

DOI: 10.15593/2224-9982/2021.64.08

УДК 629.7

В.С. Печенюк, Ю.И. Попов

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет),
Москва, Россия

КОНЦЕПТУАЛЬНОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ КОНСТРУКЦИИ КРЫЛА ИЛИ ФЮЗЕЛЯЖА МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА ИЗ МЕТАЛЛОПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Проведен анализ существующих конструкций агрегатов планера самолетов из металлополимерных композиционных материалов, составлен их перечень с паспортными характеристиками. В качестве исследуемых самолетов были выбраны Fokker F-27 Friendship, Boeing-777 и Airbus A380, в которых используются материалы ARALL и GLARE. Определены формулы и выяснено распределение потоков нормальных усилий между металлическими и композиционными элементами в составе МПКМ на основе листов алюминиевых (алюмокомпозиты СИАЛ-1-1, СИАЛ-3-1 и СИАЛ-1441 (9/8)) и титановых сплавов (образцы титануглепластиков из патента – Пример 1 и Пример 3). Для определения этих параметров используются формулы, применяемые для составной конструкции, выполненной из разных материалов. На основе паспортных характеристик известных МПКМ предложены модифицированные формулы правила смеси для определения расчетных характеристик прочности новых материалов с учетом задаваемых углов ориентации ПКМ и наличия слоев из металлических листов, проведено сравнение со стандартными механическими характеристиками и показана работоспособность этих формул. По этим формулам можно определить характеристики прочности для произвольного состава пакета МПКМ. Освещены особенности выбора расчетных допускаемых напряжений для конструкции планера магистрального самолета из металлополимерного композиционного материала. Рассматривается концепция проектирования элементов планера самолета с использованием МПКМ. Результаты данной работы позволят на этапе предварительного проектирования определить рациональные составляющие элементы металлополимерного композиционного материала и структуру их распределения в конструкции планера самолета.

Ключевые слова: алюмокомпозит, титануглепластик, металлополимерный композиционный материал, FML, совместная деформация, поток сил, расчетные напряжения, конструкция, панель, обшивка.

V.S. Pechenyuk, Yu.I. Popov

Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation

CONCEPTUAL DESIGN OF THE WING OR FUSELAGE STRUCTURE OF A MAINLINE AIRCRAFT MADE OF METAL-POLYMER COMPOSITE MATERIALS

The analysis of existing aircraft structures made of metal-polymer composite materials is carried out, and a list of them with passport characteristics is compiled. The Fokker F-27 Friendship, Boeing-777 and Airbus A380, which use ARALL and GLARE materials, were selected as the aircraft under study. Formulas are determined and the distribution of normal force flows between metal and composite elements in the composition of MPCM based on aluminum sheets (aluminum-fiberglass – SIAL-1-1, SIAL-3-1 and SIAL-1441 (9/8)) and titanium alloys (samples of titanium-carbon fiber from the patent-Example 1 and Example 3). To determine these parameters, the formulas used for a composite structure made of different materials are used. On the basis of the specification known MPCM the modified formula mixture rule for calculating the strength of new materials with a given set of orientation angles of PCM and the presence of layers of sheet metal, a comparison with standard mechanical characteristics and to show the efficiency of these formulas. Using these formulas, you can determine the strength characteristics for an arbitrary composition of the MPCM package. The features of the choice of design permissible stresses for the design of the airframe of a mainline aircraft made of metal-polymer composite material are highlighted. The concept of designing aircraft airframe elements using MPCM is considered. The results of this work will allow us to determine the rational components of the metal-polymer composite material and the structure of their distribution in the airframe design at the preliminary design stage.

Keywords: aluminum-fiberglass, titanium-carbon fiber, metal-polymer composite material, FML, joint deformation, force flow, design stresses, structure, panel, skin.

Введение

Минимальная масса конструкции планера при обеспечении достаточной прочности является одним из основных критериев, определяющих совершенство конструкции самолета. Реализация этого критерия во многом зависит от правильного выбора материалов в конструкции агрегатов.

Вес крыла и вес фюзеляжа пассажирского самолета составляют примерно по 8–12 % от расчетного веса самолета и по 30–40 % от веса планера [1]. До 30–40 % от веса конструкции составляет масса обшивки. Одним из способов снижения массы крыла или фюзеляжа, которые зависят от конструктора, является применение в их элементах металлополимерных композиционных материалов (МПКМ). При выборе проектных критериев для конструкции из МПКМ необходимо учитывать все влияющие на них факторы. Применение МПКМ позволит уменьшить стоимость изготовления самолета по сравнению с самолетом, изготовленным из полимерных композиционных материалов (ПКМ).

Задачи, которые ставятся в этой работе:

1. Провести анализ существующих конструкций элементов планера магистральных самолетов, выполненных из МПКМ, составить их перечень с паспортными характеристиками.
2. Сформировать формулы для определения расчетных характеристик новых МПКМ и провести сравнение с паспортными или экспериментальными характеристиками.
3. Выявить особенности выбора расчетных напряжений для проектирования конструкции планера магистрального самолета из МПКМ.
4. Обозначить концепцию конструирования элементов планера магистрального самолета из МПКМ.

Анализ существующих конструкций из металлополимерных композиционных материалов

Металлополимерный композиционный материал (МПКМ), или Fiber Metal Laminate (FML), представляет собой слоистый материал, состоящий из чередующихся тонких металлических листов и прослоек между листами из ПКМ (рис. 1). Алюмокомпозиты

являются одним из видов МПКМ и состоят из листов алюминиевого сплава и стеклопластиковой прослойки. Самой распространенной структурой является пятислойная: три слоя из тонких алюминиевых листов и два промежуточных слоя из стеклопластика.

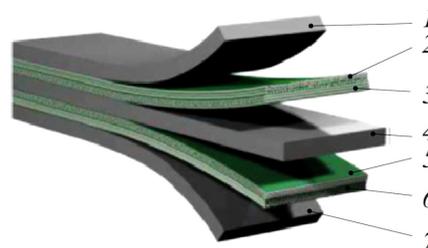


Рис. 1. Структура пятислойного МПКМ:

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

Одним из первых самолетов, в конструкции которого использовался FML, стал Fokker F-27 Friendship [2], разработанный фирмой Fokker Aerostructures Inc. [3]. Для этого самолета в 1940-х гг. был разработан центроплан из FML (рис. 2), который собирался по традиционной клепаной технологии. Впоследствии FML был заменен на разработанный в 1980-х гг. материал ARALL (Aramid Reinforced ALuminum Laminate), что позволило уменьшить массу планера на 33 % [2].

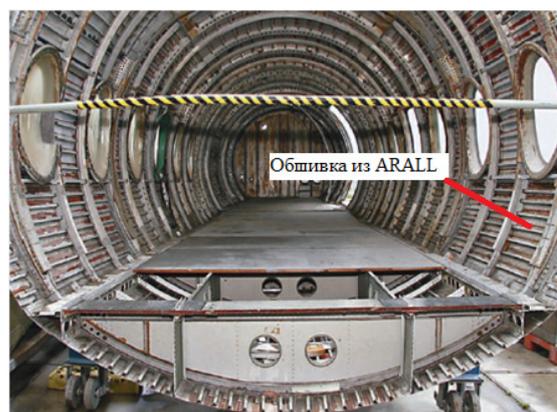


Рис. 2. Фюзеляж Fokker F-27 Friendship

Фирма Boeing на заключительных этапах проектирования самолета Boeing-777 использовала в конструкции грузового пола новый класс алюмокомпозитов – GLARE, особенностью которого являются уникальные



Рис. 3. Верхняя панель фюзеляжа самолета Airbus A380

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 (рис. 3) [2, 4] и в передних кромках стабилизатора и киля самолета Airbus A380. В табл. 1 даны сведения по разным МПКМ и их составляющим компонентам.

Таблица 1

Существующие МПКМ

№ п/п	МПКМ	Состав МПКМ
1	ARALL	Арамидные волокна (кевлар), пропитанные эпоксидным клеем и зажатые между листами из алюминиевого сплава 2024 или 7475
2	GLARE	Стеклопластиковые клеевые препреги между листами из алюминиевых сплавов 2024, 7075 или 7475
3	СИАЛ	Стеклопластиковые клеевые препреги между листами из алюминиевых сплавов Д16ч, В95оч, 1163 или 1441
4	АЛОП	Арамидный органоупругий материал между листами из алюминиевого сплава Д16
5	ТИОР	Органоупругий материал между листами из титанового сплава ВТ35
6	ТИГРАН	Углепластиковые клеевые препреги между листами из титанового сплава ВТ6
7	АЛКАР	Углепластиковые клеевые препреги между листами из алюминиевого сплава Д16

Объект исследования

В качестве объекта исследования были выбраны существующие или экспериментальные МПКМ, использующие металлические листы на основе титановых и алюминиевых сплавов. Проведем анализ характеристик существующих МПКМ – алюмокомпозитов и титаногликопластиков. Среди алюмокомпозитов рассмотрим СИАЛ-1-1 [5], СИАЛ-3-1 [6] и СИАЛ-1441 (9/8) [7], а среди титаногликопластиков – Пример 1 и Пример 3¹. Паспортные характеристики исследуемых МПКМ указаны в табл. 2, где L – удельная прочность материала, $L = \sigma_b / (\rho \cdot g)$; в столбце «Марка ПКМ» введены обозначения: тип 1 – КМКС-2.120.Т60 (0°), тип 2 – КМКС-2.120.Т60 (0°/90°), тип 3 – ВКУ-30К.Р14535 (0°).

Характеристики используемых материалов в исследуемых МПКМ указаны в табл. 3.

Таблица 2

Характеристики МПКМ

№ п/п	МПКМ	E , ГПа	σ_b , МПа	ρ , г/см ³	L , км	δ_{Σ} , мм	Марка металла	n_{mc}	Марка ПКМ	$n_{пкм}$
1	СИАЛ 1-1	68	800	2,35	34,7	1,65	1441РДТ1	3	Тип 1	4
2	СИАЛ-3-1	66,1	600	2,35	25,1	1,65	1441РДТ1	3	Тип 2	2/2
3	СИАЛ-1441 (9/8)	58	970	2,35	42,1	5,55	1441РДТ1	9	Тип 1	16
4	Пример 1	110	1080	3,45	31,9	2,5	ВТ20	3	Тип 3	2
5	Пример 3	110	1150	3,2	36,7	1,9	ВТ23М	3	Тип 3	2

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 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-2.120.Т60 (0°/90°)	1,8	42/11,5	1500/75	0,15
Препрег ВКУ-30К.Р14535 (0°/90°)	1,5	121/9,2	1800/52	0,5

¹ Патент RU2588224C2.

По данным характеристикам МПКМ (см. табл. 2) определим предельный поток нормальных усилий, который может воспринимать материал при растяжении, по следующей формуле:

$$q_{\text{пред}} = \sigma_{\text{вмпкм}} \delta_{\Sigma}.$$

Для выяснения несущих свойств металлических и ПКМ-слоев в составе пакета МПКМ определим потоки нормальных усилий, воспринимающиеся отдельно этими слоями. Воспользуемся преобразованными формулами для составной конструкции, выполненной из разных материалов, которые соответствуют условиям совместной деформации всех слоев в МПКМ, т.е. когда $\varepsilon_{\text{МПКМ}} = \varepsilon_{\text{ПКМ}} = \varepsilon_{\text{ме}}$ [8]:

$$q_{\text{ме}} = \frac{\sum \delta_{\text{ме}} n_{\text{ме}} E_{\text{ме}}}{\sum \delta_i n_i E_i};$$

$$q_{\text{ПКМ}} = \frac{\sum \delta_{\text{ПКМ } j} n_{\text{ПКМ } j} E_{\text{ПКМ } j}}{\sum \delta_i n_i E_i}.$$

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

Поскольку 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, для определения расчетных значений пределов прочности и модуля упругости пакета слоев новых материалов воспользуемся модифицированными

формулами правила смеси [9] с учетом характеристик металлических листов и стандартных ориентаций слоев ПКМ:

$$[\sigma_{\text{в.х}}] = \frac{\delta_{\text{ме}} n_{\text{ме}} \sigma_{\text{ме}} + \delta_{\text{монослой}} (n_0 \sigma_{11} + n_{90} \sigma_{22} + 0,25 n_{45} \sigma_{11})}{\delta_{\Sigma}}; \quad (1)$$

$$[E_{\text{в.х}}] = \frac{\delta_{\text{ме}} n_{\text{ме}} E_{\text{ме}} + \delta_{\text{монослой}} (n_0 E_{11} + n_{90} E_{22} + 0,25 n_{45} E_{11})}{\delta_{\Sigma}}; \quad (2)$$

$$[\tau_{\text{в.ху}}] = \left(\tau_{12} \frac{n_0 + n_{90}}{\delta_{\Sigma}} + \tau_{\text{в}45} \frac{n_{45}}{\delta_{\Sigma}} \right) \delta_{\text{монослой}} + \tau_{\text{в}} \frac{n_{\text{ме}}}{\delta_{\Sigma}} \delta_{\text{ме}}, \quad (3)$$

где σ_{11} , σ_{22} , τ_{12} , E_{11} , E_{22} , $\delta_{\text{монослой}}$ – паспортные характеристики ПКМ; $\sigma_{\text{ме}}$, $\tau_{\text{в}}$, $E_{\text{ме}}$, $\delta_{\text{ме}}$ – паспортные характеристики металлического листа; n_0 , n_{90} , n_{45} – количество слоев ПКМ с ориентацией 0° , 90° и $\pm 45^\circ$; $n_{\text{ме}}$ – количество слоев из металлических листов; $\tau_{\text{в}45}$ – предел прочности укладки $\pm 45^\circ$, определяется экспериментальным путем; δ_{Σ} – общая толщина МПКМ.

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

$$[\rho] = \frac{\delta_{\text{ме}} n_{\text{ме}} \rho_{\text{ме}} + \delta_{\text{монослой}} (n_0 + n_{90} + n_{45}) \rho_{\text{ПКМ}}}{\delta_{\Sigma}}. \quad (4)$$

Результаты вычисления расчетных характеристик пакетов различных МПКМ и сравнения с их паспортными характеристиками внесены также в табл. 4.

Таблица 4

Расчетные характеристики МПКМ

№ п/п	МПКМ	δ_{Σ} , мм	$[\sigma_{\text{в}}]$, МПа	$\Delta\sigma_{\text{в}}$, %	$[E_{\text{х}}]$, ГПа	ΔE , %	$[\rho]$, г/см ³	$\Delta\rho$, %	$q_{\text{пред}}$, Н/мм	$q_{\text{ме}}$, %	$q_{\text{ПКМ}}$, %
1	СИАЛ 1-1	1,65	831,82	4,0	65,55	3,61	2,30	2,0	1320,0	76,7	23,3
2	СИАЛ-3-1	1,65	572,73	4,5	60,00	9,23	2,30	2,0	990,0	83,8	16,2
3	СИАЛ-1441 (9/8)	5,55	904,05	6,8	63,00	8,62	2,25	4,3	5383,5	71,2	28,8
4	Пример 1	2,5	1338,00	23,9	120,40	9,45	3,27	5,2	2700,0	59,8	40,2
5	Пример 3	1,9	1458,95	26,9	113,89	3,54	2,95	7,7	2185,0	44,1	55,9

По данным табл. 4 видно, что прослойка ПКМ из двух слоев дает погрешность 4–7 % расчетных значений предела прочности от паспортных характеристик алюмокомпозитов. Для титануглепластиков прослойка ПКМ из одного слоя дает погрешность 24–27 %. Это доказывает работоспособность формул (1), (4) с приемлемой точностью.

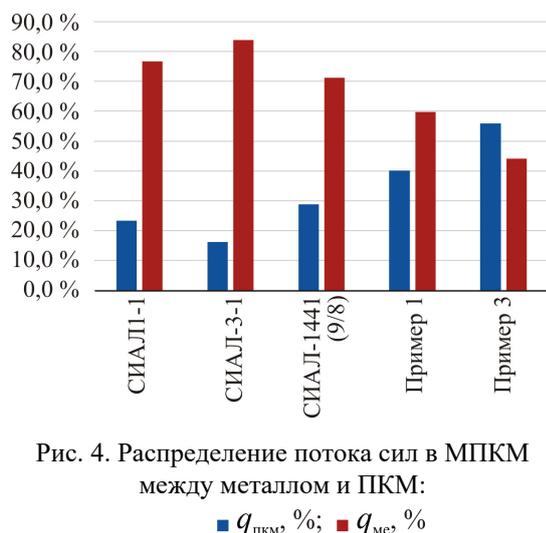


Рис. 4. Распределение потока сил в МПКМ между металлом и ПКМ:

■ $q_{\text{ПКМ}}$, %; ■ $q_{\text{ме}}$, %

Распределение потока нормальных усилий между металлом и ПКМ в пакете МПКМ показано на рис. 4 (поток $q_{\text{ПКМ}}$ – диаграмма синим цветом, поток $q_{\text{ме}}$ – диаграмма красным цветом). Видно, что металлические листы из алюминиевого сплава в пакете МПКМ воспринимают значительно большую нагрузку, чем листы из стеклопластика, а металлические листы из титанового сплава и листы из углепластика воспринимают нагрузку почти одинаково.

Обоснование выбора допустимых расчетных напряжений для проектирования конструкции из МПКМ

Как видно по результатам проведенных расчетов, повышенные по отношению к традиционным металлическим конструкционным материалам удельная прочность и жесткость металлополимерных композиционных материалов определяются свойствами упрочняющего волокна ПКМ (см. табл. 2 и 3). 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 на разрушающие нагрузки 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 на начальных этапах проектирования достаточного объема экспериментальных работ и достоверных характеристик прочности.

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 (1), (2) и (3).

При проектировании следует иметь в виду, что общая и местная потери устойчивости для конструкции и МПКМ недопустимы до расчетных нагрузок. По аналогии с конструкциями из ПКМ, на начальном этапе проектирования величину дополнительного коэффициента безопасности для элементов конструкции из МПКМ также принимают равным 1,25, а при расчете составной конструкции, имеющей элементы из 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 рис. 5, 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.

При проектировании и расчете на прочность конструкции планера самолета из МПКМ, с учетом характера внешних воздей-

ствий (нагружения), наличия локальных нерегулярностей конструкции, местных концентраторов напряжений и повреждений в процессе производства и эксплуатации конструкции и других факторов (рис. 6), 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.

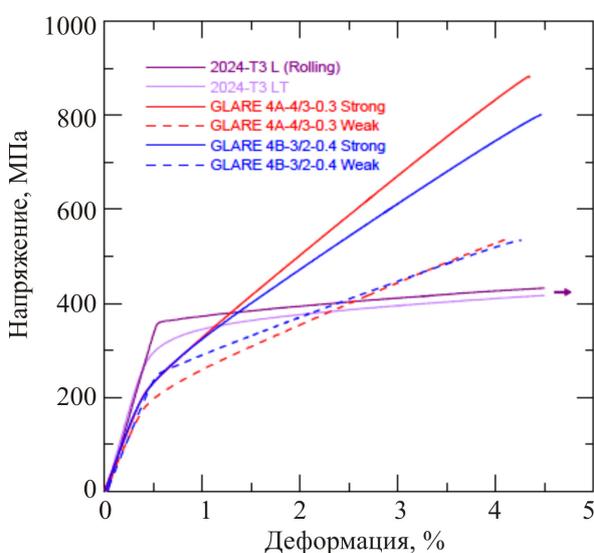


Рис. 5. График «напряжение – деформация» для различных алюмокомпозитов GLARE и алюминиевого сплава 2024 [2]



Рис. 6. Факторы, влияющие на выбор величины допустимых напряжений в конструкции планера самолета

Для основных силовых элементов конструкции планера самолета вводятся критерии прочности, по которым проводится оценка уровня расчетных напряжений σ_p , полученных

из расчетов общей прочности. Например, в качестве таких критериев для конструкции обшивки крыла и фюзеляжа могут рассматриваться следующие условия.

Растянутая зона – $\sigma_p \leq [\sigma]$, где $[\sigma]$ задается исходя из требований статической прочности, долговечности и живучести, воздействия 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 алюмокомпозитов менее эффективны из-за худших характеристик потери устойчивости и вероятности расслоения [10].

Концепция конструирования из МПКМ

На сегодняшний день наилучшим применением МПКМ является использование его в качестве обшивки в стрингерных панелях. Ширина стрингерных панелей больше ширины металлических листов, а обшивки из МПКМ можно изготовить на всю ширину панели за одну операцию формования. Это достигается за счет применения технологии «сращивания» – *splice* (рис. 7) [11].

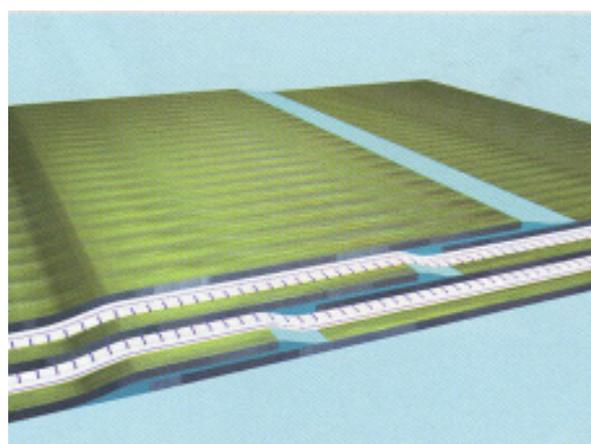


Рис. 7. Соединение слоев по технологии сращивания типа внахлест

Данная технология представляет собой соединение металлических слоев типа встык или внахлест. На рис. 7 показано соединение типа внахлест, которое является наиболее распространенным, так как этот тип соединения обеспечивает большие допуски на укладку.

Стрингеры могут быть из стандартных профилей или гнутые из листа или тонкого МПКМ. Его можно гнуть, как обычные листы, до 90° , но гнуть возможно только со структурой 2/1 или 3/2 (рис. 8), так как в более толстых структурах в местегиба начинается расслаивание пакета [12].

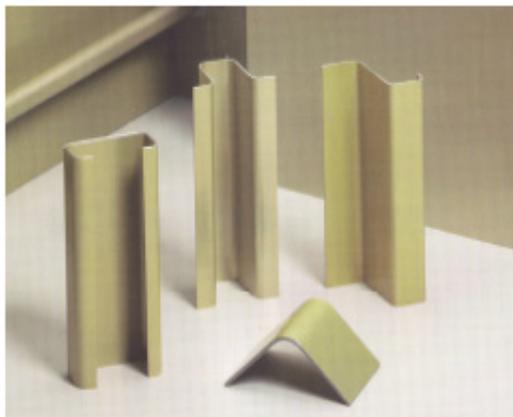


Рис. 8. Стрингеры из гнутого алюмокомпозитного материала со структурой 3/2

Соединение стрингеров с обшивкой из МПКМ может осуществляться посредством заклепок (рис. 9, а) или стеклопластиковых прослоек (рис. 9, б).

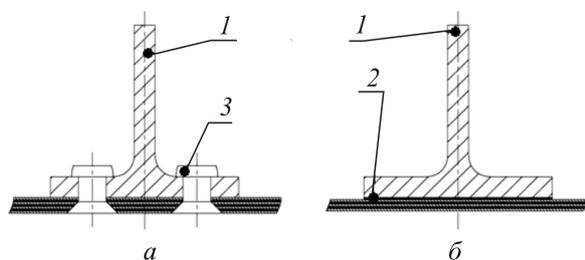


Рис. 9. Соединение стрингера с обшивкой: а – заклепками; б – стеклопластиковой прослойкой; 1 – стрингер; 2 – стеклопластиковая прослойка; 3 – заклепка

В конструкции фюзеляжа пассажирского самолета в основном используют стрингерные панели [1], к тому же толщина обшивки по длине фюзеляжа не изменяется и равна 1,2–3 мм, в зависимости от нагрузки [13]. В крыле, в отличие от фюзеляжа, толщина обшивки изменяется по размаху крыла из-за изменения изгибающего момента вдоль консоли [13].

Изменение толщины обшивки из МПКМ аналогично изменению толщины ПКМ: до-

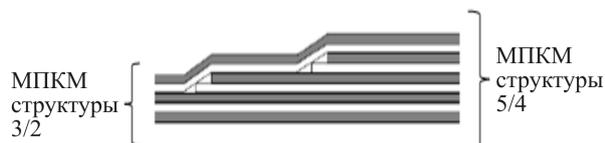


Рис. 10. Изменение количества слоев в алюмокомпозитном материале с 3/2 до 5/4

бавление и уменьшение количества слоев (рис. 10) [12].

Благодаря своим высоким ударопрочным характеристикам МПКМ целесообразно применять в зонах, в которых велик риск ударных повреждений. Частым ударам подвержены пол в пассажирском салоне, пол в грузовом отсеке или передние кромки ГО и ВО [14]. В передней кромке крыла применять алюмокомпозитный материал не представляется возможным ввиду ограничения максимальной температуры стекланных препрегов. За счет уникальных характеристик трещиностойкости, прочности и плотности МПКМ можно использовать в качестве обшивки панелей крыла [15] и фюзеляжа одинарной и двойной кривизны.

Выводы

1. Проведен анализ существующих конструкций фюзеляжей магистральных самолетов из металлополимерных композиционных материалов (МПКМ). Как видно, в основном прибегают к традиционным конструкциям (клепаным), которые зарекомендовали себя простой в изготовлении и сборке.

2. Произведен расчет характеристик МПКМ, согласно которому расчетные характеристики отличаются от паспортных на 3–7 % для МПКМ с двухслойной прослойкой из ПКМ, а для МПКМ с однослойной прослойкой из ПКМ характеристики отличаются от паспортных на 24–27 %. Эти расчеты доказали справедливость применения формул (1), (4) для определения характеристик разрабатываемой структуры МПКМ.

3. Освещены особенности выбора расчетных допускаемых напряжений для конструкции планера магистрального самолета из алюмокомпозитного материала. Их величина зависит не только от характеристик конструкционных материалов, но также от вида нагружения, на-

личия нерегулярных зон, концентраторов напряжений и повреждений в процессе производства и эксплуатации конструкции.

4. Рассмотрены основные концепции конструирования конструкций из МПКМ с точки

зрения их достоинств и технологических особенностей изготовления. Различные МПКМ можно применять для панелей крыла и фюзеляжа, противопожарных перегородок, панелей пола, передних кромок несущих поверхностей.

Библиографический список

1. Проектирование самолетов / М.А. Погосян, Н.К. Лисейцев, Д.Ю. Стрелец [и др.]. – 5-е изд. – М.: Инновационное машиностроение, 2018. – 863 с.
2. Benedict A.V. An experimental investigation of GLARE and restructured fiber metal laminates / Embry-Riddle Aeronautical University. – 2012. – 103 p.
3. Fokker Technologies. Fokker Aerostructures. Along the bond line. Groundbreaking aircraft structures. – URL: https://www.compositesworld.com/cdn/cms/Fokker_Glare.pdf (accessed 13 February 2021).
4. Wu G.C., Yang J.M. The mechanical behavior of GLARE laminates for aircraft structures // The Journal of The Minerals, Metals & Materials Society. – 2005. – No. 57. – P. 72–79.
5. Листы из слоистого алюмокомпозитного пластика марки СИАЛ-1-1: каталог // Сайт ВИАМ. – URL: https://catalog.viam.ru/catalog/sial1_1/listy-iz-sloistogo-alyumostekloplastika-marki-sial-1-1/ (дата обращения: 03.10.2019).
6. Листы из слоистого алюмокомпозитного пластика марки СИАЛ-3-1: каталог // Сайт ВИАМ. – URL: https://catalog.viam.ru/catalog/sial3_1/listy-iz-sloistogo-alyumostekloplastika-marki-sial-3-1/ (дата обращения: 03.10.2019).
7. Серебряникова Н.Ю. Особенности формирования структуры и механических свойств слоистых гибридных материалов на основе алюминий-литиевых сплавов и композитов. – М., 2017. – 140 с.
8. Попов Ю.И., Кравченко Г.Н., Казанцев В.В. Оценка несущей способности составной конструкции самолета из металла и композита // Полет. – 2020. – № 4. – С. 43–51.
9. Попов Ю.И., Резниченко В.И. Проектирование и изготовление узлов и деталей планера самолета из композиционных материалов / МАИ. – М., 1994. – 68 с.
10. Ендогур А.И. Конструкция самолетов. Конструирование агрегатов планера: учеб. / МАИ. – М., 2012. – 494 с.
11. Sinke J. Manufacturing of GLARE parts and structures // Journal of Applied Composite Materials. – 2003. – No. 10. – P. 293–305.
12. Sinke J. Manufacturing principles for fiber metal laminates // 17th International Conference on Composite Materials. – Edinburgh, 2009. – 9 p.
13. Житомирский Г.И. Конструкция самолетов: учеб. для студ. авиац. специальностей вузов. – М.: Машиностроение, 1991. – 400 с.
14. 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. – 2017. – Vol. 17, no. 5. – P. 948–954.
15. Слоистые металлополимерные материалы в элементах конструкции воздушных судов / Н.Ю. Подживотов, Е.Н. Каблов, В.В. Антипов, В.С. Ерасов, Н.Ю. Серебряникова, М.Р. Абдуллин, М.В. Лимонин // Перспективные материалы. – 2016. – № 10. – С. 5–19.

References

1. Pogosyan M.A., Liseytshev N.K., Strelets D.Yu. and others. *Proyektirovaniye samoletov* [The design of the aircraft]. Moscow: *Innovatsionnoye mashinostroyeniye*, 2018, 863 p.
2. Benedict A.V. An Experimental Investigation of GLARE and Restructured Fiber Metal Laminates // Embry-Riddle Aeronautical University, 2012, 103 p.
3. Fokker Technologies. Fokker Aerostructures. Along the bond line. Groundbreaking aircraft structures. URL: https://www.compositesworld.com/cdn/cms/Fokker_Glare.pdf (date of the application: 13.02.2021)
4. Wu G.C., Yang J.M. The mechanical behavior of GLARE laminates for aircraft structures // *Failure in Structural Materials*, 2005, no. 57, pp. 72–79.
5. Catalog. Sheets of laminated aluminum-fiberglass of the SIAL-1-1 brand [Electronic resource] // Website VIAM: [website]. URL: https://catalog.viam.ru/catalog/sial1_1/listy-iz-sloistogo-alyumostekloplastika-marki-sial-1-1/ (date of the application: 3. October. 2019).

6. Catalog. Sheets of laminated aluminum-fiberglass of the SIAL-3-1 brand [Electronic resource] // Website VIAM: [website]. URL: https://catalog.viam.ru/catalog/sial3_1/listy-iz-sloistogo-alyumostekloplastika-marki-sial-3-1/ (date of the application: 3. October. 2019).

7. Serebrennikova N. Yu. Osobennosti formirovaniya struktury i mekhanicheskikh svoystv sloistykh gibridnykh materialov na osnove alyuminiy-litiyevykh splavov i stekloplastikov [Features of the formation of the structure and mechanical properties of layered hybrid materials based on aluminum-lithium alloys and fiberglass]. Moscow, 2017, 140 p.

8. Popov Yu.I., Kravchenko G.N., Kazantsev V.V. Otsenka nesushchey sposobnosti sostavnoy konstruksii samoleta iz metalla i kompozita [Assessment of the Load-Bearing Capacity of a Composite Aircraft Structure Made of Metal and Composite]. All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight"), no. 4, 2020, pp. 43–51.

9. Popov Yu. I., Reznichenko V.I. Proyektirovaniye i izgotovleniye uzlov i detaley planera samoleta iz kompozitsionnykh materialov [Design and manufacture of aircraft airframe components and parts from composite materials]. Moscow: MAI, 1994, 68 p.

10. Endogur A.I. Konstruktsiya samoletov. Konstruirovaniye agregatov planera: Uchebnik [The design of the aircraft. Design of airframe units: Textbook]. Moscow: MAI, 2012, 494 p.

11. Sinke. J. Manufacturing of GLARE parts and structures // Journal of Applied Composite Materials. 2003, no. 10, pp. 293–305.

12. Sinke. J. Manufacturing principles for fiber metal laminats // 17th International Conference on Composite Materials. Edinburgh, 2009, 9 p.

13. Zhitomirskiy G.I. Konstruktsiya samoletov: Uchebnik dlya studentov aviatsionnykh spetsialnostey vuzov [The design of the aircraft: A textbook for students of aviation specialties of universities]. Moscow: Mashinostroyeniye, 1991, 400 p.

14. 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. 2017, vol. 17, ed. 5, pp. 948–954.

15. Podzhivotov N.Yu., Kablov E.N., Antipov V.V., Erasov V.S., Serebrennikova N.Yu., Abdullin M.R., Limonin M.V. Sloistyye metalopolimernyye materialy v elementakh konstruksii vozдушnykh sudov [Laminated metal-polymer materials in elements structures of aircrafts]. Journal «Perspektivnye Materialy», 2016, no. 10, pp. 5–19.

Об авторах

Печенюк Валерий Сергеевич (Москва, Россия) – аспирант кафедры «Проектирование и сертификация авиационной техники» ФГБОУ ВО МАИ (НИУ) (125993, г. Москва, Волоколамское ш., д. 4, e-mail: palatinus13@yandex.ru).

Попов Юрий Иванович (Москва, Россия) – кандидат технических наук, доцент кафедры «Проектирование и сертификация авиационной техники» ФГБОУ ВО МАИ (НИУ) (125993, г. Москва, Волоколамское ш., д. 4, e-mail: ser.popov91@mail.ru).

About the authors

Valery S. Pechenyuk (Moscow, Russian Federation) – PhD Student of Design and Certification of Aviation Equipment Department, Moscow Aviation Institute (National Research University) (4, Volokolamsk highway, Moscow, 125993, Russian Federation; e-mail: palatinus13@yandex.ru).

Yuri I. Popov (Moscow, Russian Federation) – CSc in Technical Sciences, Associate Professor of Design and Certification of Aviation Equipment Department, Moscow Aviation Institute (National Research University) (4, Volokolamsk highway, Moscow, 125993, Russian Federation; e-mail: ser.popov91@mail.ru).

Получено 14.02.2021