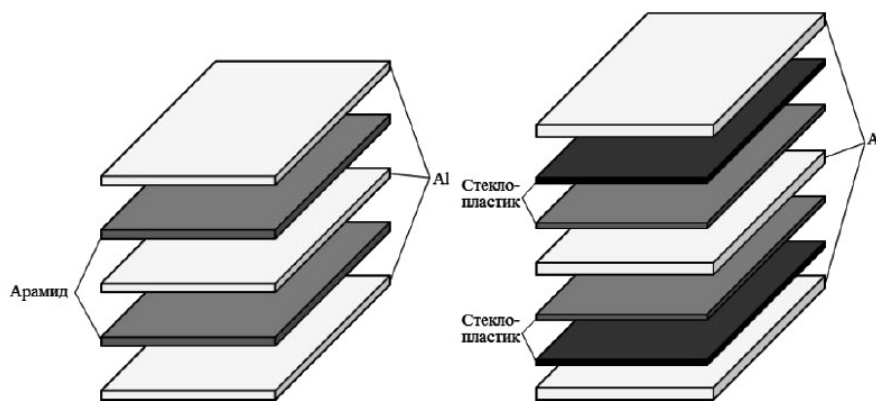


Рисунок 1.4 – Структура гибридных материалов ARALL (слева) и GLARE (справа)

Одним из последних разработанных классов МПКМ является титан-полимерный композиционный материал (ТПКМ) на основе тонких листов титанового сплава и стеклопластиков. В работах [10, 37, 38] рассмотрена возможность создания и была опробована технология изготовления ТПКМ, найдены механические свойства, оценена возможность применения материала в конструкции летательных аппаратов.

Целью проведенных работ [26] являлось исследование возможности создания гибридного титан-полимерного композиционного материала (ТПКМ) и его применения в деталях, подверженных термоэрозионному воздействию.

1.2.2 Компоненты, строение, технологические параметры и ключевые характеристики МПКМ

Прогнозирование механических характеристик МПКМ может быть получено при использовании простых аналитических моделей с учетом и без учета упругопластического поведения металлических слоев. Такие модели описаны, например, в работах [13, 14, 39-44]. Численное моделирование деформационных кривых МПКМ при одноосном растяжении представлено в работе [45].

Для более сложных видов нагружения, таких, как например трехточечный изгиб, необходимо применение модифицированных моделей для учета эффектов, возникающих в слоях ПКМ. На сегодняшний день для оценки характеристик межслоевой прочности до сих пор широко используется метод короткой балки, но только в качестве проверки и быстрого контроля механических свойств материалов, так как данный метод является наиболее простым и дешевым по сравнению с другими стандартными испытаниями по определению прочности слоистых композитов на сдвиг [46].

Испытание на трехточечный изгиб образцов небольшого удлинения, то есть испытание на сдвиг методом короткой балки, широко используется для оценки характеристик МПКМ [47-53]. Однако, следует отметить, что данный метод обеспечивает лишь «кажущееся» значение межслоевой прочности, которое зависит от удлинения образца. Размерные эффекты (зависимость межслоевой прочности образца от его удлинения), возникающие в методе короткой балки, широко известны для различных композитов. Эта проблема была объяснена рядом причин, таким как анизотропия, концентрация напряжений, нелинейные межслоевые сдвиговые деформации и поперечное обжатие слоев [54-57].

Особую роль в развитии, технологии изготовления и изучении свойств МПКМ оказали работы ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ, в которых, в соответствии со «Стратегическими направлениями развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года» [2], реализуется комплексная проблема 6.2 «Слоистые трещиностойкие, высокопрочные металлополимерные материалы» по направлению № 6 «Слоистые металлополимерные, биметаллические и гибридные материалы», и комплексная проблема 12.4 «Титановые сплавы для совмещения с углепластиком» по направлению № 12 «Металломатричные и полиматричные композиционные материалы».

Основные результаты инновационной деятельности ВИАМ за период с 2011 по 2014 год представлены в работах Каблова Е.Н. [27, 58, 59]. Особое внимание уделено научно-техническим достижениям в области разработки нового поколения материалов и технологий, Приведены примеры реализации материаловедческих разработок и рекомендации к их применению при создании перспективных инновационных концептов.

Описание компонентов, строения, технологических параметров и ключевых характеристик нового класса гибридных слоистых материалов СИАЛ дано в работе Антипова В.В., Сенаторовой О.Г. и др. [8]. Приведены области применения представленных материалов в конструкции самолетов.

В работе Каблова Е.Н., Антипова В.В. и др. [60] показана роль специалистов ВИАМ в создании слоистых алюмокомпозитов класса СИАЛ-1441 на базе алюминий-литиевого сплава 1441 с пониженной плотностью. Даны общие представления о сплаве. Описаны состав, структура и комплекс свойств материала, в том числе данные о сопротивлении росту трещины усталости. Также показано сотрудничество ВИАМа с европейской компанией Airbus и Дельфтским университетом (TU Delft). Уникальный комплекс характеристик СИАЛ-1441 (высокая трещиностойкость и удельная статическая прочность, хорошие усталостные, коррозионные и ударные свойства, повышенная жаростойкость) по сравнению с монолитными алюминиевыми листами делает этот материал перспективным для создания самолетов нового поколения и ремонта

эксплуатирующейся техники. Легкий ($\rho = 2,59 \text{ г/см}^3$) и высокомодульный ($E = 80 \text{ ГПа}$) алюминий-литиевый сплав 1441 обладает высокой технологичностью при холодной прокатке. Использование тонких плакированных и неплакированных листов 1441Т11 (до 0,3 мм) в составе СИАЛ-1441 вместо традиционных алюминиевых сплавов серий 2xxx и 7xxx позволяет снизить его плотность и повысить модуль упругости. В результате чего повышается весовая эффективность и жесткость конструкций. Материалы GLARE (аналоги СИАЛа) эффективно использованы компанией Airbus для верхней обшивки фюзеляжа самолета А-380 и других элементов конструкции.

СИАЛ на основе листов сплава 1441 используются для молниезащитных элементов обшивки крыла самолета Бе-103 и рекомендуются в качестве обшивок, перегородок, поясов безопасности, обеспечивающих повышенный ресурс и весовую эффективность перспективных российских конструкций авиационной техники. Использование материала СИАЛ-1441 повысит весовую эффективность за счет дальнейшего снижения плотности (до $\rho \sim 2,35 \text{ г/см}^3$ с $\rho \sim 2,47 \text{ г/см}^3$).

На сегодняшний день в отечественной авиационной промышленности широкое применение алюминий-литиевых листов из сплава 1441 имеет место в конструкции планера самолетов Бе-200, Бе-103, что дает снижение массы конструкции на $\sim 10 \%$ в сравнении с конструкцией из традиционных алюминиевых сплавов (Рисунок 1.5).



а)



б)

Рисунок 1.5 – Самолеты-амфибии: легкий Бе-103 (а) и многоцелевой Бе-200 (б)

Достигнуты положительные результаты в применении материалов из сплава 1441 при эксплуатации авиационных конструкций [61].

Способ повышения весовой эффективности перспективных изделий авиационной техники благодаря применению многослойной обшивки из гибридных материалов на базе алюминий-литиевых листов и алюмокомпозитов описывается в работе Серебренниковой Н.Ю., Антипова В.В. и др. [19]. Такие материалы обладают высоким сопротивлением развитию усталостной трещины, пониженной плотностью и высокой прочностью по сравнению с аналогичными свойствами монолитных материалов.

1.2.3 Вопросы проектирования элементов конструкций планера самолета из МПКМ

В работе Лаврова А.В. [18] рассмотрены слоистые гибридные металлополимерные композиционные материалы с точки зрения выбора их состава и строения для различных условий функционирования. Показано влияние толщины и расположения высокомодульных слоев на цилиндрическую жесткость композита при симметричном и асимметричном (одностороннем) изгибе.

Проведена оценка структуры и свойств фрагмента прототипа гибридной слоистой панели крыла самолета Ту-204 с прессованными стрингерами (Рисунок 1.6), изготовленного в промышленных условиях Воронежского акционерного самолетостроительного объединения (ПАО «ВАСО»). На стандартных образцах определены свойства при растяжении и сжатии, а также скорость развития трещины усталости (СРТУ) и малоцикловая усталость (МЦУ). На конструктивно-подобных образцах оценена продольная устойчивость при сжатии. Гибридный слоистый материал рекомендуется использовать для изготовления верхних и

нижних панелей крыла самолета.

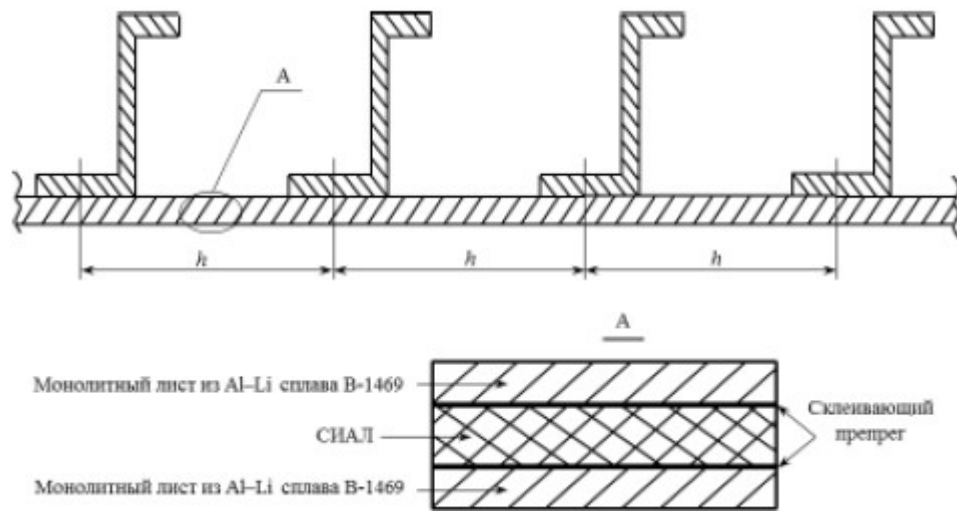


Рисунок 1.6 – Конструктивно-подобный образец с гибридной обшивкой

Результаты проектирования, изготовления и испытания слоистых металлополимерных гибридных фрагментов панели крыла из высокопрочного алюминий-литиевого сплава В-1469Т1 [62] и однонаправленного слоистого алюмокомпозитного СИАЛ-1-1Р приведены в работе Подживотова Н.Ю., Каблова Е.Н. и др. [16]. Разработка слоистого МПКМ для проектирования конструктивно-подобных образцов панели центральной части крыла самолета Ту-204СМ проводилась исходя из характера напряженно-деформированного состояния панели, а также, исходя из зарубежного и отечественного опыта разработки и использования гибридных конструкционных материалов в авиационной технике. Поскольку в качестве панели-прототипа была выбрана верхняя панель центроплана (Рисунок 1.7), материал слоёв и структура для разрабатываемых конструктивно-подобных образцов панелей крыла отбирали из условия максимальной несущей способности при минимальном весе

конструкции.

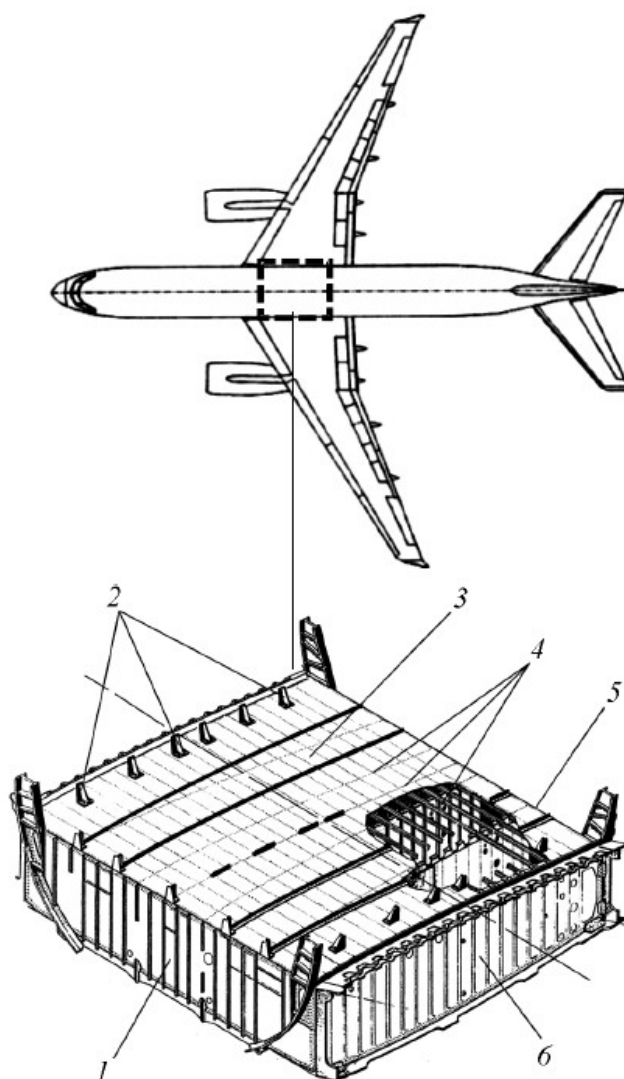


Рисунок 1.7 – Центроплан самолета Ту-204СМ: 1 — передний лонжерон; 2 — фитинги крепления центроплана с фюзеляжем; 3 — верхняя панель центроплана; 4 — промежуточные нервюры центроплана; 5 — задний лонжерон; 6 — бортовая нервюра

Возможность реализации принципа материал – технология – конструкция показана на примере конструкции фрагмента гибридной панели крыла, начиная от разработки (подбора) оптимального конструкционного материала стрингера и структуры гибридной обшивки до проведения испытаний крупноразмерных конструктивно-подобных образцов. Показано, что результаты расчетов на прочность фрагментов гибридной панели крыла, проводимых по различным методикам, включая метод конечных элементов, показали хорошую сходимость со статическими и повторнестатическими испытаниями фрагментов панели. Представлены преимущества гибридных конструкций перед традиционными

конструкциями из алюминиевых сплавов по весовой эффективности, которая может достигать 10%, а по несущей способности – до 20%.

Математическое моделирование, разработка методов расчета прочности [24, 63, 64] и определения эквивалентной нагрузки для испытаний — необходимый этап проектирования гибридной панели крыла. Цель работы Орешко Е.И., Ерасова В.С. и др. [25] была разработка методики расчета прочности гибридной панели крыла (Рисунок 1.8) на основе листов и профилей из высокопрочного алюминий-литиевого сплава и слоистого алюмокомпозита и последующий расчет прочности фрагмента гибридной панели крыла по разработанному способу. Для рассматриваемой панели крыла на основе листов и профилей из высокопрочного алюминий-литиевого сплава и слоистого алюмокомпозита расчетное напряжение для силового элемента конструкции σ_p (МПа) составляет:

$$\sigma_p = 0,86 \cdot \sigma_6^{Al}$$

где σ_6^{Al} - предел прочности алюминиевого сплава, МПа.

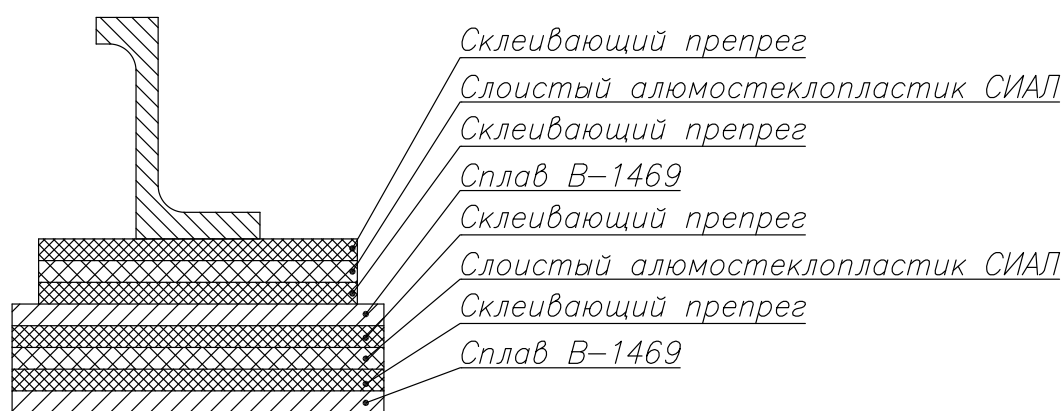


Рисунок 1.8 – Структурная схема компонентов гибридной слоистой панели (обшивка + стрингер)

Расчет несущей способности на сжатие образца гибридной панели крыла выполнен с использованием конечно-элементного программного комплекса. Расчет проводился в линейной и нелинейной постановке. Определена критическая нагрузка, при которой происходит общая потеря устойчивости панели.

Проблема расчетов устойчивости многослойных гибридных пластин затрагивается в работе Орешко Е.И., Ерасова В.С. и др. [17]. Проблема представляет в настоящее время особый интерес при проектировании современных

планеров летательных аппаратов из гибридных материалов. В процессе эксплуатации потеря несущей способности элементов конструкций (панель крыла, обшивка самолета и т. д.) может происходить не только из-за того, что будет исчерпана прочность, но и из-за того, что элемент не сохранит ту форму, которую ему придал конструктор, потеряет свои эксплуатационные свойства и перейдет в предаварийное или аварийное состояние, поэтому при проектировании конструкции необходимо искать пути увеличения критической силы при потере устойчивости. В работе используется метод конечных элементов для расчета устойчивости многослойных гибридных пластин. Анализ полученных результатов расчетов позволил определить факторы, влияющие на устойчивость пластин. Выявленные закономерности позволяют сравнивать устойчивость многослойных гибридных пластин без предварительных расчетов.

Аналитические методы решения задач статики для несущих панелей крыла из МПКМ использованы в работе Лаврова А.В. [18], где рассмотрены слоистые гибридные металлополимерные композиционные материалы с точки зрения выбора их состава и строения для различных условий функционирования. Показано влияние расположения и толщины высокомодульных слоев на цилиндрическую жесткость композита при симметричном и асимметричном (одностороннем) изгибе. Даны рекомендации по выбору гибридных композитов в зависимости от вида нагружения.

1.2.4 Экспериментальные исследования

В патенте Каблова Е.Н., Ерасова В. С. и др. [65] описана полезная модель, относящаяся к испытательному оборудованию, а именно - к приспособлениям для проведения испытаний на сжатие с потерей устойчивости конструктивно-подобных образцов (фрагментов конструкций). Приспособление для испытаний на сжатие конструктивно-подобного образца содержит две опорные части для закрепления концевых частей образца, при этом каждая опорная часть содержит углубление прямоугольного поперечного сечения, вставленный в указанное

углубление компенсатор, имеющий П-образную форму поперечного сечения, для установки в него концевой части образца и по меньшей мере один крепежный элемент для фиксации концевой части образца, при этом крепежный элемент представляет собой по меньшей мере два болта и прижимную призму, расположенную между болтами и компенсатором. Технический результат - обеспечение равномерного и плотного прилегания поверхности концевых частей образца к внутренним стенкам опорной части приспособления, предотвращение его самопроизвольного освобождения при скачкообразной потере устойчивости при одновременном обеспечении поворота концевой части образца на угол, зависящий от жесткости материала компенсатора, а также при исключении влияния на точность результатов испытаний возможных неровностей поверхности опирания (торцевой поверхности) конструктивно-подобного образца (фрагмента конструкции). 1 н.п. и 1 з.п. ф-лы, 2 ил., 1 пр.

В работе Антипова В.В., Сенаторовой О.Г. и Сидельниковой В.В. [34] приведены результаты испытаний на жаростойкость (сопротивление распространению пламени) слоистых алюмопестклопластиков класса СИАЛ различной структуры и состава (прежде всего на базе листов Al-Li сплава 1441). Испытания образцов с размером рабочей зоны 200×200 мм на лабораторных установках при воздействии пламени газовой горелки показали, что СИАЛы позволяют (по сравнению с монолитными листами из алюминиевых сплавов) на порядок (с ~1,5 до 15 мин при 1100°C) увеличить время сопротивления распространению пламени, сохранить жесткость конструкции и тем самым увеличить время эвакуации пассажиров из самолета. Установлен механизм противодействия разрушению СИАЛов при воздействии пламени. Результаты испытаний также показали, что СИАЛы (GLARE) возможно использовать в качестве жаростойких перегородок.

Численные методы решения статических задач для несущих панелей крыла и фюзеляжа из металлополимерного композиционного материала используются в работе Shetty В.Р. [66] и Dandekar А.М. [67] приведен анализ прочности передней кромки крыла и фюзеляжа пассажирского самолета, выполненного из слоистых

металлополимерных композиционных материалов GLARE 3/2 и GLARE 4/3, используя метод конечных элементов (МКЭ). В настоящей работе методом конечно-элементного анализа охарактеризована структура 3D-модели передней кромки крыла пассажирского самолета с учетом GLARE ламинатов в качестве одного из перспективных материалов. Исследование проводится на различных типах конфигураций GLARE, и результаты конечно-элементного анализа хорошо сравниваются аналитически с эталонными тестами для демонстрации эффективности принятой методики моделирования. Слоистые материалы GLARE признаны пригодными для применения их в передней кромке крыла с некоторым резервированием GLARE 3/2 и GLARE 4/3 для сплава Al 2024-T3 толщиной от 0,2 до 0,4 мм. Конечно-элементный подход позволяет достаточно быстро предсказать механическое поведение конструктивных элементов, чтобы полученные результаты можно было включить в обычные итерационные процессы проектирования.

В работе Мазаева А.В [68] произведен прочностной анализ экспериментальных панелей четырех вариантов из металлополимерного композита СИАЛ-3-1 и двух вариантов из алюминиевого сплава Д16чАТ. Отличие образцов состоит в поэтапном придании им переменной толщины и двойной кривизны. Характеристики прочности определялись методом конечных элементов с помощью программного пакета APM WinMachine 12 XE в соответствии с критерием Мизеса. По результатам статического расчета составлена сравнительная таблица коэффициентов запаса по текучести и прочности, указана масса образцов. Выявлены преимущества панели двойной кривизны и переменной толщины из СИАЛ-3-1 для применения в обшивках деталей авиатехники.

1.3 Элементы конструкции планера самолета из МПКМ

Одним из первых самолетов, в конструкции которого использовался FML стал Fokker F-27 Friendship [2] разработанный фирмой *Fokker Aerostructures Inc* [1]. Для этого самолета в 1940-х годах был разработан центроплан из FML

(Рисунок 1.9), который собирался по традиционной клепаной технологии. Впоследствии FML был заменен на разработанный в 1980-х годах материал ARALL (Aramid Reinforced ALuminum Laminate), что позволило уменьшить массу планера на 33% [2].

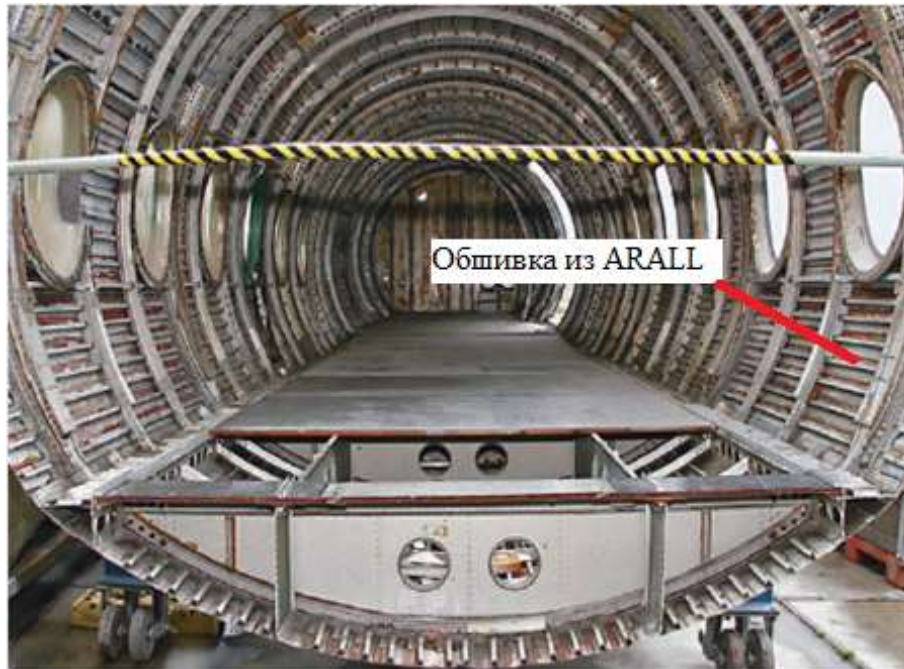


Рисунок 1.9 – Фюзеляж Fokker F-27 Friendship

Фирма *Boeing* на заключительных этапах проектирования самолета Boeing-777 использовала в конструкции грузового пола новый класс алюмокомпозита – GLARE, особенностью которого являются уникальные ударные свойства материала, позволяющие визуально определить место удара без дополнительных средств обнаружения дефектов [2]. Самым поздним применением GLARE стало использование его в конструкции верхних панелей фюзеляжа (Рисунок 1.10 и Рисунок 1.11) [2, 21] и передних кромках стабилизатора и кия самолета

Airbus A380.

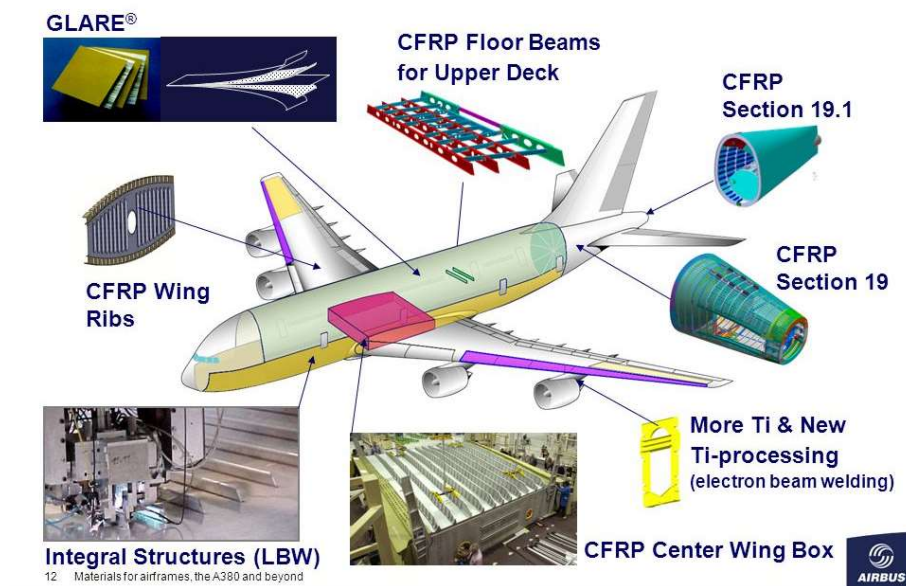


Рисунок 1.10 – Материалы для планера самолетов A380 и не только



Рисунок 1.11 – Верхняя панель фюзеляжа самолета Airbus A380

1.4 Заключение по главе 1. Постановка цели и задач

На основе проанализированной информации о МПКМ, их характеристиках, о применении этого материала в конструкции самолетов, можно сделать следующее заключение:

- 1) Технология производство конструкций из МПКМ аналогична технологии изготовления ПКМ конструкций;

- 2) Основные требования к структуре МПКМ: внешние слои из металлических тонких листов, а между двумя ближайшими металлическими листами расположены два слоя из ПКМ;
- 3) МПКМ обладает следующими характеристиками: высокая трещиностойкость и удельная статическая прочность, хорошие усталостные, коррозионные и ударные свойства, повышенная жаростойкость, низкая плотность и устойчивость к ударам молний;
- 4) Отсутствует четкий метод определения требуемой структуры МПКМ для новых конструкций планера;
- 5) Отсутствует метод проектирования элементов конструкции планера самолета из МПКМ.

В качестве элементов конструкции планера перспективного пассажирского самолета, выполненных с применением МПКМ, можно выделить следующие (Рисунок 1.12):

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

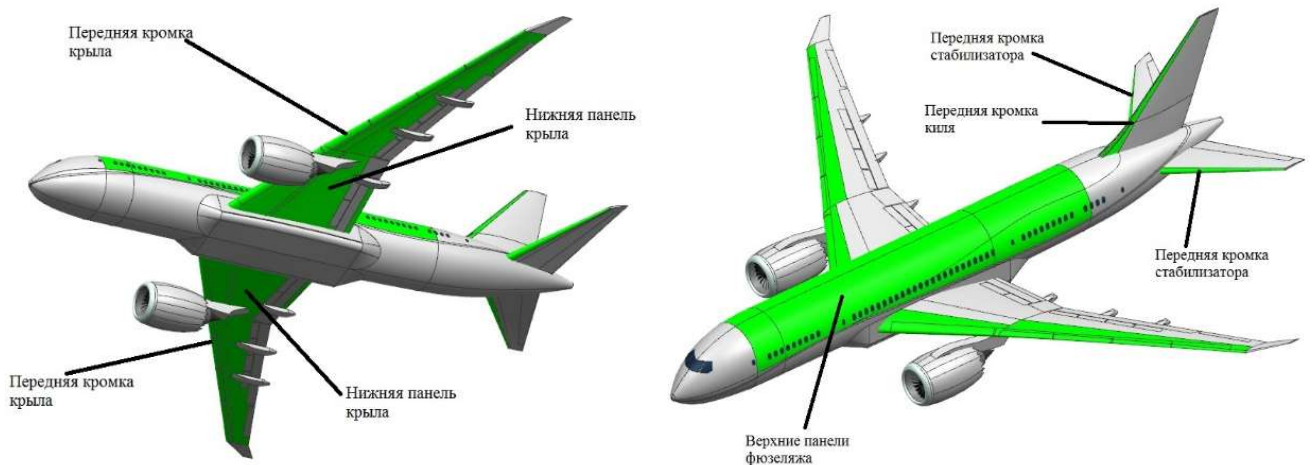


Рисунок 1.12 – Область применения МПКМ в конструкции планера самолета

Глава 2 Исследование свойств и напряженно-деформированного состояния МПКМ

2.1 Элементы конструкции крыла из МПКМ

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.

Рассмотрим в каких элементах конструкции крыла может быть использован МПКМ (Рисунок 2.1).

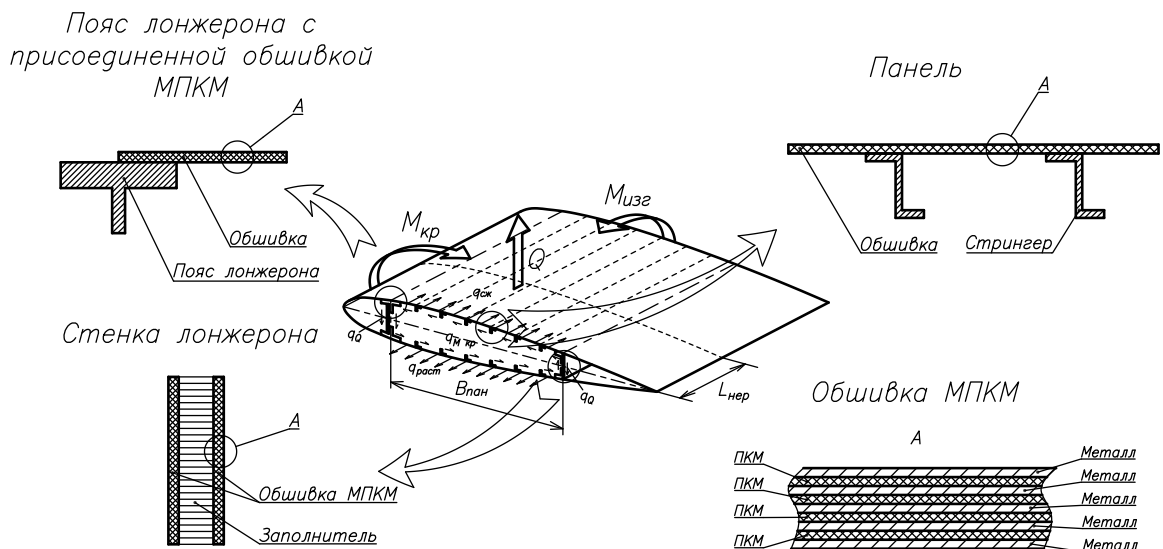


Рисунок 2.1 – Применение МПКМ в конструкции крыла

В конструкции крыла МПКМ может быть использован в качестве следующих элементов:

- 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.

2.2 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 (Рисунок 2.2).

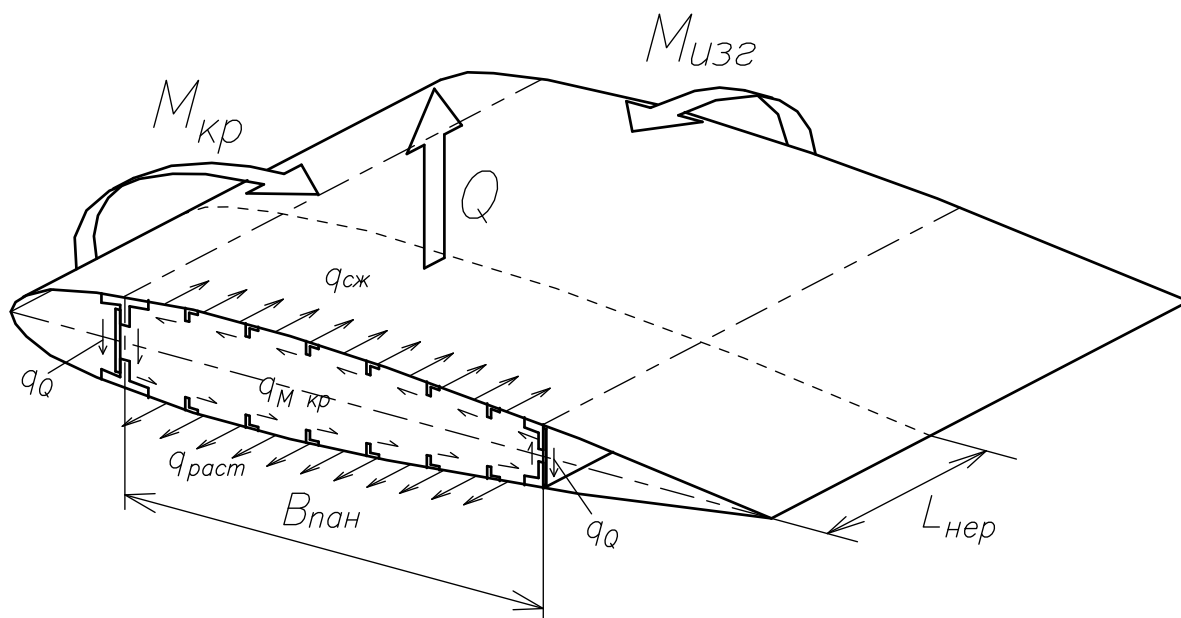


Рисунок 2.2 – Действующие нагрузки на крыло самолета

Вес конструкции определяется как произведение объёма и удельного веса:

$$G_{\min} = f_{сеч\ \min} \cdot l \cdot \gamma, \quad (2.1)$$

где $f_{сеч}$ – площадь сечения, l – длина участка рассматриваемого сечения, γ – удельный вес, который определяется по следующей формуле:

$$\gamma = \rho \cdot g, \quad (2.2)$$

Выполним преобразование формулы (2.1):

$$G_{\min} = \frac{P}{[\sigma_{\epsilon}]} \cdot l \cdot \gamma = \frac{q \cdot B}{[\sigma_{\epsilon}]} \cdot l \cdot \gamma = \frac{q \cdot B}{L_{y\partial}} \cdot l, \quad (2.3)$$

где $L_{y\partial}$ – удельная прочность материала:

$$L_{y\partial} = \frac{[\sigma_{\epsilon}]}{\gamma} = \frac{[\sigma_{\epsilon}]}{\rho \cdot g} \quad (2.4)$$

$[\sigma_{\epsilon}]$ – расчетно-разрушающее напряжение.

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

$$G_{\min} = G[L_{y\partial}, q] \quad (2.5)$$

Потоки сил, воспринимаемыми элементами конструкции, преобразуются из нагрузений, действующих на крыло. Эти потоки сил находятся по следующим формулам. Поток сил от растяжения-сжатия, который воспринимают панели крыла, находят по формуле:

$$q_{сж} = q_{раст} = \frac{M_{изг}}{H_{ср} \cdot B_{пан}}, \quad (2.6)$$

где $M_{изг}$ – изгибающий момент, $H_{ср}$ – средняя высота лонжеронов, $B_{пан}$ – ширина панели.

Поток сил от перерезывающей силы воспринимают стенки лонжеронов и находят этот поток по следующей формуле:

$$q_Q = \frac{Q \cdot S_{омс}}{J_{\Sigma}}, \quad (2.7)$$

где Q – перерезывающая сила, $S_{омс}$ – статический момент отсеченной части сечения, J_{Σ} – момент инерции сечения.

Поток сил от крутящего момента воспринимает замкнутый контур сечения крыла и находят по следующей формуле:

$$q_{M_{кр}} = \frac{M_{кр}}{2 \cdot F_{\omega}}, \quad (2.8)$$

где $M_{кр}$ – крутящий момент, F_{ω} – площадь замкнутого контура сечения крыла по средней линии.

Поток сил от сдвига является суммой потока сил от перерезывающей силы и потока сил от крутящего момента:

$$q_{сдв} = q_Q + q_{M_{кр}}, \quad (2.9)$$

2.3 Исследование характеристик МПКМ

В качестве объекта исследования были выбраны существующие или экспериментальные МПКМ, использующие металлические листы на основе титановых и алюминиевых сплавов. Проведем анализ характеристик существующих МПКМ: алюмокомпозиты и титаноглепкомпозиты. Среди алюмокомпозитов рассмотрим СИАЛ-1-1 [69], СИАЛ-1-4Р [70], СИАЛ-3-1 [71], СИАЛ-3-2Р [72], СИАЛ-3-5Р [73], СИАЛ-3-6Т [74] и СИАЛ-1441 (9/8) [12], а среди титаноглепкомпозитов – Пример 1 и Пример 3². Паспортные характеристики исследуемых МПКМ указаны в Таблице 2, где L – удельная прочность материала, определяемая по формуле (2.4), в столбце «Марка ПКМ» введено обозначение: тип 1 - КМКС-2м.120.Т60 (0°) [11], тип 2 - КМКС-2мР.120.РВМПН.30 (0°/90°), тип 3 - КМКС-2м.120.Т60 (0°/90°), тип 4 - ВКУ-30К.Р14535 (0°/90°).

² Патент RU2588224C2

Таблица 2 – Характеристики МПКМ

№	МПКМ	E, ГПа	σ_b , МПа	ρ , г/см ³	L, км	δ_{Σ} , мм	Марка металла	n_{me}	Марка ПКМ	$n_{ПКМ}$
1	СИАЛ 1-1	68	800	2,35	34,7	1,65	1441РДТ1	3	тип 1	4
2	СИАЛ-1-4Р	н/д	935	2,48	38,4	2,06	В-1469Т1	3	тип 2	2/2
3	СИАЛ-3-1	66,1	600	2,35	26,0	1,65	1441РДТ1	3	тип 3	2/2
4	СИАЛ-3-2Р	н/д	610	2,447	25,4	1,76	1441Т1/ В-1469Т1	2/1	тип 2	2/2
5	СИАЛ-3-5Р	н/д	680	2,923	23,7	1,56	1441Т1/ ОТ4-1	2/1	тип 2	2/2
6	СИАЛ-3-6Т	н/д	590	2,2	27,3	1,95	АВ/ 1441Т1	2/1	тип 3	2/2
7	СИАЛ-1441 (9/8)	58	970	2,35	42,1	5,55	1441РДТ1	9	тип 1	16
8	Пример 1	110	1080	3,45	31,9	2,5	ВТ20	3	тип 4	2/2
9	Пример 3	110	1150	3,2	36,7	1,9	ВТ23М	3	тип 4	2/2

Характеристики используемых материалов в исследуемых МПКМ указаны в Таблице 3.

Таблица 3 – Характеристики используемых металлических листов и ПКМ

Марка	ρ , г/см ³	E, ГПа	σ_b , МПа	δ , мм
Лист 1441РДТ1	2,59	79	450	0,35
Лист 1441Т1	2,59	79	580	0,35
Лист В-1469Т1	2,67	78	560	0,5
Лист АВ	2,7	71	310	0,5
Лист ОТ4-1	4,55	110	590	0,3
Лист ВТ20	4,45	120	1030	0,5
Лист ВТ23М	4,57	106	1080	0,3
Препрег КМКС-2м.120.Т60 (0°/90°)	1,8	42/11,5	1500/75	0,15
Препрег КМКС-2мР.120.РВМПН.30 (0°/90°)	1,95	63/35	1980/70	0,14
Препрег ВКУ-30К.Р14535 (0°/90°)	1,5	121/9,2	1800/52	0,5

2.3.1 Характеристики прочности МПКМ при растяжении.

Допускаемые напряжения

Для определения расчетных значений характеристик прочности на растяжение пакета слоев новых материалов воспользуемся модифицированной формулой правила смеси [75] с учётом характеристик металлических листов и стандартных

ориентаций слоев ПКМ:

$$\left[\sigma_{B \text{ мпкм } X} \right] = \sum_{i=1}^n \bar{\delta}_i \cdot \sigma_{x_i}, \quad (2.10)$$

где σ_{x_i} – 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.

Для примера:

$$\left[\sigma_{B \text{ сиаЛ-3-1 } X} \right] = 0,21 \cdot 3 \cdot 450 + 0,09 \cdot (2 \cdot 1500 + 2 \cdot 75) = 572,73 \text{ [МПа]} \quad (2.11)$$

$$\left[\sigma_{B \text{ пример 1 } X} \right] = 0,24 \cdot 3 \cdot 1030 + 0,08 \cdot (2 \cdot 1800 + 2 \cdot 52) = 1001,73 \text{ [МПа]} \quad (2.12)$$

Проведем сравнение полученных расчетных значений характеристик пределов прочности с паспортными значениями пределов прочности стандартных МПКМ и запишем их в Таблицу 4 и представим в виде диаграммы на Рисунке 2.3.

Таблица 4 – Расчетные характеристики прочности МПКМ

№	МПКМ	Металл	Тип наполнителя	Укладка ПКМ	$\sigma_{в ст}$, МПа	$\sigma_{в расч}$, МПа	ε_{σ} , %	$K_{\sigma x}$
1	СИАЛ-1-1	1441	ткань	0°/0°	800	831,82	3,98	0,96
2	СИАЛ-1-4Р	В-1469	ровнинг	0°/90°	935	686,41	26,59	1,36
3	СИАЛ-3-1	1441	ткань	0°/90°	600	572,73	4,55	1,05
4	СИАЛ-3-2Р	1441(67%) + В-1469(33%)	ровнинг	0°/90°	610	715,91	17,36	0,85
5	СИАЛ-3-5Р	1441(67%) + ОТ4(33%)	ровнинг	0°/90°	680	741,67	9,07	0,92
6	СИАЛ-3-6Т	АВ(67%) + 1441(33%)	ткань	0°/90°	590	505,38	14,34	1,17
7	Пример 1	ВТ20	ровнинг	0°/90°	1080	1001,73	7,25	1,08
8	Пример 3	ВТ23	ровнинг	0°/90°	1150	1020,93	11,22	1,13

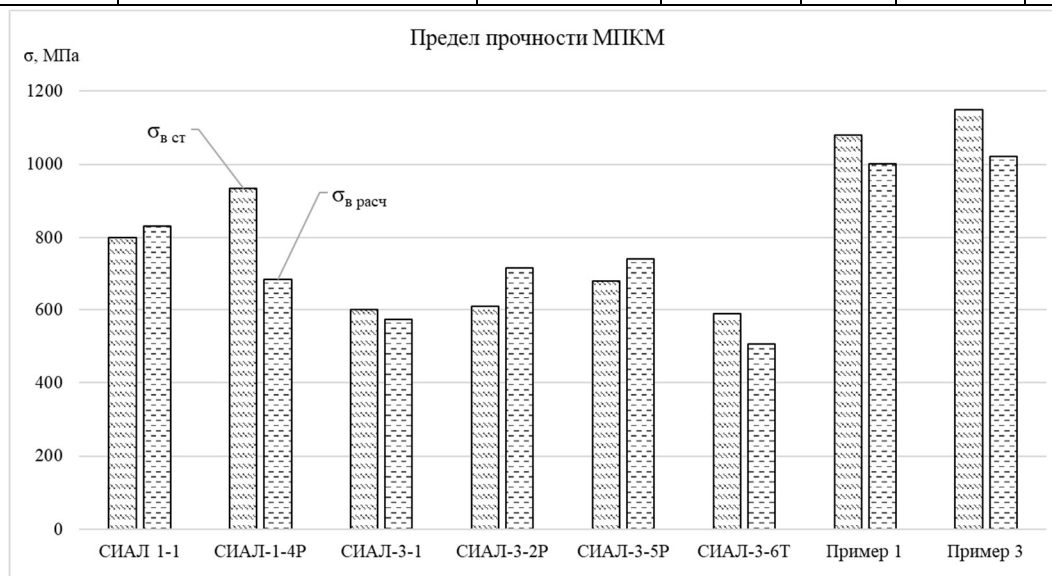


Рисунок 2.3 – Сравнение паспортных характеристик предела прочности МПКМ с расчетными

Основываясь на результатах исследования в Таблице 4 для корректности получения расчетных значений пределов прочности были введены коэффициенты $K_{\sigma x}$ и $K_{\sigma y}$, а модифицированная формула (2.10) принимает следующий вид:

$$\left[\sigma_{B.мпкм x} \right] = K_{\sigma x} \cdot \left[\overline{\delta}_{me} \cdot n_{me} \cdot \sigma_{me} + \overline{\delta}_0 \cdot (n_0 \cdot \sigma_{11} + n_{90} \cdot \sigma_{22} + 0,25 \cdot n_{45} \cdot \sigma_{11}) \right] \quad (2.13)$$

$$\left[\sigma_{B.мпкм y} \right] = K_{\sigma y} \cdot \left[\overline{\delta}_{me} \cdot n_{me} \cdot \sigma_{me} + \overline{\delta}_0 \cdot (n_{90} \cdot \sigma_{11} + n_0 \cdot \sigma_{22} + 0,25 \cdot n_{45} \cdot \sigma_{11}) \right], \quad (2.14)$$

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.

2.3.2 Плотность, удельный вес и удельная прочность МПКМ.

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

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

$$\rho_{расч} = \overline{\delta}_{me} \cdot n_{me} \cdot \rho_{me} + \overline{\delta}_0 \cdot n_{ткм} \cdot \rho_{ткм} \quad (2.15)$$

Проведем сравнение полученных значений плотности с паспортными значениями плотности стандартных МПКМ и запишем их в Таблицу 5 и представим в виде диаграммы на Рисунке 2.4.

Таблица 5 – Расчетные значения плотности МПКМ

№	МПКМ	Металл	Тип наполнителя	Укладка ПКМ	$\rho_{ст}$, г/см ³	$\rho_{расч}$, г/см ³	ε_{ρ} , %	K_{ρ}
1	СИАЛ-1-1	1441	ткань	0°/0°	2,35	2,30	2,01	1,02
2	СИАЛ-1-4Р	В-1469	ровнинг	0°/90°	2,48	2,47	0,23	1,00
3	СИАЛ-3-1	1441	ткань	0°/90°	2,35	2,30	2,01	1,02
4	СИАЛ-3-2Р	1441(67%) + В-1469(33%)	ровнинг	0°/90°	2,447	2,41	1,55	1,02
5	СИАЛ-3-5Р	1441(67%) + ОТ4(33%)	ровнинг	0°/90°	2,923	2,74	6,36	1,07
6	СИАЛ-3-6Т	АВ(67%) + 1441(33%)	ткань	0°/90°	2,2	2,40	9,24	0,92
7	Пример 1	ВТ20	ровнинг	0°/90°	3,45	3,65	5,74	0,95
8	Пример 3	ВТ23	ровнинг	0°/90°	3,2	3,39	6,01	0,94

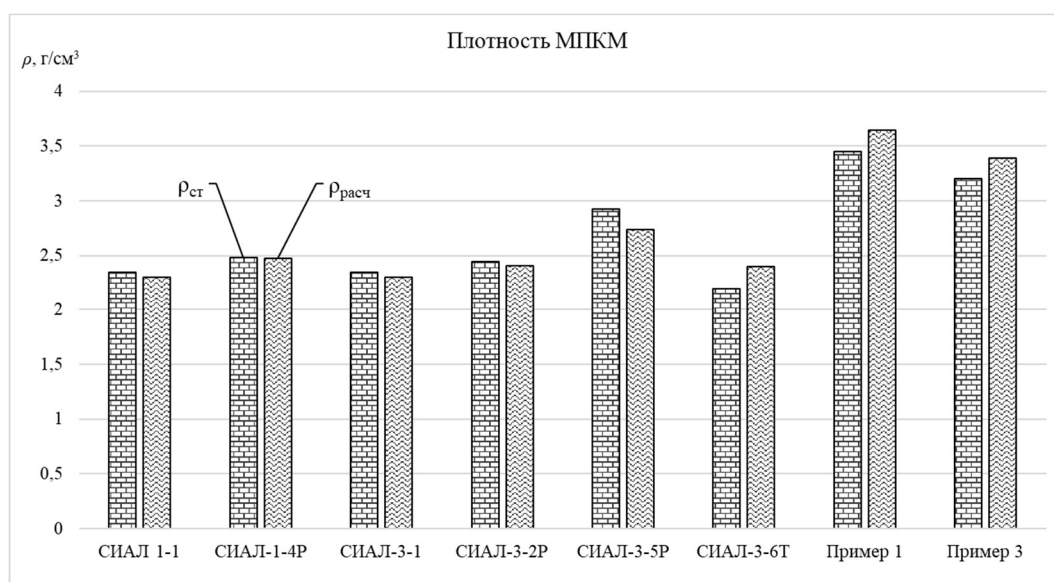


Рисунок 2.4 – Сравнение паспортных значений плотности МПКМ с расчетными

Основываясь на результатах исследования в Таблице 5 для корректности получения расчетных значений плотностей был введен коэффициент K_{ρ} и формула (2.15) принимает следующий вид:

$$\rho_{мпкм} = K_{\rho} \cdot \left[\overline{\delta}_{ме} \cdot n_{ме} \cdot \rho_{ме} + \overline{\delta}_0 \cdot n_{пкм} \cdot \rho_{пкм} \right] \quad (2.16)$$

После выведения формул определения допустимых напряжений пакета МПКМ и его плотности, можно определить характеристики удельного веса и удельной прочности пакета МПКМ по формулам (2.4) и (2.2), а результат запишем их в Таблицу 6 и представим в виде диаграммы на Рисунке 2.5.

Таблица 6 - Удельный вес и удельная прочность материалов

Материал	ρ , г/см ³	γ	L , км
1441РДТ1	2,59	25,41	17,71
В-1469Т1	2,67	26,19	21,38
АВ	2,7	26,49	11,70
ОТ4-1	4,55	44,64	13,22
ВТ20	4,45	43,65	23,59
ВТ23М	4,57	44,83	24,09
СИАЛ 1-1	2,30	22,59	36,82
СИАЛ-3-1	2,30	22,59	25,35
Пример 1 (ВТ20)	3,65	35,79	27,99
Пример 3 (ВТ23)	3,39	33,28	30,68
КМКС-2м.120.Т60	1,8	17,66	84,95
ВКУ-30К.Р14535	1,5	14,72	122,32

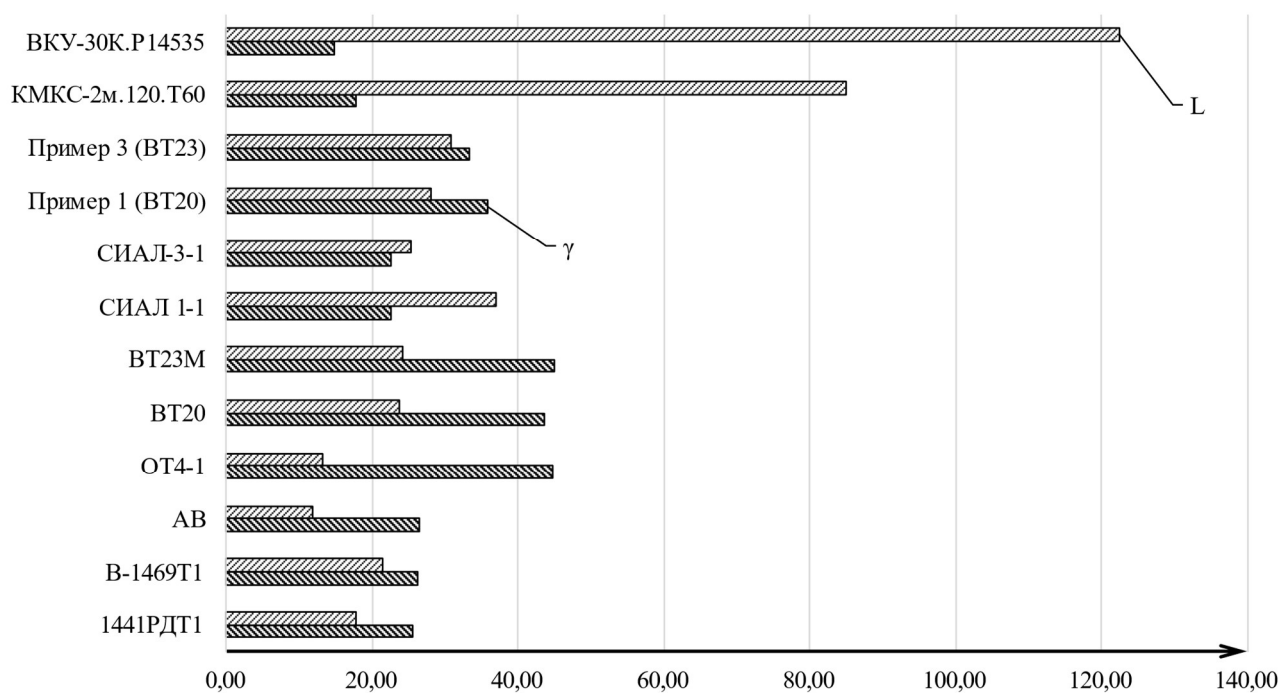


Рисунок 2.5 – Характеристики удельного веса и удельной прочности пакета МПКМ

2.3.3 Модуль упругости МПКМ. Механические свойства

Для определения расчетных значений модуля упругости пакета слоев новых материалов воспользуемся модифицированной формулой правила смеси [75] с учётом характеристик металлических листов и стандартных ориентаций слоев

ПКМ:

$$\left[E_{\text{мпкм},x} \right] = \sum_{i=1}^n \overline{\delta}_i \cdot E_{xi}, \quad (2.17)$$

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

Для примера:

$$\left[E_{\text{сиал-3-1},x} \right] = 0,21 \cdot 3 \cdot 79 + 0,09 \cdot (2 \cdot 42 + 2 \cdot 11,5) = 60 \text{ [ГПа]} \quad (2.18)$$

$$\left[E_{\text{пример 1},x} \right] = 0,24 \cdot 3 \cdot 120 + 0,08 \cdot (2 \cdot 121 + 2 \cdot 9,2) = 105,08 \text{ [МПа]} \quad (2.19)$$

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

$$E_{\text{теор}} = \frac{\overline{B}_{11} \cdot \overline{B}_{22} - \overline{B}_{12}^2}{\overline{B}_{22}}, \quad (2.20)$$

где коэффициенты \overline{B}_{pq} определяются по формуле (4.25).

Проведем сравнение полученных расчетных значений модуля упругости с паспортными значениями модулей упругости стандартных МПКМ и запишем их в Таблицу 7 и представим в виде диаграммы на Рисунке 2.6.

Таблица 7 – Расчетные значения модуля упругости МПКМ

№	МПКМ	Металл	Тип наполнителя	Укладка ПКМ	$E_{\text{ст}}$, ГПа	$E_{\text{теор}}$, ГПа	$E_{\text{расч}}$, ГПа	ε_E , %	K_{E_x}
1	СИАЛ 1-1	1441	ткань	0°/0°	68	65,55	65,55	3,61	1,04
3	СИАЛ-3-1	1441	ткань	0°/90°	66,1	60,41	60,00	9,23	1,10
7	Пример 1	ВТ20	ровнинг	0°/90°	110	106,24	105,08	4,48	1,05
8	Пример 3	ВТ23	ровнинг	0°/90°	110	91,80	90,31	17,90	1,22

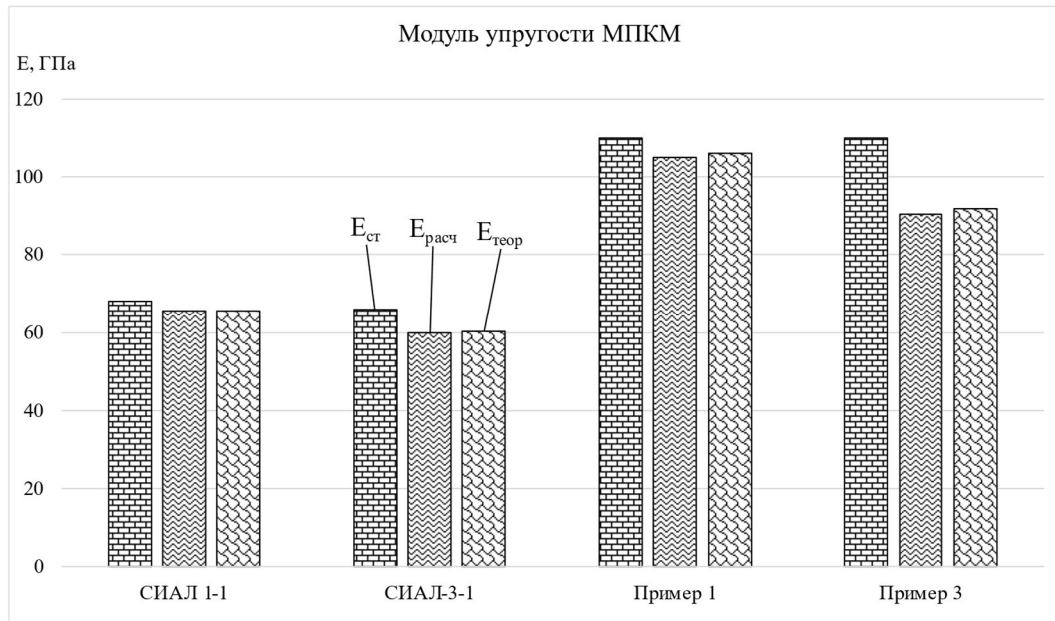


Рисунок 2.6 – Сравнение паспортных характеристик модуля упругости МПКМ с расчетными

Основываясь на результатах исследования в Таблице 7 для корректности получения расчетных значений пределов прочности были введены коэффициенты K_{Ex} и K_{Ey} , а модифицированная формула (2.17) принимает следующий вид:

$$\left[E_{мпкм x} \right] = K_{Ex} \cdot \left[\overline{\delta}_{me} \cdot n_{me} \cdot E_{me} + \overline{\delta}_0 \cdot (n_0 \cdot E_{11} + n_{90} \cdot E_{22} + 0,25 \cdot n_{45} \cdot E_{11}) \right] \quad (2.21)$$

$$\left[E_{мпкм y} \right] = K_{Ey} \cdot \left[\overline{\delta}_{me} \cdot n_{me} \cdot E_{me} + \overline{\delta}_0 \cdot (n_{90} \cdot E_{11} + n_0 \cdot E_{22} + 0,25 \cdot n_{45} \cdot E_{11}) \right], \quad (2.22)$$

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.

2.3.4 Характеристики прочности МПКМ на сдвиг. Допускаемые напряжения

Для определения расчетных значений характеристик прочности на сдвиг пакета слоев новых материалов воспользуемся модифицированной формулой правила смеси [75] с учётом характеристик металлических листов и стандартных

ориентаций слоев ПКМ:

$$\left[\tau_{B.мпкм} \right] = \left(\tau_{12} \cdot (n_0 + n_{90}) + \tau_{B45} \cdot n_{45} \right) \cdot \overline{\delta}_0 + \tau_B \cdot n_{me} \cdot \overline{\delta}_{me}, \quad (2.23)$$

где τ_{12} , τ_B – паспортные характеристики прочности слоев из ПКМ и слоев из металлических листов в пакете МПКМ, соответственно; $\overline{\delta}_0$, $\overline{\delta}_{me}$ – относительная толщина монослоя и слоя из металлического листа в пакете МПКМ, соответственно; $\tau_{B45} = 200$ МПа.

Проведем сравнение полученных расчетных значений характеристик прочности на сдвиг стандартных МПКМ с паспортными значениями характеристик прочности на сдвиг металлических листов и монослоев ПКМ и представим в виде диаграммы на Рисунке 2.7.



Рисунок 2.7 – Сравнение паспортных характеристик предела прочности на сдвиг МПКМ с металлами и ПКМ

2.4 Прочность МПКМ при разных конструктивных параметрах

Изучим влияние толщины металлического листа и направления укладки слоев ПКМ на характеристики прочности и устойчивость пакета МПКМ. В качестве

исследуемого МПКМ был выбран алюмокомпозит СИАЛ-1441 на базе листов из алюминий-литиевого сплава 1441 и препрега КМКС-2м.120.Т60. Введем обозначение структуры алюмокомпозита типа СИАЛ следующим образом: СИАЛ-1441 ($n_{ме}/n_{пкм}$), где «СИАЛ» – обозначение типа МПКМ, «1441» – обозначение металлического сплава, $n_{ме}$ – количество листов из металлического сплава, $n_{пкм}$ – количество двухслойных прослоек из ПКМ. Подробная структура исследуемых МПКМ указана в Таблице 8.

Таблица 8 – Разновидности структур МПКМ для исследования

№	Структура МПКМ	Кол.-во слоев металла ($n_{ме}$)	Количество слоев ПКМ с направлением укладки*		
			0°/0°	0°/90°	±45°
1	СИАЛ-1441 (2/1)	2	2	1	2
2	СИАЛ-1441 (3/2)	3	4	2	4
3	СИАЛ-1441 (4/3)	4	6	3	6
4	СИАЛ-1441 (5/4)	5	8	4	8
5	СИАЛ-1441 (6/5)	6	10	5	10
6	СИАЛ-1441 (7/6)	7	12	6	12
7	СИАЛ-1441 (8/7)	8	14	7	14
8	СИАЛ-1441 (9/8)	9	16	8	16
9	СИАЛ-1441 (10/9)	10	18	9	18
*Указано количество слоев в одном направлении					

Характеристики материалов, используемых в исследуемых структурах МПКМ указаны в Таблицах 3 и 9.

Таблица 9 – Характеристики используемых металлических листов и ПКМ

Марка	μ_{12}/μ_{21}	τ_{12}/τ_{13} , МПа	δ , мм
Лист 1441РДТ1	0,33	270	0,3..0,5
Препрег КМКС-2м.120.Т60	0,35/0,0096	110/70	0,15
Примечание: для металлов $\mu=\mu_{12}=\mu_{21}$, $\tau_e=\tau_{12}$			

Для определения прочности пакетов МПКМ с различными толщинами металлических листов при различных направлениях укладки слоев ПКМ воспользуемся формулой (2.10). На Рисунке 2.8 показана зависимость предела

прочности МПКМ от толщины металлического листа и направлений укладки слоев ПКМ в пакете МПКМ. Из графика на Рисунке 2.8 видно, что толщина металлического листа в пакете МПКМ при укладке слоев ПКМ $\pm 45^\circ$ практически не влияет на предел прочности пакета МПКМ с увеличением количества металлических листов в пакете. Более подробно эту зависимость можно рассмотреть на Рисунке 2.11. Также из графика на Рисунке 2.8 видно, что с увеличением количества металлических листов в пакете МПКМ увеличивается и их предел прочности.

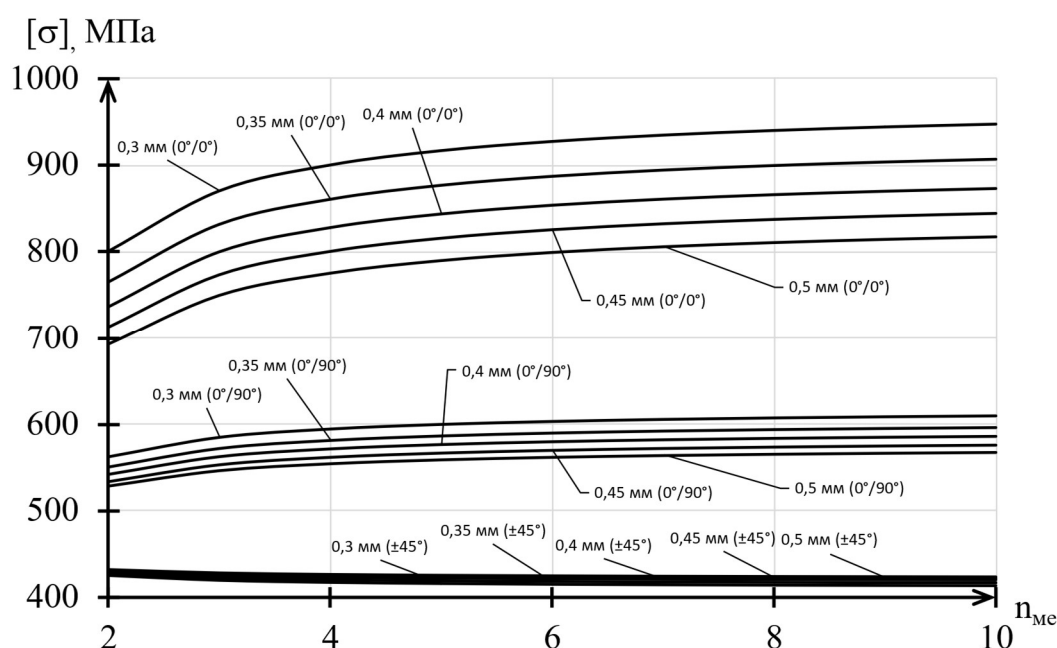


Рисунок 2.8 – Зависимость предела прочности пакета МПКМ от количества металлических листов в пакете при разных толщинах металлического листа и направления укладки слоев ПКМ

Рассмотрим подробнее зависимости предела прочности от толщины металлического листа и направления укладки слоев ПКМ в пакете МПКМ при количестве металлических листов от 2 до 10.

Согласно кривым на Рисунке 2.9 видно, что с увеличением толщины листа металла в пакете МПКМ предел прочности пакета с направлением укладки слоев ПКМ 0° снижается. При этом, с увеличением числа слоев из металлических листов

увеличивается и предел прочности пакета МПКМ.

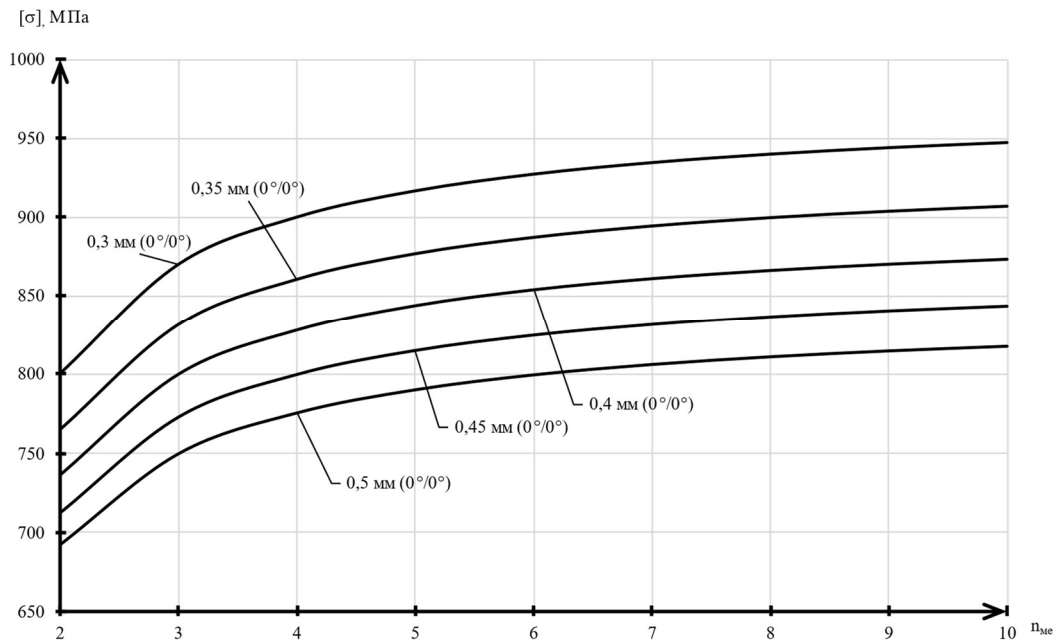


Рисунок 2.9 – Зависимость предела прочности пакета МПКМ с направлением укладки слоев ПКМ 0° при разных толщинах листа металла

Согласно кривым на Рисунке 2.10 видно, что с увеличением толщины листа металла в пакете МПКМ предел прочности с направлением укладки слоев ПКМ 0° и 90° снижается. При этом, с увеличением числа слоев из металлических листов увеличивается и предел прочности пакета МПКМ.

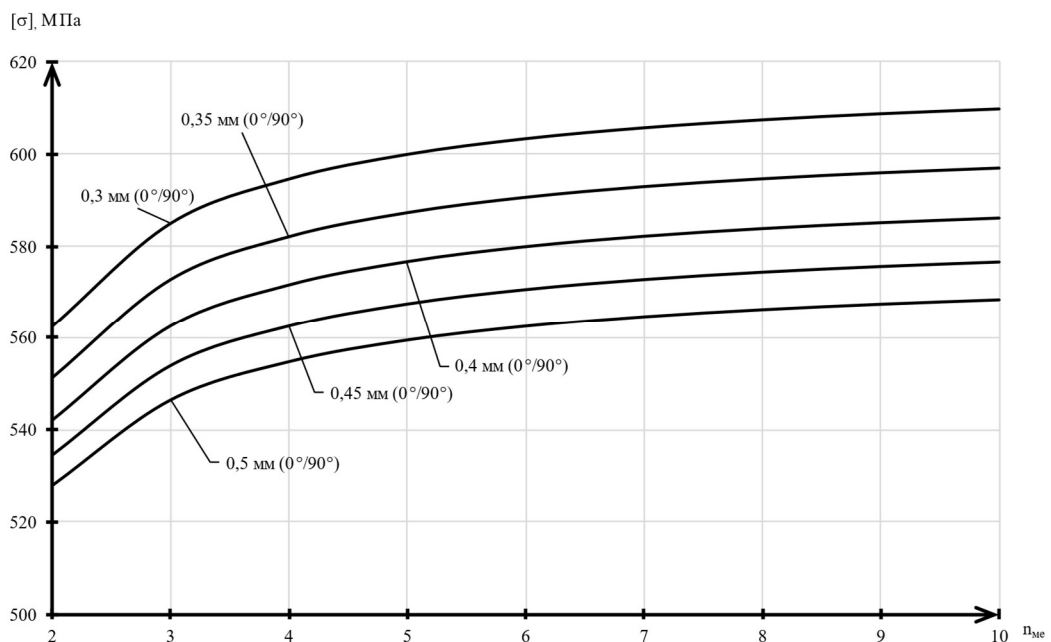


Рисунок 2.10 – Зависимость предела прочности пакета МПКМ с направлением укладки слоев ПКМ 0° и 90° при разных толщинах листа металла

Согласно кривым на Рисунке 2.11 видно, что с увеличением толщины листа металла в пакете МПКМ предел прочности с направлением укладки слоев ПКМ $\pm 45^\circ$ увеличивается. При этом, с увеличением числа слоев из металлических листов уменьшается предел прочности пакета МПКМ.

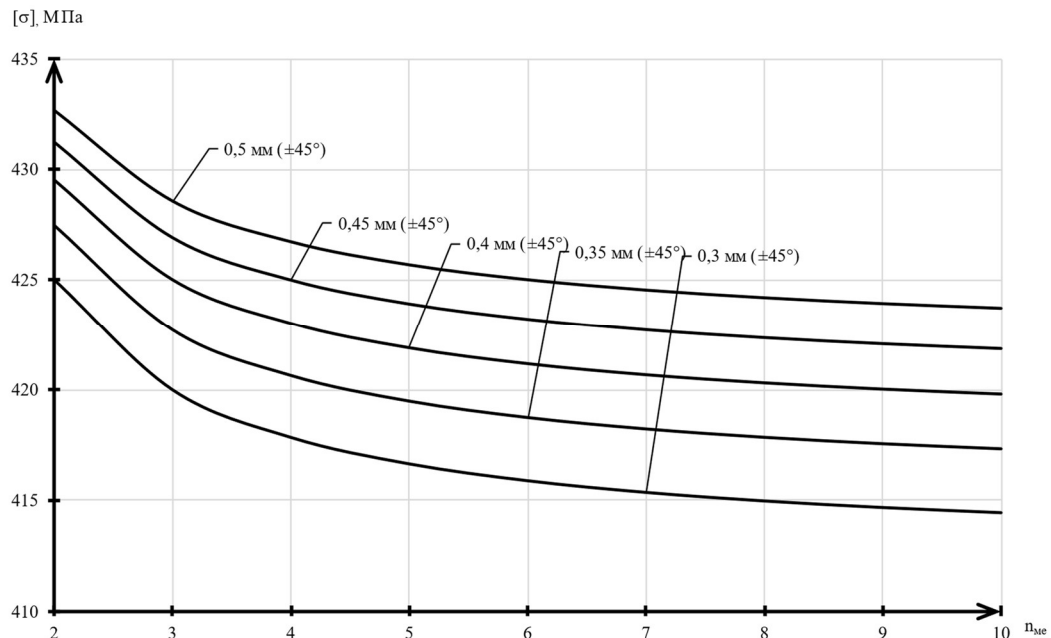


Рисунок 2.11 – Зависимость предела прочности пакета МПКМ с направлением укладки слоев ПКМ $\pm 45^\circ$ при разных толщинах листа металла

2.5 Заключение по главе 2

По главе 2 сформулируем следующее заключение:

1. Модифицированы формулы для определения допускаемых напряжений и механических характеристик произвольной структуры МПКМ;
2. Допустимые напряжения растяжения-сжатия МПКМ с укладкой слоев $\pm 45^\circ$ уменьшаются с увеличением количества слоев из металлических листов. Допустимые напряжения растяжения-сжатия МПКМ с укладкой слоев 0° и $0^\circ/90^\circ$ увеличиваются с увеличением толщины металлических листов;
3. Допускаемые напряжения сдвига у МПКМ выше, чем у ПКМ в $\approx 1,7$ раза;
4. Пластины из МПКМ под действием давления имеют значения прогибов больше, чем пластины из металла при тех же давлениях. Величина

прогиба обшивки из МПКМ больше величины прогиба металлической обшивки в **$\approx 1,4-1,5$ раза.**

Глава 3 Исследование свойств и напряженно-деформированного состояния элементов конструкций из МПКМ

3.1 Распределение усилий между слоями

По данным характеристикам МПКМ (Таблица 2) определим предельный поток нормальных усилий, который может воспринимать материал при растяжении, по следующей формуле [76, 77]:

$$q_{пр\ раст} = [\sigma_{В\ мпкм}] \cdot \delta_{мпкм} \quad (3.1)$$

$$q_{пр\ сдв} = [\tau_{В\ мпкм}] \cdot \delta_{мпкм} \quad (3.2)$$

Возьмём составную конструкцию, которую составляют два слоя различных материалов. Один из этих материалов является композиционным, другой – металлом. Примем следующее расположение и обозначение слоёв: верхний слой – ПКМ, нижний – металл (Рисунок 3.1).

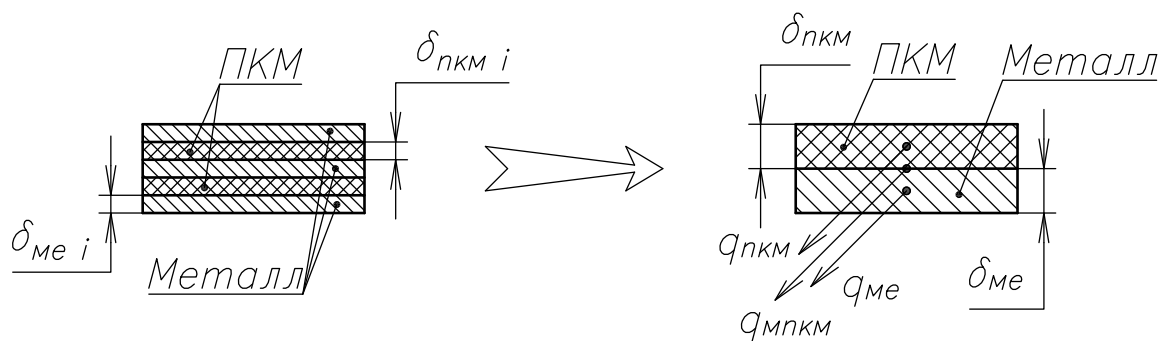


Рисунок 3.1 – МПКМ как модель составной конструкции

Для выяснения несущих свойств металлических и ПКМ слоев в составе пакета МПКМ, определим потоки нормальных усилий, воспринимаемые отдельно этими слоями. Воспользуемся преобразованными для составной конструкции, выполненной из разных материалов, соответствующими условиям

совместной деформации всех слоев в МПКМ, т.е. когда $\varepsilon_{МПКМ} = \varepsilon_{ПКМ} = \varepsilon_{ме}$ [78]:

$$q_{ме} = \frac{\sum \delta_{ме} \cdot n_{ме} \cdot E_{ме}}{\sum \delta_i \cdot n_i \cdot E_i} \cdot q_{пр\ расч} \quad (3.3)$$

$$q_{пкм} = \frac{\sum \delta_{пкм\ j} \cdot n_{пкм\ j} \cdot E_{пкм\ j}}{\sum \delta_i \cdot n_i \cdot E_i} \cdot q_{пр\ расч} \quad (3.4)$$

Результаты вычислений предельных потоков нормальных усилий и доли потоков в процентах от общего потока, воспринимаемых слоями, представлены в Таблице 4.

Распределение потока нормальных усилий между металлом и ПКМ в пакете МПКМ показано на Рисунке 3.2. Видно, что металлические листы в пакете МПКМ воспринимают значительно большую нагрузку, чем слои из ПКМ.

После определения расчетных значений прочности и упругости пакета МПКМ найдем распределение потока сил между слоями металла и ПКМ.

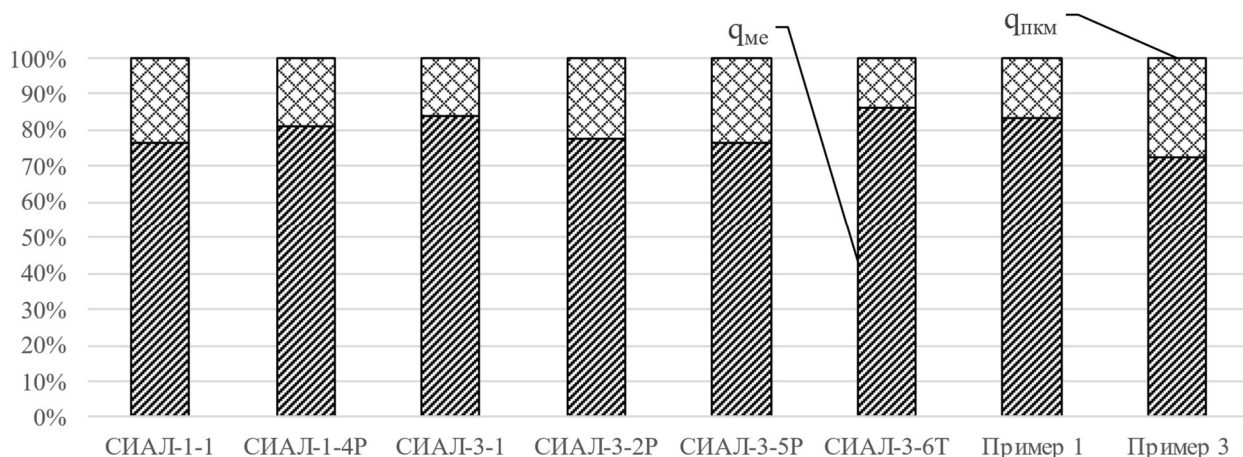


Рисунок 3.2 – Распределение потока сил в МПКМ между металлом и ПКМ

3.2 Местная устойчивость элементов конструкции из МПКМ

3.2.1 Местная потеря устойчивости стрингера из МПКМ уголкового сечения

Рассмотрим местную потерю устойчивости полки и стенки стрингера из МПКМ. Так как при сжатии может возникнуть местная и общая потеря

устойчивости, то необходимо провести оценку геометрических размеров обшивки и стрингеров, при которых не будет происходить местная потеря устойчивости. Найдем необходимую ширину полки и высоту стенки стрингера из стандартных МПКМ (Рисунок 3.3).

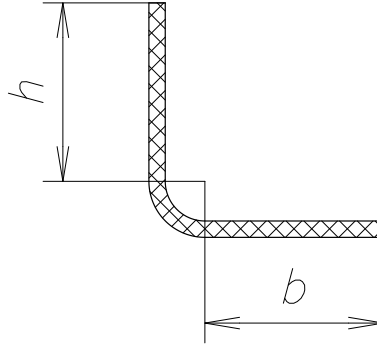


Рисунок 3.3 – Гнутый стрингер из МПКМ уголкового сечения

Чтобы провести оценку местной устойчивости элементов стрингера, воспользуемся формулой для изотропных материалов:

$$\sigma_{кр} = k \cdot E \cdot \frac{\delta^2}{b^2}, \quad (3.5)$$

где k – коэффициент закрепления элемента стрингера, E – модуль упругости элемента стрингера, b – ширина элемента стрингера, δ – толщина элемента стрингера. При этом, должно выполняться следующее условие устойчивости:

$$\sigma_{кр} \leq [\sigma_{0,2 \text{ мпкм}}] = 0,86 \cdot \sigma_{0,2 \text{ ме}} \quad (3.6)$$

После несложных преобразований получим следующую формулу:

$$b(k) = \sqrt{\frac{k_i \cdot E}{0,86 \cdot \sigma_{0,2 \text{ ме}}}} \cdot \delta \quad (3.7)$$

При определении высоты стрингера в формуле (3.7) b заменяем на h . Результаты вычислений ширины полки b и высоты стенки h указаны в таблице 10.

Таблица 10 – Геометрические размеры стрингеров из МПКМ

МПКМ	СИАЛ-1-1	СИАЛ-1-4Р	СИАЛ-3-1	СИАЛ-3-2Р	СИАЛ-3-5Р	СИАЛ-3-6Т
E , МПа	65545,45	70116,50	60000,00	69170,45	74192,31	58820,51
δ , мм	1,65	2,06	1,65	1,76	1,56	1,95
$[\sigma_{0,2 \text{ МПКМ}}]$, МПа	283,8	464,4	283,8	275,2	275,2	172
Полка						
k_1	0,45					
k_2	0,8					
$b(k_1)$, мм	16,82	16,98	16,09	18,72	17,18	24,19
$b(k_2)$, мм	22,43	22,64	21,46	24,96	22,91	32,25
$b(k_1)/\delta$	10,19	8,24	9,75	10,64	11,01	12,41
$b(k_2)/\delta$	13,59	10,99	13,01	14,18	14,69	16,54
Стенка						
k_3	2,50					
$h(k_3)$	39,65	40,02	37,93	44,12	40,50	57,02
$h(k_3)/\delta$	24,03	19,43	22,99	25,07	25,96	29,24
$h(k_3)/b(k_1)$	2,36	2,36	2,36	2,36	2,36	2,36
$h(k_3)/b(k_2)$	1,77	1,77	1,77	1,77	1,77	1,77

3.2.2 Местная потеря устойчивости стрингера из МПКМ таврового сечения с присоединенной обшивкой

Рассмотрим местную потерю устойчивости полки и стенки стрингера таврового сечения с присоединенной обшивкой из МПКМ. Найдем необходимую ширину полки и высоту стенки стрингера из стандартных МПКМ (Рисунок 3.4).

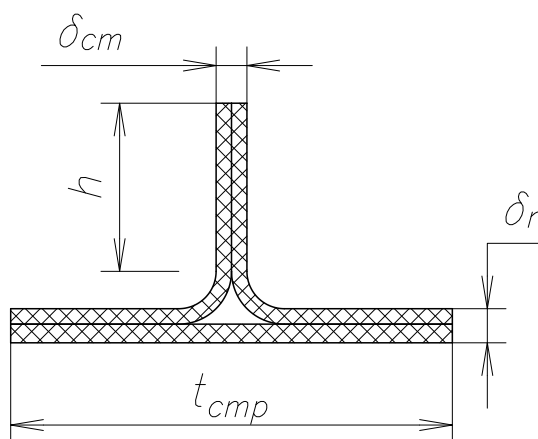


Рисунок 3.4 – Сечение панели со стрингером таврового сечения

Для анализа воспользуемся формулой (3.7). Результаты вычислений ширины полки b и высоты стенки h указаны в Таблице 11.

Таблица 11 – Геометрические размеры стрингеров из МПКМ

МПКМ	СИАЛ-1-1	СИАЛ-1-4Р	СИАЛ-3-1	СИАЛ-3-2Р	СИАЛ-3-5Р	СИАЛ-3-6Т
Сдвоенная стенка стрингера						
k_4	0,4					
E , МПа	63583,33	69663,64	58500,00	68715,79	73270,59	57619,05
δ_{cm} , мм	3,6	4,4	3,6	3,8	3,4	4,2
$h(k_4)$, мм	34,08	34,08	32,69	37,98	35,09	48,62
$h(k_4)/\delta_{cm}$	9,47	7,75	9,08	9,99	10,32	11,58
Обшивка с полкой стрингера						
k_5	3,6					
E , МПа	63583,33	69663,64	58500,00	68715,79	73270,59	57619,05
δ_n , мм	3,6	4,4	3,6	3,8	3,4	4,2
$t_{cmp}(k_5)$, мм	102,24	102,25	98,07	113,93	105,26	145,85

3.2.3 Местная потеря устойчивости обшивки из МПКМ между стрингерами

Рассмотрим местную потерю устойчивости полки и стенки стрингера таврового сечения с присоединенной обшивкой из МПКМ. Найдем необходимую ширину полки и высоту стенку стрингера из стандартных МПКМ (Рисунок 3.5).

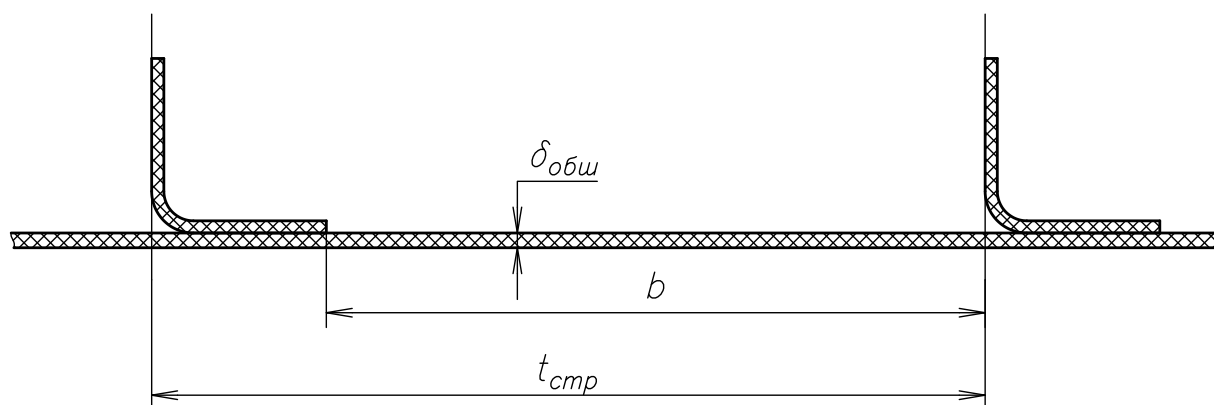


Рисунок 3.5 – Сечение панели с тонкой обшивкой

Для анализа воспользуемся формулой (3.7). Результаты вычислений ширины полки b и высоты стенки h указаны в Таблице 12.

Таблица 12 – Геометрические размеры обшивок из МПКМ

МПКМ	СИАЛ-1-1	СИАЛ-1-4Р	СИАЛ-3-1	СИАЛ-3-2Р	СИАЛ-3-5Р	СИАЛ-3-6Т
Обшивка между поясами стрингеров						
k_6	3,6					
E , МПа	65545,45	70116,50	60000,00	69170,45	74192,31	58820,51
$\delta_{обш}$, мм	1,65	2,06	1,65	1,76	1,56	1,95
$b(k_6)$, мм	47,58	48,03	45,52	52,94	48,60	68,42
$b(k_6)/\delta_{обш}$	28,83	23,31	27,59	30,08	31,15	35,09

3.2.4 Местная потеря устойчивости обшивки из МПКМ при разных конструктивных параметрах с учетом связующего

Рассмотрим влияние различных толщин металлических листов при разных направлениях укладки слоев ПКМ на критическую нагрузку потери устойчивости при сжатии пакета МПКМ. Расчетная схема нагружения пакета МПКМ представлена на Рисунке 3.6.



Рисунок 3.6 – Расчетная схема нагружения пакета МПКМ

Для оценки устойчивости при сложном нагружении применяют критерии устойчивости (по аналогии с прочностью). Наиболее часто в расчете используют формулу:

$$-\frac{q_x}{q_{xкр}} - \frac{q_y}{q_{yкр}} + \frac{q_{xy}^2}{q_{xyкр}^2} \leq 1 \quad (3.8)$$

где $q_{xкр}$, $q_{yкр}$, $q_{xyкр}$ – критические усилия при изолированном сжатии по осям X , Y и при сдвиге.

Для определения критической нагрузки потери устойчивости пакета МПКМ справедливы формулы для слоистых материалов по Васильеву В.В., Дудченко А.А., Карпову Я.С. [79-82]:

$$q_{x\text{кр}} = \frac{\pi^2 \cdot \sqrt{B_{11} \cdot B_{22}} \cdot \delta_{\Sigma}^3}{12 \cdot b^2} \cdot \left[\sqrt{\frac{B_{11}}{B_{22}}} \cdot \left(\frac{m}{c}\right)^2 + 2 \cdot \frac{B_{12} + 2 \cdot B_{33}}{\sqrt{B_{11} \cdot B_{22}}} + \sqrt{\frac{B_{22}}{B_{11}}} \cdot \left(\frac{c}{m}\right)^2 \right] \quad (3.9)$$

$$q_{y\text{кр}} = \frac{\pi^2 \cdot \sqrt{B_{11} \cdot B_{22}} \cdot \delta_{\Sigma}^3}{12 \cdot b^2} \cdot \left[\sqrt{\frac{B_{11}}{B_{22}}} \cdot \left(\frac{1}{n \cdot c}\right)^2 + 2 \cdot \frac{B_{12} + 2 \cdot B_{33}}{\sqrt{B_{11} \cdot B_{22}}} + \sqrt{\frac{B_{22}}{B_{11}}} \cdot (n \cdot c)^2 \right] \quad (3.10)$$

$$q_{xy\text{кр}} = \frac{\pi^2 \cdot \sqrt{B_{11} \cdot B_{22}} \cdot \delta_{\Sigma}^2}{12 \cdot a \cdot b} \cdot K_{xy}, \quad (3.11)$$

где B_{ij} – коэффициент жесткости, $c=a/b$, а m и n являются целыми числами и должны удовлетворять следующим неравенствам:

$$m \cdot (m-1) < c^2 \cdot \sqrt{\frac{B_{22}}{B_{11}}} < m \cdot (m+1) \quad (3.12)$$

$$n \cdot (n-1) < \frac{1}{c^2} \cdot \sqrt{\frac{B_{11}}{B_{22}}} < n \cdot (n+1) \quad (3.13)$$

Коэффициент опирания шарнирно-опертых пластин при сдвиге K_{xy} определяют численно путем разложения функции прогиба в виде двойного тригонометрического ряда по синусам с удержанием 3600 членов (по 60 по осям X и Y). Значения коэффициента K_{xy} приведены в табл. П.1.1-П.1.38 [82]. При выборе K_{xy} для промежуточных величин указанных параметров достаточно воспользоваться линейной интерполяцией между двумя соседними точками.

Согласно кривым на Рисунке 3.7 видно, что при одной толщине листа, направление укладки слоев ПКМ практически не влияет на значение

критического усилия для пакета МПКМ.

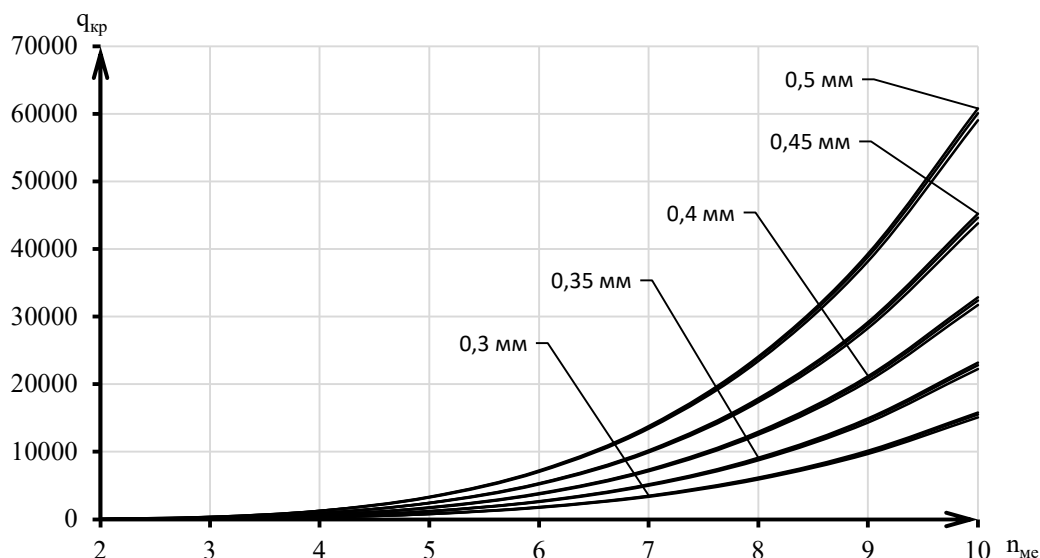


Рисунок 3.7 – Зависимость критического потока от количества листов металла в пакете МПКМ при разных толщинах листа и направлений укладки слоев ПКМ

Полученные результаты для полок и стенок стрингеров, а также для обшивки между полками стрингеров можно учитывать при проектировании стрингерной панели. Для МПКМ существует требование о недопустимости местной и общей потери устойчивости ввиду недостаточности исследований на эту тему. Но МПКМ можно подвергать формообразованию гибкой (Глава 5) и поэтому необходимо проводить натурные исследования на образцах для получения ответов о допущении возникновения в конструкциях из МПКМ местной потери устойчивости.

3.3 Несущие свойства МПКМ в стрингерной панели

Произведем оценку несущей способности составной конструкции агрегатов планера, состоящие из разных материалов. Например, стрингер панели крыла из металлического сплава и присоединенная к нему обшивка панели из ПКМ или МПКМ (Рисунок 3.8). Вопросы проектирования и расчета напряженно-

деформированного состояния (НДС) составных конструкций изложены в работах [64, 75, 78, 83, 84].

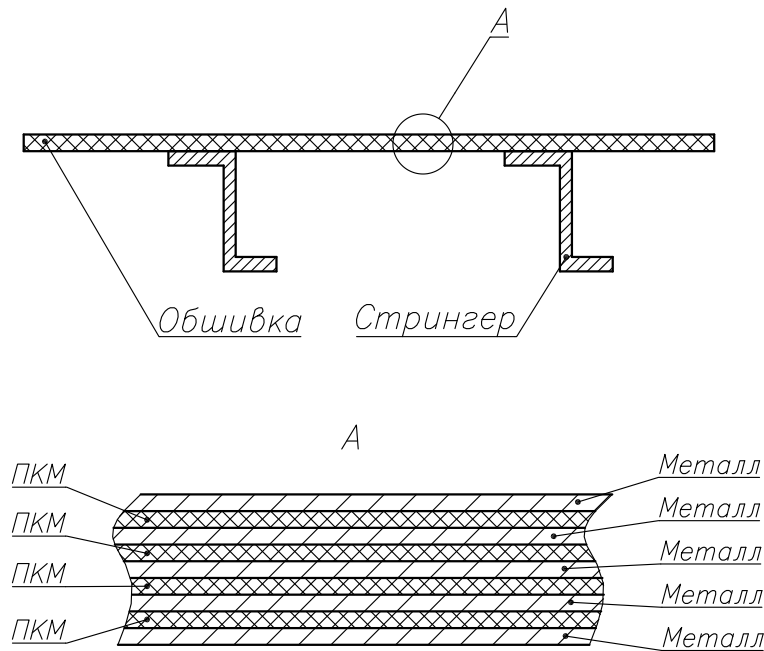


Рисунок 3.8 – Составная конструкция: металлический стрингер и обшивка из МПКМ

Рассмотрим методику расчета НДС и разрушающей нагрузки фрагмента сборной панели крыла самолета (Рисунок 3.8) [78, 85], работающего в зоне растяжения и выполненного из металла (стрингер) и МПКМ (обшивка).

Фрагмент панели будем рассматривать как условно однородный и слоистый, т.е. стрингеры как бы «размазываются» по всей ширине фрагмента панели. Такая упрощающая операция позволяет перейти от анализа фрагмента стрингерной панели к гладкой двухслойной пластине.

Пусть элементы сборной панели крыла самолета, представленных на Рисунке 3.9, имеют толщины $\delta_{стр}$ и $\delta_{обш}$.

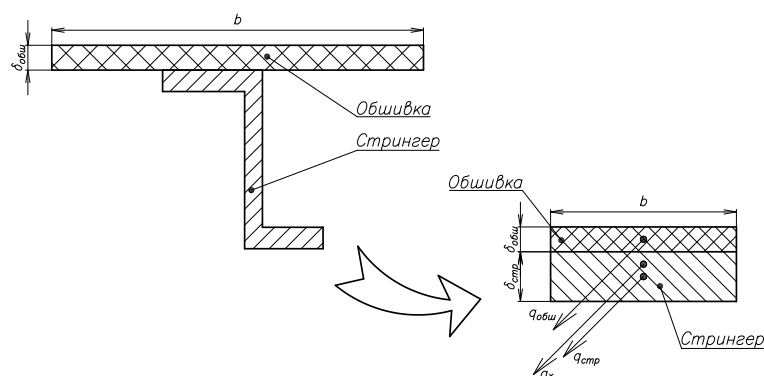


Рисунок 3.9 – Конструктивный вариант составного элемента сборной панели крыла самолета

Считаем, что нагрузка на погонный метр, распределенная по ширине b панели крыла в целом, равна q_x , а действующие нагрузки на его составляющие элементы: $q_{стр}$ и $q_{обш}$.

Рассмотрим конструктивный вариант сборной панели крыла самолета в следующем виде: стрингер из металла + обшивка из МПКМ.

Считаем, что сначала спроектирован стрингер панели, который несет основную нагрузку и для которого определена $\delta_{стр}$. Затем для повышения несущей способности к стрингеру с внешней стороны присоединяется обшивка различной толщиной $\delta_{обш}$ из МПКМ (различного количества металлических слоев). Требуется определить механические характеристики и конструктивные параметры МПКМ для получения рациональной стрингерной панели.

Исходная толщина стрингера, выполненного из металла, определяется из условия равенства действующих и разрушающих напряжений:

$$\delta_{стр} = \frac{q_x}{\sigma_B}, \quad (3.14)$$

где σ_B – предел прочности металла при растяжении.

Для различных сочетаний характеристик элементов из металла и МПКМ слоистой пластины проведены расчеты НДС элементов с использованием программы Microsoft Excel. В результате определены погонные усилия q_i , действующие напряжения σ_i , деформации $\varepsilon_{i\text{тек}}$ и коэффициенты запасов прочности η_i .

В рассматриваемых вариантах критерием выбора материала и параметров добавляемого элемента является запас прочности элементов вновь полученной составной конструкции, который должен быть больше или равен единицы отдельно для каждого элемента. Ожидается, что коэффициент запаса прочности конструкции, состоящей из исходного и добавленного элементов, будет увеличиваться и больше 1. Однако для добавленного элемента значение коэффициента запаса прочности не определено, т.е. оно может быть больше или меньше 1 в зависимости от сочетания материала и толщины добавленного элемента. Поэтому необходимо определить такой дополнительный элемент,

который по механическим характеристикам и конструкционным параметрам будет иметь запас прочности больше 1 и, соответственно, обеспечивать необходимую дополнительную несущую способность стрингерной панели.

Таким образом, при изучении особенностей характеристик составной конструкции необходимо определить следующее:

- НДС в элементах сборной стрингерной панели в зависимости от их заданных механических характеристик и конструктивных параметров;
- характерные зависимости НДС сборной панели от конструктивных параметров составных элементов панели.

Физико-механические характеристики рассматриваемых материалов приведены в Таблицах 13 и 14.

Таблица 13 – Характеристики материалов стрингеров

№	Материал	Плотность ρ , кг/м ³	Удельный вес γ , Н/м ³	Предел прочности σ_v , МПа	Модуль упругости E , МПа	Удельная прочность L , м	Пределная деформация $\varepsilon_{пр.ме}$, %
1-1	30ХГСА	7850	77008,50	1100	210000	14284	0,52
1-2	АК4-1ч	2760	27075,60	400	72000	14773	0,56
1-3	1441РДТ1	2590	25407,90	450	79000	17711	0,57
1-4	Д19АТ	2670	26192,70	420	67000	16035	0,63
1-5	ОТ-4	4550	44635,50	700	110000	15683	0,64
1-6	В-1469Т1	2670	27958,50	560	78000	20030	0,72
1-7	В95	2850	43654,50	640	72000	14661	0,89
1-8	ВТ20	4450	27468,00	1150	120000	41867	0,96
1-9	ВТ23	4570	44831,70	1300	110000	28997	1,18

Таблица 14 – Характеристики обшивок из МПКМ

№	Материал	Плотность ρ , кг/м ³	Удельный вес γ , Н/м ³	Предел прочности $\sigma_{вмпкм}$, МПа	Модуль упругости $E_{мпкм}$, МПа	Удельная прочность $L_{мпкм}$, м	Пределная деформация $\varepsilon_{пр.мпкм}$, %
2-1	СИАЛ-1441 (2/1)	2353	23082,93	765	67900,00	33141	1,13
2-2	СИАЛ-1441 (3/2)	2303	22589,75	832	65545,45	36823	1,27
2-3	СИАЛ-1441 (4/3)	2281	22375,33	861	64521,74	38474	1,33
2-4	СИАЛ-1441 (5/4)	2269	22255,40	877	63949,15	39412	1,37
2-5	СИАЛ-1441 (6/5)	2261	22178,78	888	63583,33	40016	1,40
2-6	СИАЛ-1441 (7/6)	2255	22125,59	895	63329,41	40438	1,41
2-7	СИАЛ-1441 (8/7)	2251	22086,51	900	63142,86	40749	1,43
2-8	СИАЛ-1441 (9/8)	2248	22056,59	904	63000,00	40988	1,44
2-9	СИАЛ-1441 (10/9)	2246	22032,94	907	62887,10	41177	1,44

Для расчета НДС используем метод совместных деформаций, основанный на балочной теории прочности авиационной конструкции. Допустим, что при действии сил (погонных усилий) растяжения, значения деформации сборной панели в целом и деформации отдельных составляющих элементов – одинаковые (в общем случае деформации в элементах сборной панели могут быть разными, и тогда возникает вопрос о способе соединения этих элементов между собой).

Выражение для обобщенной жесткости сборной панели в целом соответствует общему правилу смеси, т.е. обобщенная жесткость пакета равна сумме произведений модуля упругости элемента на его относительную толщину [75]:

$$E_x = E_{me} \cdot \overline{\delta}_{me} + E_{пкм} \cdot \overline{\delta}_{пкм}, \quad (3.15)$$

где:

E_{me} – модуль упругости слоя из металла;

$E_{пкм}$ – модуль упругости слоя из ПКМ;

$\overline{\delta}_{me}$ – относительная толщина слоя из металла;

$\overline{\delta}_{пкм}$ – относительная толщина слоя из ПКМ.

Тогда

$$q_{стр} = q_x \cdot \frac{E_{стр} \cdot \overline{\delta}_{стр}}{E_{стр} \cdot \overline{\delta}_{стр} + E_{обш} \cdot \overline{\delta}_{обш}} = q_x \cdot \frac{E_{стр} \cdot \overline{\delta}_{стр}}{E_x} \quad (3.16)$$

$$q_{обш} = q_x \cdot \frac{E_{обш} \cdot \overline{\delta}_{обш}}{E_x} \quad (3.17)$$

Общее выражение соответственно для погонных усилий и для напряжений в элементах имеет вид:

$$q_i = q_x \cdot \frac{E_i \cdot \overline{\delta}_i}{E_x} \quad (3.18)$$

$$\sigma_i = \sigma_x \cdot \frac{E_i}{E_x}, \quad (3.19)$$

где $\sigma_x = \frac{q_x}{\delta_\Sigma}$.

Напряжения в элементах сборной панели:

$$\sigma_{стр} = \sigma_x \cdot \frac{E_{стр}}{E_x} \quad (3.20)$$

$$\sigma_{обш} = \sigma_x \cdot \frac{E_{обш}}{E_x} \quad (3.21)$$

Определив действующие напряжения в элементах сборной панели, рассчитаем коэффициент запаса прочности элементов как отношение расчетного разрушающего напряжения к действующему напряжению.

За расчетное разрушающее напряжение элемента из металла принимаем σ_B – предел прочности материала при растяжении. При определении расчетного разрушающего напряжения для элемента сборной панели из МПКМ необходимо учитывать, что реальный элемент из слоистых материалов представляет собой пакет из слоев с разной структурой и разных марок материала. Разрушающее напряжение пакета с разной структурой определяется либо по упрощенным формулам, либо по экспериментальным данным.

Элемент из МПКМ [19] представляет собой пакет из монослоев препрега КМКС-2м.120.Т60 [11], имеющих нулевой угол ориентации слоев относительно оси OX панели, и слоев из тонких алюминиевых листов из сплава 1441 [8] с толщиной 0,35 мм. Такой материал обозначается как СИАЛ-1441 (n/m), где n – это количество слоев металла, а m – количество двухслойных прослоек из ПКМ. Тогда за разрушающее напряжение элемента из МПКМ принимается расчетное значение предела прочности на растяжение в направлении главной оси упругости, найденное по расчетной формуле (2.10) [76, 80].

Кроме того, не учитывается введение в запас прочности элемента из МПКМ дополнительного коэффициента безопасности $f_{дон}=1,25$, который в соответствии с нормами летной годности вводится при проектировании элементов из ПКМ и МПКМ.

Учитывая вышеизложенное, коэффициенты запасов прочности элементов панели определяем по соотношениям:

$$\eta_{стр} = \frac{\sigma_B}{\sigma_{стр}} \quad (3.22)$$

$$\eta_{обш} = \frac{[\sigma_{в.мпкм}]}{\sigma_{обш}} \quad (3.23)$$

Коэффициент запаса прочности элементов панели можно определить, зная выражение $\sigma = E \cdot \varepsilon_{тек}$, где σ – действующее напряжение; E – модуль упругости материала; $\varepsilon_{тек}$ – расчетное текущее значение деформации элемента, и принимая, что линейная зависимость напряжений от деформации сохраняется вплоть до напряжений предела прочности материала, получаем:

$$\text{для металла } \sigma_B = E \cdot \varepsilon_{пр.ме}, \text{ а для МПКМ } [\sigma_{в.мпкм}] = E_{мпкм} \cdot \varepsilon_{пр.мпкм},$$

где $\varepsilon_{пр.ме}$ и $\varepsilon_{пр.мпкм}$ – предельная деформация металла и МПКМ [18] соответственно (Таблицы 13 и 14).

Тогда коэффициент запаса прочности имеет вид:

для металла

$$\eta_{стр.ме} = \frac{\sigma_B}{\sigma_{стр.ме}} = \frac{E \cdot \varepsilon_{пр.ме}}{E \cdot \varepsilon_{тек.ме}} = \frac{\varepsilon_{пр.ме}}{\varepsilon_{тек.ме}}, \quad (3.24)$$

для МПКМ

$$\eta_{обш} = \frac{[\sigma_{в.мпкм}]}{\sigma_{обш}} = \frac{E_{мпкм} \cdot \varepsilon_{пр.мпкм}}{E_{мпкм} \cdot \varepsilon_{тек.ме}} = \frac{\varepsilon_{пр.мпкм}}{\varepsilon_{тек.ме}}, \quad (3.25)$$

Таким образом, коэффициент запаса прочности элемента определяется либо отношением предела прочности к действующему напряжению, либо отношением предельной деформации элемента к расчетному текущему значению деформации элемента.

Результаты расчета НДС элементов сборной панели приведены в Таблице 15. Расчеты проведены для металлического элемента из сплава В95 толщиной $\delta_{нояс}=7,81$ мм при $q_x=5000$ Н/мм. Толщина добавленного элемента из МПКМ,

выполненного из металлических листов алюминий-литиевого сплава 1441РДТ1 и стеклопластикового препрега марки КМКС-2м.120.Т60 [11], меняется в зависимости от количества металлических листов в пакете МПКМ.

Из Таблицы 15 видно, что запас прочности элемента из металла $\eta_{стр}$, при исходном значении $\eta=1$ и наличии дополнительных элементов из МПКМ разных толщин, увеличивается. При этом запасы прочности элементов из МПКМ также увеличиваются. У МПКМ запас прочности тоже больше 1 и, таким образом, несущая способность всего фрагмента сборной панели увеличивается.

Таблица 15 – Расчет НДС для В95

№	Материал	E , МПа	σ_e , МПа	δ_{is} , мм	$\epsilon_{инп}$, %	E_x , МПа	σ_x , МПа	σ_i , МПа	η_i	$\epsilon_{итек}$, %
1-6	В95	72000	640	7,81	0,89	71535	567	571	1,12	0,79
2-1	СИАЛ-1441 (2/1)	67900	765	1,00	1,13			539	1,42	
1-6	В95	72000	640	7,81	0,89	70875	528	537	1,19	0,75
2-2	СИАЛ-1441 (3/2)	65545	832	1,65	1,27			489	1,70	
1-6	В95	72000	640	7,81	0,89	70299	494	506	1,26	0,70
2-3	СИАЛ-1441 (4/3)	64522	861	2,30	1,33			454	1,90	
1-6	В95	72000	640	7,81	0,89	69793	465	479	1,34	0,67
2-4	СИАЛ-1441 (5/4)	63949	877	2,95	1,37			426	2,06	
1-6	В95	72000	640	7,81	0,89	69345	438	455	1,41	0,63
2-5	СИАЛ-1441 (6/5)	63583	888	3,60	1,40			402	2,21	
1-6	В95	72000	640	7,81	0,89	68945	415	433	1,48	0,60
2-6	СИАЛ-1441 (7/6)	63329	895	4,25	1,41			381	2,35	
1-6	В95	72000	640	7,81	0,89	68586	393	413	1,55	0,57
2-7	СИАЛ-1441 (8/7)	63143	900	4,90	1,43			362	2,49	
1-6	В95	72000	640	7,81	0,89	68262	374	395	1,62	0,55
2-8	СИАЛ-1441 (9/8)	63000	904	5,55	1,44			345	2,62	
1-6	В95	72000	640	7,81	0,89	67968	357	378	1,69	0,52
2-9	СИАЛ-1441 (10/9)	62887	907	6,20	1,44			330	2,75	

На Рисунке 3.10 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 3.10, а: ОТ-4 и Д19АТ),

так и для элементов из МПКМ (Рисунок 3.10, б: ОТ-4 и Д19АТ) при этих самых элементах из металла.

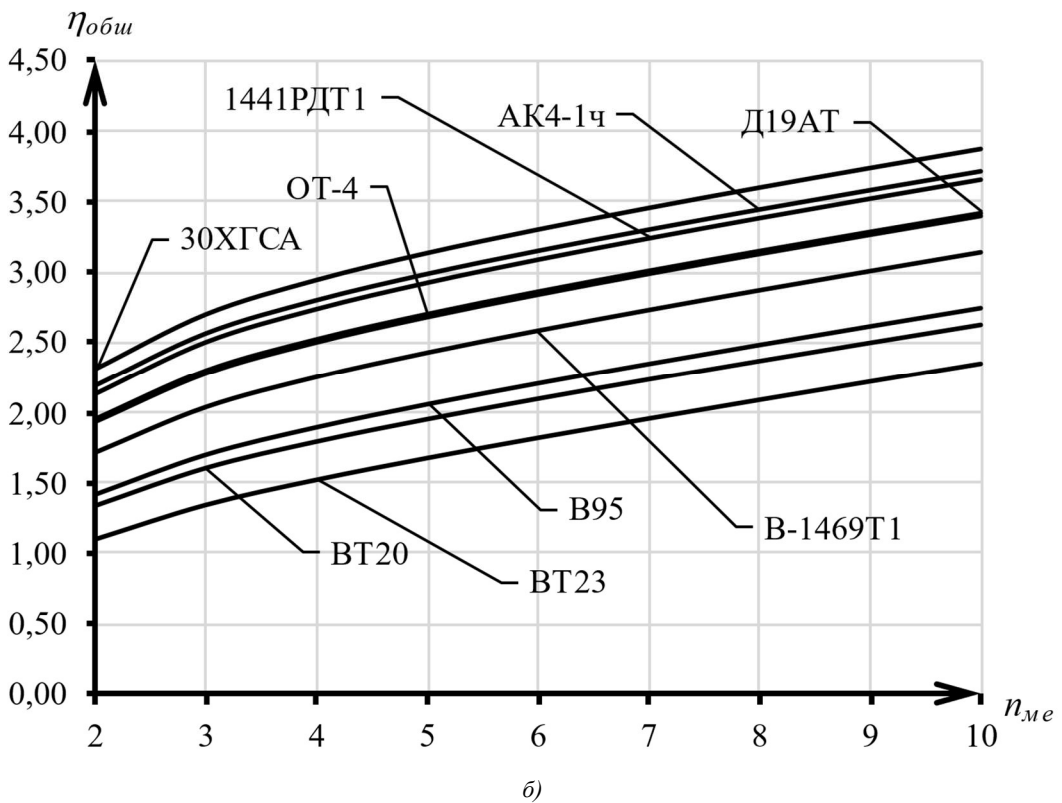
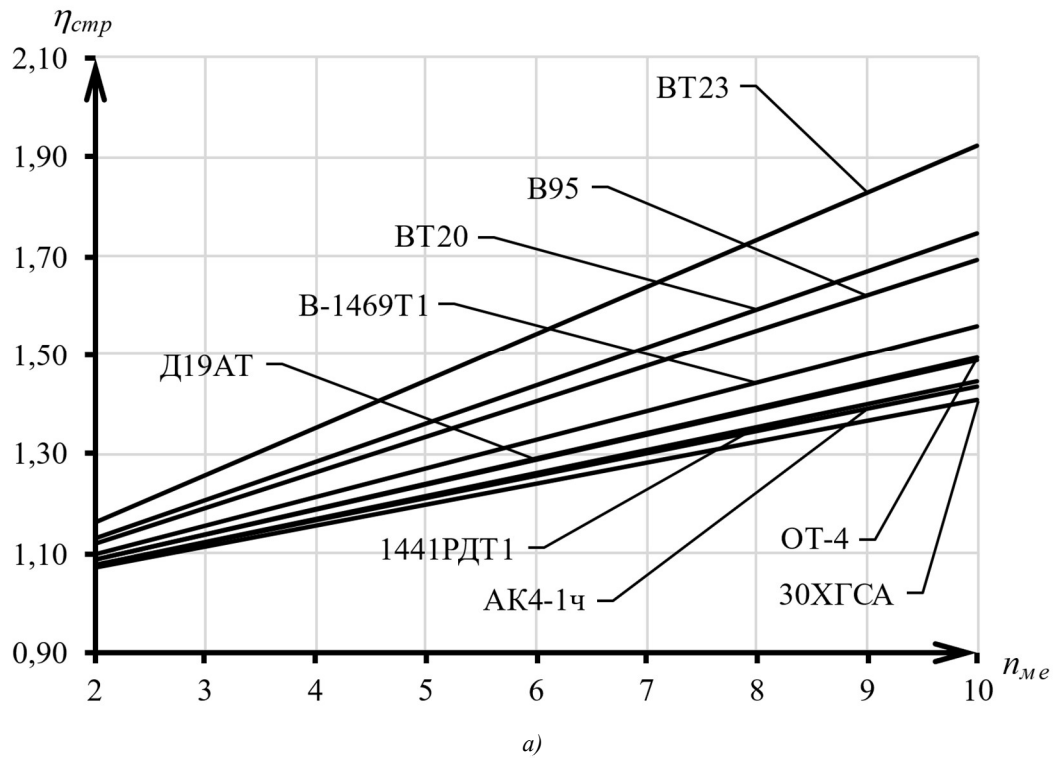


Рисунок 3.10 – Зависимость запасов прочности от количества слоев металла в МПКМ для элемента из металла (а) в сборной панели и для элемента из МПКМ (б)

На Рисунке 3.11 показаны зависимости запасов прочности η элементов из СИАЛ-1441 (3/2) в составе смешанной конструкции от толщины элемента из металла для разных марок металла. Видно, что запас прочности элемента из СИАЛ-1441 (3/2) и элементов из 30ХГСА всегда больше 1, и поэтому запас прочности всего фрагмента сборной панели удовлетворительный. Так же, если толщина элемента из металла меньше 3 мм, то запас прочности элемента из СИАЛ-1441 (3/2) тоже меньше 1.

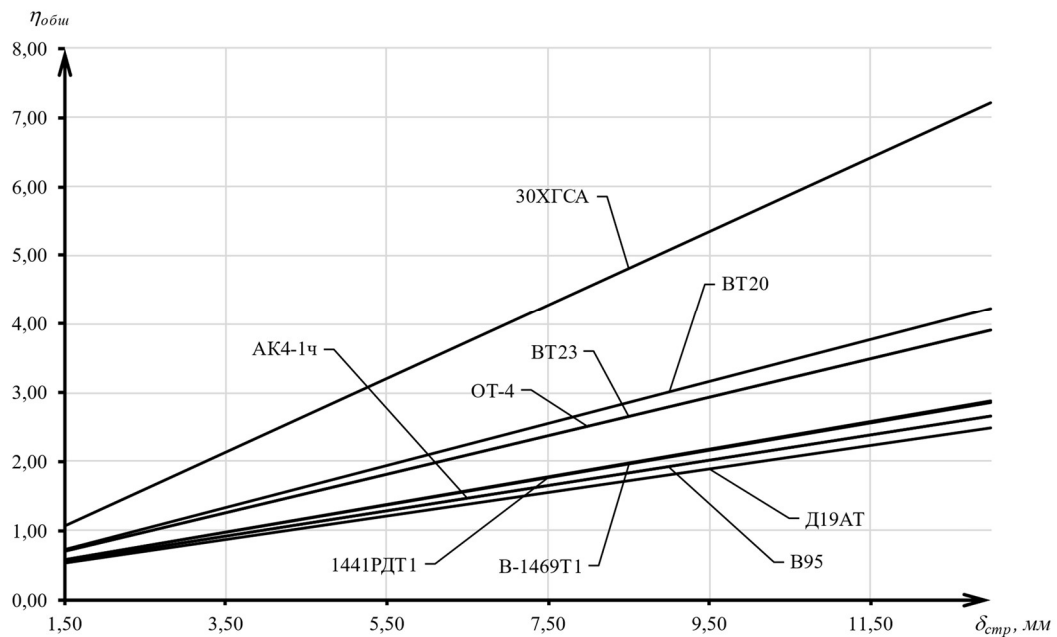
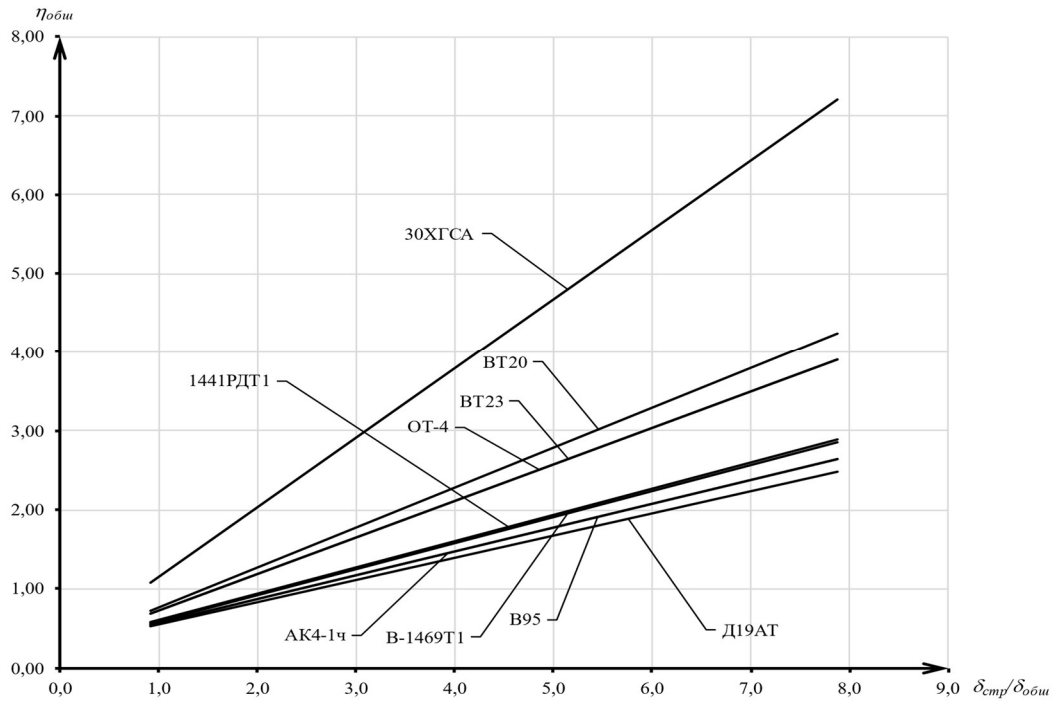


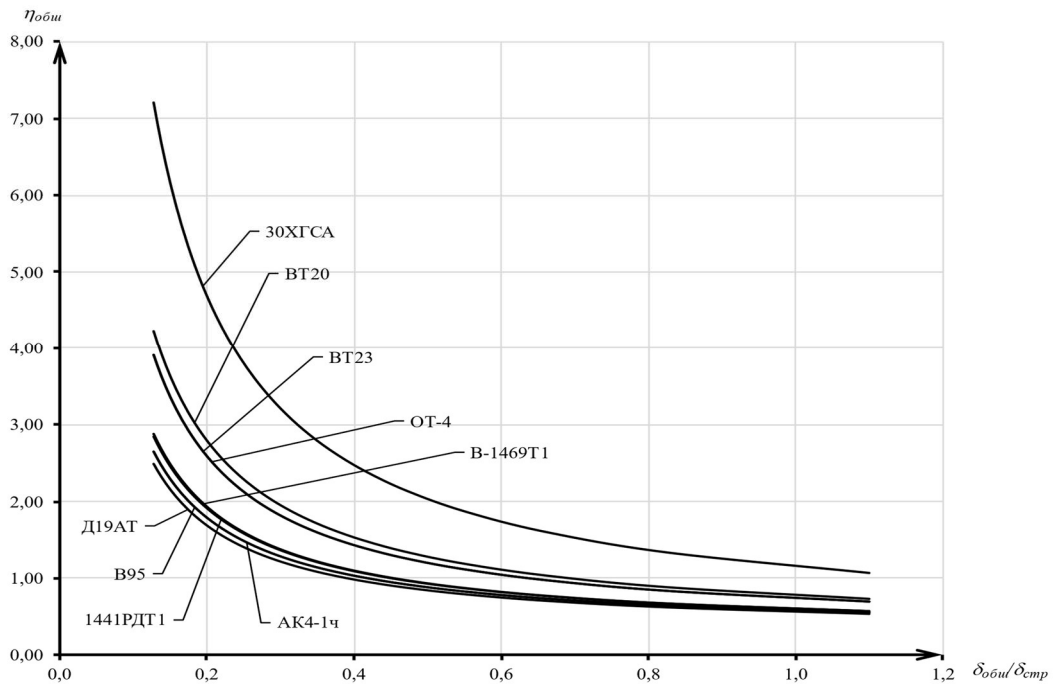
Рисунок 3.11 – Зависимость запасов прочности элемента из СИАЛ-1441 (3/2) в сборной панели от толщины элемента из металла

На Рисунке 3.12 представлены зависимости коэффициентов запасов прочности элемента сборной панели – обшивки из СИАЛ-1441 (3/2) при сочетании с различными металлами для определения требуемой толщины элементов из металла: a – при отношении толщины стрингера к толщине обшивки; b – при отношении толщины обшивки к толщине стрингера. При отношении толщины стрингера к толщине обшивки зависимость запасов прочности обшивки из СИАЛ-1441 (3/2) имеет линейный характер, а при обратном отношении толщин

элементов сборной панели – гиперболический характер.



а)



б)

Рисунок 3.12 – Зависимость запасов прочности обшивки из СИАЛ-1441 (3/2) в сборной панели от относительной толщины

Вызывают интерес зависимости параметров НДС от предельной деформации элементов. На Рисунке 3.13 показаны зависимости запасов прочности η в элементах из металла от предельной деформации ε элементов из МПКМ разных марок и

зависимости запасов прочности η в элементах из МПКМ от предельной деформации ε элементов из металла разных марок. Видно, что запас прочности в элементах из металла разных марок $\eta > 1$. Запас прочности в присоединяемых элементах из МПКМ при малом значении предельной деформации элементов из металла, значительно отличающихся от величины элементов из МПКМ, запасы прочности металла и МПКМ также существенно различаются.

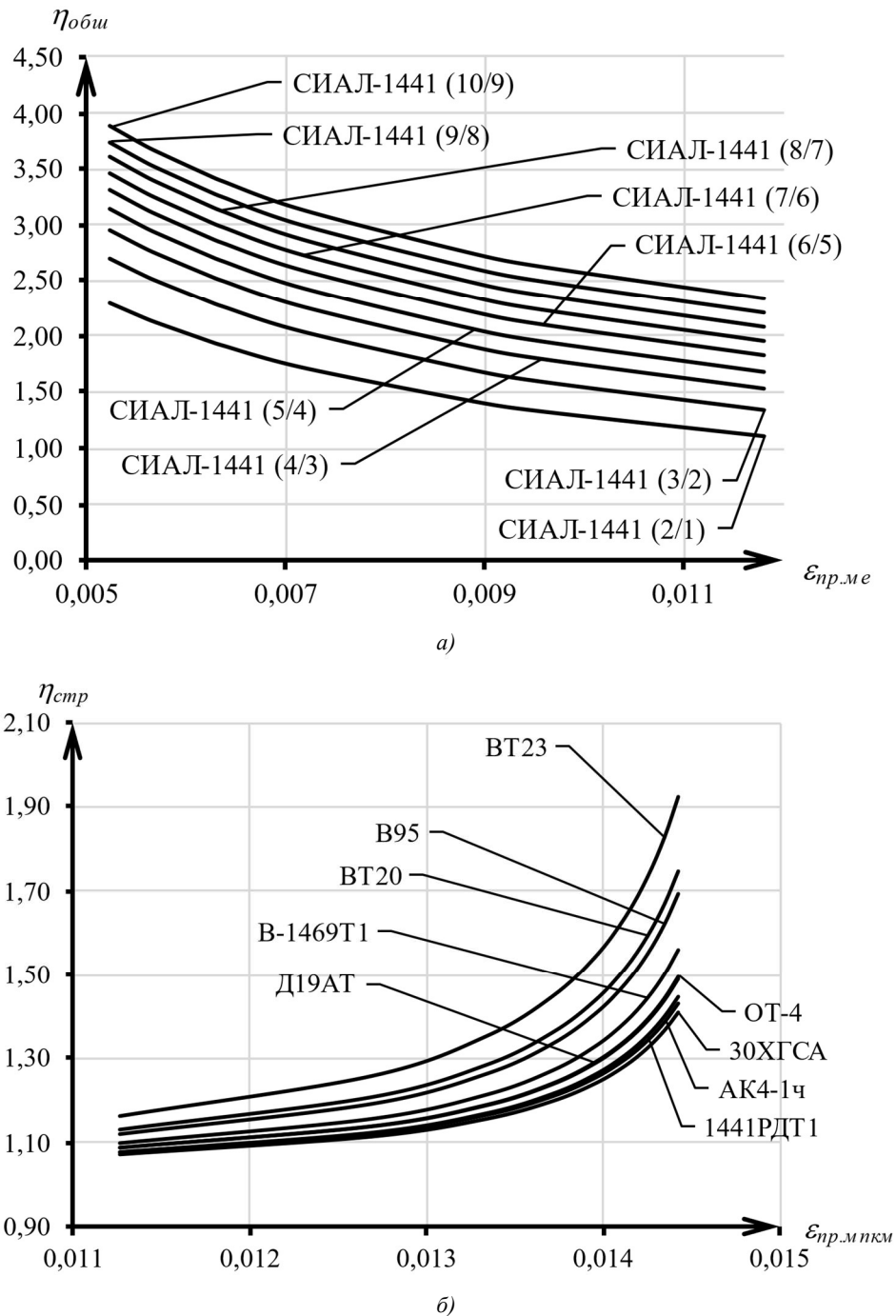


Рисунок 3.13 – Зависимость запаса прочности: а) обшивки из МПКМ от предельной деформации стрингера из металла; б) стрингера из металла от предельной деформации обшивки из МПКМ

Видно, что все элементы из МПКМ увеличивают запас прочности при добавлении их к элементам из металла. Эти сочетания элементов определяют состав фрагмента сборной панели.

Допустим, разрушающая нагрузка фрагмента сборной панели – это нагрузка, при которой элементы панели имеют напряжения разрушения, т. е. равная пределу прочности металла σ_B , для МПКМ – $[\sigma_{Bмкм}]$. Тогда, исходя из ранее полученных напряжений в элементах сборной панели соответственно для металлического элемента из металла и для элемента МПКМ, заменой действующих напряжений на разрушающие, получим средние разрушающие напряжения в элементах соответственно для металла и МПКМ:

$$\bar{\sigma}_{X\text{стр}} = \left(\frac{\sigma_B}{E} \right)_{\text{стр}} \cdot E_X \quad (3.26)$$

Тогда деформации слоёв из металла и ПКМ будут, соответственно, равны:

$$\varepsilon_{me} = \frac{\sigma_{me}}{E_{me}}; \quad \varepsilon_{пкм} = \frac{\sigma_{пкм}}{E_{пкм}} \quad (3.27)$$

Деформация всей составной конструкции будет определяться формулой:

$$\varepsilon_x = \frac{\sigma_x}{E_x}, \quad (3.28)$$

где:

E_x – обобщённая жёсткость пакета составной конструкции;

σ_x – нормальные напряжения, действующие в составной конструкции.

С учетом формул (3.27) получим среднее разрушающее напряжение панели по металлу и среднее разрушающее напряжение панели по МПКМ соответственно. Тогда разрушающее погонное усилие панели, соответствующее металлу и МПКМ, вычисляется по формулам

$$\bar{q}_{X\text{стр}} = \bar{\sigma}_{X\text{стр}} \cdot \delta_\Sigma, \quad (3.29)$$

Относительная разрушающая нагрузка - погонное усилие - определяется

выражением:

$$q_{отн.стр} = \frac{\bar{q}_{Xстр}}{q_x}, \quad (3.30)$$

где q_x – исходная нагрузка на сборную панель.

Значения разрушающей нагрузки вычисляются для разных элементов, а определяющим для всей панели будет наименьшее значение из рассматриваемых в сочетании элементов металла и МПКМ, которое и дает увеличение несущей способности панели (Рисунок 3.14).

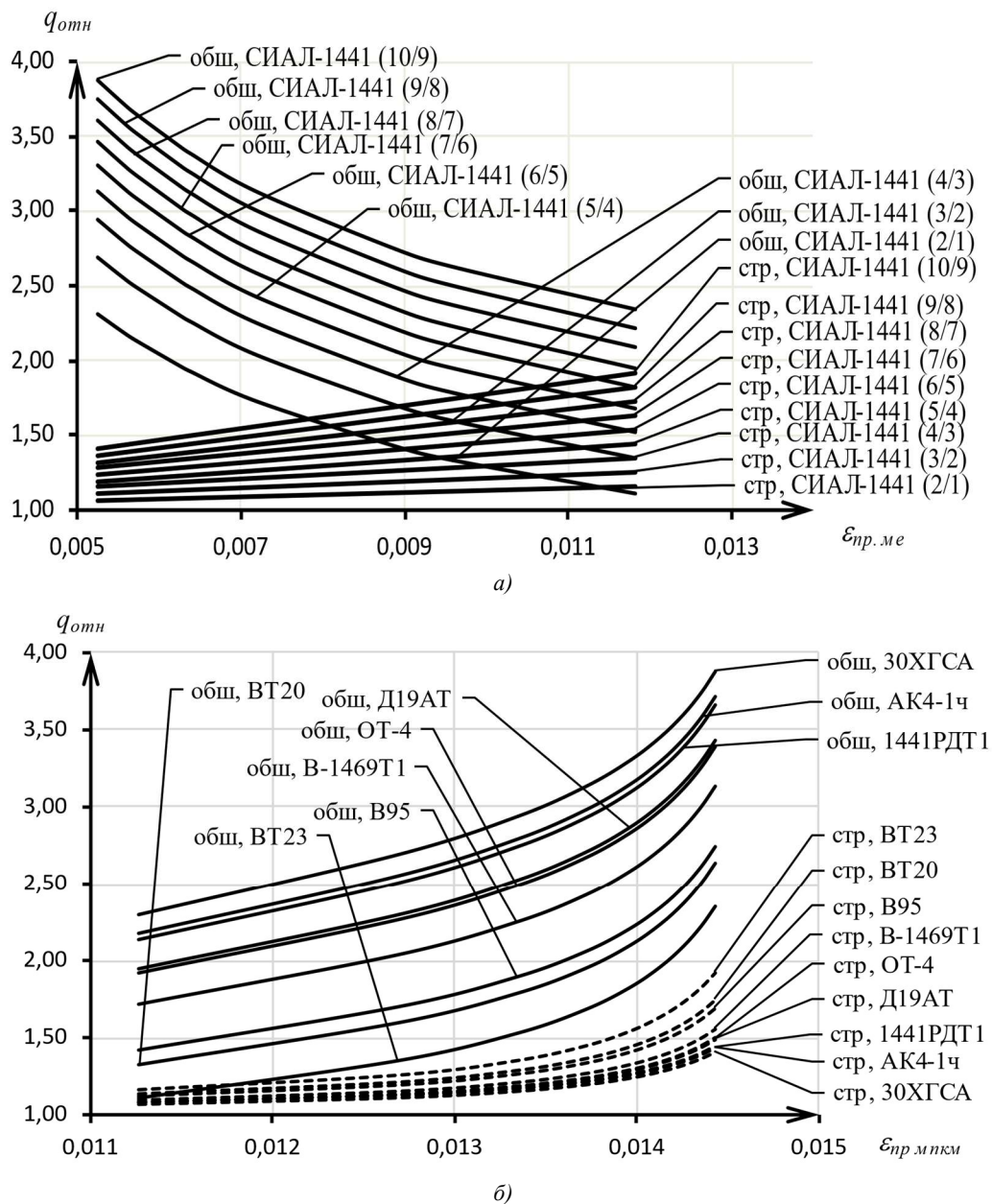


Рисунок 3.14 – Зависимость относительной разрушающей нагрузки элементов из металла (стрингер) и МПКМ (обшивка) в сборной панели от предельной деформации металла (а) и от предельной деформации МПКМ (б)

На Рисунке 3.14 приведены расчетные зависимости относительной разрушающей нагрузки сборной панели, соответствующие разрушающей нагрузке элементов из металла и МПКМ, от предельной деформации материалов стрингера и обшивки. В этих графиках применены следующие условные обозначения: на Рисунке 3.14 (а) «стр, МПКМ» и «общ, МПКМ» - обозначение кривых запасов прочности стрингера при соответствующем элементе из МПКМ и кривых запасов прочности обшивки, соответственно. На Рисунке 3.14 (б) «стр, металл» и «общ, металл» - обозначение кривых запасов прочности стрингера и кривых запасов прочности обшивки при соответствующем элементе из металла, соответственно. Разрушающая нагрузка всей сборной панели определяется минимальным значением относительной разрушающей нагрузки по элементам.

3.4 Нагружение обшивки МПКМ давлением

Определяющим фактором при изгибе любой прямоугольной пластины, имеющую по краям заделку, является ее прогиб в центре. Проведем сравнение величины прогиба прямоугольных пластин с шарнирным защемлением, выполненных из металлического листа и МПКМ.

В качестве исходных данных для исследования используются следующие параметры:

$$\delta = 1,65; 2,3; 2,95; 3,6; 4,25; 4,9; 5,5 \text{ [мм]}.$$

$$a/b = 1; 1,5; 2; 3; 3,5.$$

$$t_{cmp} = 80; 90; 100; 110; 120; 130; 140; 150 \text{ [мм]}.$$

$$p = 1; 2 \text{ [атм]}.$$

Величина прогиба для прямоугольной пластины из МПКМ определяется по формуле (4.86):

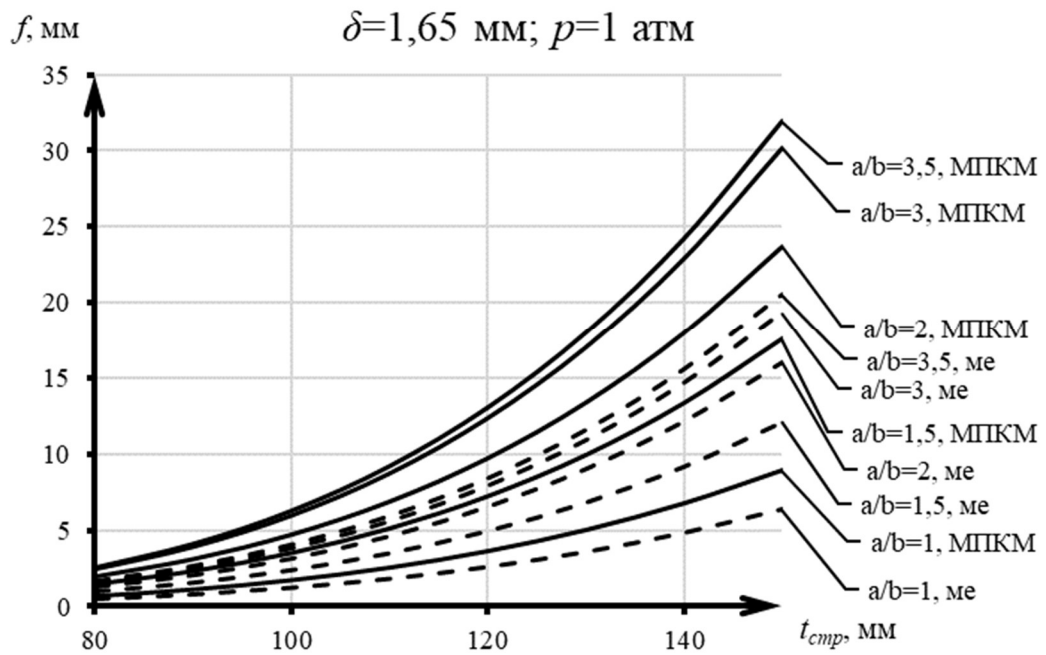
$$f_{\max} = 0,0166 \cdot \frac{p \cdot a^4}{D_{11} + 2 \cdot (D_{12} + 2 \cdot D_{33}) \cdot c^2 + D_{22} \cdot c^4} \leq f_0$$

где D_{11} , D_{22} , D_{12} и D_{33} находится по формулам (4.64), $c = a/b$.

Величина прогиба для прямоугольной пластины из металла определяется по следующей формуле [65]:

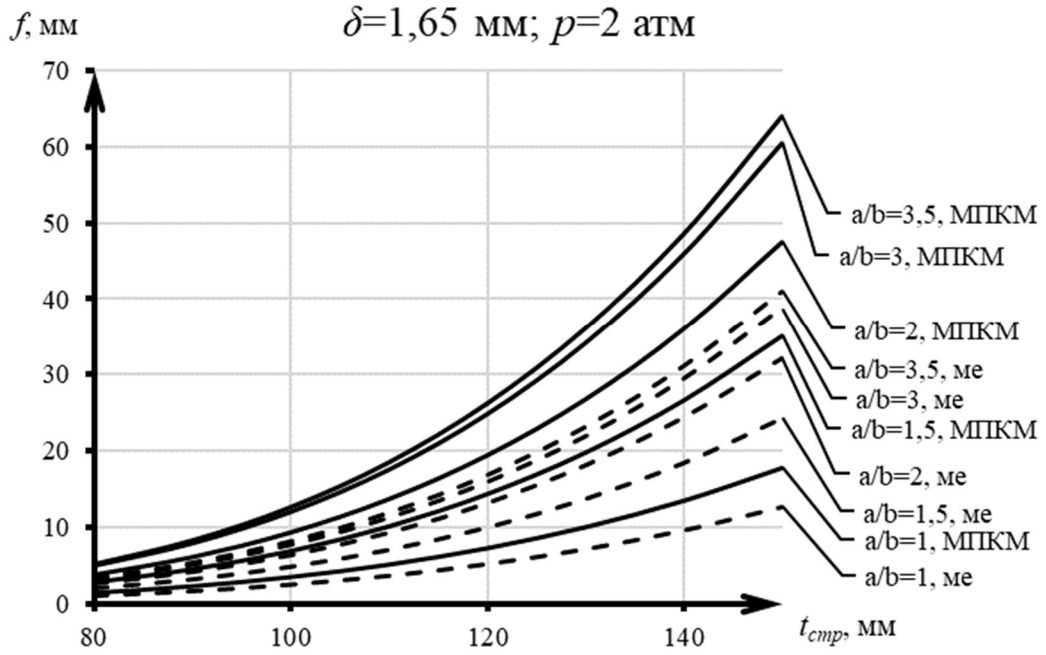
$$f_{\max} = k_1 \cdot \frac{p \cdot b^4}{E \cdot \delta^3} \leq f_0$$

В результате проведенных исследования получены графические зависимости значений прогибов (Рисунок 3.15).

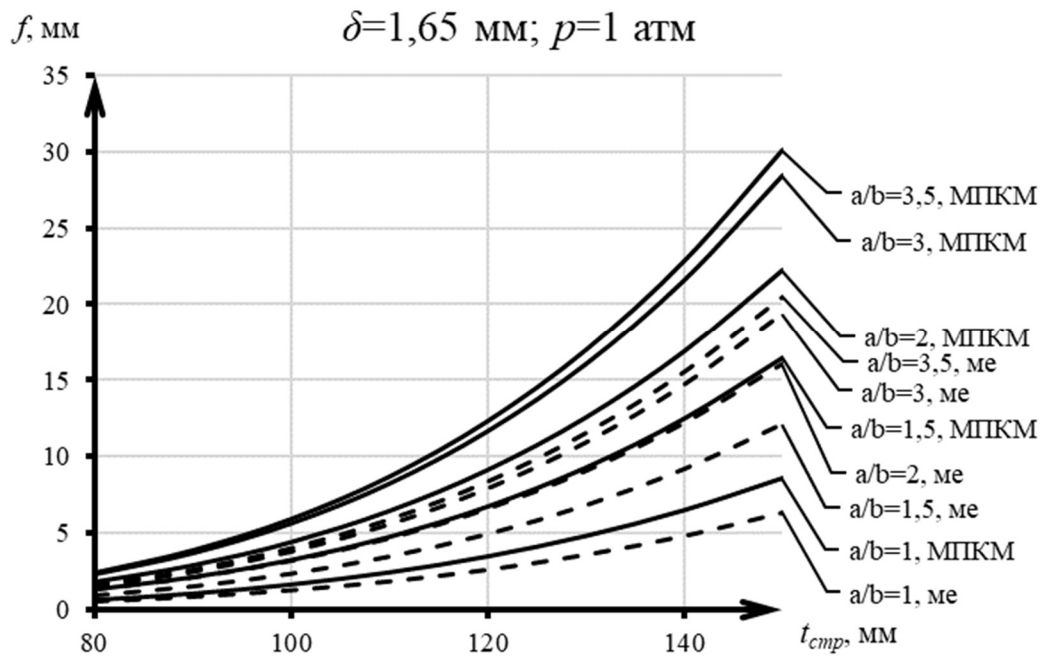


a)

Рисунок 3.15 – Графики прогибов пластинок с $\delta=1,65 \text{ мм}$: а) укладка $0^\circ/0^\circ$, $p=1 \text{ атм.}$;

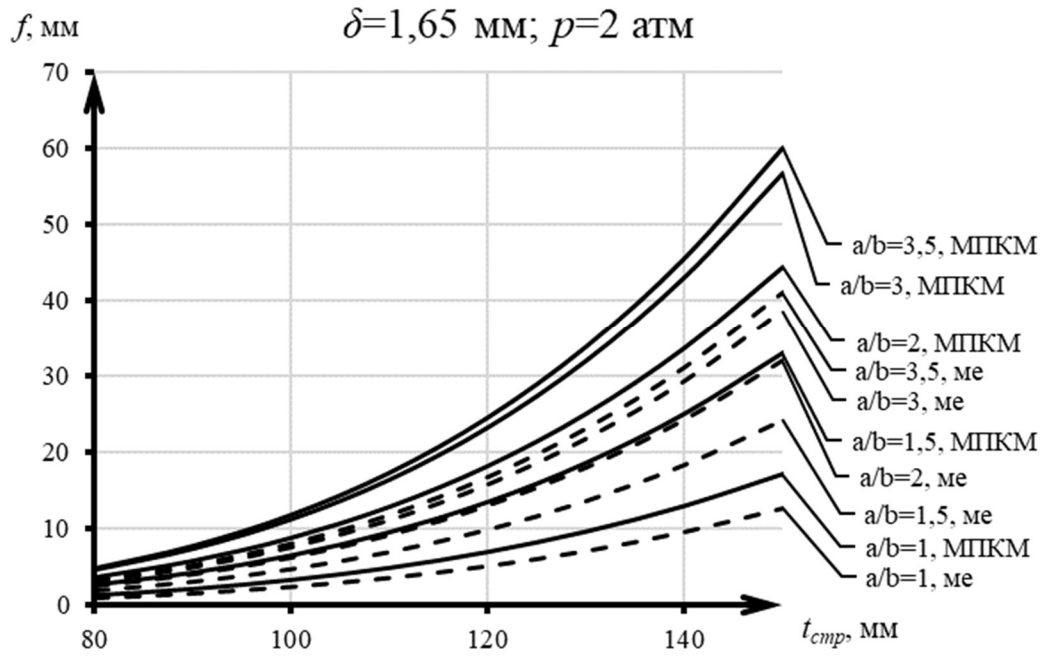


б)

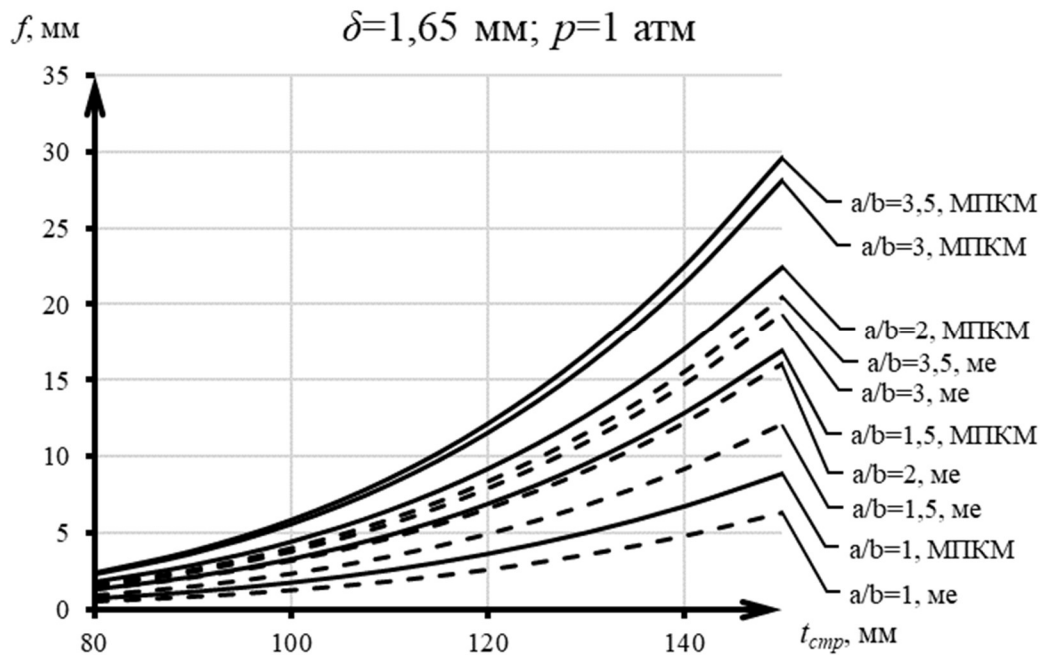


в)

Рисунок 3.15 (Продолжение) – Графики прогибов пластинок с $\delta=1,65 \text{ мм}$:
 б) укладка $0^\circ/0^\circ$, $p=2 \text{ атм.}$; в) укладка $\pm 45^\circ$, $p=1 \text{ атм.}$;

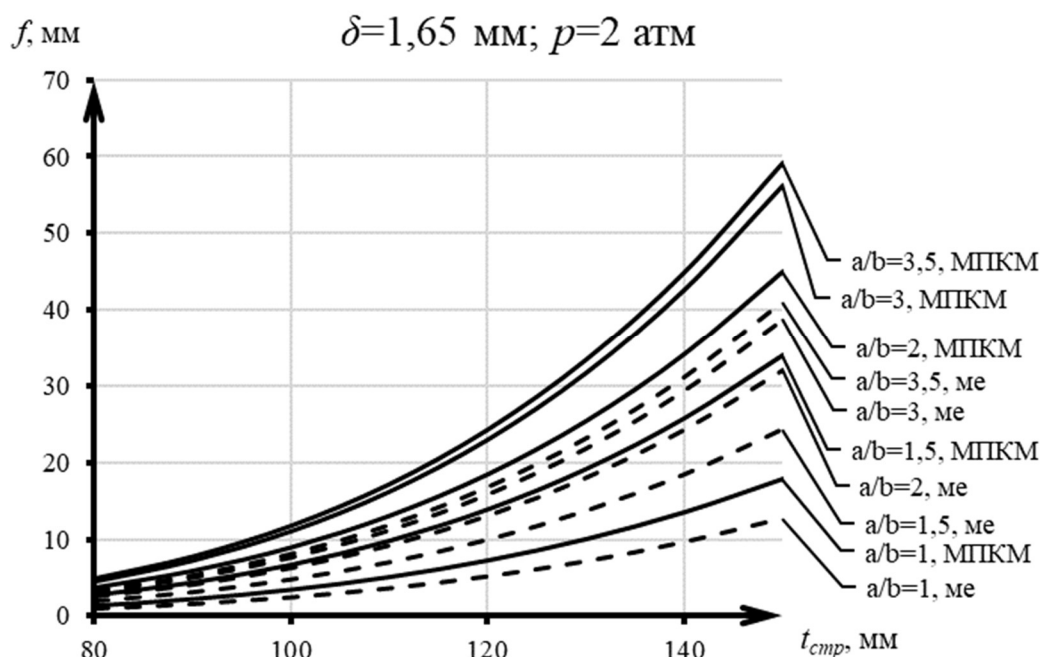


z)



d)

Рисунок 3.15 (Продолжение) – Графики прогибов пластинок с $\delta=1,65 \text{ мм}$:
 z) укладка $\pm 45^\circ$, $p=2 \text{ атм.}$; d) укладка $0^\circ/90^\circ$, $p=1 \text{ атм.}$;



e)

Рисунок 3.15 (Продолжение) – Графики прогибов пластинок с $\delta=1,65$ мм: e) укладка $0^\circ/90^\circ$, $p=2$ атм.

Согласно графикам на Рисунке 3.15 при $a/b=1$ для МПКМ с укладками $0^\circ/0^\circ$ и $0^\circ/90^\circ$ значения прогибов одинаковы при разных (b) $t_{сmp}$ вне зависимости от значения давления. А при $a/b=3,5$ для МПКМ максимальное значение прогиба достигается с укладкой $0^\circ/0^\circ$, а минимальное значение прогиба достигается с укладкой $0^\circ/90^\circ$. При этом значение прогиба прямоугольной пластины из металла всегда меньше прогиба пластины из МПКМ.

3.5 Заключение по главе 3

По главе 3 сформулируем следующее заключение:

1. Рассмотрена методика силового анализа фрагмента сборной панели, выполненного из металла и металлополимерного композиционного материала, выведены характерные зависимости параметров НДС от конструктивных параметров элементов панели. Использование удобных в инженерных расчетах предложенных графических зависимостей запаса прочности и разрушающей нагрузки от предельной деформации элементов позволяет определить

предпочтительное сочетание элементов сборной панели для удовлетворения заданных требований;

2. Пластины из МПКМ под действием давления имеют значения прогибов больше, чем пластины из металла при тех же давлениях. Величина прогиба обшивки из МПКМ больше величины прогиба металлической обшивки в **$\approx 1,4-1,5$ раза.**

Глава 4 Методика проектирования стрингерной панели крыла самолета из МПКМ

В предыдущих двух главах были изучены возможные характеристики и свойства МПКМ, нашли зависимости характеристик прочности и устойчивости сжатой пластины МПКМ от различных конструктивных параметров и структур, несущие свойства пакета МПКМ и распределение нагрузки по слоям пакета, несущие свойства и характеристики прочности пакета МПКМ в составе составной конструкции агрегата планера самолета.

В данной главе будем рассматривать саму методику проектирования для панелей крыла самолета из МПКМ. Панель крыла самолета воспринимает такие нагрузки как сжатие-растяжение от нормальных усилий в плоскости панели, сдвиг от касательных усилий в плоскости панели и изгиб от давления топлива в крыльевом баке перпендикулярно плоскости панели.

4.1 Постановка задачи

Математическая постановка задачи может быть представлена в следующем виде:

Минимизировать целевую функцию:

$$m = \Phi(\{X^n\}) \rightarrow \min, \quad (4.1)$$

определив рациональные параметры:

$$\alpha = \{X_1^n; X_2^n; \dots; X_i^n; \dots\} \rightarrow paц \quad (4.2)$$

при ограничениях:

$$a_i \leq X_i^n \leq b_i, (i=1,2,\dots,n) \quad (4.3)$$

$$g_k(X_i^n) \geq 0, (k=1,2,\dots,m) \quad (4.4)$$

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 для регулярной зоны конструкции являются: толщина обшивки, количество, площадь и шаг стрингеров, укладки в обшивке и в стрингерах и т.д.

Таким образом, задача решается в n -мерном пространстве, в котором каждому параметру проектирования соответствует одна из осей координат. Координаты каждой точки в положительной области этого пространства однозначно определяют один из вариантов проектируемой конструкции. Точки пространства, удовлетворяющие ограничениям, образуют область существования конструкции.

В качестве критериальной функции будем использовать следующую функцию:

$$m = m_{\text{обш}} + m_{\text{стр}}, \quad (4.5)$$

где $m_{\text{обш}}$ – масса обшивки крыла; $m_{\text{стр}}$ – масса стрингеров;

Составляющие критериальной функции вычисляются следующим образом.

Масса обшивки:

$$m_{\text{обш}} = \gamma_{\text{обш}} \int_{F_{\text{обш}}} \delta_{\text{обш}}(x, z) dF, \quad (4.6)$$

где $\gamma_{\text{обш}}$ – удельная масса материала обшивки; $\delta_{\text{обш}}$ – толщина обшивки; $F_{\text{обш}}$ – смачиваемая площадь поверхности.

Масса стрингеров:

$$m_{\text{стр}} = \gamma_{\text{стр}} \cdot \sum_{i=1}^{n_{\text{стр}}} \sum_{j=1}^m F_{\text{стр } i} \cdot l_{\text{стр } j} \quad (4.7)$$

где $n_{\text{стр}}$ – количество стрингеров; $\gamma_{\text{стр}}$ – удельная масса материалов стрингеров; $F_{\text{стр } i}$ – площадь стрингера на i -м участке; $l_{\text{стр } j}$ – длина j -го участка стрингера (расстояние между нервюрами).

Задача определения наивыгоднейшей конструкции фрагмента панели в форме математического программирования состоит в минимизации целевой функции:

$$m = m_{обш} + m_{cmp} \rightarrow \min \quad (4.8)$$

при выполнении связей и ограничений:

1) по статической прочности: $\eta_{сеч}(z) \geq 1$, $\tau_{кр}^i / \tau_{действ}^i \geq 1$,

2) по устойчивости: $EJ_x(z) \geq k_i(z)$, $GJ_z(z) \geq r_i(z)$,

3) по условиям ресурса и эксплуатационной живучести: $\sigma(x, z) \leq \sigma_{дон}(x, z)$

4) по производственной технологичности:

а) при использовании кусочно-постоянного характера изменения толщины обшивки по размаху крыла (при многонервюрной КСС)

$$\delta_i(x, z) = \delta_i^0(x, z) \quad i=1,2,\dots,m;$$

б) постоянство шага между стрингерами по размаху крыла: $t_{cmp}(x, z) = const$

Таким образом, поиск рациональной конструкции панелей решается в предположении, что известны:

а) теоретические обводы крыла; б) расчетные нагрузки; в) исходная КСС крыла; г) ограничения проектных параметров.

В соответствии с постановкой задачи разрабатываются методики проектирования элементов конструкции фрагмента стрингерной панели в регулярной зоне.

4.2 Формирование структуры многослойного 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° , $\pm 45^\circ$, 90° . 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 [83]. 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

Исходными данными являются:

- параметры слоёв: $E_{1i}, E_{2i}, E_{-1i}, E_{-2i}, \mu_{12i}, \theta_i, G_{12i}, \delta_i$
- нагрузки, действующие на пакет МПКМ: q_x, q_y, q_{xy}

где:

E_1 – модуль упругости вдоль волокон (H/mm^2).

E_2 – модуль упругости поперёк волокон (H/mm^2).

G_{12} – модуль сдвига (H/mm^2).

μ_{12} – коэффициент Пуассона.

μ_{21} – коэффициент Пуассона:

$$\mu_{21} = \frac{\mu_{12} \cdot E_2}{E_1} \quad (4.9)$$

θ – угол между направлением укладки и осью x пакета (градусы).

δ – толщина слоя (mm).

Для изотропного материала:

$$E_1 = E_2 = E, \mu_{12} = \mu_{21} = \mu, G = \frac{E}{2 \cdot (1 + \mu)} \quad (4.10)$$

q_x – поток сил вдоль оси X (H/mm)

q_y – поток сил вдоль оси Y (Н/мм)

q_{xy} – поток касательных сил (Н/мм)

Исходные данные, промежуточные значения и результаты разделены на логические блоки (Рисунок 4.1).

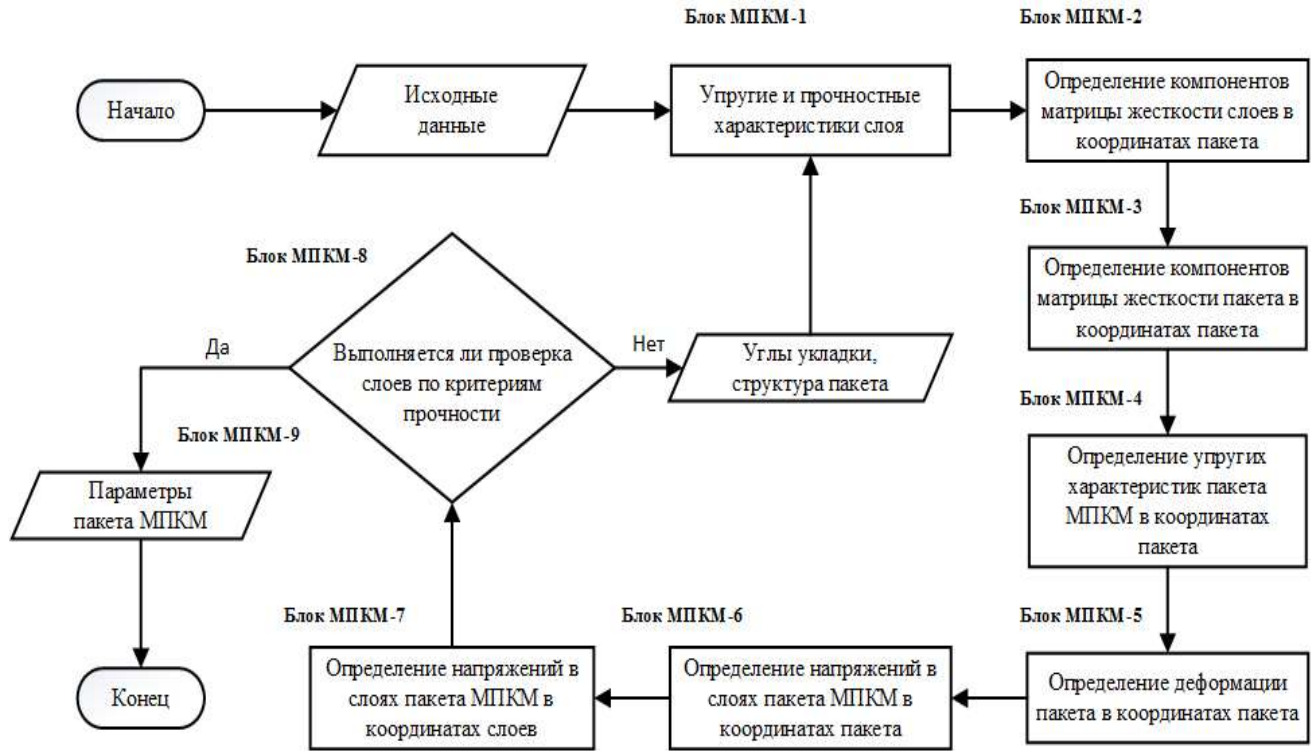


Рисунок 4.1 – Блок-схема алгоритма определения основных проектных параметров обшивки МПКМ

Алгоритм расчета характеристик выглядит следующим образом:

Блок МПКМ-1. Упругие и прочностные характеристики слоёв.

\bar{E}_{1i} – независимая постоянная упругости слоев вдоль волокон или проката (Н/мм²)

$$\bar{E}_{1i} = \frac{E_{1i}}{1 - \mu_{12i}\mu_{21i}} \quad (4.11)$$

\bar{E}_{2i} – независимая постоянная упругости слоев поперек волокон или проката (Н/мм²)

$$\bar{E}_{2i} = \frac{E_{2i}}{1 - \mu_{12i}\mu_{21i}} \quad (4.12)$$

Для металлических листов независимая постоянная упругости слоев \bar{E}_{mej}

($H/мм^2$) принимает следующий вид:

$$\bar{E}_{mej} = \frac{E_{mej}}{1 - \mu_{mej}^2} \quad (4.13)$$

Блок МПКМ-2. Матрицы жёсткости слоёв в координатах пакета.

Формулы преобразования для слоев ПКМ ($H/мм^2$):

$$b_{11i}^{нкм} = \bar{E}_{1i} \cdot \cos^4 \varphi_i + 2 \cdot \bar{E}_{1i} \cdot \mu_{12i} \cdot \sin^2 \varphi_i \cdot \cos^2 \varphi_i + \bar{E}_{2i} \cdot \sin^4 \varphi_i + G_{12i} \cdot \sin^2 2\varphi_i \quad (4.14)$$

$$b_{12i}^{нкм} = b_{21i}^{нкм} = (\bar{E}_{1i} + \bar{E}_{2i} - 4 \cdot G_{12i}) \cdot \sin^2 \varphi_i \cdot \cos^2 \varphi_i + \bar{E}_{1i} \cdot \mu_{12i} \cdot (\sin^4 \varphi_i + \cos^4 \varphi_i) \quad (4.15)$$

$$b_{22i}^{нкм} = \bar{E}_{1i} \cdot \sin^4 \varphi_i + 2 \cdot \bar{E}_{1i} \cdot \mu_{12i} \cdot \sin^2 \varphi_i \cdot \cos^2 \varphi_i + \bar{E}_{2i} \cdot \cos^4 \varphi_i + G_{12i} \cdot \sin^2 2\varphi_i \quad (4.16)$$

$$b_{33i}^{нкм} = (\bar{E}_{1i} + \bar{E}_{2i} - 2 \cdot \bar{E}_{1i} \cdot \mu_{12i}) \cdot \sin^2 \varphi_i \cdot \cos^2 \varphi_i + G_{12i} \cdot \cos 2\varphi_i \quad (4.17)$$

$$b_{13i}^{нкм} = b_{31i}^{нкм} = \left[(\bar{E}_{1i} \cdot \cos^2 \varphi_i - \bar{E}_{2i} \cdot \sin^2 \varphi_i) - (\bar{E}_{1i} \cdot \mu_{12i} + 2 \cdot G_{12i}) \cdot \cos 2\varphi_i \right] \cdot \sin \varphi_i \cdot \cos \varphi_i \quad (4.18)$$

$$b_{23i}^{нкм} = b_{32i}^{нкм} = \left[(\bar{E}_{1i} \cdot \sin^2 \varphi_i - \bar{E}_{2i} \cdot \cos^2 \varphi_i) + (\bar{E}_{1i} \cdot \mu_{12i} + 2 \cdot G_{12i}) \cdot \cos 2\varphi_i \right] \cdot \sin \varphi_i \cdot \cos \varphi_i \quad (4.19)$$

Формулы преобразования для слоев из металлических листов ($H/мм^2$):

$$b_{11j}^{ме} = b_{22j}^{ме} = \bar{E}_{mej} \quad (4.20)$$

$$b_{12j}^{ме} = b_{21j}^{ме} = \bar{E}_{mej} \cdot \mu_{mej} \quad (4.21)$$

$$b_{33j}^{ме} = G_{mej} \quad (4.22)$$

$$b_{13j}^{ме} = b_{31j}^{ме} = b_{23j}^{ме} = b_{32j}^{ме} = 0 \quad (4.23)$$

Блок МПКМ-3. Матрица жёсткости пакета в координатах пакета.

$$B_{pq} = \sum_{j=1}^{n_{ме}} (b_{pqj}^{ме} \cdot \delta_{ме}) + \sum_{i=1}^{n_{нкм}} (b_{pqi}^{нкм} \cdot \delta_0), \text{ размерность } H/мм \quad (4.24)$$

$$\overline{B}_{pq} = \frac{B_{pq}}{\delta_{мнкм}}, \text{ размерность } H/мм^2 \quad (4.25)$$

Блок МПКМ-4. Упругие характеристики пакета в координатах пакета [80].

Формулы ($H/мм^2$):

$$B = \left(\overline{B}_{11} \cdot \overline{B}_{22} - \overline{B}_{12}^2 \right) \cdot \overline{B}_{33} + 2 \cdot \overline{B}_{12} \cdot \overline{B}_{13} \cdot \overline{B}_{23} - \overline{B}_{11} \cdot \overline{B}_{23}^2 - \overline{B}_{22} \cdot \overline{B}_{13}^2 \quad (4.26)$$

$$E_x = \frac{B}{B_{22} \cdot B_{33} - B_{23}^2}, E_y = \frac{B}{B_{11} \cdot B_{33} - B_{13}^2}, G_{xy} = \frac{B}{B_{11} \cdot B_{22} - B_{12}^2} \quad (4.27)$$

$$\mu_{yx} = \frac{B_{12} \cdot B_{33} - B_{13} \cdot B_{23}}{B_{11} \cdot B_{33} - B_{13}^2}, \mu_{xy} = \frac{B_{12} \cdot B_{33} - B_{13} \cdot B_{23}}{B_{22} \cdot B_{33} - B_{23}^2} \quad (4.28)$$

$$\eta_{x,xy} = \eta_{xy,x} = \frac{B_{12} \cdot B_{23} - B_{22} \cdot B_{13}}{B_{11} \cdot B_{22} - B_{12}^2}, \eta_{y,xy} = \eta_{xy,y} = \frac{B_{12} \cdot B_{13} - B_{11} \cdot B_{23}}{B_{11} \cdot B_{22} - B_{12}^2} \quad (4.29)$$

Блок МПКМ-5. Деформации пакета в координатах пакета.

Закон Гука

$$\varepsilon_x = \frac{\sigma_x}{E_x} - \mu_{xy} \cdot \frac{\sigma_y}{E_y} + \frac{\eta_{x,xy}}{G_{xy}} \cdot \tau_{xy} \quad (4.30)$$

$$\varepsilon_y = \frac{\sigma_y}{E_y} - \mu_{yx} \cdot \frac{\sigma_x}{E_x} + \frac{\eta_{y,xy}}{G_{xy}} \cdot \tau_{xy} \quad (4.31)$$

$$\gamma_{xy} = \frac{\eta_{xy,x} \cdot \sigma_x + \eta_{xy,y} \cdot \sigma_y + \tau_{xy}}{G_{xy}} \quad (4.32)$$

Блок МПКМ-6. Напряжения в слоях в координатах пакета.

Физический закон в матричном виде (обратный закон Гука) ($H/мм^2$)

$$\sigma_{xi} = b_{11i} \cdot \varepsilon_x + b_{12i} \cdot \varepsilon_y + b_{13i} \cdot \gamma_{xy} \quad (4.33)$$

$$\sigma_{yi} = b_{21i} \cdot \varepsilon_x + b_{22i} \cdot \varepsilon_y + b_{23i} \cdot \gamma_{xy} \quad (4.34)$$

$$\tau_{xyi} = b_{31i} \cdot \varepsilon_x + b_{32i} \cdot \varepsilon_y + b_{33i} \cdot \gamma_{xy} \quad (4.35)$$

Выполняем проверку вклада каждого слоя в усилия в пакете по следующей формуле ($H/мм$):

$$q_{ai} = \sigma_{ai} \cdot \delta_i \quad (4.36)$$

Усилия во всем пакете определяется по следующей формуле ($H/мм$):

$$q_a = \sum_{i=1}^n q_{ai} \quad (4.37)$$

Блок МПКМ-7. Критерий прочности.

В качестве критерия прочности могут использоваться различные критерии для ПКМ, которые будут описаны далее.

Для слоев ПКМ критерием прочности является критерий Цая-Хилла [15]:

$$\frac{\sigma_1^2}{X^2} - \frac{\sigma_1 \cdot \sigma_2}{X^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y^2} + \frac{\tau_{12}^2}{S^2} = k_1^i \leq 1 \quad (4.38)$$

Для слоев из металлических листов критерием прочности является критерий Мизеса [15]:

$$\frac{\sigma_x^2}{Y_i^2} - \frac{\sigma_x \cdot \sigma_y}{Y_i^2} + \frac{\sigma_y^2}{Y_i^2} + \frac{3 \cdot \tau_{xy}^2}{Y_i^2} = k_2^i \leq 1 \quad (4.39)$$

Тогда запас прочности определяется как $\eta = \min\left(\frac{1}{k_1^i}, \frac{1}{k_2^i}\right)$

4.3 Методика проектирования подкрепленных стрингерных панелей

В составе конструкции агрегата планера, в общем случае, панели при работе нагружаются усилиями двухосного растяжения-сжатия, сдвига и давления (Рисунок 4.2). Действующие на панель погонные продольные и поперечные осевые усилия q_x , q_y и сдвигающие усилия q_{xy} перераспределяются по отдельным элементам, вызывая в них погонные продольные q_{xi} , поперечные q_{yi} , касательные q_{xyi} усилия и соответствующие им напряжения и деформации. Действующее на панель давление p перераспределяется между обшивкой и поясами стрингера в виде дополнительных погонных продольных усилий растяжения-сжатия q_{xi} , и между стенками стрингеров в виде погонных касательных усилий q_{xyi} и соответствующие им напряжения и деформации. Соотношения между усилиями в элементах будут зависеть от относительных размеров элементов, их жесткостных

характеристик и конфигурации поперечного сечения панели [83].

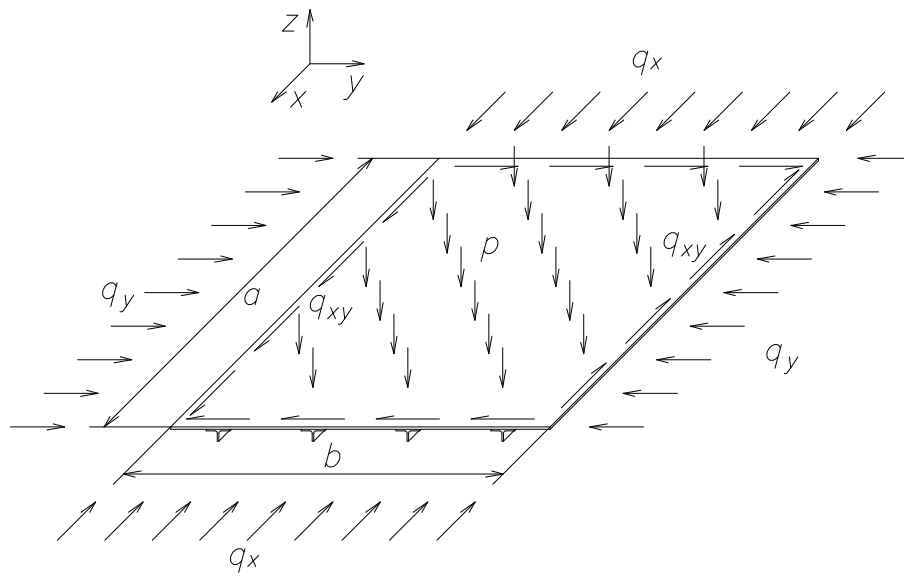


Рисунок 4.2 – Типовая схема нагружения подкрепленной панели

Стрингеры воспринимают основную часть продольного усилия сжатия, действующего на панель вдоль оси ребер, и препятствуют общей потере устойчивости панели по изгибной форме. Обшивка воспринимает действующее на панель сдвигающее усилие, часть продольного и всю величину поперечного усилия. Схемы сечения панелей из МПКМ с типовой формой стрингеров приведены на Рисунке 4.3.

Для панелей из МПКМ, помимо традиционного выбора оптимальных геометрических размеров элементов поперечного сечения, необходимо также выбрать схему армирования пакета МПКМ. Панель должна удовлетворить условию прочности, и одновременно должна быть обеспечена ее устойчивость по общей и местной форме устойчивости.

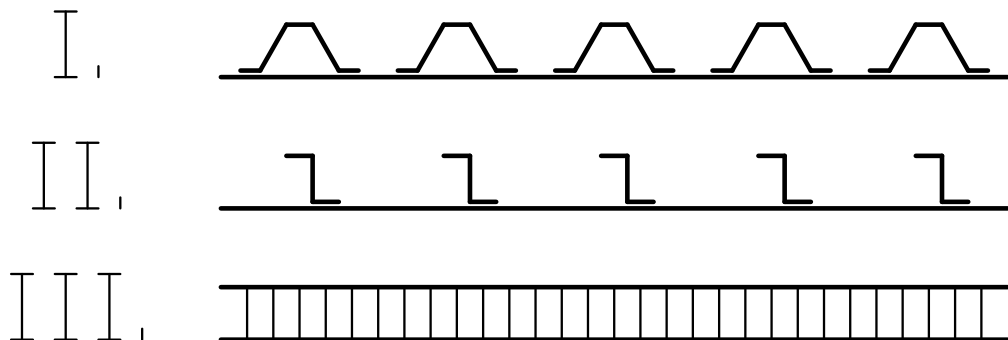


Рисунок 4.3 – Схемы типовых сечений подкрепленных панелей: I. - с листовыми стрингерами; II. - с прессованными стрингерами; III. - с сотвым наполнителем

Как и для других типов панелей, в качестве целевой функции и критерия проектирования принимается минимум массы панели с заданными габаритными размерами a и b (Рисунок 4.2), подкрепленной по оси X равномерно расположенными ребрами (стрингерами, продольными элементами) площадью поперечного сечения $f_{стр}$:

$$G_{пан} = a \cdot b \cdot \left(\delta_{обш} \cdot \rho_{обш} + \frac{f_{стр}}{t_{стр}} \cdot \rho_{стр} \right) \rightarrow \min, \quad (4.40)$$

где $\rho_{обш}$, $\rho_{стр}$ – плотность МПКМ обшивки и стрингеров; $n_{стр}$, $f_{стр}$ – количество и шаг расположения продольных подкрепляющих элементов (стрингеров).

Проектные параметры панели:

- Толщина $\delta_{обш}$ и структура МПКМ обшивки;
- Количество $n_{стр}$, шаг $t_{стр}$, форма и площадь поперечного сечения $f_{стр_ме}$ и $f_{стр_мпкм}$ (и структура МПКМ) стрингеров.

Ограничениями на эти параметры служат условия прочности и устойчивости обшивки и стрингеров, условия прочности соединения обшивки и стрингеров, а также конструктивно-технологические ограничения.

Типовые формы разрушения панели представлены на Рисунке 4.4 – это разрушение обшивки при растяжении или сжатии, общая потеря устойчивости панели, местная потеря устойчивости панели, разрушение стрингера, общая и местная потеря устойчивости стрингера, отслоение стрингера от обшивки (в случае

склеивания), потеря устойчивости полки стрингера между крепежом.

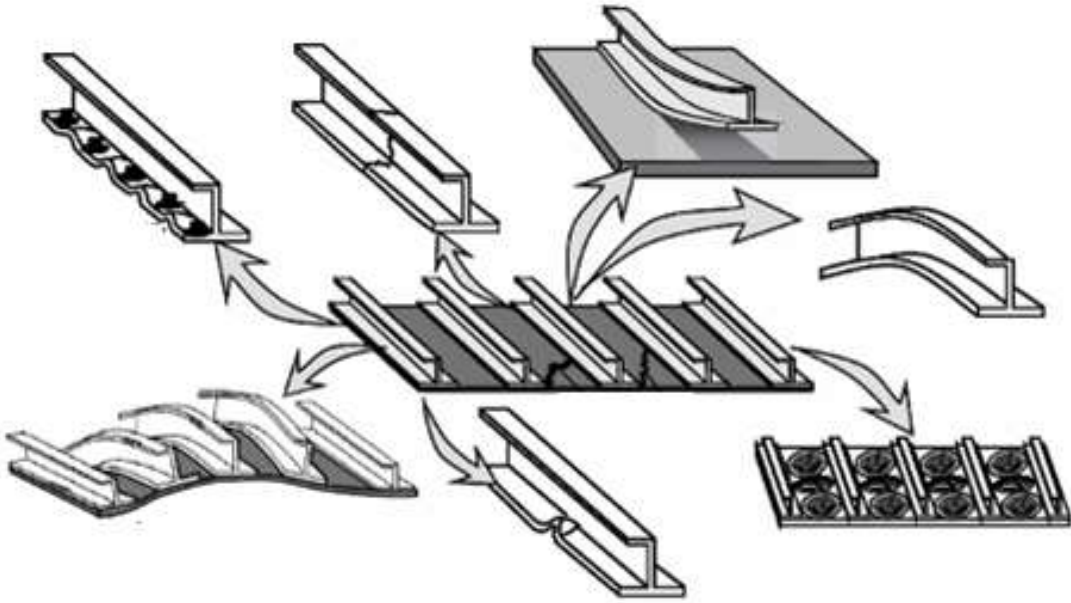


Рисунок 4.4 – Формы разрушения подкрепленных панелей

Блок-схема методики проектирования панелей представлена на Рисунке 4.5.

При создании методики были использованы положения методик определения характеристик пакета ПКМ, расчета панелей из ПКМ на прочность и устойчивость, представленные в работах Дудченко А.А. [86], Карпова Я.С. [82], а также положения методики расчета панелей из металла на прочность и устойчивость, представленные в работах Ендогура А.И. [85, 87], Кана С.Н. [88], Лизина В.Т. [89]. 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.

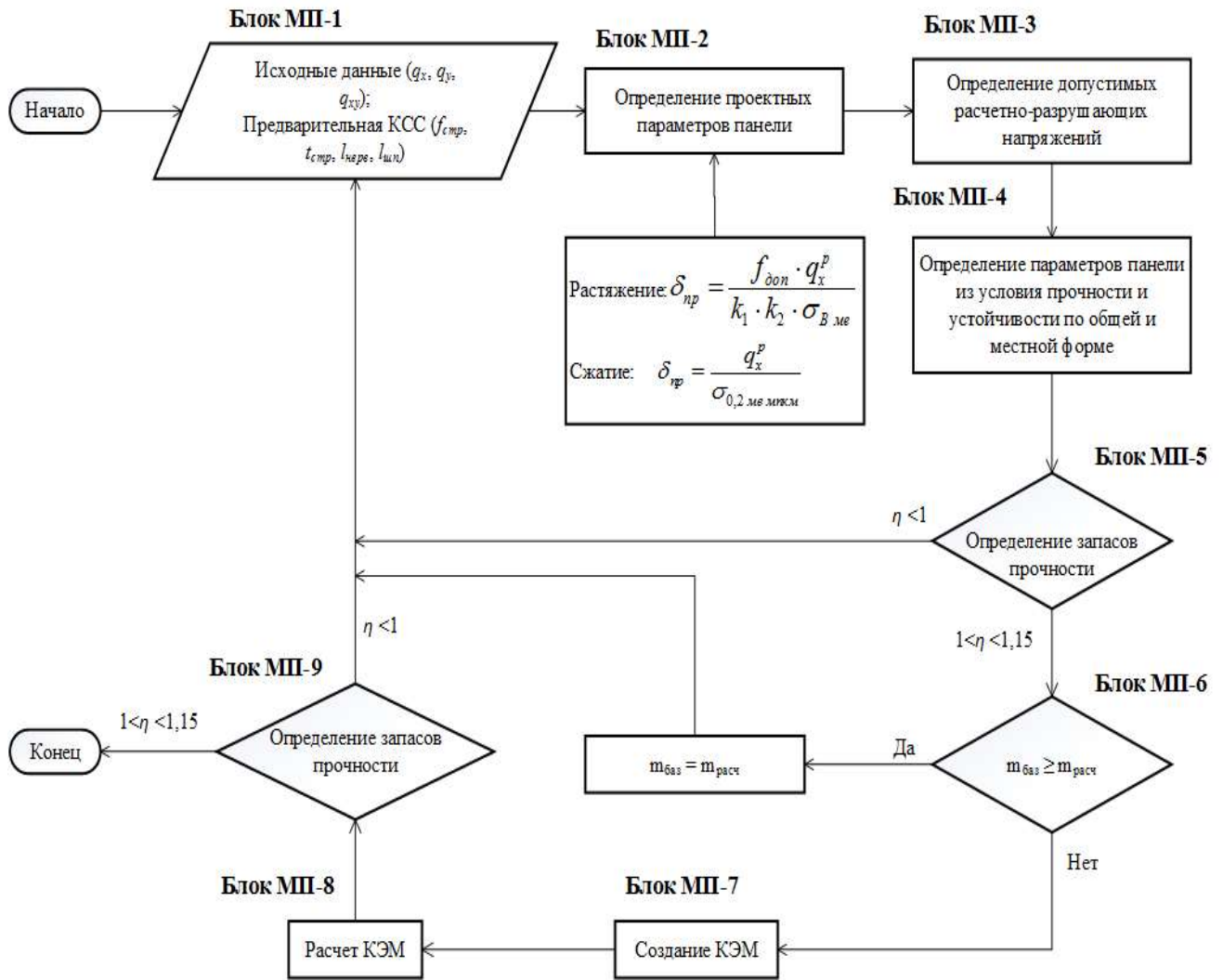


Рисунок 4.5 – Блок-схема методики проектирования панелей из МПКМ

Рассмотрим каждый блок в блок-схеме.

Блок МП-1. Исходными данными при проектировании конструкции стрингерной панели являются потоки нормальных и касательных сил q_x, q_y, q_{xy} , давление p по панели (Рисунок 4.2) и конструктивно-силовая схема (КСС) панели.

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

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

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.

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.

4.3.1 Определение проектных параметров панели

Проектными параметрами для регулярной зоны конструкции являются: толщина обшивки, количество, площадь и шаг стрингеров, укладки в обшивке и в стрингерах и т.д.

Определение проектных параметров выполняется по следующей последовательности:

1) Принимаем, что действующие на пакет продольные и поперечные усилия полностью воспринимают слои ПКМ с укладкой в направлениях 0° и 90° и металлическими листами, а сдвигающие – слои ПКМ с направлением укладки $\pm 45^\circ$ и металлические листы. Потребную по прочности суммарную толщину пакета МПКМ определяем через суммарную толщину металла в пакете по следующим соотношениям:

$$\delta_{np} = \frac{f_{дон} \cdot q_{расч}}{[\sigma_{мпкм}]}, \quad (4.41)$$

где

$$[\sigma_{\text{мпкм}}] = \begin{cases} k_1 \cdot k_2 \cdot \sigma_{\text{в.ме мпкм}} & \text{— при растяжении} \\ \sigma_{0,2 \text{ ме мпкм}} & \text{— при сжатии} \end{cases} \quad (4.42)$$

$f_{\text{дон}}$ – дополнительный коэффициент безопасности для слоистых материалов;
 $q_{\text{расч}}$ – расчетный поток нормальных сил сжатия или растяжения, действующий на панель МПКМ; $\sigma_{\text{в.ме мпкм}}$ – предел прочности металлического листа; $\sigma_{0,2 \text{ ме мпкм}}$ – 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 равным 0,9. Необходимо учитывать влияние концентрации напряжений при наличии отверстий в силовых элементах с помощью коэффициента k_2 , учитывающего понижение прочности силовых элементов при разрушающих нагрузках, который зависит от материалов. Для алюминиевых сплавов принимаем k_2 равным 0,9. С учетом того, что обшивка из МПКМ имеет слоистую структуру, а композитные клеевые препреги, входящие в ее состав, имеют меньшую чувствительность к концентрации напряжений, чем алюминиевые сплавы, поэтому для предварительных расчетов принимаем для обшивки из МПКМ k_2 равным 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.

2) Распределяем приведенную толщину панели между обшивкой и стрингером определяется следующим выражением:

$$\delta_{\text{пр}} = \delta_{\text{обш}} + \frac{f_{\text{сmp}}}{t_{\text{сmp}}} \quad (4.43)$$

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

$$\delta_{\text{обш пр}} = k_q \cdot \delta_{\text{пр}} \quad (4.44)$$

$$f_{\text{сmp}} = (1 - k_q) \cdot \delta_{\text{пр}} \cdot t_{\text{сmp}}, \quad (4.45)$$

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

$$f_{стр} = 0,4 \cdot \delta_{пр} \cdot t_{стр} \quad (4.46)$$

3) Подбираем стрингер, удовлетворяющий результатам расчета.

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

$$n_{ме} = 0,5 \cdot \left(\frac{\delta_{обш\ пр}}{\delta_{ме}} + 1 \right); n_{пкм} = 2 \cdot (n_{ме} - 1) \quad (4.47)$$

$$n_0 = \alpha \cdot n_{пкм}; n_{90} = \beta \cdot n_{пкм}; n_{45} = \chi \cdot n_{пкм}, \quad (4.48)$$

где α, β и χ – процентное содержание слоев из ПКМ (монослоев) с углами ориентации $0^\circ, 90^\circ$ и $\pm 45^\circ$ соответственно от общего числа слоев из ПКМ.

5) Формируем типовой пакет слоев.

Принимаем, что суммарная толщина пакета МПКМ находится по формуле:

$$\delta_{\Sigma} = \delta_0 \cdot (n_0 + n_{90} + n_{45}) + \delta_{ме} \cdot n_{ме} \quad (4.49)$$

Исходя из требуемого количества и процентного содержания слоев для каждого направления укладки формируем структуру пакета. При этом соблюдаем правило симметрии. Например, если $n_{ме}=5, n_0=4, n_{90}=4, n_{45}=0$, то процентное содержание каждого из направлений слоев ПКМ будет следующим: 0° - 50%, $\pm 45^\circ$ - 0%; 90° - 50% - тогда укладка пакета может быть сформирована следующим образом:

$$[Me/0/90/Me/0/90/Me/90/0/Me/90/0/Me]$$

6) Определяем распределение усилий между обшивкой и стрингером.

При определении усилий в элементах панели предполагаем, что действующие на панель нагрузки распределяются по элементам панели пропорционально жесткостям элементов.

В общем случае модули упругости по оси X обшивки и подкрепляющих элементов различны, поэтому найдем распределение усилия q_x между элементами

панели. Для этого запишем уравнение равновесия и условие совместности деформации по оси X :

$$q_x \cdot b = q_{обш\ x} \cdot b + n_{стр} \cdot P_{стр}, \quad (4.50)$$

или

$$\frac{q_{обш\ x}}{\delta_{обш} \cdot E_{обш}} = \frac{P_{стр}}{f_{стр} \cdot E_{стр}} \quad (4.51)$$

где $q_{обш\ x}$ – погонные усилия в обшивке панели, $H/мм$;

$P_{стр}$ – сила, действующая на один стрингер, H ;

$E_{обш}$, $E_{стр}$ – модули упругости обшивки из МПКМ и стрингера по оси X .

Решение этой системы уравнений

$$q_{обш\ x} = \frac{q_x \cdot t_{стр}}{\delta_{обш} \cdot E_{обш\ x} \cdot t_{стр} + f_{стр} \cdot E_{стр}} \cdot \delta_{обш} \cdot E_{обш\ x} \quad (4.52)$$

$$P_{стр} = \frac{q_x \cdot t_{стр}}{\delta_{обш} \cdot E_{обш\ x} \cdot t_{стр} + f_{стр} \cdot E_{стр}} \cdot f_{стр} \cdot E_{стр} \quad (4.53)$$

7) Для определения предельной несущей способности пакета на начальном этапе используем методику предварительного определения предельной несущей способности МПКМ по формулам (2.13), (2.14), (2.21) - (2.23). Более точные характеристики пакета МПКМ определяются по параграфу 4.2 в соответствии с блок-схемой алгоритма определения основных проектных параметров МПКМ (Рисунок 4.1).

4.3.2 Определение допустимых расчетно-разрушающих напряжений

Как видно по данным из Таблицы 2, повышенная, по отношению к традиционным металлическим конструкционным материалам, удельная прочность и жесткость МПКМ определяются свойствами упрочняющего волокна ПКМ. Но слабое сцепление, пустоты на поверхности раздела «волокно-металл» ведут к

отрыву компонентов друг от друга при нагружении и снижению механических свойств.

При проектировании конструкции планера самолета по условиям статической прочности необходимо знать механические характеристики МПКМ: предел прочности на растяжение и сжатие для расчета разрушающих нагрузок при коэффициенте безопасности, принятом по нормам прочности для металлической конструкции; предел пропорциональности для расчета на эксплуатационные нагрузки; величину дополнительного коэффициента безопасности для элементов конструкции из ПКМ при отсутствии достаточного объема экспериментальных работ и достоверных характеристик прочности на начальных этапах проектирования.

Наибольшими значениями механических свойств обладают МПКМ при использовании ПКМ с однонаправленными волокнами. При изменении угла армирования ПКМ характеристики металлополимерного материала уменьшаются. На начальных этапах создания конструкции из МПКМ пользуются инженерной (проектировочной) методикой определения свойств пакета в целом и разрушающие характеристики пакета МПКМ можно определить по модифицированным формулам (2.13), (2.14) и (2.23).

При проектировании следует иметь в виду, что общая и местная потеря устойчивости конструкции из МПКМ не допустимы вплоть до расчетных нагрузок. По аналогии с конструкциями из ПКМ, на начальном этапе проектирования значение дополнительного коэффициента безопасности для элементов конструкции из МПКМ также принимают равным 1,25, а при расчете составной конструкции с элементами МПКМ и металла, запас прочности элемента из МПКМ увеличивается на 1,25.

Рассматривая в качестве примера графические зависимости напряжений в функции от относительной деформации для материалов GLARE, представленные на Рисунке 4.6, можно заметить, что величина предела пропорциональности материалов соответствует относительной деформации 0,4%. Эту величину

относительной деформации, вероятно, можно принять для определения предела пропорциональности и других МПКМ.

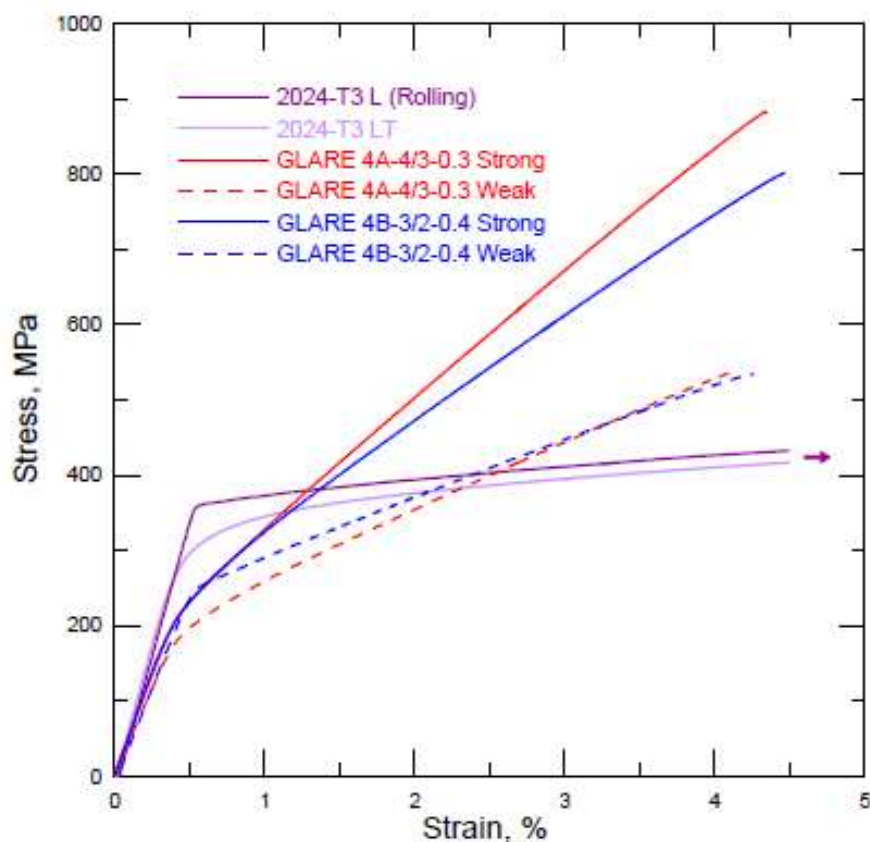


Рисунок 4.6 – График напряжение-деформация для различных алюмостеклопластиков GLARE и алюминиевого сплава 2024. [2]

При проектировании и расчете на прочность конструкции планера самолета из МПКМ с учетом характера внешних воздействий (нагрузки), наличия локальных нерегулярностей конструкции, местных концентраторов напряжений и повреждений в процессе производства и эксплуатации конструкции и других факторов (Рисунок 4.7), определяются допустимые расчетные напряжения. Эти напряжения зависят не только от механических характеристик конструкционного материала, но также от условий обеспечения прочности конструкции после удара,

требований усталости и живучести и определяются на вероятностной базе.



Рисунок 4.7 – Факторы, влияющие на выбор величины допустимых напряжений в конструкции планера самолета

Для основных силовых элементов конструкции планера самолета вводятся критерии прочности, по которым оценивается уровень 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 $[\sigma]$ – определяется в соответствии с требованиями 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 алюмокомпозиты менее эффективны из-за худших характеристик потери устойчивости и вероятности расслоения [87].

4.3.3 Определение параметров панелей из условия прочности, устойчивости по общей и местной форме и изгибу

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.

Приведем необходимые формулы и зависимости для построения методики проектирования подкрепленных панелей. Критерий оптимизационной задачи – минимизация массы

$$G_{пан} = a \cdot b \cdot \left(\delta_{обш} \cdot \rho_{обш} + \frac{f_{стр}}{t_{стр}} \cdot \rho_{стр} \right) \rightarrow \min \quad (4.54)$$

при следующих ограничениях:

а) на прочность обшивки в виде критерия максимальных напряжений для каждого слоя

$$\sigma_{1i} = \bar{E}_{1i} \cdot [\varepsilon_x \cdot (\cos^2 \varphi_i + \mu_{21i} \cdot \sin^2 \varphi_i) + \varepsilon_y \cdot (\sin^2 \varphi_i + \mu_{21i} \cdot \cos^2 \varphi_i) + \gamma_{xy} \cdot (1 - \mu_{21i}) \cdot \sin \varphi_i \cdot \cos \varphi_i] \leq X_i \quad (4.55)$$

$$\sigma_{2i} = \bar{E}_{2i} \cdot [\varepsilon_x \cdot (\sin^2 \varphi_i + \mu_{12i} \cdot \cos^2 \varphi_i) + \varepsilon_y \cdot (\cos^2 \varphi_i + \mu_{12i} \cdot \sin^2 \varphi_i) + \gamma_{xy} \cdot (\mu_{12i} - 1) \cdot \sin \varphi_i \cdot \cos \varphi_i] \leq Y_i \quad (4.56)$$

$$\tau_{12i} = G_{12i} \cdot [(\varepsilon_y - \varepsilon_x) \cdot \sin 2\varphi_i + \gamma_{xy} \cdot \cos 2\varphi_i] \leq S_{12i} \quad (4.57)$$

Где деформации ε_x , ε_y и γ_{xy} определяются по формулам (4.30) – (4.32), а $q_{обш_x}$ – по формуле (4.52).

б) на прочность стрингеров по формуле

$$\sigma_{cmp} = \frac{P_{cmp}}{f_{cmp}} \leq [\sigma_{cmp}] \quad (4.58)$$

где $[\sigma_{cmp}]$ – допускаемые напряжения для стрингера, которые могут принимать значения предела прочности МПКМ на растяжение (сжатие) или критических напряжений, а P_{cmp} определяется по формуле (4.53) или по следующей формуле

$$P_{cmp} = (1 - k_q) \cdot q_x \cdot t_{cmp} \quad (4.59)$$

Условие прочности стрингера в виде неравенства (4.58) применимо тогда, когда известен предел прочности стрингера. Если стрингер выполнен из металла (профиль или гнутый лист), то его предел прочности берется из паспортных характеристик полуфабриката. Если же стрингер выполнен из МПКМ, то он состоит из однонаправленных слоев и имеет структуру либо 2/1, либо 3/2, и в очень редких случаях допускается структура 4/3.

в) на местную потерю устойчивости обшивки между стрингерами:

$$-\frac{q_{обш_x}}{q_{xкр.м}} - \frac{q_y}{q_{yкр.м}} + \frac{q_{xy}^2}{q_{xyкр.м}^2} \leq 1, \quad (4.60)$$

где $q_{x\text{кр}}$, $q_{y\text{кр}}$ и $q_{xy\text{кр}}$ находятся по следующим формулам при $b=t_{\text{стр}}$:

$$q_{x\text{кр.м}} = \frac{\pi^2 \cdot \sqrt{D_{11} \cdot D_{22}}}{a \cdot b} \cdot \left[\frac{m^2}{c} \cdot \sqrt{\frac{D_{11}}{D_{22}}} + 2 \cdot c \cdot \frac{D_{12} + 2 \cdot D_{33}}{\sqrt{D_{11} \cdot D_{22}}} + \frac{c^3}{m^2} \cdot \sqrt{\frac{D_{22}}{D_{11}}} \right] \quad (4.61)$$

$$q_{y\text{кр.м}} = \frac{\pi^2 \cdot \sqrt{D_{11} \cdot D_{22}}}{a \cdot b} \cdot \left[\frac{1}{n^2 \cdot c^3} \cdot \sqrt{\frac{D_{11}}{D_{22}}} + \frac{2}{c} \cdot \frac{D_{12} + 2 \cdot D_{33}}{\sqrt{D_{11} \cdot D_{22}}} + n^2 \cdot c \cdot \sqrt{\frac{D_{22}}{D_{11}}} \right] \quad (4.62)$$

$$q_{xy\text{кр.м}} = \frac{\pi^2 \cdot \sqrt{D_{11} \cdot D_{22}}}{a \cdot b} \cdot K_{xy} \quad (4.63)$$

Погонные изгибные жесткости D_{11} , D_{22} , D_{12} и D_{33} определяют по формулам ниже.

$$D_{11} = \frac{\delta_{\text{общ}}^2 \cdot B_{11}}{12}, D_{22} = \frac{\delta_{\text{общ}}^2 \cdot B_{22}}{12}, D_{12} = \frac{\delta_{\text{общ}}^2 \cdot B_{12}}{12}, D_{33} = \frac{\delta_{\text{общ}}^2 \cdot B_{33}}{12}, \quad (4.64)$$

где B_{11} , B_{22} , B_{12} и B_{33} находят по формулам (4.11) – (4.18),

Коэффициенты опирания K_x , K_y и K_{xy} – по аналитическим зависимостям или таблицам из [82, 90], но с учетом того, что $c=a/t_{\text{стр}}$;

г) на местную устойчивость стенок стрингера. Полагая, что наиболее слабая стенка для рассматриваемого случая известна, это условие имеет вид:

для стрингера из металла:

$$K_i \cdot E_{\text{стр}} \cdot \frac{\delta_i^3}{b_i^2} \geq q_{\text{стр}} \cdot \frac{\delta_i}{\delta_{\text{стр}}} \quad (4.65)$$

Критические усилия для стенок и поясов стрингера из изотропного материала определяют по следующей формуле [88, 89, 91]:

$$q_{\text{кр.ми}} = K_i \cdot E_{\text{стр}} \cdot \frac{\delta_i^3}{b_i^2} \quad (4.66)$$

для стрингера из МПКМ:

$$q_{\text{кр.ми}} = \frac{\pi^2}{12} \cdot K_i \cdot \sqrt{B_{11i} \cdot B_{22i}} \cdot \left(\frac{\delta_i}{b_i} \right)^2, \quad (4.67)$$

где K_i – коэффициент опирания пластины [82, 90], определяемый как для

бесконечно длинных пластин.

$$\frac{\pi^2}{12} \cdot K_i \cdot \sqrt{B_{11i} \cdot B_{22i}} \cdot \left(\frac{\delta_i}{b_i} \right)^2 \geq P_{\text{сmp}} \cdot \frac{\left(B_{11i} - \frac{B_{12i}^2}{B_{22i}} \right)}{\sum_{i=1}^s b_i \cdot \left(B_{11i} - \frac{B_{12i}^2}{B_{22i}} \right)} \quad (4.68)$$

д) на общую устойчивость панели

Критерий устойчивости панели определяется по следующему выражению:

$$-\frac{q_x}{q_{x\text{кр}}} - \frac{q_y}{q_{y\text{кр}}} + \frac{q_{xy}^2}{q_{xy\text{кр}}^2} \leq 1, \quad (4.69)$$

где $q_{x\text{кр}}$, $q_{y\text{кр}}$ и $q_{xy\text{кр}}$ находятся по следующим формулам:

$$q_{x\text{кр}} = \frac{\pi^2 \cdot \sqrt{D_{xx} \cdot D_{yy}}}{a \cdot b} \cdot \left[\frac{m^2}{c} \cdot \sqrt{\frac{D_{xx}}{D_{yy}}} + 2 \cdot c \cdot \frac{D_{xy} + 2 \cdot D_G}{\sqrt{D_{xx} \cdot D_{yy}}} + \frac{c^3}{m^2} \cdot \sqrt{\frac{D_{yy}}{D_{xx}}} \right] \quad (4.70)$$

$$q_{y\text{кр}} = \frac{\pi^2 \cdot \sqrt{D_{xx} \cdot D_{yy}}}{a \cdot b} \cdot \left[\frac{1}{n^2 \cdot c^3} \cdot \sqrt{\frac{D_{xx}}{D_{yy}}} + \frac{2}{c} \cdot \frac{D_{xy} + 2 \cdot D_G}{\sqrt{D_{xx} \cdot D_{yy}}} + n^2 \cdot c \cdot \sqrt{\frac{D_{yy}}{D_{xx}}} \right] \quad (4.71)$$

$$q_{xy\text{кр}} = \frac{\pi^2 \cdot \sqrt{D_{xx} \cdot D_{yy}}}{a \cdot b} \cdot K_{xy} \quad (4.72)$$

Погонные изгибные жесткости D_{xx} , D_{yy} , D_{xy} и D_G определяют по формулам ниже.

$$D_{yy} = D_{22} = \frac{\delta_{\text{обш}}^2 \cdot B_{22}}{12}, \quad D_{xy} = D_{12} = \frac{\delta_{\text{обш}}^2 \cdot B_{12}}{12}, \quad D_G = D_{33} = \frac{\delta_{\text{обш}}^2 \cdot B_{33}}{12} \quad (4.73)$$

Если положение нейтральной плоскости z_0 известно, то для вычисления изгибной жесткости D_{xx} запишем

$$D_{xx} = D_{\text{обш } x} + D_{\text{сmp}}, \quad (4.74)$$

где

$$D_{\text{обш } x} = \bar{E}_{\text{обш } x} \cdot \frac{\delta_{\text{обш}}^3}{12} + \bar{E}_{\text{обш } x} \cdot \delta_{\text{обш}} \cdot \left(\frac{\delta_{\text{обш}}}{2} - z_0 \right)^2 = B_{11} \cdot \left[\frac{\delta_{\text{обш}}^2}{3} + z_0 \cdot (z_0 - \delta_{\text{обш}}) \right] \quad (4.75)$$

$$\begin{aligned}
D_{cmp} &= \frac{1}{t_{cmp}} \cdot \sum_{i=1}^n \left(E_i \cdot \left[\frac{\delta_i \cdot b_i^3}{12} \cdot \sin^2 \alpha_i + \frac{b_i \cdot \delta_i^3}{12} \cdot \cos^2 \alpha_i + \delta_i \cdot b_i \cdot (z_i - z_0)^2 \right] \right) = \\
&= \frac{1}{t_{cmp}} \cdot \sum_{i=1}^n \left(b_i \cdot \left(B_{11i} + \frac{B_{12i}^2}{B_{22i}} \right) \cdot \left[\frac{1}{12} \cdot (b_i^2 \cdot \sin^2 \alpha_i + \delta_i^2 \cdot \cos^2 \alpha_i) + (z_i - z_0)^2 \right] \right)
\end{aligned} \tag{4.76}$$

Если положение нейтральной плоскости z_0 неизвестно, то для ее вычисления воспользуемся следующим выражением:

$$z_0 = \frac{E_{обш\ x} \cdot t_{cmp} \cdot \frac{\delta_{обш}^2}{2} + \sum_{i=1}^n (\delta_i \cdot b_i \cdot E_i \cdot z_i)}{\delta_{обш} \cdot E_{обш\ x} \cdot t_{cmp} + f_{cmp} \cdot E_{cmp}}, \tag{4.77}$$

где δ_i и b_i – толщина и ширина i -го элемента профиля, причем ширину определяют между элементами;

Коэффициенты опирания K_x , K_y и K_{xy} – по соответствующим аналитическим зависимостям или таблицам из [82], а m и n являются целыми и определяются аналогично формулам (3.12) и (3.13) по следующим выражениям;

$$m \cdot (m - 1) < c^2 \cdot \sqrt{\frac{D_{yy}}{D_{xx}}} < m \cdot (m + 1) \tag{4.78}$$

$$n \cdot (n - 1) < \frac{1}{c^2} \cdot \sqrt{\frac{D_{xx}}{D_{yy}}} < n \cdot (n + 1) \tag{4.79}$$

е) на общую устойчивость стрингера с присоединенной обшивкой (стержневая аналогия подкрепленной панели).

Общая потеря устойчивости фрагмента стрингерной панели (стрингера с присоединенной обшивкой) будет происходить под действием силы вдоль стрингера (Рисунок 4.8) по следующей формуле:

$$P_{фраг} = \frac{q_x \cdot b_{пан}}{n_{cmp}} = q_x \cdot t_{cmp} \tag{4.80}$$

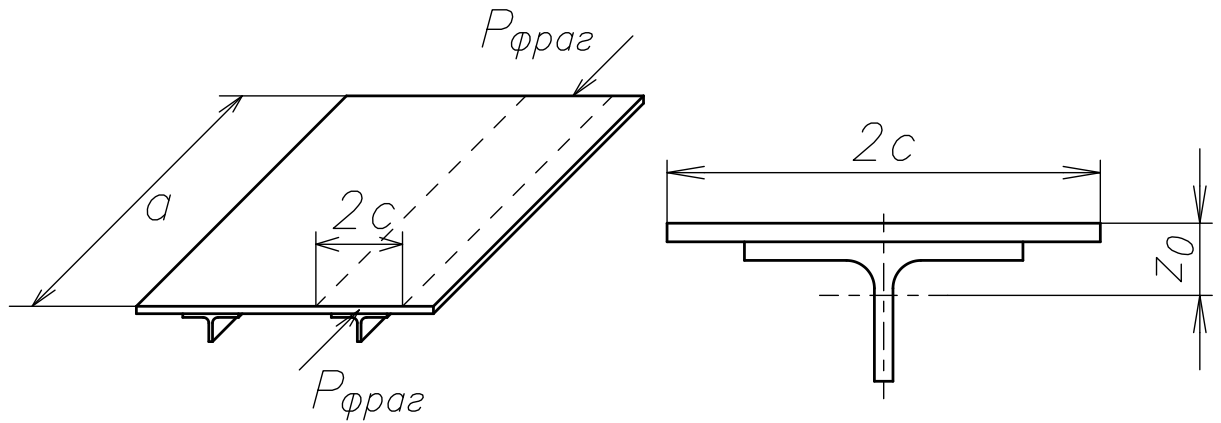


Рисунок 4.8 – К расчету продольных элементов на общую устойчивость

Критическую силу для стрингера с присоединенной обшивкой находят так же, как для сжатого стержня:

$$P_{кр.общ} = \frac{\pi^2 \cdot k_{общ} \cdot (E \cdot J)_{эл}}{a^2}, \quad (4.81)$$

где $k_{общ}$ – коэффициент опирания (предполагая, что стрингеры шарнирно оперты на поперечных кромках панели, $k_{общ}=1$); $(EJ)_{эл}$ – суммарная изгибная жесткость стрингера с присоединенной обшивкой.

Если критическую силу $P_{кр.общ}$ разделить на шаг стрингера $t_{стр}$, то получим критический поток общей потери устойчивости:

$$q_{кр.общ} = \frac{P_{кр.общ}}{t_{стр}}, \quad (4.82)$$

Тогда условие на общую устойчивость стрингера с присоединенной обшивкой будет иметь следующий вид:

$$\frac{\pi^2 \cdot k_{общ} \cdot (E \cdot J)_{эл}}{a^2} \geq q_x \cdot t_{стр}, \quad (4.83)$$

где $k_{общ} = 1$, левая часть неравенства находится по (4.81), а правая – по (4.80).

ж) на максимальный прогиб в центре панели от изгиба:

Для реальных панелей обшивки крыла, фюзеляжа, оперения, в которых обычно $a < b$, а усилия q_y малы или отсутствуют, расчеты напряжений σ_x и τ_{xz} можно существенно упростить. Учитывая, что толщина и структура МПКМ обшивки постоянны, а стрингеры одинаковы, достаточно рассмотреть изгиб балки,

расположенной в середине панели, где влиянием краев можно пренебречь, и состоящей из обшивки шириной $t_{стр}$ и одного стрингера (Рисунок 4.9).

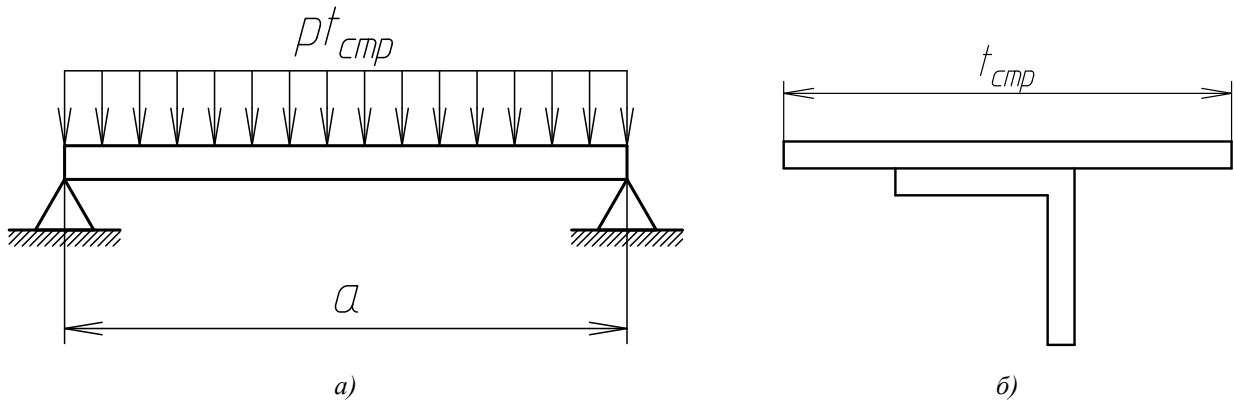


Рисунок 4.9 – Балочная аналогия фрагмента панели

На базе этой расчетной схемы выражения напряжений принимают следующий вид:

$$\sigma_x = \frac{p \cdot a^2 \cdot E_A \cdot z_{\max}}{8 \cdot D_{xx}} \quad (4.84)$$

$$\tau_{xz} = \frac{p \cdot a \cdot (E \cdot S)}{2 \cdot S \cdot D_{xx}} \quad (4.85)$$

А максимальный прогиб панели должен соответствовать неравенству:

$$f_{\max} = 0,0166 \cdot \frac{p \cdot a^4}{D_{xx} + 2 \cdot (D_{xy} + 2 \cdot D_G) \cdot c^2 + D_{yy} \cdot c^4} \leq f_0 \quad (4.86)$$

где $f_0 = 0,0417 \cdot \frac{p}{D_{yy}}$.

Стрингерные панели обшивки агрегатов самолета отличаются тем, что $D_{xx} \gg D_{yy}$, $D_{xx} \gg (D_{xy} + 2D_G)$ и $c < 1$. Пренебрегая в знаменателе формулы (4.86) членами $2(D_{xy} + 2D_G)c$ и $D_{yy}c^4$ по сравнению с D_{xx} , получаем значение максимального прогиба

$$f_{\max} = 0,0166 \cdot \frac{p \cdot a^4}{D_{xx}} \quad (4.87)$$

4.4 Фрагмент стрингерной панели крыла для проектирования из МПКМ

Для проектирования фрагмента стрингерной панели крыла из МПКМ с целью исследования методики проектирования был выбран в качестве прототипа самолет Ту-204, аналогом которого является зарубежный авиалайнер Boeing-757, и по которому был спроектирован фрагмент гибридной панели крыла.

Крыло самолета Ту-204 состоит из центроплана, неразъемно связанного с фюзеляжем, двух симметрично расположенных относительно оси самолета отъемных частей крыла (ОЧК), имеющих технологические стыки с центропланом, и двух концевых поверхностей крыла, установленных на концах крыла и имеющих разъемное соединение с ОЧК. Основным силовым элементом крыла является кессон, образованный двумя лонжеронами, верхними и нижними панелями и нервюрами. Кессоны центроплана, ОЧК выполнены герметичными и используются для заправки топливом.

Конструкция ОЧК и центроплана самолета Ту-204 представляют собой кессон с двумя лонжеронами и шестью панелями (три сверху, три снизу) и нервюр. Панели состоят из обшивок и стрингеров, соединенных между собой с помощью заклепок. Нижние панели крыла и центроплана выполнены из плит и прессованных профилей, изготовленных из ресурсного сплава 1163Т. В верхних панелях ОЧК и центроплана применяются листы, плиты и прессованные профили из высокопрочного сплава В95очТ2, эффективно работающие на сжатие.

В качестве панели прототипа выбрана верхняя панель центроплана, которая проектируется из условия максимальной несущей способности по сжатию при

минимальном весе (Рисунок 4.10).

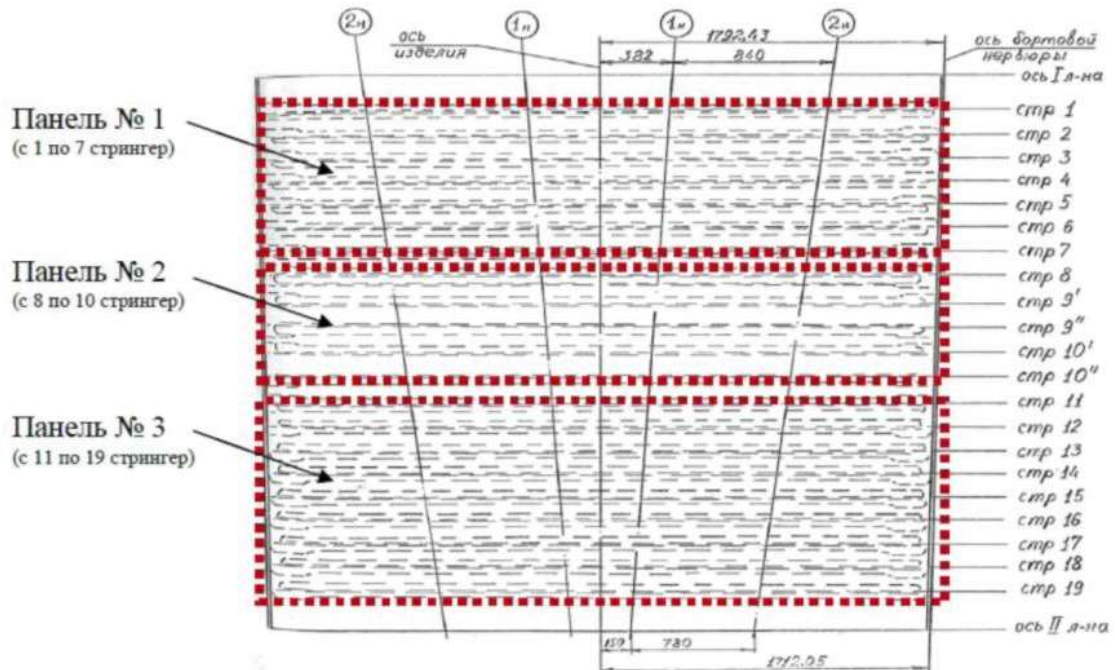


Рисунок 4.10 – Верхняя поверхность центроплана самолета Ту-204

На Рисунке 4.11 показана конструктивно-силовая схема для верхней панели № 3 центроплана самолета Ту-204.

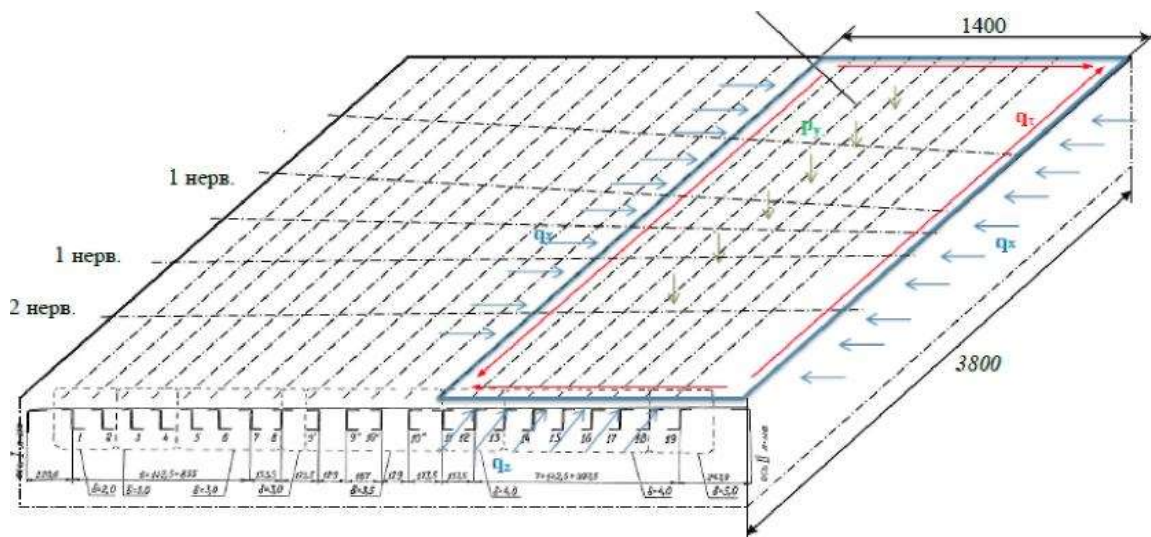


Рисунок 4.11 – Конструктивно-силовая схема панели крыла Ту-204

Был выбран фрагмент, соответствующий наибольшим нагрузкам после проектной оценки уровня эксплуатационной нагруженности верхней панели центроплана самолета Ту-204 из условия равной несущей способности фрагмента

панели прототипа, фрагмента гибридной панели крыла и фрагмента стрингерной панели крыла из МПКМ:

$$P_{\text{панели прототипа}} = P_{\text{гибридной панели}} = P_{\text{панели из МПКМ}} \quad (4.88)$$

Для разработки конструктивно силовой схемы слоистой гибридной панели (Рисунок 4.12) 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. Была построена конечно-элементная модель фрагмента стрингерной панели крыла из МПКМ. В качестве материала обшивки стрингерной панели из МПКМ в расчете был принят алюмокомпозит класса СИАЛ, а в качестве материала стрингеров – прессованные профили из Al-Li сплава В-1469Т1.

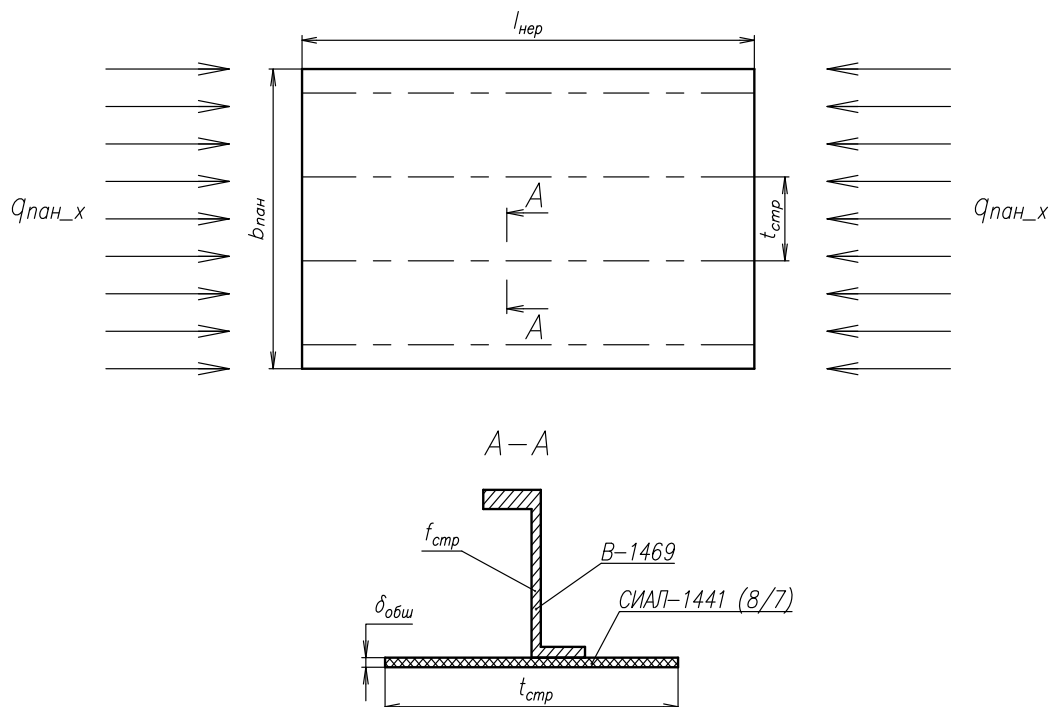


Рисунок 4.12 – Конструктивно-силовая схема слоистой гибридной панели крыла

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

Сжимающие нагрузки, возникающие от потока $q_z \approx 3000$ Н/мм [12] в верхней панели центроплана, существенно превосходят нагрузки в других направлениях q_x и q_y , поэтому при выборе силовой схемы нагружения слоистой гибридной панели в качестве расчетных приняты сжимающие нагрузки от потока q_z .

Разработанная конструктивно-силовая схема позволила провести моделирование площади поперечного сечения усиливающего элемента при заданной толщине обшивки из алюмокомпозитного материала.

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 алюмокомпозитного материала класса СИАЛ и обшивка рассматривалась, как монолитный материал [12].

Потерю устойчивости стрингера с 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.

При разработке конструктивно-силовой схемы фрагмента стрингерной панели из МПКМ учитывались следующие факторы:

- Фрагмент стрингерной панели из МПКМ на сжатие состоит из обшивки из МПКМ типа алюмокомпозитный материал класса СИАЛ с четырьмя стрингерами и имеет габаритные размеры $455,5 \times 600$ мм; структурная схема приведена на Рисунке 4.13;
- Стрингер представляет собой прессованный профиль Z-образной формы (шифр ПР105-7) из высокопрочного Al-Li сплава В-1469Т1; стрингера расположены, как в прототипе и гибридной панели, вдоль длинной стороны с шагом $t_{стр} = 142,5$ мм;

- Обшивка из алюмостеклопластика класса СИАЛ состоит из тонких листов толщиной 0,35 мм из Al-Li сплава 1441T11 с прослойками стеклопластика из клеевого препрега КМКС-2м.120.Т60.57 в конфигурации (8/7). Суммарная номинальная толщина обшивки - 4,9 мм;
- Расчетная несущая способность стрингерной панели из МПКМ на сжатие должна соответствовать несущей способности выбранному прототипу, т.е. быть не менее $q_{н.с.} \approx 3000$ кН/м;
- Панель с шагом нервюр 600 мм (исследование панели на сжатие и сравнение расчета с экспериментом ФГУП «ЦАГИ»), геометрия стрингера приведена на Рисунке 4.14 (а);
- Панель с шагом нервюр 792 мм (как у прототипа, для оценки весовой эффективности применения обшивки из алюмостеклопластика), геометрия стрингера приведена на Рисунке 4.14 (б).

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

Окончательный вариант стрингера для слоистой гибридной панели приведен на Рисунке 4.14 (а).

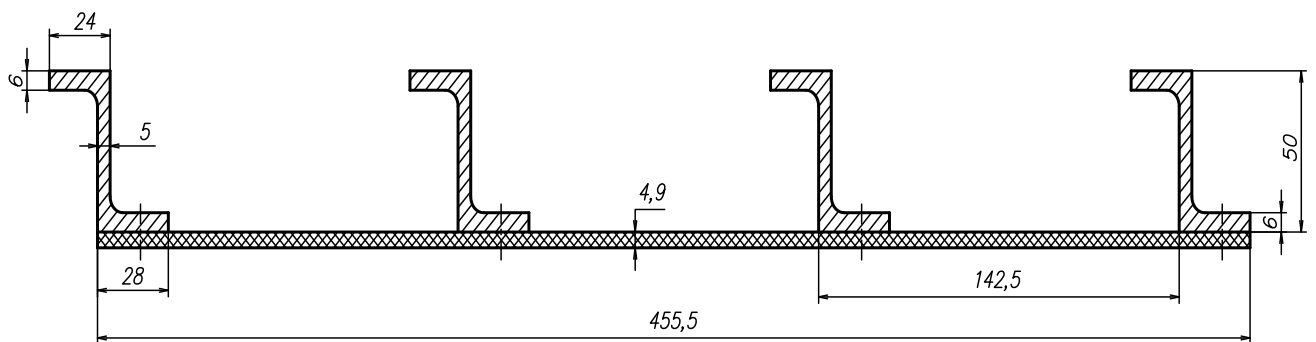


Рисунок 4.13 – Схема четырехстрингерного конструктивно-подобного образца слоистой гибридной панели

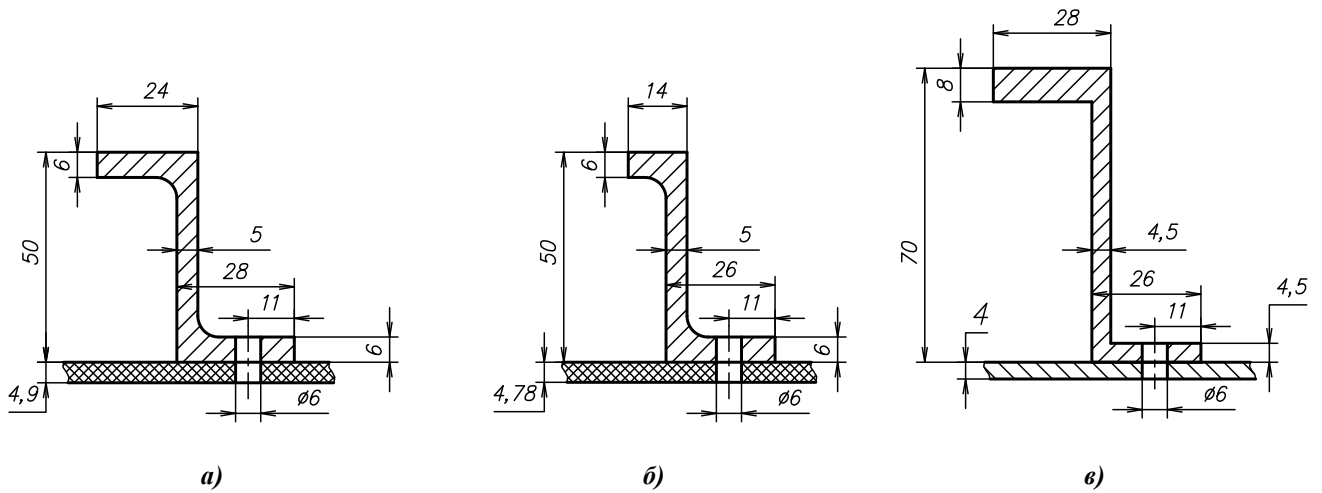


Рисунок 4.14 – Геометрия стрингеров: а) для оценки весовой эффективности стрингерной панели с обшивкой из СИАЛа; б) для оценки весовой эффективности применения гибридной обшивки (ВИАМ); в) для расчета панели прототипа из сплава В9504Т2

4.5 Пример расчета фрагмента стрингерной панели крыла из МПКМ при сжатии

Для проектировочного расчета фрагмента стрингерной панели крыла из МПКМ воспользуемся разработанной методикой проектирования.

Так как панель нагружена сжимающим продольным потоком нормальных усилий, то будем использовать формулу (4.42) для определения приведенной толщины панели.

$$\delta_{np} = \frac{q_{мпкм}}{\sigma_{0,2 \text{ ме обш}}} = \frac{3000}{330} = 9,09 \text{ [мм]}$$

Примем коэффициент распределения потока усилий между обшивкой и панелью $k_q=0,6$.

Тогда толщина приведенной обшивки и площадь стрингера будут следующими:

$$\delta_{обш \text{ пр}} = k_q \cdot \delta_{np} = 0,6 \cdot 9,09 = 5,45 \text{ [мм]}$$

$$f_{стр} = (1 - k_q) \cdot \delta_{np} \cdot t_{стр} = (1 - 0,6) \cdot 9,09 \cdot 142,5 = 518,18 \text{ [мм}^2\text{]}$$

Теперь найдем количество слоев из металлических листов в пакете МПКМ

$$n_{me} = 0,5 \cdot \left(\frac{\delta_{обш\ np}}{\delta_{np}} + 1 \right) = 0,5 \cdot \left(\frac{5,45}{9,09} + 1 \right) = 8,29 \approx 8$$

Так как панель нагружена сжимающим усилием, то будем использовать укладку 0/0 для ПКМ, то есть $\alpha=100\%$, $\beta=\chi=0$:

$$n_{пкм} = 2 \cdot (n_{me} - 1) = 2 \cdot (8 - 1) = 14$$

$$n_0 = \alpha \cdot n_{пкм} = 1 \cdot 14 = 14$$

$$n_{90} = n_{45} = 0$$

В этом случае, суммарная толщина пакета МПКМ будет следующей:

$$\delta_{обш} = \delta_0 \cdot (n_0 + n_{90} + n_{45}) + \delta_{me} \cdot n_{me} = 0,15 \cdot 14 + 0,35 \cdot 8 = 4,9 \text{ [мм]}$$

Исходя из найденного количества и процентного содержания слоев для каждого направления укладки формируем следующую структуру пакета (Рисунок 4.15):

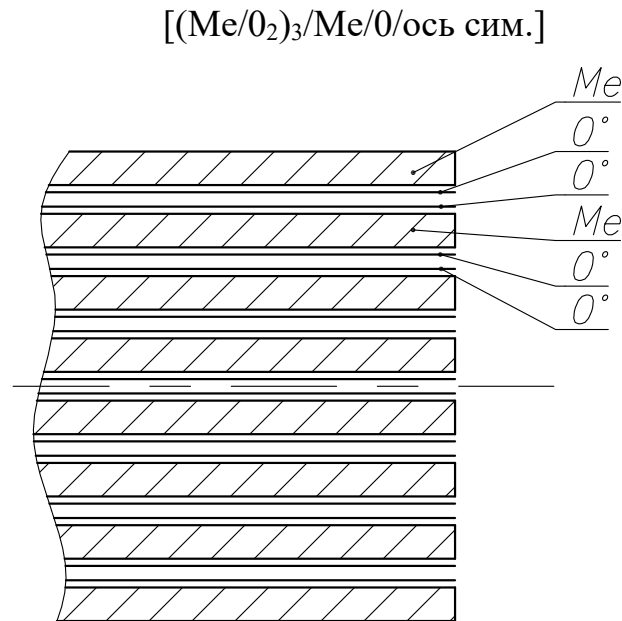


Рисунок 4.15 – Структура обшивки МПКМ

Упругие и прочностные характеристики слоёв ПКМ.

\bar{E}_1^i – независимая постоянная упругости слоев ПКМ вдоль волокон ($H/мм^2$)

$$\bar{E}_1 = \frac{E_1}{1 - \mu_{12}\mu_{21}} = \frac{42000}{1 - 0,312 \cdot 0,0854} = 43150,11 \left[\frac{H}{мм^2} \right]$$

\bar{E}_2^i – независимая постоянная упругости слоёв ПКМ поперек волокон ($H/мм^2$)

$$\bar{E}_2 = \frac{E_2}{1 - \mu_{12}\mu_{21}} = \frac{11500}{1 - 0,312 \cdot 0,0854} = 11814,80 \left[\frac{H}{мм^2} \right]$$

Матрицы жёсткости слоёв ПКМ в координатах пакета.

Формулы преобразования для ориентации 0° :

$$b_{11} = \bar{E}_1 = 43150,11 \left[\frac{H}{мм^2} \right]$$

$$b_{12} = b_{21} = \bar{E}_1 \cdot \mu_{12} = 43150,11 \cdot 0,312 = 13462,83 \left[\frac{H}{мм^2} \right]$$

$$b_{22} = \bar{E}_2 = 11814,91 \left[\frac{H}{мм^2} \right]$$

$$b_{33} = G_{12} = 0$$

$$b_{13} = b_{31} = b_{23} = b_{32} = 0$$

Упругие и прочностные характеристики слоёв металла.

\bar{E}^i – независимая постоянная упругости слоёв из металлического листа вдоль проката ($H/мм^2$)

$$\bar{E}^i = \frac{E^i}{1 - \mu^2} = \frac{79000}{1 - 0,33^2} = 88654,47 \left[\frac{H}{мм^2} \right]$$

Матрицы жёсткости слоёв металла в координатах пакета.

Формулы преобразования ($H/мм^2$):

$$b_{11} = \bar{E} = 88654,47 \left[\frac{H}{мм^2} \right]$$

$$b_{12} = b_{21} = \bar{E} \cdot \mu = 88654,47 \cdot 0,33 = 29255,98 \left[\frac{H}{мм^2} \right]$$

$$b_{22} = b_{11} = \bar{E} = 88654,47 \left[\frac{H}{мм^2} \right]$$

$$b_{33} = G = 29699,25 \left[\frac{H}{\text{мм}^2} \right]$$

$$b_{13} = b_{31} = b_{23} = b_{32} = 0$$

Матрица жёсткости пакета в координатах пакета.

$$B_{11} = 338847,75 \left[\frac{H}{\text{мм}} \right], B_{12} = B_{21} = 110188,68 \left[\frac{H}{\text{мм}} \right],$$

$$B_{22} = 273043,84 \left[\frac{H}{\text{мм}} \right], B_{33} = 83157,89 \left[\frac{H}{\text{мм}} \right]$$

$$B_{13} = B_{31} = B_{23} = B_{32} = 0$$

$$\overline{B}_{11} = 69153 \left[\frac{H}{\text{мм}^2} \right], \overline{B}_{12} = 22487 \left[\frac{H}{\text{мм}^2} \right], \overline{B}_{22} = 55723 \left[\frac{H}{\text{мм}^2} \right], \overline{B}_{33} = 16971 \left[\frac{H}{\text{мм}^2} \right]$$

$$\overline{B}_{13} = \overline{B}_{31} = \overline{B}_{23} = \overline{B}_{32} = 0$$

Упругие характеристики пакета в координатах пакета.

Формулы ($H/\text{мм}^2$):

$$E_x = \frac{\overline{B}_{11} \cdot \overline{B}_{22} - \overline{B}_{12}^2}{\overline{B}_{22}} = \frac{69153 \cdot 55723 - 22487^2}{55723} = 60078,38 \left[\frac{H}{\text{мм}^2} \right],$$

$$E_y = \frac{\overline{B}_{11} \cdot \overline{B}_{22} - \overline{B}_{12}^2}{\overline{B}_{11}} = \frac{69153 \cdot 55723 - 22487^2}{69153} = 48410,73 \left[\frac{H}{\text{мм}^2} \right],$$

$$G_{xy} = \overline{B}_{33} = 16971 \left[\frac{H}{\text{мм}^2} \right], \mu_{yx} = \frac{\overline{B}_{12}}{\overline{B}_{11}} = \frac{22487}{69153} = 0,33, \mu_{xy} = \frac{\overline{B}_{12}}{\overline{B}_{22}} = \frac{22487}{55723} = 0,40,$$

$$\eta_{x,xy} = \eta_{xy,x} = 0, \eta_{y,xy} = \eta_{xy,y} = 0$$

Подбираем стрингер, удовлетворяющий результатам расчета.

В качестве стрингера выбираем профиль 450061 (Таблица 16)

Таблица 16 – Параметры стрингера и характеристики его материала

	Материал стрингера:	В-1469Т1
	ρ , г/см ³	2,67
	σ_v , МПа	570
	$\sigma_{0,2}$, МПа	550
	E , ГПа	78
	$f_{стр}$, мм ²	517,45

Определяем распределение усилий между обшивкой и стрингером.

$$q_{обш\ x} = \frac{q_x \cdot t_{стр}}{\delta_{обш} \cdot E_{обш\ x} \cdot t_{стр} + f_{стр} \cdot E_{стр}} \cdot \delta_{обш} \cdot E_{обш\ x} =$$

$$= \frac{3000 \cdot 142,5}{4,9 \cdot 60078,38 \cdot 142,5 + 517,45 \cdot 78000} \cdot 4,9 \cdot 60078,38 = 1528,95 \left[\frac{H}{мм} \right]$$

$$P_{стр} = \frac{q_x \cdot t_{стр}}{\delta_{обш} \cdot E_{обш\ x} \cdot t_{стр} + f_{стр} \cdot E_{стр}} \cdot f_{стр} \cdot E_{стр} =$$

$$= \frac{3000 \cdot 142,5}{4,9 \cdot 60078,38 \cdot 142,5 + 517,45 \cdot 78000} \cdot 517,45 \cdot 78000 = 209624,55 [H]$$

Определяем действующие напряжения в обшивке и стрингере.

$$\sigma_{обш\ x} = \frac{q_{обш\ x}}{\delta_{обш}} = \frac{1528,95}{4,9} = 312,03 \left[\frac{H}{мм^2} \right]$$

$$\sigma_{стр} = \frac{P_{стр}}{f_{стр}} = \frac{209624,55}{517,45} = 405,11 \left[\frac{H}{мм^2} \right]$$

Определяем прочность стрингера.

Прочность стрингера выполняется при условии

$$\sigma_{стр} \leq [\sigma_{стр}] = \sigma_{в\ стр}$$

Коэффициент запаса прочности

$$\eta_{стр} = \frac{\sigma_{в\ стр}}{\sigma_{стр}} = \frac{570}{405,11} = 1,41$$

Деформации пакета в координатах пакета МПКМ.

Закон Гука

$$\varepsilon_x = \frac{\sigma_x}{E_x} - \mu_{xy} \cdot \frac{\sigma_y}{E_y} + \frac{\eta_{x,xy}}{G_{xy}} \cdot \tau_{xy} = \frac{312,03}{60078,38} = 0,00519$$

$$\varepsilon_y = \frac{\sigma_y}{E_y} - \mu_{yx} \cdot \frac{\sigma_x}{E_x} + \frac{\eta_{y,xy}}{G_{xy}} \cdot \tau_{xy} = -0,33 \cdot \frac{312,03}{60078,38} = -0,00169$$

$$\gamma_{xy} = \frac{\eta_{xy,x} \cdot \sigma_x + \eta_{xy,y} \cdot \sigma_y + \tau_{xy}}{G_{xy}} = 0$$

Напряжения в слоях ПКМ в координатах пакета МПКМ.Физический закон в матричном виде (обратный закон Гука) ($H/мм^2$)

$$\sigma_{xi} = b_{11i} \cdot \varepsilon_x + b_{12i} \cdot \varepsilon_y + b_{13i} \cdot \gamma_{xy} = 201,37 \left[\frac{H}{мм^2} \right]$$

$$\sigma_{yi} = b_{21i} \cdot \varepsilon_x + b_{22i} \cdot \varepsilon_y + b_{23i} \cdot \gamma_{xy} = 49,97 \left[\frac{H}{мм^2} \right]$$

$$\tau_{xyi} = 0$$

Напряжения в слоях металла в координатах пакета МПКМ.Физический закон в матричном виде (обратный закон Гука) ($H/мм^2$)

$$\sigma_{xi} = b_{11i} \cdot \varepsilon_x + b_{12i} \cdot \varepsilon_y + b_{13i} \cdot \gamma_{xy} = 411,04 \left[\frac{H}{мм^2} \right]$$

$$\sigma_{yi} = b_{21i} \cdot \varepsilon_x + b_{22i} \cdot \varepsilon_y + b_{23i} \cdot \gamma_{xy} = 2,22 \left[\frac{H}{мм^2} \right]$$

$$\tau_{xyi} = 0$$

Выполняем проверку вклада каждого слоя в усилия в пакете по следующей формуле ($H/мм$):

$$q_{пкм i} = \sigma_{пкм xi} \cdot \delta_0 = 201,37 \cdot 0,15 = 30,21 \left[\frac{H}{мм} \right]$$

$$q_{mei} = \sigma_{mei} \cdot \delta_{me} = 411,04 \cdot 0,35 = 143,86 \left[\frac{H}{мм} \right]$$

Усилия во всем пакете определяется по следующей формуле (H/мм):

$$q_{мпкм} = \sum_{i=1}^n q_i = 8 \cdot q_{mei} + 14 \cdot q_{пкмi} = 8 \cdot 143,86 + 14 \cdot 30,21 = 1573,82 \left[\frac{H}{мм} \right]$$

Определения предельной несущей способности МПКМ по следующим формулам:

$$[\sigma_{Bx}] = 900 \left[\frac{H}{мм^2} \right]$$

$$[\sigma_{By}] = 289,3 \left[\frac{H}{мм^2} \right]$$

$$[\tau_{Bxy}] = 201,4 \left[\frac{H}{мм^2} \right]$$

Критерий прочности обшивки.

В качестве критерия прочности могут использоваться различные критерии для ПКМ, которые будут описаны далее.

Для слоев ПКМ критерием прочности является критерий Цая-Хилла [15]:

$$\frac{\sigma_1^2}{X^2} - \frac{\sigma_1 \cdot \sigma_2}{X^2} + \frac{\sigma_2^2}{Y^2} + \frac{\tau_{12}^2}{S^2} = k_1^i \leq 1$$

$$\frac{201,37^2}{1500^2} - \frac{201,37 \cdot 49,97}{1500^2} + \frac{49,97^2}{75^2} + \frac{0}{S^2} = 0,09 \leq 1$$

Для слоев из металлических листов:

$$\frac{\sigma_x^2}{Y_i^2} - \frac{\sigma_x \cdot \sigma_y}{Y_i^2} + \frac{\sigma_y^2}{Y_i^2} + \frac{3 \cdot \tau_{xy}^2}{Y_i^2} = k_2^i \leq 1$$

$$\frac{411,04^2}{450^2} - \frac{411,04 \cdot 2,22}{450^2} + \frac{2,22^2}{450^2} + \frac{3 \cdot \tau_{xy}^2}{Y_i^2} = 0,83 \leq 1$$

Тогда запас прочности определяется как

$$\eta = \min\left(\frac{1}{k_1^i}, \frac{1}{k_2^i}\right) = \min\left(\frac{1}{0,09} = 10,61, \frac{1}{0,83} = 1,21\right) = 1,21$$

Проверка на местную потерю устойчивости обшивки между стрингерами:

$$-\frac{q_{обш\ x}}{q_{x\ кр.м}} - \frac{q_y}{q_{y\ кр.м}} + \frac{q_{xy}^2}{q_{xy\ кр.м}^2} \leq 1$$

Где $q_{x\ кр.м}$, $q_{y\ кр.м}$ и $q_{xy\ кр.м}$ находят по формуле (4.67), B_{11} , B_{22} , B_{12} и B_{33} – по формулам (4.11) – (4.18), $b=t_{стр}$, а коэффициенты опирания K_x , K_y и K_{xy} – по аналитическим зависимостям или таблицам из [82, 90], но с учетом того, что $c=a/t_{стр}$;

А $q_{x\ кр.м}$, $q_{y\ кр.м}$ и $q_{xy\ кр.м}$ находятся по следующим формулам:

$$q_{x\ кр.м} = \frac{\pi^2 \cdot \sqrt{D_{11} \cdot D_{22}}}{a \cdot b} \cdot \left[\frac{m^2}{c} \cdot \sqrt{\frac{D_{11}}{D_{22}}} + 2 \cdot c \cdot \frac{D_{12} + 2 \cdot D_{33}}{\sqrt{D_{11} \cdot D_{22}}} + \frac{c^3}{m^2} \cdot \sqrt{\frac{D_{22}}{D_{11}}} \right]$$

$$q_{y\ кр.м} = \frac{\pi^2 \cdot \sqrt{D_{11} \cdot D_{22}}}{a \cdot b} \cdot \left[\frac{1}{n^2 \cdot c^3} \cdot \sqrt{\frac{D_{11}}{D_{22}}} + \frac{2}{c} \cdot \frac{D_{12} + 2 \cdot D_{33}}{\sqrt{D_{11} \cdot D_{22}}} + n^2 \cdot c \cdot \sqrt{\frac{D_{22}}{D_{11}}} \right]$$

$$q_{xy\ кр.м} = \frac{\pi^2 \cdot \sqrt{D_{11} \cdot D_{22}}}{a \cdot b} \cdot K_{xy}$$

Погонные изгибные жесткости D_{xx} , D_{yy} , D_{xy} и D_G определяют по формулам ниже.

$$D_{11} = 677977,87 [H \cdot мм] \quad D_{22} = 546315,22 [H \cdot мм],$$

$$D_{12} = 220469,18 [H \cdot мм],$$

$$D_{33} = 166385,08 [H \cdot мм]$$

Коэффициенты опирания K_x , K_y и K_{xy} – по соответствующим аналитическим зависимостям или таблицам из [82], а m и n являются целыми и определяются аналогично формулам (3.12) и (3.13) по следующим выражениям:

$$m \cdot (m-1) < c^2 \cdot \sqrt{\frac{D_{yy}}{D_{xx}}} < m \cdot (m+1)$$

$$5 \cdot (5 - 1) = 20 < 5,24^2 \cdot \sqrt{\frac{546315,22}{677977,87}} = 24,65 < 5 \cdot (5 + 1) = 30$$

Критические потоки:

$$q_{x_{кр.м}} = \frac{\pi^2 \cdot \sqrt{677977,87 \cdot 546315,22}}{600 \cdot 142,5} \cdot \left[\frac{5^2}{5,24} \cdot \sqrt{\frac{677977,87}{546315,22}} + 2 \cdot 5,24 \cdot \frac{220469,18 + 2 \cdot 166385,08}{\sqrt{677977,87 \cdot 546315,22}} + \frac{5,24^3}{5^2} \cdot \sqrt{\frac{546315,22}{677977,87}} \right] =$$

$$= 8572 \left[\frac{H}{мм} \right]$$

Критерий устойчивости панели определяется по следующему выражению:

$$-\frac{1528,95}{8572} = 0,18 \leq 1$$

Тогда запас прочности определяется как

$$\eta = \frac{1}{k} = \frac{1}{0,18} = 5,61$$

Проверка на местную устойчивость стенок стрингера.

Полагая, что наиболее слабая стенка для рассматриваемого случая известна, это условие имеет вид:

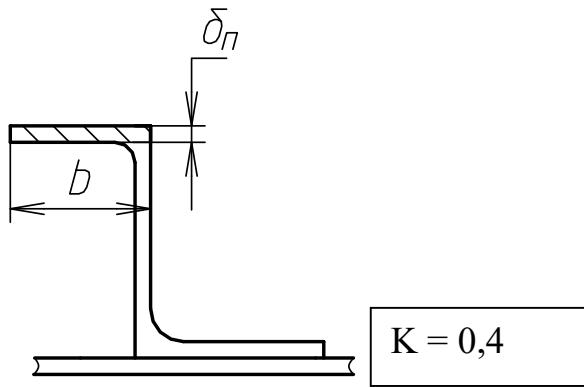
$$q_{кр.ми} \geq q_{эл стр i}$$

$$q_{кр.ми} = K_i \cdot E_{стр} \cdot \frac{\delta_i^3}{b_i^2}$$

$$q_{эл стр i} = q_{стр} \cdot \frac{\delta_i \cdot b_i}{\sum_{i=1}^n \delta_i \cdot b_i}$$

Критические усилия для **верхнего пояса** стрингера из изотропного

материала определяют по следующей формуле [88, 89, 91]:



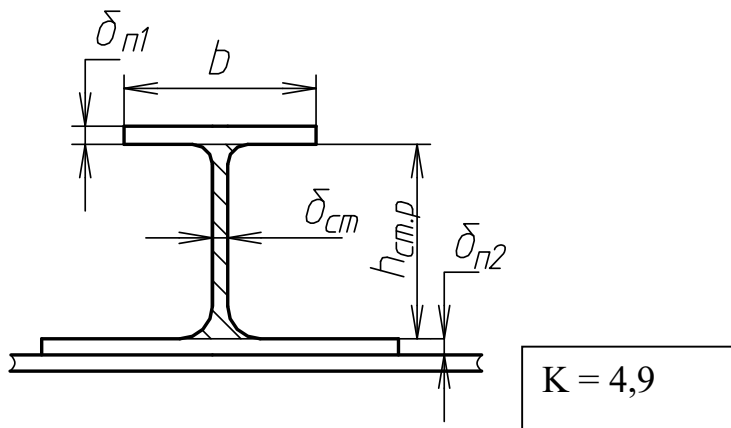
$$q_{кр.м пояса} = K_i \cdot E_{стр} \cdot \frac{\delta_i^3}{b_i^2} = 0,4 \cdot 78000 \cdot \frac{6^3}{19^2} = 18668,14 \left[\frac{H}{мм} \right]$$

$$q_{пояса} = q_{стр} \cdot \frac{\delta_i \cdot b_i}{\sum_{i=1}^n \delta_i \cdot b_i} = 1471,05 \cdot \frac{6 \cdot 19}{6 \cdot 19 + 5 \cdot 38 + 6 \cdot 23} = 379,41 \left[\frac{H}{мм} \right]$$

Коэффициент запаса прочности

$$\eta_{кр.м стенки} = \frac{q_{кр.м пояса}}{q_{пояса}} = \frac{18668,14}{379,41} = 49,2$$

Критические усилия для **стенки** стрингера из изотропного материала определяют по следующей формуле [88, 89, 91]:



$$q_{кр.м стенки} = K_i \cdot E_{стр} \cdot \frac{\delta_i^3}{b_i^2} = 4,9 \cdot 78000 \cdot \frac{5^3}{38^2} = 33085,18 \left[\frac{H}{мм} \right]$$

$$q_{стенка} = q_{стр} \cdot \frac{\delta_i \cdot b_i}{\sum_{i=1}^n \delta_i \cdot b_i} = 1471,05 \cdot \frac{5 \cdot 38}{6 \cdot 19 + 5 \cdot 38 + 6 \cdot 23} = 632,35 \left[\frac{H}{мм} \right]$$

Коэффициент запаса прочности

$$\eta_{кр.м\text{ стенки}} = \frac{q_{кр.м\text{ стенки}}}{q_{стенки}} = \frac{33085,18}{632,35} = 52,32,$$

где K_i – коэффициент опирания, определяемый по таблицам из [82] и [90] для стрингера из МПКМ и металла соответственно.

Проверка на общую устойчивость панели

Критерий устойчивости панели определяется по следующему выражению:

$$-\frac{q_x}{q_{xкр}} - \frac{q_y}{q_{yкр}} + \frac{q_{xy}^2}{q_{xyкр}^2} \leq 1,$$

где $q_{xкр}$, $q_{yкр}$ и $q_{xyкр}$ находятся по следующим формулам:

$$q_{xкр} = \frac{\pi^2 \cdot \sqrt{D_{xx} \cdot D_{yy}}}{a \cdot b} \cdot \left[\frac{m^2}{c} \cdot \sqrt{\frac{D_{xx}}{D_{yy}}} + 2 \cdot c \cdot \frac{D_{xy} + 2 \cdot D_G}{\sqrt{D_{xx} \cdot D_{yy}}} + \frac{c^3}{m^2} \cdot \sqrt{\frac{D_{yy}}{D_{xx}}} \right]$$

$$q_{yкр} = \frac{\pi^2 \cdot \sqrt{D_{xx} \cdot D_{yy}}}{a \cdot b} \cdot \left[\frac{1}{n^2 \cdot c^3} \cdot \sqrt{\frac{D_{xx}}{D_{yy}}} + \frac{2}{c} \cdot \frac{D_{xy} + 2 \cdot D_G}{\sqrt{D_{xx} \cdot D_{yy}}} + n^2 \cdot c \cdot \sqrt{\frac{D_{yy}}{D_{xx}}} \right]$$

$$q_{xyкр} = \frac{\pi^2 \cdot \sqrt{D_{xx} \cdot D_{yy}}}{a \cdot b} \cdot K_{xy}$$

Погонные изгибные жесткости D_{xx} , D_{yy} , D_{xy} и D_G определяют по формулам ниже.

$$D_{yy} = D_{22} = 546315,22 [H \cdot мм], \quad D_{xy} = D_{12} = 220469,18 [H \cdot мм],$$

$$D_G = D_{33} = 166385,08 [H \cdot мм]$$

Определим положение нейтральной плоскости z_0 (Рисунок 4.16).

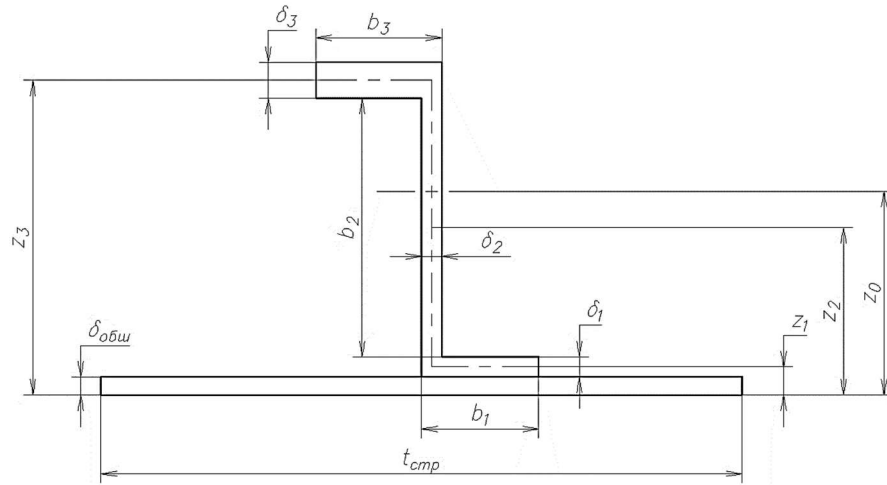


Рисунок 4.16 – Сечение фрагмента стрингерной панели

$$z_0 = \frac{E_{обш\ x} \cdot f_{обш} \cdot z_{обш} + E_{стр} \cdot f_{стр} \cdot z_{стр}}{E_{обш\ x} \cdot f_{обш} + E_{стр} \cdot f_{стр}} = 15,41 [мм]$$

После определения нейтральной плоскости z_0 , вычислим изгибную жесткость D_{xx} и ее составляющие:

$$D_{xx} = D_{обш\ x} + D_{стр}$$

$$D_{обш\ x} = \frac{\delta_{обш}^2 \cdot B_{11}}{12} + E_{обш\ x} \cdot \delta_{обш} \cdot t_{стр} \cdot \left(\frac{\delta_{обш}}{2} - z_0 \right)^2 = 7046349258 [H \cdot мм]$$

$$J_{стр} = J_{стр\ собств} + f_{стр} \cdot (z_{стр} - z_0)^2 = 610676,4 [мм^4]$$

$$D_{стр} = \frac{E_{стр} \cdot J_{стр}}{t_{стр}} = \frac{78000 \cdot 610676,401}{142,5} = 334264977,4 [H \cdot мм]$$

$$D_{xx} = D_{обш\ x} + D_{стр} = 7046349258 + 334264977,4 = 7380614235 [H \cdot мм]$$

Коэффициенты опирания K_x , K_y и K_{xy} – по соответствующим аналитическим зависимостям или таблицам из [82], а m и n являются целыми и определяются аналогично формулам (3.12) и (3.13) по следующим выражениям:

$$m \cdot (m - 1) < c^2 \cdot \sqrt{\frac{D_{yy}}{D_{xx}}} < m \cdot (m + 1)$$

$$1 \cdot (1-1) = 0 < 1,32^2 \cdot \sqrt{\frac{546315,22}{7380614235}} = 0,015 < 1 \cdot (1+1) = 2$$

$$n \cdot (n-1) < \frac{1}{c^2} \cdot \sqrt{\frac{D_{xx}}{D_{yy}}} < n \cdot (n+1)$$

$$8 \cdot (8-1) = 56 < \frac{1}{1,32^2} \cdot \sqrt{\frac{7380614235}{546315,22}} = 66,99 < 8 \cdot (8+1) = 72$$

Критические потоки:

$$q_{x\text{кр}} = 202441,46 \left[\frac{H}{\text{мм}} \right]$$

$$q_{y\text{кр}} = 2126,34 \left[\frac{H}{\text{мм}} \right]$$

$$q_{xy\text{кр}} = 19567,25 \left[\frac{H}{\text{мм}} \right]$$

Критерий устойчивости панели определяется по следующему выражению:

$$-\frac{3000}{202441,46} = 0,015 \leq 1$$

Тогда запас прочности определяется как

$$\eta = \frac{1}{k} = \frac{1}{0,014} = 67,48$$

Проверка на общую устойчивость стрингера с присоединенной обшивкой (стержневая аналогия подкрепленной панели).

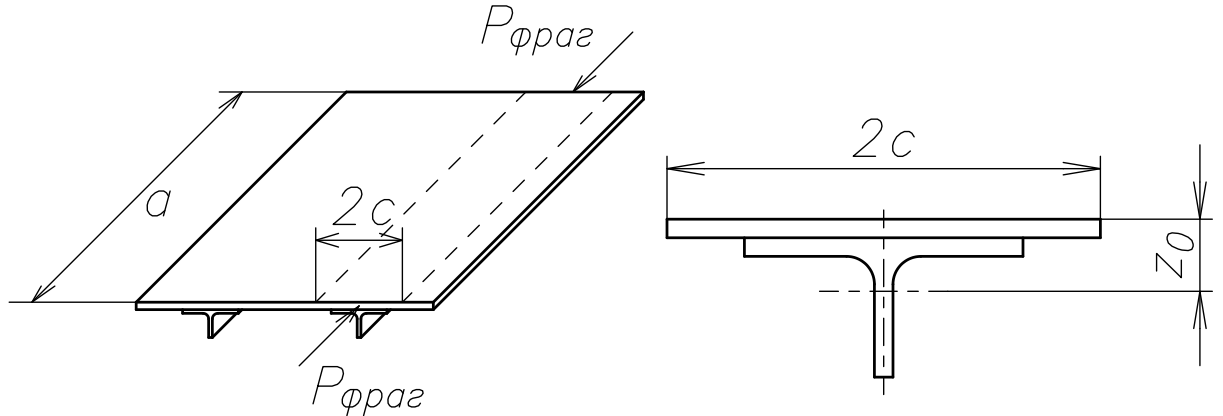
Условие на общую устойчивость стрингера с присоединенной обшивкой имеет следующий вид:

$$P_{\text{кр.общ}} \geq q_x \cdot t_{\text{стр}}$$

Общая потеря устойчивости фрагмента стрингерной панели (стрингера с присоединенной обшивкой) будет происходить под действием силы вдоль

стрингера по следующей формуле:

$$P_{фраг} = \frac{q_x \cdot b_{пан}}{n_{стр}} = q_x \cdot t_{стр} = 3000 \cdot 142,5 = 427500 [H]$$



Критическую силу для стрингера с присоединенной обшивкой находят так же, как для сжатого стержня:

$$P_{кр.общ} = \frac{\pi^2 \cdot k_{общ} \cdot (E \cdot J)_{эл}}{a^2} = \frac{\pi^2 \cdot k_{общ}}{a^2} \cdot (E_{обш} \cdot J_{обш} + E_{стр} \cdot J_{стр}) = 1499826,9 [H]$$

где $k_{общ}$ – коэффициент опирания (предполагая, что стрингеры шарнирно оперты на поперечных кромках панели, $k_{общ}=1$); $(EJ)_{эл}$ – суммарная изгибная жесткость стрингера с присоединенной обшивкой.

Если критическую силу $P_{кр.общ}$ разделить на шаг стрингера $t_{стр}$, то получим критический поток общей потери устойчивости:

$$q_{кр.общ} = \frac{P_{кр.общ}}{t_{стр}}$$

Тогда условие на общую устойчивость стрингера с присоединенной обшивкой будет иметь следующий вид:

$$\frac{\pi^2 \cdot k_{общ} \cdot (E \cdot J)_{эл}}{a^2} \geq q_x \cdot t_{стр},$$

где $k_{общ} = 1$, левая часть неравенства находится по (4.81), а правая – по (4.80).

Коэффициент запаса прочности

$$\eta_{кр.общ} = \frac{P_{кр.общ}}{P_{фраг}} = \frac{1499826,9}{427500} = 3,51$$

Проверка на максимальный прогиб в центре панели от изгиба:

Так как в исходных данных для проектирования отсутствует давление, то проверку на максимальный прогиб не проводим.

Масса проектируемой панели

Масса фрагмента стрингерной панели определяется по следующей формуле:

$$m_{пан} = a \cdot b \cdot \left(\delta_{обш} \cdot \rho_{обш} + \frac{f_{стр}}{t_{стр}} \cdot \rho_{стр} \right) = m_{обш} + n_{стр} \cdot m_{стр} \rightarrow \min$$

Массы отдельных элементов панели определяются по следующим формулам:

$$m_{обш} = a \cdot b \cdot \delta_{обш} \cdot \rho_{обш}$$

$$m_{стр} = a \cdot f_{стр} \cdot \rho_{стр}$$

Погонные массы отдельных элементов панели определяются по следующим формулам:

$$m_{обш} = b \cdot \delta_{обш} \cdot \rho_{обш} = 142,5 \cdot 4,9 \cdot 2,25 = 1,571 \left[\frac{кг}{м} \right]$$

$$m_{стр} = f_{стр} \cdot \rho_{стр} = 517,45 \cdot 2,67 = 1,382 \left[\frac{кг}{м} \right]$$

Найденные коэффициенты запасов прочности элементов фрагмента стрингерной панели сведем в Таблицу 17

Таблица 17 – Коэффициенты запасов прочности

Случай нагружения	Обозначение	Значение
Прочность обшивки по критерию прочности	$\eta_{обш}$	1,21
Прочность стрингера	$\eta_{стр}$	1,41
Общая устойчивость панели	$\eta_{кр\ обш}$	67,48
Местная устойчивость обшивки	$\eta_{кр\ мест}$	5,61
Местная устойчивость полки стрингера	$\eta_{кр\ мест\ полки}$	49,2
Местная устойчивость стенки стрингера	$\eta_{кр\ мест\ стенки}$	52,32
Общая устойчивость стрингера с присоединенной обшивкой	$\eta_{кр\ обш+стр}$	3,51

На Рисунке 4.17 представлена трехмерная компьютерная модель четырехстрингерного конструктивно-подобного образца из фрагмента слоистой гибридной панели крыла на базе листов и прессованных профилей из высокопрочного Al-Li сплава В-1469Т1 и алюмополиэстера типа СИАЛ на базе тонких листов из ресурсного среднепрочного Al-Li сплава 1441Т11. Шаг стрингера $t_{стр}=142,5$ мм.

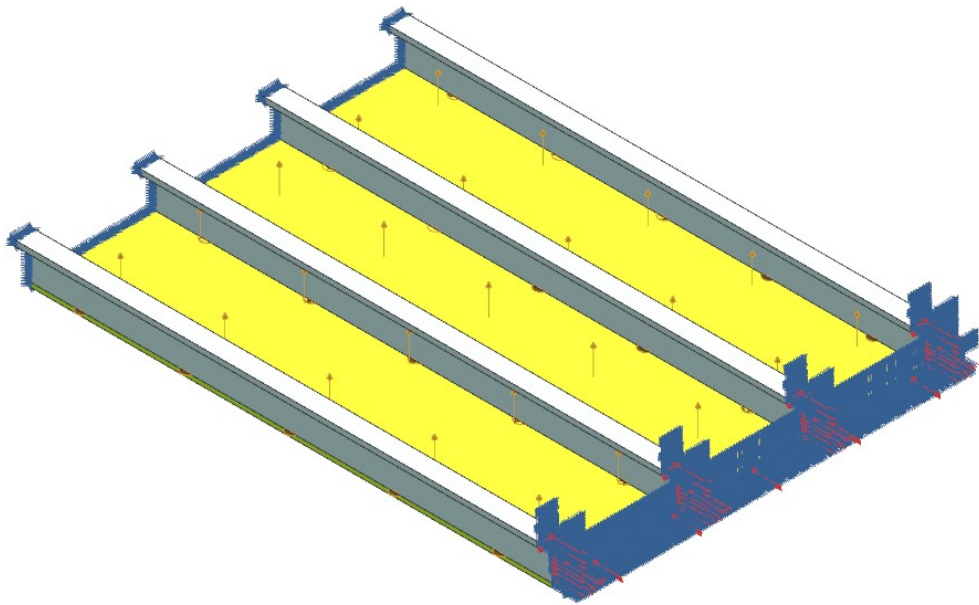


Рисунок 4.17 – Трехмерная компьютерная модель четырехстрингерного конструктивно-подобного образца из фрагмента слоистой гибридной панели крыла размером 455,5×600 мм

На Рисунке 4.18 показано деформированное состояние четырехстрингерного конструктивно-подобного образца из слоистой гибридной панели и спроектированной панели в момент потери устойчивости, а в Таблице 18 сведены результаты сравнения фрагментов панели.

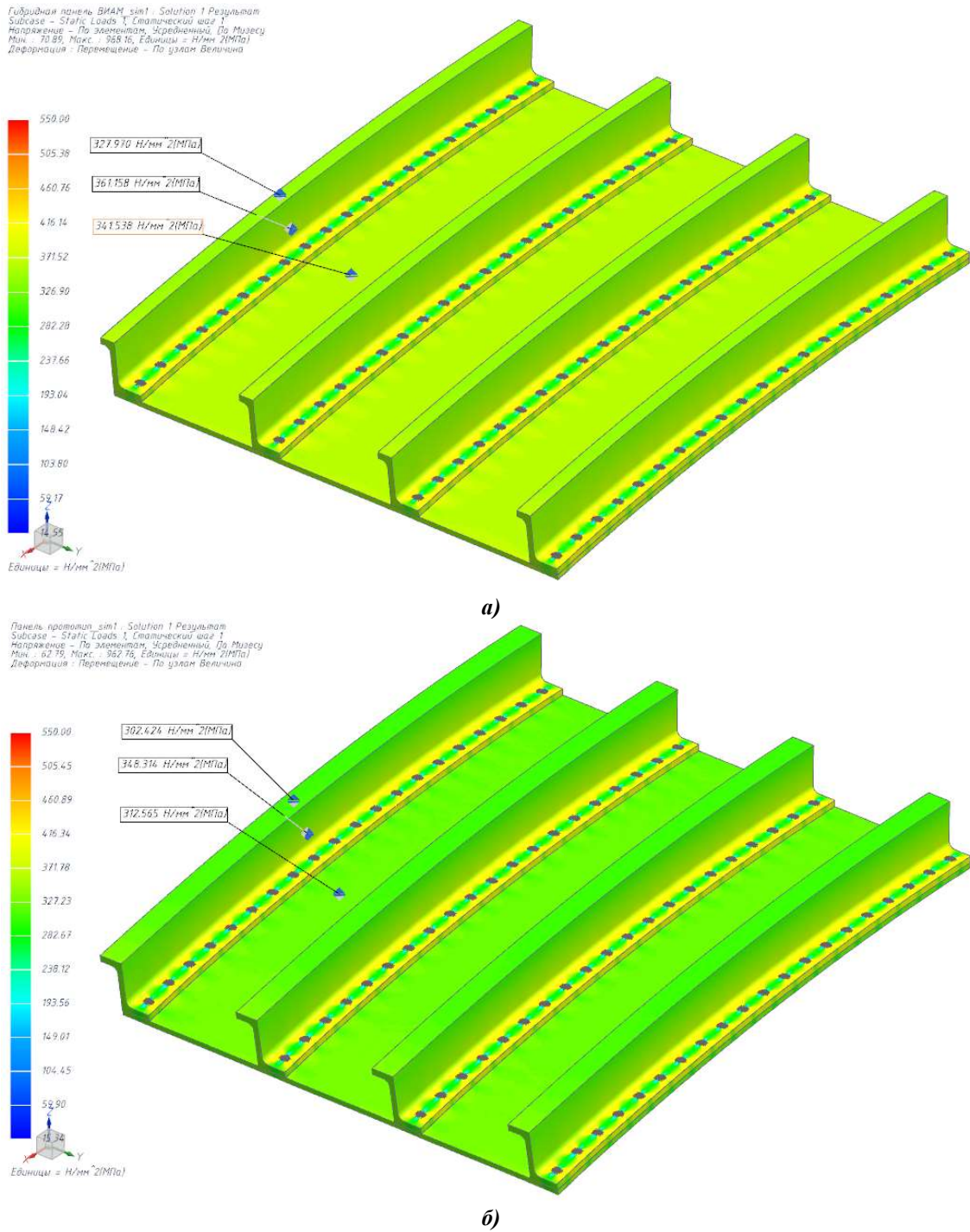


Рисунок 4.18 – Напряженно-деформированное состояние при потере устойчивости четырехстрингерного конструктивно-подобного образца: а) Гибридная панель ВИАМ; б) Пример

Результаты массово-габаритных параметров фрагментов стрингерных панелей и НДС сведены в Таблицы 18 и 19, соответственно.

Таблица 18 – 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 алюмопластика	СИАЛ-1441 (8/7)	2,25	698,25	1,571	2,953	12
	Стрингер	Прессованный профиль В-1469Т1	2,67	517,45	1,382		

Таблица 19 – НДС панелей

Панель	Конструкция	$\sigma_{мкэ}$, 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 алюмопластика	312,565	312,03	0,17
	Стрингер	325,369	405,11	19,69

4.6 Заключение по главе 4

1. Разработана методика проектирования элементов конструкции планера самолета, выполненных из МПКМ.
2. Введены формулы для определения требуемой структуры пакета МПКМ под заданную нагрузку (определение приведенной толщины панели).
3. По разработанной методике спроектирован фрагмент стрингерной панели и проведен ее анализ при помощи КЭМ. Результаты вычислений для обшивок, полученных аналитическим путем, показывают отклонение от результатов КЭМ меньше 1%, а для стрингеров – до 20%. Столь большое отклонение результатов обусловлено изгибом стрингера при сжатии.
4. Масса спроектированной конструкции получилась на 12% легче, чем базовая конструкция на Ту-204. Но учитывая то, что обшивка в гибридной панели ВИАМ может иметь такие же габаритные размеры, как и базовая конструкция на Ту-204, а в примере обшивка не ограничена по длине, то можно добиться большего уменьшения массы конструкции за счет исключения стыковых лент с крепежными изделиями.

Глава 5 Технологические аспекты и рекомендации по проектированию стрингерных панелей из МПКМ

5.1 Технология изготовления и сборка конструкций агрегатов самолета, выполненных из МПКМ

МПКМ является перспективным материалом для авиационной промышленности. Он обладает рядом уникальных характеристик для аэрокосмической отрасли, такими как высокая трещиностойкость, высокая ударопрочность, низкая плотность, обрабатываемость, огнеупорные и коррозионные свойства, а также простота изготовления и ремонта. Рассмотрим немного подробнее эти характеристики.

Механическая обработка может быть выполнена перед формованием пакета, хотя формруемость МПКМ ограничена, и большинство пакетов изготавливают методом укладки. По этой причине большинство операций обработки МПКМ выполняются, когда пластина или панель уже выполнены. В этих случаях детали должны быть обрезаны до нужных размеров и подготовлены для сборки в более крупные конструкции. Наиболее подходящим процессом обрезки конструкционных деталей является процесс фрезерования кромок, который используется как для металлических деталей, так и для деталей из ПКМ. Для изготовления отверстий под механический крепеж наилучшим вариантом является сверление. Хотя оба процесса могут применяться к МПКМ, требуется особая осторожность для предотвращения повреждения пакетов. Приспособления для МПКМ в отношении механической обработки обычных алюминиевых сплавов связаны с наличием волокон и составом (укладкой) ламинатов. Наличие волокон во всех случаях требует острых инструментальных наконечников для процесса обработки. В случае стеклянных волокон, как для СИАЛа или GLARE, так и для пакетов на основе углеродных волокон, волокна являются высокоабразивными, что приводит к значительному износу обрабатывающих инструментов. Обычные

инструментальные материалы (высокоскоростная сталь (HSS) с покрытиями или без) в этих случаях не подходят. Требуются более прочные и более износостойкие инструментальные материалы, такие как твердый металл (твердосплавный карбид – SCC) или керамические инструментальные материалы. В случае арамидных волокон (ARALL) инструментальный наконечник также должен оставаться острым, хотя волокно не является абразивным. Из-за ударной вязкости волокнистого материала арамидное волокно довольно трудно разрезать, поэтому в этом случае малейшее ухудшение остроты из-за износа приведет к неполному разрезанию волокон, что проявляется в «волосатых» кромках обрабатываемых деталей. Когда МПКМ, такие как СИАЛ или GLARE, обрабатываются, силы отслаивания вводятся перпендикулярно плоскости пакета вдоль режущего инструмента (сверла или фрезы). Эти силы могут привести к расслоению слоев МПКМ (Рисунок 5.1).

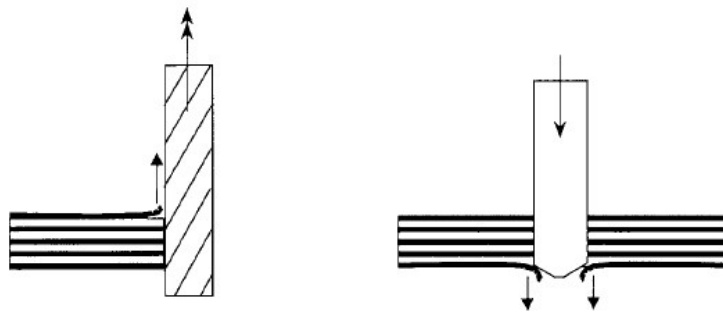


Рисунок 5.1 – Расслоение из-за фрезерования кромок (слева) и сверления (справа)

Типичными процессами, в которых важны усилия отслаивания, являются процессы фрезерования и сверления. Во время процесса фрезерования кромки большое значение угла спирали фрезерного инструмента может привести к расслоению кромки: верхний слой ламината отслаивается, поскольку существует вертикальная составляющая сил резания. Другим типичным примером возникновения расслаивания является сверление. По характеру этого процесса силы прилагаются перпендикулярно слоям пакета. Эти силы могут быть достаточно высокими, чтобы вызвать расслаивание, когда сверлильный инструмент выходит из ламината. Следовательно, эти силы подачи должны быть максимально ограничены. Одной из причин, по которой эти силы могут

увеличиваться, является износ сверла. Как только это происходит, естественным ответом является увеличение усилия подачи, чтобы поддерживать скорость производства. Конечный результат – расслоение по краям отверстий. Во время процесса измельчения существует ряд параметров, которые можно варьировать, таких как диаметр мельницы, тип мельницы, скорость измельчения, скорость подачи и условия измельчения. Конкретная комбинация этих параметров выбирается в зависимости от типа ламината и его толщины. Во время разработки GLARE было исследовано ограниченное количество комбинаций. В частности, скорость подачи и условия фрезерования (в частности, смазка во время фрезерования) оказывают значительное влияние на качество фрезерованной кромки.

Помимо фрезерования и сверления можно использовать и другие процессы обработки, такие как гидроабразивная струйная резка и лазерная резка. Эти процессы не должны использоваться в качестве окончательного процесса обработки, поскольку качество кромки для обоих методов неудовлетворительно: грубая песчаная кромка в случае гидроабразивной резки, которая может вызвать усталостные трещины, и кромка с небольшой зоной термического влияния в случае лазерной резки. Также возможно простое резание и штамповка пакетов МПКМ. Подобно водной струйной и лазерной резке, эти процессы используются только для предварительной резки пакетов.

Для изготовления МПКМ используется метод совместного формования пакета. Изготовление материала за одну технологическую операцию позволяет получать более монолитный и стабильный материал с менее дефектной структурой. Способ получения МПКМ заключается в том, что связующим пропитывают углеродные или стеклянные волокна для получения препрега, формируют заготовку МПКМ путем послойной выкладки слоев из титановых или алюминиевых листов со специально подготовленной поверхностью и препрегов углепластика или стеклопластика, а затем осуществляют прессовое или автоклавное формование. Допускается также нанесение слоя толщиной 0,05-0,1 мм связующего, аналогичного используемому в препреге, (для повышения

адгезионной прочности), путем его дискретного нанесения на специально подготовленную поверхность титанового или алюминиевого сплава, контактирующую с препрегами углепластика или стеклопластика, и его подформовки для равномерного распределения связующего по плоскости листа.

При использовании технологии укладки слоев ориентация волокон может быть разной: 0° , $\pm 45^\circ$ или 90° . Максимальная ширина листов около 1,5 м, а ширина рулонов препрега составляет 0,5-0,6 м. Когда препрег расположен рядом друг с другом, смола соединит находящиеся ближайšie ленты препрегов и в результате получится один единый слой ПКМ [23]. Металлические листы таким образом невозможно полностью соединить. Для металлов существует два типа соединения в пакетах: «стык в стык» или «внахлест» [1]. При использовании соединения «стык в стык», толщина ламината остается постоянной, но стыки должны отставать друг от друга на некоторое расстояние. Эти места будут самыми уязвимыми. А при использовании соединения «внахлест» толщина ламината увеличивается локально. Более того, МПКМ, как и любой прочий ПКМ, подчиняется правилу симметрии укладки слоев. В некоторых местах панели должны быть более усилены, по сравнению с регулярной частью, например, вырезы в фюзеляже под иллюминаторы. Поэтому, как и в композитном материале, используется плавное добавление и удаление внутренних слоев при сохранении симметрии укладки.

Для изготовления панели из МПКМ могут быть использованы два способа: первый – применять технологию формования к уже готовым пакетам МПКМ и соединять пакеты обшивки со стрингерами во время сборки, как классические металлические конструкции (Рисунок 5.2) [22, 92, 93].

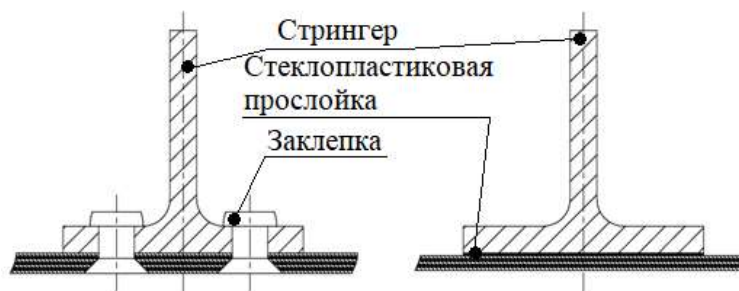


Рисунок 5.2 – Соединение стрингера с обшивкой из МПКМ

Второй способ заключается в использовании технологии для ПКМ: послойная выкладка слоев. В этом случае панель может быть изготовлена за один технологический цикл. Если используется уже готовый пакет, то для изготовления из него панелей применяется гибка или формование растяжением во все стороны. Этот способ изготовления подходит для одинарных и двойных изогнутых ламинатов. Изгибом рулонов (Рисунок 5.3) можно получить цилиндрическую или коническую обшивку. Но не стоит забывать при этом про закон Гука при пластических деформациях, так как после изгиба рулонов появляется пружинение (небольшой возврат материала к прежнему состоянию). Это пружинение может быть сильным, а может быть умеренным в зависимости от направления волокон ламината при изгибе рулона. При изгибе рулона параллельно направлению волокон ламината возникает умеренное обратное пружинение, а при изгибе рулона перпендикулярно направлению волокон ламината – большое обратное пружинение.

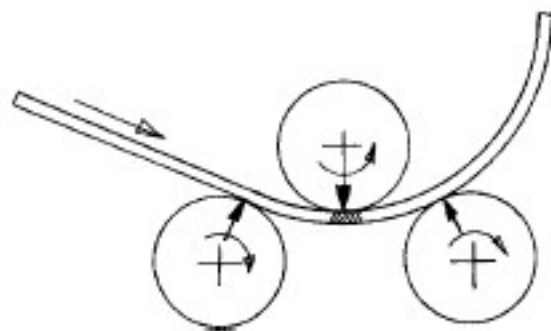


Рисунок 5.3 – Схема изгиба рулонов

Формование растяжением (Рисунок 5.4) является обычным процессом для изготовления двойных изогнутых обшивок из металлических листов.

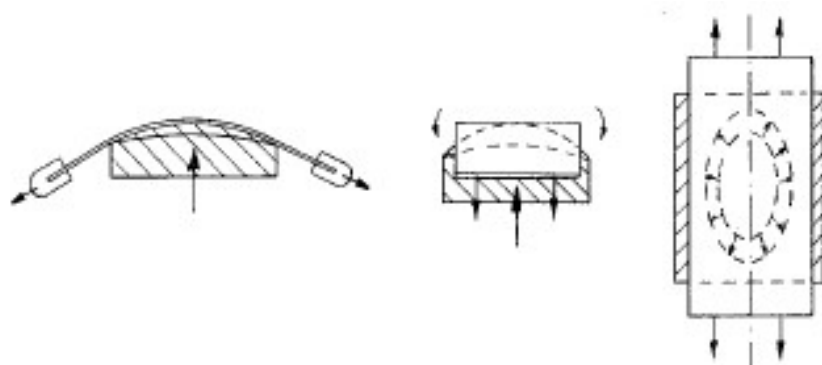


Рисунок 5.4 – Схема формования растяжением

При применении этих технологий следует помнить о следующих особенностях: во-первых, металлы пластически деформируются, а волокна нет. Поэтому пластическое поведение ламината в направлении волокон ограничено деформацией разрушения волокон, для стекловолокна примерно 4%. Когда происходит деформация в направлении волокон, упругие напряжения в ламинате являются значительными и приводят к большим пружинным и/или внутренним напряжениям. Однако перпендикулярно направлению волокон в пластической деформации преобладает деформация разрушения металлических листов или клея. Во-вторых, данный способ подходит для изготовления стрингеров и профилей из ламинатов толщиной до 1,5 мм (GLARE 3/2). При этом, минимальный радиус сгиба аналогичен значению соответствующего металлического листа с такой же толщиной, что и ламинат.

5.2 Рекомендации по проектированию конструкции из алюмостеклопластика

5.2.1 Методика формирования пакета слоев деталей из МПКМ

В данном разделе представлена методика формирования пакета слоев в конструкциях из МПКМ. Методика получена в процессе анализа данных из различных источников.

Раздел состоит из требований для регулярных зон конструкции и общих рекомендаций по выбору типовых укладок слоев ПКМ. Требования для регулярных зон подразделяются на обязательные (Таблица 20) и желательные (Таблица 21) для выполнения, а также сопровождаются обоснованием целесообразности их применения.

Следует отметить, что разделение на обязательные и желательные требования является условным, а часть правил противоречит друг другу. Для того чтобы отдать предпочтение одному из правил, конструктор должен учитывать особенности работы конструкции, свой опыт, а также опыт коллег по работе. В

спорных ситуациях решение принимается по результатам совместных консультаций конструкторов, технологов и прочнистов.

В зависимости от вида преимущественного нагружения на конструкцию потоками даются общие рекомендации по подбору типовых укладок слоев ПКМ в пакете МПКМ (Таблица 22).

Таблица 20 – Регулярная зона: обязательные требования

№	Требование	Обоснование
1.	Обеспечивать симметричность укладки. <i>В исключительных случаях допускается несимметричность укладки вблизи средней плоскости материала</i> (Рисунок 5.5)	1) Отсутствие поволодок и короблений при формировании деталей. 2) Более равномерное распределение нагрузок в детали
2.	Обеспечивать парность расположения слоев $\pm 45^\circ$	Обеспечение наибольшей прочности и жесткости при сдвиге
3.	Слои из металлического листа всегда располагаются с укладкой 0°	Листы для МПКМ изготавливаются в рулонном виде
4.	Внешние слои должны быть из металлического листа	Металлические листы служат защитными барьерами
5.	Между металлическими листами прокладывать по два слоя из ПКМ	Два слоя из ПКМ увеличивают прочность на отрыв слоев

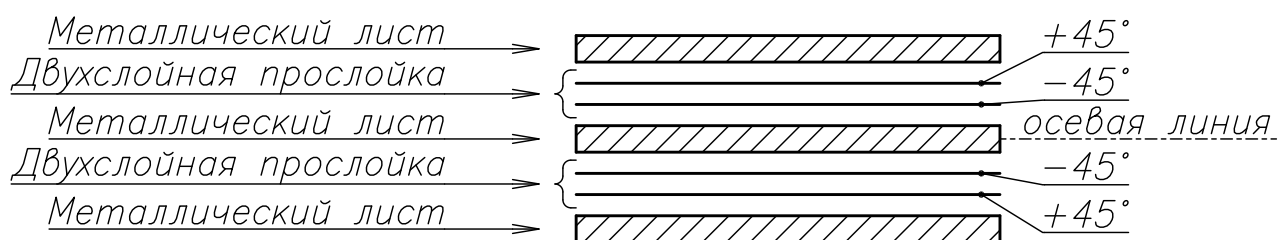


Рисунок 5.5 – Типовая структура МПКМ

Таблица 21 – Регулярная зона: желательные требования

№	Требование	Обоснование
1.	Необходимо соблюдать разницу в направлении угла между соседними слоями ПКМ не более 45° (Рисунок 5.6)	Уменьшение сдвиговых напряжений на границе между слоями. Как следствие, это приводит к уменьшению вероятности образования микротрещин по границе между слоями
2.	Необходимо обеспечивать сохранение процентного соотношения слоев $0^\circ \pm 45^\circ$ и 90° для регулярных участков конструкции при изменении их толщины	Уменьшение межслоевого сдвига
3.	Желательно соблюдать симметричность слоев внутри сборок деталей из МПКМ при их совместном формировании или склейки	1) Отсутствие поволод и короблений при формировании деталей. 2) Более равномерное распределение нагрузок в детали

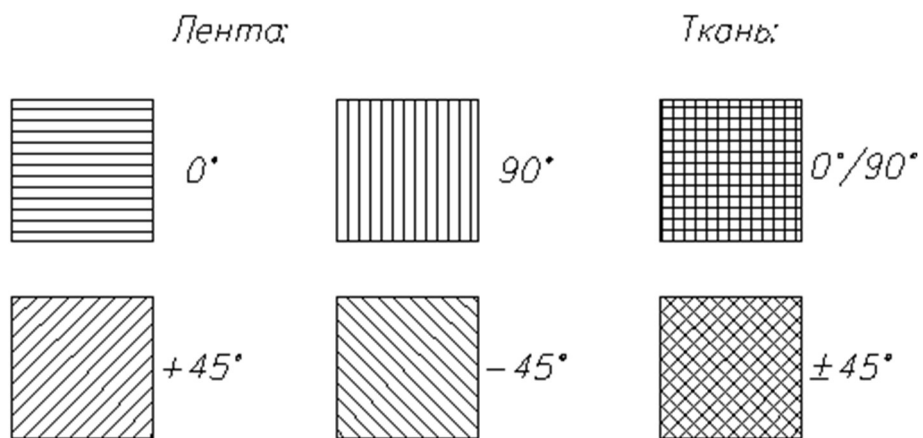
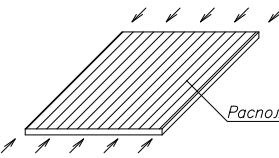
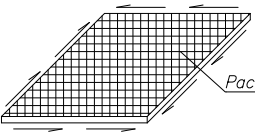
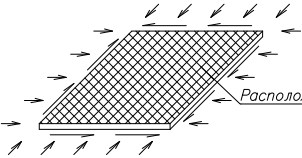


Рисунок 5.6 – Стандартные углы укладки слоев ПКМ в пакете МПКМ

Таблица 22 – Общие рекомендации по выбору типовых укладок

№	Требование	Обоснование
1.	<p>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: $0^\circ - 100\%$; $\pm 45^\circ - 0\%$; $90^\circ - 0\%$;</p>	<p>Обеспечение наибольшей прочности и жесткости</p>  <p>Расположение слоев под углом 0°</p>
2.	<p>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: $0^\circ - 0\%$; $\pm 45^\circ - 100\%$; $90^\circ - 0\%$;</p>	<p>1) Для эффективно работы на сдвиг 2) Обеспечение наибольшей прочности и жесткости</p>  <p>Расположение слоев под углом $\pm 45^\circ$</p>
3.	<p>Для элементов конструкции, преимущественно работающих в условиях сложного напряженного состояния, рекомендуется укладка близкая к ортогональной: $0^\circ - 50\%$; $\pm 45^\circ - 0\%$; $90^\circ - 50\%$;</p>	<p>1) Обеспечение равномерной загрузки слоев по толщине 2) Обеспечение наибольшей прочности и жесткости 3) Повышение уровня допустимых напряжения смятия</p>  <p>Расположение слоев под углом 0°; 90°</p>

5.2.2 Общие ограничения и требования по изготовлению

Ограничения по материалам – обычно ширина рулона металлического листа составляет 0,5 м, а ширина препрегов – 0,3-0,93 м.

Общие замечания по проектированию – в качестве ПКМ прослоек применяют стеклопластиковые препреги КМКС-1.80.Т60.37, КМКС-2.120.Т60.37 (или 55), КМКС-2м.120.Т60.37 (или 55) и КМКС-2мР.120.РВМПН.30.

Для изготовления используется метод совместного формования пакета. Изготовление материала за одну технологическую операцию позволяет получать более монолитный и стабильный материал с менее дефектной структурой.

При размещении препрега рядом друг с другом смола соединит находящиеся ближайšie ленты препрегов и в результате получится один единый слой ПКМ [23]. Металлические листы таким способом соединить в полной мере не получится. Для металлов существует два типа соединения в пакетах: «стык в стык» или «внахлест» [1]. При применении соединения «стык в стык», толщина ламината остается постоянной, но стыки должны отставать друг от друга на некоторое расстояние. Подобные места будут самыми уязвимыми. А при использовании соединения «внахлест» локально увеличивается толщина ламината.

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.

Обязательные и желательные требования для регулярной зоны. Рекомендации по выбору типовых укладок в зависимости от нагружения.

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

Перспективы дальнейшей разработки темы

Комплексные решения сформулированных задач возможно эффективно использовать на различных этапах проектирования панелей несущих поверхностей ЛА из МПКМ при выборе конструктивных вариантов, при использовании целевых функций на условный экстремум в строгой математической постановке.

Список сокращений и условных обозначений

- МПКМ – металлополимерный композиционный материал;
 СИАЛ – Стеклопластик И Аллюминий – слоистый алюмокомпозит;
 GLARE – Glass Laminate Aluminum Reinforced Epoxy;
 ЛА – летательный аппарат;
 ПКМ – композиционный материал;
 КМ – конструкционный материал;
 НДС – напряженно-деформированного состояния.

Наименование свойств	Обозначение	Ед-ца измерения
Приведенная толщина пакета обшивки	$\delta_{пр}$	мм
Изгибная жесткость панели	$D_{xx}, D_{xy}, D_{yy}, D_G$	МПа×мм ³
Металлы		
Предел прочности металла при растяжении	σ_B	МПа
Предел текучести условный при растяжении	$\sigma_{0,2}$	МПа
Предел прочности при сдвиге	τ_B	МПа
Толщина листа	δ_{me}	мм
Плотность	ρ_{me}	кг/м ³ (г/см ³)
Коэффициент Пуассона	μ	-
Удельная прочность	σ_B/γ	м
ПКМ		
Толщина монослоя	δ_0	мм
Предел прочности ПКМ при растяжении	по основе σ_{11} по утку σ_{22}	МПа
Предел прочности ПКМ при сжатии	по основе σ_{-11} по утку σ_{-22}	МПа
Предел прочности ПКМ при сдвиге в плоскости слоя	τ_{12}	МПа
Предел прочности ПКМ при межслоевом сдвиге	τ_{13}	МПа
Коэффициент Пуассона	по основе μ_{12} по утку μ_{21}	-
Модуль упругости ПКМ при растяжении	по основе E_{11} по утку E_{22}	МПа

Модуль упругости ПКМ при сжатии	по основе по утку	E_{-11} E_{-22}	МПа
Модуль упругости ПКМ при сдвиге в плоскости листа		G_{12}	МПа
МПКМ			
Толщина пакета МПКМ		$\delta_{мпкм} (\delta\Sigma)$	мм
Мембранная жесткость пакета		A_{ij}	МПа×мм
Коэффициент матрицы жесткости слоя		b_{ij}	МПа
Изгибно-мембранная жесткость пакета (коэффициент матрицы жесткости пакета)		B_{ij}	МПа×мм ²
Изгибная жесткость пакета МПКМ		$D_{11}, D_{12}, D_{22},$ D_{33}	МПа×мм ³
Предел прочности МПКМ	по основе по утку	$[\sigma_{\epsilon x}]$ $[\sigma_{\epsilon y}]$	МПа
Модуль упругости МПКМ	по основе по утку	$[E_{\epsilon x}]$ $[E_{\epsilon y}]$	МПа
Предел прочности МПКМ при сдвиге в плоскости пакета		$[\tau_{\epsilon xy}]$	МПа
Модуль упругости МПКМ при сдвиге в плоскости листа		G_{xy}	МПа

Список литературы

1. Fokker Technologies. Fokker Aerostructures. Along the bond line. Groundbreaking aircraft structures. – 28 p.
2. Benedict A.V. An Experimental Investigation of GLARE and Restructured Fiber Metal Laminates // Thesis for the degree of Master of Science in Aerospace Engineering. – 2012. – 103 p.
3. Vlot A. Glare. History of the development of a new aircraft material. – Kluwer Academic Publishers Dordrecht, 2002. – 210 p.
4. Vogeslang L.B., Volt A. Development of Fibre Metal Laminates for Advanced Aerospace Materials // Journal of Mater Processing Technol. – Vol. 103. – 2000. – PP. 1-5.
5. Vermeeren C. Around Glare. A New Aircraft Material in Context. – Kluwer Academic Publishers Dordrecht, 2010. – 210 p.
6. Каблов Е.Н., Антипов В.В., Сенаторова О.Г., Лукина Н.Ф. Новый класс слоистых алюмокомпозитов на основе алюминий-литиевого сплава 1441 с пониженной плотностью // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. – 2011. – С. 174-183.
7. Антипов В.В., Серебренникова Н.Ю., Сенаторова О.Г., Морозова Л.В., Лукина Н.Ф., Нефедова Ю.Н. Гибридные слоистые материалы с небольшой скоростью развития усталостной трещины // Вестник машиностроения. – № 12. – 2016. – С. 45-49.
8. Антипов В.В., Сенаторова О.Г., Сидельников В.В., Шестов В.В. Конструкционные слоистые материалы СИАЛ // Клеи. Герметики. Технологии. – 2012. – № 6. – С. 13-17.
9. Кудинов В.В., Корнеева Н.В., Крылов И.К., Мамонов В.И., Геров М.В. Гибридные полимерные композиционные материалы // Физика и химия обработки материалов. – № 2. – 2008. – С. 32-37.

10. Акулинин А.О.; Кузнецова Е.В.; Насонов Ф.А.. Исследование возможности создания гибридного титан-полимерного композиционного материала // Новые технологии, материалы и оборудование российской авиакосмической отрасли. – 2016. – С. 630-633.
11. Антипов В.В., Котова Е.В., Серебренникова Н.Ю., Петрова А.П. Клеевые связующие и клеевые препреги для алюмополимерных композиционных материалов // Труды ВИАМ. – № 5 (65). – 2018. – С. 44-54.
12. Серебренникова Н.Ю. Особенности формирования структуры и механических свойств слоистых гибридных материалов на основе алюминий-литиевых сплавов и стеклопластиков // Диссертация на соискание уч. степени к.т.н. – 2017. – 140 с.
13. Wu H.F., Wu L.L., Slagter W.J., Verolme J.L. Use of rule of mixtures and metal volume fraction for mechanical property predictions of fiber-reinforced aluminum laminates // Journal of Materials Science. – Vol. 29. – № 17. – 1994. – PP. 4583-4591.
14. Vlot A., Gunnink J.W. Fiber Metal Laminates: An Introduction. – Dordrecht: The Netherlands: Kluwer Academic Publishers. – 2001. – 535 p.
15. Nam H.W., Hwang W., Han K.S. Stacking Sequence Design of Fiber-Metal Laminate for Maximum Strength // Journal of Composite Materials. – № 18. – 2001. – PP. 1654-1683.
16. Подживотов Н.Ю., Каблов Е.Н., Антипов В.В., Ерасов В.С., Серебренникова Н.Ю., Абдуллин М.Р., Лимонин М.В. «Слоистые металлополимерные материалы в элементах конструкции воздушных судов» // Журнал «Перспективные материалы». – №10. – 2016. – С. 5-19.
17. Орешко Е.И., Ерасов В.С., Подживотов Н.Ю. Выбор схемы расположения высокомодульных слоев в многослойной гибридной пластине для ее наибольшего сопротивления потере устойчивости // Авиационные материалы и технологии. – № S4. – 2014. – С. 109-117.

18. Лавров А.В., Ерасов В.С., Подживотов Н.Ю., Автаев А.В. Оптимизация структуры гибридных композиционных материалов авиационного назначения // Труды ВИАМ. – № 11 (47). – 2016. – С. 56-62.
19. Серебренникова Н.Ю., Антипов В.В., Сенаторова О.Г., Ерасов В.С., Каширин В.В. Гибридные слоистые материалы на базе алюминий-литиевых сплавов применительно к панелям крыла самолета // Авиационные материалы и технологии. – № 3(42). – 2016. – С. 3-8.
20. Антипов В.В., Прокудин О.А., Лурье С.А., Серебренникова Н.Ю., Соляев Ю.О., Коновалов А.Н. Оценка межслоевой прочности алюмокомпозитов по результатам испытаний образцов на трехточечный изгиб // Вестник Московского авиационного института. – Т. 26. – № 2. – 2019. – С. 229-237.
21. Wu G.C., Yang J.M. The mechanical behavior of GLARE laminates for aircraft structures // Failure in Structural Materials. – 2005. – PP. 72-79.
22. Sinke. J. Manufacturing of GLARE parts and structures // Journal of Applied Composite Materials. – № 10. – 2003. – PP. 293-305.
23. Sinke. J. Manufacturing principles for fiber metal laminates // 17th International Conference on Composite Materials. – 2009. – PP. 1-10.
24. Ерасов В.С., Гриневич А.В., Сенник В.Я., Коновалов В.В., Трунин Ю.П., Нестеренко Г.И. Расчетные значения характеристик прочности авиационных материалов // Авиационные материалы и технологии. – № 2. – 2012. – С. 14-16.
25. Орешко Е.И., Ерасов В.С., Подживотов Н.Ю., Луценко А.Н. Расчет на прочность гибридной панели крыла на базе листов и профилей из высокопрочного алюминий-литиевого сплава и слоистого алюмокомпозита // Авиационные материалы и технологии. – № 1(40). – 2016. – С. 53-61.
26. Насонов Ф.А., Акулинин А.О., Кузнецова Е.В. Развитие технологии переработки гибридных титан-полимерных композиционных материалов в изделия авиационной промышленности // XLIII Международная молодежная

- научная конференция "Гагаринские чтения 2017". – Москва. – 2017. – С. 402-403.
27. Каблов Е.Н. Инновационные разработки ФГУП "ВИАМ" ГНЦ РФ по реализации "Стратегических направлений развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года" // *Авиационные материалы и технологии*. – № 1. – 2015. – С. 3-33.
28. Шестов В.В., Антипов В.В., Серебренникова Н.Ю., Нефедова Ю.Н. Высокопрочный слоистый материал на основе листов из алюминий-литиевого сплава // *Технология легких сплавов*. – № 1. – 2016. – С. 119-123.
29. Sinmazçelik T., Avcu E., Bora M. Ö., Çoban O. A review: Fibre metal laminates, background, bonding types and applied test methods // *Materials and Design*. – № 32 (7). – 2011. – PP. 3671-3685.
30. Solyaev Y., Lurie S., Prokudin O., Antipov V., Rabinskiy L., Serebrennikova N., Dobryanskiy V. Elasto-plastic behavior and failure of thick glare laminates under bending loading // *Composites Part B: Engineering* № 200. – 2020. – 108302.
31. Антипов В.В., Добрянский В.Н., Короленко В.А., Лурье С.А., Серебренникова Н.Ю., Соляев Ю.О. Оценка эффективных механических характеристик слоистого алюмокомпозита в условиях одноосного растяжения // *Вестник Московского авиационного института*. – Т. 25. – № 2. – 2018. – С. 221-229.
32. Антипов В.В., Серебренникова Н.Ю., Шестов В.В., Сидельников В.В. Слоистые гибридные материалы на основе листов из алюминий-литиевых сплавов // *Авиационные материалы и технологии*. – № 5. – 2017. – С. 212-224.
33. Liu Y., Liaw B. Effects of constituents and lay-up configuration on drop-weight test of fiber-metal laminates // *Appl. Comp. Mater.* – № 17. – 2010. – PP. 43-62.
34. Антипов В.В., Сенаторова О.Г., Сидельников В.В. Исследование жаростойкости слоистых гибридных алюмокомпозитов класса СИАЛ // *Авиационные материалы и технологии*. – № 3. – 2011. – С. 36-41.

35. Vogeslang L.B., Roebroeks G.H.J.J. METALL RESIN LAMINATE WITH S2-GLASS FIBRES // Patent 5,039,571. – August 13. – 1991.
36. Hagenbeek M. Characterisation of fibre metal laminates under thermomechanical Loadings. – Delft University of Technology: The Netherlands by Print Partners Ipskamp, 2005. – 224 p.
37. Арисланов А.А., Гончарова Л.Ю., Ночовная Н.А., Гончаров В.А. Перспективы использования титановых сплавов в слоистых композиционных материалах // Труды ВИАМ. – № 10. – 2015. – С. 20-23.
38. Антипов В.В. Металлические материалы нового поколения для планера перспективных изделий авиационно-космической техники // Новости материаловедения. Наука и техника. – № 4. – 2013. – Ст. 2. URL: <https://www.materialsnews.ru> (дата обращения: 14.августа.2019).
39. Iaccarino P., Langella A., Caprino G. A simplified model to predict the tensile and shear stress-strain behaviour of fibreglass/aluminium laminates // Composites Science and Technology. – Vol. 67. – № 9. – 2007. – PP. 1784-1793.
40. Kamocka M., Zglinicki M., Mania R.J. Multi-method approach for FML mechanical properties prediction // Composites Part B: Engineering. – Vol. 91. – 2016. – PP. 135-143.
41. Moussavi-Torshizi S.E., Dariushi S., Sadighi M., Safarpour P. A study on tensile properties of a novel fiber/metal laminates // Materials Science and Engineering: A. – Vol. 527. – №. 18-19. – 2010. – PP. 4920-4925.
42. Kawai M., Morishita M., Tomura S., Takumida K. Inelastic behavior and strength of fiber-metal hybrid composite: Glare // International of Mechanical Sciences. – Vol. 40. – № 2-3. – 1998. – PP. 183-198.
43. Ergun H., Liaw B.M., Delale F. Experimental-theoretical predictions of stress-strain curves of Glare fiber metal laminates // Journal of Composite Materials. – Vol. 52. – № 1. – 2017. – PP. 109-121.

44. Soltani P., Keikhosravy M., Oskouei R.H. Studying the tensile behavior of GLARE laminates: a finite element modeling approach // *Applied Composite Materials*. – Vol. 18. – № 4. – 2011. – PP. 271-282.
45. Chen J.L., Sun C.T. Modeling of orthotropic elastic-plastic properties of ARALL laminates // *Composites science and technology*. – Vol. 36. – № 4. – 1989. – PP. 321-337.
46. Carlsson L.A., Adams D.F., Pipes R.B. Experimental characterization of advanced composite materials. – CRC press, 2014. – 258 p.
47. Dursun T., Soutis C. Recent developments in advanced aircraft aluminium alloys // *Materials & Design*. – Vol. 56 – 2014. – PP. 862-871.
48. Hinz S., Heidemann J., Schulte K. Damage evaluation of GLARE-4B under interlaminar shear loading at different temperature conditions // *Adv Compos Lett*. – Vol. 14. – № 2. – 2005. – PP. 47-55.
49. Liu C., Du D., Li H., Hu Y., Xu Y., Tian J. Interlaminar failure behavior of GLARE laminates under short-beam threepoint-bending load // *Composites Part B: Engineering*. – № 97 – 2016. – PP. 361-367.
50. Kotik H.G., Ipina J.P. Short-beam shear fatigue behavior of fiber metal laminate (GLARE) // *International Journal of Fatigue*. – № 95 – 2017. – PP. 236-242.
51. Jakubczak P., Bienias J., Surowska B. Interlaminar shear strength of fibre metal laminates after thermal cycles // *Composite Structures*. – № 206. – 2018. – PP. 876-887.
52. Kubit A., Trzepiecinski T., Ionica M.K., Hebda M., Pytel M. The influence of temperature gradient thermal shock cycles on the interlaminar shear strength of fibre metal laminate composite determined by the short beam test // *Composites Part B: Engineering*. – № 176. – 2019. – 107217.
53. Megahed M., Abd El-baky M.A., Alsaedy A.M., Alshorbagy A.E. An experimental investigation on the effect of incorporation of different nanofillers on the mechanical

- characterization of fiber metal laminate // Composites Part B: Engineering. – № 176. – 2019. – 107277.
54. Whitney J.M., Browning C.E. On short-beam shear tests for composite materials // Experimental Mechanics. – № 25. – 1985. – PP. 294-300.
55. Bai S.L., Djafari V., Andreani M., Francois D. In situ study of short-beam shear tests for composite materials // Composites Science and Technology. – Vol. 55. – № 4. – 1995. – PP. 343-348.
56. Xie M., Adams D.F. Study of three- and four-point shear testing of unidirectional composite materials // Composites. – Vol. 26. – № 9. – 1995. – PP. 653-659.
57. Chatterjee S.N. Analysis of the short-beam shear test for unidirectional composites // Composite Materials: Testing and Design: Twelfth Volume. – 1996. – PP. 320-339.
58. Каблов Е.Н. Стратегические направления развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года // Авиационные материалы и технологии. – № 5. – 2012. – С. 7-17.
59. Каблов Е.Н., редактор. Авиационные Материалы. 75 лет. Избранные труды ВИАМ 1932-2007. Юбилейный научно-технический сборник. – М.: ВИАМ, 2007. – 439 с.
60. Каблов Е.Н., Антипов В.В., Сенаторова О.Г. Слоистые алюмокомпозиты СИАЛ-1441 и сотрудничество с «Airbus» и «TU Delft» // Цветные металлы. – №9. – 2013. – С. 50-53.
61. Антипов В.В., Лавро Н.А., Сухоиваненко В.В., Сенаторова О.Г. Опыт применения Al-Li сплава 1441 и слоистого материала на его основе в гидросамолетах // Цветные металлы. – №8. – 2013. – С. 46-50.
62. Ключкова Ю.Ю., Ключков Г.Г., Романенко В.А., Попов В.И. Структура и свойства листов из высокопрочного алюминий-литиевого сплава В-1469 // Авиационные материалы и технологии. – № 4. – 2015. – С. 3-8.

63. Ерасов В.С., Яковлев Н.О., Нужный Г.А. Квалификационные испытания и исследования прочности авиационных материалов // Авиационные материалы и технологии. – № 5. – 2012. – С. 440-448.
64. Костров В.И., Туркин И.К. Расчет элементов деформируемых конструкций: учебное пособие. – М.: МАИ, 2002. – 400 с.
65. Каблов Е.Н., Ерасов В.С., Подживотов Н.Ю., Гриневич А.В., Митраков О.В. Приспособление для испытаний на сжатие конструктивно-подобных образцов // Патент РФ №157415. – 10.11.2015.
66. Shetty B.P., Reddy S., Mishra R.K. Finite Element Analysis of an Aircraft Wing Leading Edge Made of GLARE Material for Structural Integrity // Journal of Failure Analysis and Prevention. – Vol. 17 – 2017. – PP. 948-954.
67. Dandekar A.M. Finite Element Analysis of Composite Aircraft Fuselage Frame // Thesis for the degree of Master of Science in Aerospace Engineering. – 2017. – 57 p.
68. Мазаев А. В. Прочностной анализ экспериментальных панелей из композита СИАЛ-3-1 и сплава Д16ЧАТ методом конечных элементов // Авиационные материалы и технологии. – № 1 (50). – 2018. – С. 46-51.
69. Каталог. Листы из слоистого алюмокомпозитного пластика марки СИАЛ-1-1 [Электронный ресурс] // Сайт ВИАМ: [сайт]. URL: https://catalog.viam.ru/catalog/sial1_1/listy-iz-sloistogo-alyumostekloplastika-marki-sial-1-1/ (дата обращения: 3.октябрь.2019).
70. Каталог. Листы из слоистого алюмокомпозитного пластика марки СИАЛ-1-4Р [Электронный ресурс] // Сайт ВИАМ: [сайт]. URL: https://catalog.viam.ru/catalog/sial1_4r/listy-iz-sloistogo-alyumostekloplastika-marki-sial-1-4r/ (дата обращения: 3.октябрь.2019).
71. Каталог. Листы из слоистого алюмокомпозитного пластика марки СИАЛ-3-1 [Электронный ресурс] // Сайт ВИАМ: [сайт]. URL: <https://catalog.viam.ru/>

- catalog/sial3_1/listy-iz-sloistogo-alyumostekloplastika-marki-sial-3-1/ (дата обращения: 3.октябрь.2019).
72. Каталог. Листы из слоистого алюмоплексгласстика марки СИАЛ-3-2Р [Электронный ресурс] // Сайт ВИАМ: [сайт]. URL: https://catalog.viam.ru/catalog/sial3_2r/listy-iz-sloistogo-alyumostekloplastika-marki-sial-3-2r/ (дата обращения: 3.октябрь.2019).
73. Каталог. Листы из слоистого алюмоплексгласстика марки СИАЛ-3-5Р [Электронный ресурс] // Сайт ВИАМ: [сайт]. URL: https://catalog.viam.ru/catalog/sial3_5r/listy-iz-sloistogo-alyumostekloplastika-marki-sial-3-5r/ (дата обращения: 3.октябрь.2019).
74. Каталог. Листы из слоистого алюмоплексгласстика марки СИАЛ-3-6Т [Электронный ресурс] // Сайт ВИАМ: [сайт]. URL: https://catalog.viam.ru/catalog/sial_3_6t/listy-iz-sloistogo-alyumostekloplastika-marki-sial-3-6t/ (дата обращения: 3.октябрь.2019).
75. Попов Ю.И., Резниченко В.И. Проектирование и изготовление узлов и деталей планера самолета из композиционных материалов. – М.: МАИ, 1994. – 68 с.
76. Печенюк В.С., Попов Ю.И. Концептуальное проектирование конструкции крыла или фюзеляжа магистрального самолета из металлополимерных композиционных материалов // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. – № 64. – 2021. – С. 74-82.
77. Печенюк В.С., Попов Ю.И., Моисеева И.С. Оценка несущей способности составной конструкции самолета, состоящей из металлополимерного композиционного материала и классического металла // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. – № 67. – 2021. – С. 85-95.
78. Попов Ю.И., Кравченко Г.Н., Казанцев В.В. Оценка несущей способности составной конструкции самолета из металла и композита // Полет. – № 4. – 2020. – С. 43-51.

79. Дудченко А.А. Оптимальное проектирование элементов авиационных конструкций из композиционных материалов: учебное пособие. – М.: МАИ, 2002. – 83 с.
80. Васильев В.В. Композиционные материалы: Справочник. – М.: Машиностроение, 1990. – 512 с.
81. Дудченко А.А., Шумова Н.П. Строительная механика плоских подкрепленных композитных панелей: учебное пособие. – М.: МАИ, 2006. – 88 с.
82. Карпов Я.С., Гагауз П.М., Гагауз Ф.М., Литвинова Т.А. Проектирование и конструктивно-технологические решения панелей из композиционных материалов: учебное пособие. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т "Харьк. авиац. ин-т", 2010. – 180 с.
83. Гришин В.И., Дзюба А.С., Дударьков Ю.И. Прочность и устойчивость элементов и соединений авиационных конструкций из композитов. – М.: Физматлит, 2013. – 272 с.
84. Туркин И.К. Элементов конструкций ЛА с применением композиционных материалов. – М.: МАИ, 1997. – 96 с.
85. Ендогур А.И. Проектирование авиационных конструкций. Проектирование конструкции деталей и узлов. – М.: МАИ, 2009. – 537 с.
86. Дудченко А.А., Елпатьевский А.Н., Лурье С.А., Ирсанов В.В. Анизотропные панели - плоская задача: учебное пособие. – М.: МАИ, 1991. – 96 с.
87. Ендогур А.И. Конструкция самолетов. Конструирование агрегатов планера: Учебник. – М.: МАИ, 2012. – 494 с.
88. Кан С.Н., Свердлов И.А. Расчет самолета на прочность. – М.: Машиностроение, 1966. – 520 с.
89. Лизин В.Т., Пяткин В.А. Проектирование тонкостенных конструкций. – М.: Машиностроение, 2003. – 384 с.
90. Kassapoglou C. Design and analysis of composite structures: With applications to aerospace structures. – John Wiley & Sons Limited, 2010. – 416 p.

91. Астахов М.Ф., Караваев А.В., Макаров С.Я., Суздальцев Я.Я. Справочная книга по расчету самолета на прочность. – М.: Оборонгиз., 1954. – 701 с.
92. Мазаев А. В., Иванова Ю. В. Особенности технологии изготовления панели двойной кривизны и переменной толщины из композита СИАЛ // Научный вестник Воронежского Государственного Архитектурно-Строительного Университета. – № 3. – 2017. – С. 76-82.
93. Антипов В.В., Серебренникова Н.Ю., Коновалов А.Н, Нефедова Ю.Н. Перспективы применения в авиационных конструкциях слоистых металлополимерных материалов на основе алюминиевых сплавов // Авиационные материалы и технологии. – № 1. – 2020. – С. 45-53.