

В.С. Печенюк¹, Ю.И. Попов¹, И.С. Моисеева²

¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) – МАИ, Москва, Россия

²Военный учебно-научный центр Военно-воздушных сил «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина», Воронеж, Россия

ОЦЕНКА НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТИ СОСТАВНОЙ КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТА, СОСТОЯЩЕЙ ИЗ МЕТАЛЛОПОЛИМЕРНОГО КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА И КЛАССИЧЕСКОГО МЕТАЛЛА

Требования к современным образцам авиационной техники постоянно увеличиваются, вследствие чего приходится искать новые пути решения поставленных инженерных задач через использование новых материалов, новых принципов изготовления и сборки, а также через неординарный подход к проектированию конструкции современных изделий авиационной техники. В данной работе рассмотрена инженерная методика силового расчета и проектирования составных конструкций самолета, сочетающих металлополимерные композиционные материалы и металлические материалы. В качестве исследуемой составной конструкции рассматривается фрагмент сборной панели крыла самолета, включающий в себя стрингер, выполненный из традиционного конструкционного материала (металла), и присоединенная к нему обшивка из металлополимерного композиционного материала. Металлополимерный композиционный материал представляет собой слоистый материал, состоящий из металлических листов и слоев из полимерного композиционного материала. Ранее в [1] были исследованы характеристики напряженно-деформированного состояния (НДС) отдельно взятого металлополимерного композиционного материала и каждого слоя в его пакете. В данной работе получены аналитические и графические зависимости напряженного состояния элементов составной конструкции от их предельных деформаций. Исследованы параметры сборной панели крыла, работающей на растяжение, и их влияние на напряженно-деформированное состояние, запас прочности и несущую способность. Полученные графические зависимости можно использовать для предварительной оценки прочности того или иного элемента составной конструкции на этапе проработки концепции конструкции агрегата планера самолета с применением металлополимерного материала.

Ключевые слова: алюмокомпозит, металлополимерный композиционный материал, совместная деформация, поток сил, расчетные напряжения, панель, обшивка, стрингер, составная конструкция, прочность, несущая способность.

V.S. Pechenyuk¹, Y.I. Popov¹, I.S. Moiseeva²

¹Moscow Aviation Institute (National Research University) – MAI, Moscow, Russian Federation

²Military Training and Research Center of the Air Force «Air Force Academy named after Professor N.E. Zhukovsky and Yu.A. Gagarin», Voronezh, Russian Federation

ASSESSMENT OF THE LOAD-BEARING CAPACITY OF A COMPOSITE AIRCRAFT STRUCTURE CONSISTING OF A METAL-POLYMER COMPOSITE MATERIAL AND A CLASSICAL METAL

The requirements for modern models of aviation equipment are constantly increasing, as a result of which it is necessary to look for new ways to solve the assigned engineering tasks through the use of new materials, new principles of manufacturing and assembly, as well as through an extraordinary approach to the design of the design of modern aircraft products. In this paper, the engineering methodology of power calculation and design of composite aircraft structures combining metal-polymer composite materials and metal materials is considered. As a composite structure under study, a fragment of an aircraft wing panel is considered, including a stringer made of a traditional structural material (metal) and a metal-polymer composite material skin attached to it. Metal-polymer composite material is a layered material consisting of metal sheets and layers of polymer composite material. Previously, in [1], the characteristics of the stress-strain state (SSS) of a single metal-polymer composite material and each layer in its package were investigated. In this paper, analytical and graphical dependences of the stress state of the elements of a composite structure on their ultimate deformations are obtained. The parameters of the composite panel of the wing, working on tension, and their effect on the stress-strain state, safety margin and load-bearing capacity are investigated. The obtained graphical dependences can be used for a preliminary assessment of the strength of an element of a composite structure at the stage of working out the design concept of an aircraft airframe assembly using a metal-polymer material.

Keywords: aluminum-fiberglass, metal-polymer composite material, joint deformation, force flow, design stresses, panel, skin, stringer, composite structure, strength, bearing capacity.

Введение

В современных условиях все шире применяются новые конструкционные материалы, обеспечивающие высокие несущую способность, прочность, весовую эффективность и низкую стоимость разрабатываемых конструкций изделий авиационной техники. В первую очередь, это перспективные полимерные композиционные материалы (ПКМ), а также сплавы металлов нового поколения. Однако есть еще один вид нового конструкционного материала, получивший достаточно широкое применение в конструкции планера самолета, это металлополимерный композиционный материал (МПКМ), который состоит из чередующихся тонких металлических листов из алюминиевых или титановых сплавов с двухслойными прослойками из стеклопластиковых или углепластиковых препрегов. МПКМ обладает почти всеми преимуществами металлов и ПКМ, такими как пластичность, ударопрочность, обрабатываемость, низкая плотность, огнеупорность и отличные усталостные свойства [2–4]. Составными конструкциями в данной статье называются конструкции агрегатов планера, состоящие из разных материалов. Например, стрингер панели крыла из металлического сплава и присоединенная к нему обшивка панели из ПКМ или МПКМ (рис. 1). Вопросы проектирования и расчета напряженно-деформированного состояния (НДС) составных конструкций изложены в работах [5–9].

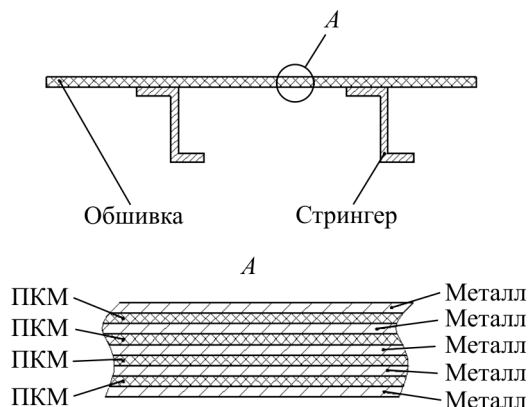


Рис. 1. Составная конструкция: металлический стрингер и обшивка из МПКМ

Постановка задачи

Рассмотрим методику расчета НДС и разрушающей нагрузки фрагмента сборной панели крыла самолета (см. рис. 1) [9, 10], 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, представленные на рис. 2, имеют толщины $\delta_{стр}$ и $\delta_{обш.}$.

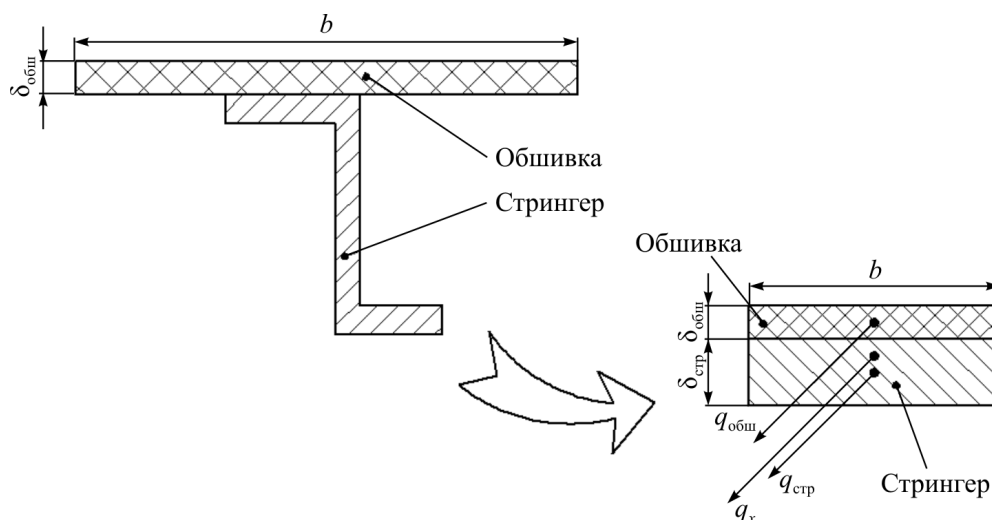


Рис. 2. Конструктивный вариант составного элемента сборной панели крыла самолета

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 (с различным количеством 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:

$$\delta_{стр} = \frac{q_x}{\sigma_B},$$

где σ_B – предел прочности металла при растяжении.

Так как МПКМ состоит из разнородных материалов, то его толщина является суммой толщин всех слоев в пакете [1]:

$$\delta_{мпкм} = n_{ме} \cdot \delta_{ме} + 2 \cdot \delta_0 (n_{ме} - 1),$$

где $\delta_{ме}$ и δ_0 – толщина металлического листа и монослоя ПКМ в пакете МПКМ соответственно; $n_{ме}$ – количество металлических листов в пакете.

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 ε_{itek} 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 единице отдельно для каждого элемента. Ожидаемо, 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.

Исходные данные

Физико-механические характеристики рассматриваемых материалов приведены в табл. 1 и 2. В таблицах:

– удельная прочность материала

$$L = \frac{\sigma_B}{\gamma},$$

где γ – удельный вес, $\gamma = \rho \cdot g$; $g = 9,81 \text{ м/с}^2$;
 σ_B – предел прочности материала;

– предельная деформация элемента из металла:

$$\varepsilon_{пр.ме} = \frac{\sigma_B}{E} \cdot 100\%, \quad (1)$$

где E – модуль упругости металла на растяжение;

– предельная деформация элемента из МПКМ:

$$\varepsilon_{пр.мпкм} = \frac{[\sigma_{вмпкм}]}{E_{мпкм}} \cdot 100\%, \quad (2)$$

где $[\sigma_{вмпкм}]$ – предел прочности МПКМ; $E_{мпкм}$ – модуль упругости МПКМ на растяжение вдоль волокна ПКМ.

Таблица 1

Характеристики материалов стрингеров

№	Материал	Плотность ρ , кг/м ³	Удельный вес γ , Н/м ³	Предел прочности σ_b , МПа	Модуль упругости E , ГПа	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	2850	27958,50	560	78000	20030	0,72
1-7	В95	4450	43654,50	640	72000	14661	0,89
1-8	ВТ20	2800	27468,00	1150	120000	41867	0,96
1-9	ВТ23	4570	44831,70	1300	110000	28997	1,18

Таблица 2

Характеристики обшивок из МПКМ

№	Материал	Плотность ρ , кг/м ³	Удельный вес γ , Н/м ³	Предел прочности $\sigma_{вмПКМ}$, МПа	Модуль упругости $E_{мПКМ}$, ГПа	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 растяжения (погонных усилий) 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 [6]:

$$E_x = \sum_{i=1}^n E_i \cdot \bar{\delta}_i, \quad i = \text{стр}, \text{ обш}$$

(стрингер, обшивка).

Тогда

$$q_{\text{стр}} = q_x \cdot \frac{E_{\text{стр}} \cdot \bar{\delta}_{\text{стр}}}{E_{\text{стр}} \cdot \bar{\delta}_{\text{стр}} + E_{\text{обш}} \cdot \bar{\delta}_{\text{обш}}} = q_x \cdot \frac{E_{\text{стр}} \cdot \bar{\delta}_{\text{стр}}}{E_x};$$

$$q_{\text{обш}} = q_x \cdot \frac{E_{\text{обш}} \cdot \bar{\delta}_{\text{обш}}}{E_x}.$$

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

$$q_i = q_x \cdot \frac{E_i \cdot \bar{\delta}_i}{E_x}, \quad \sigma_i = \sigma_x \cdot \frac{E_i}{E_x}.$$

Напряжения в элементах сборной панели:

$$\sigma_{\text{стр}} = \sigma_x \cdot \frac{E_{\text{стр}}}{E_x}, \quad (3)$$

$$\sigma_{\text{обш}} = \sigma_x \cdot \frac{E_{\text{обш}}}{E_x}. \quad (4)$$

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 [11] представляет собой пакет из монослоев препрега КМКС-2.120.Т60 [12], имеющих нулевой угол ориентации слоев относительно оси OX панели, и слоев из тонких алюминиевых листов из сплава 1441 [13] 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 [1, 14]:

$$\left[\sigma_{B \text{ МПКМ}} \right] = \frac{\delta_{\text{ме}} \cdot n_{\text{ме}} \cdot \sigma_B + 2 \cdot \delta_0 (n_{\text{ме}} - 1) \cdot \sigma_1}{\delta_{\text{МПКМ}}}$$

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

С учетом изложенного выше коэффициенты запасов прочности элементов панели определяем по соотношениям:

$$\eta_{\text{стр}} = \frac{\sigma_B}{\sigma_{\text{стр}}}; \quad \eta_{\text{обш}} = \frac{\left[\sigma_{\text{в МПКМ}} \right]}{\sigma_{\text{обш}}}$$

Коэффициент запаса прочности элементов панели можно определить, учитывая вы-

ражение $\sigma = E \cdot \varepsilon_{\text{тек}}$, где σ – действующее напряжение; E – модуль упругости материала; $\varepsilon_{\text{тек}}$ – расчетная текущая величина деформации элемента, и допуская, что линейная зависимость напряжений по деформации сохраняется до напряжений предела прочности материала, получаем:

– для металла $\sigma_B = E \cdot \varepsilon_{\text{пр.ме}}$, для МПКМ

$$\left[\sigma_{\text{в МПКМ}} \right] = E_{\text{МПКМ}} \cdot \varepsilon_{\text{пр.МПКМ}}$$

где $\varepsilon_{\text{пр.ме}}$ и $\varepsilon_{\text{пр.МПКМ}}$ – предельная деформация металла и МПКМ [15] соответственно (см. табл. 1 и 2).

Тогда коэффициент запаса прочности имеет вид:

– для металла

$$\eta_{\text{стр.ме}} = \frac{\sigma_B}{\sigma_{\text{стр.ме}}} = \frac{E \cdot \varepsilon_{\text{пр.ме}}}{E \cdot \varepsilon_{\text{тек.ме}}} = \frac{\varepsilon_{\text{пр.ме}}}{\varepsilon_{\text{тек.ме}}},$$

– для МПКМ

$$\eta_{\text{обш}} = \frac{\left[\sigma_{\text{в МПКМ}} \right]}{\sigma_{\text{обш}}} = \frac{E_{\text{МПКМ}} \cdot \varepsilon_{\text{пр.МПКМ}}}{E_{\text{МПКМ}} \cdot \varepsilon_{\text{тек.ме}}} = \frac{\varepsilon_{\text{пр.МПКМ}}}{\varepsilon_{\text{тек.ме}}}$$

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.

Расчет напряженно-деформированного состояния и анализ поведения элементов сборной панели

Результаты расчета НДС элементов сборной панели приведены в табл. 3. Расчеты проведены для металлического элемента из сплава В95 толщиной $\delta_{\text{пояс}} = 7,81$ 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-2.120.Т60 [12], меняется в зависимости от количества металлических листов в пакете МПКМ.

Из табл. 3 видно, что запас прочности элемента из металла $\eta_{\text{стр}}$ 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.

На рис. 3 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 1. Также можно увидеть, что при практически равных предельных деформациях у разных металлов коэффициенты запасов прочности элементов практически совпадают как для самих элементов из металла (см. рис. 3, а: ОТ-4 и Д19АТ), так и для элементов из МПКМ (см. рис. 3, б: ОТ-4 и Д19АТ) при этих самых элементах из металла.

На рис. 4 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.

На рис. 5 представлены зависимости запасов прочности элемента сборной панели – обшивки из СИАЛ-1441 (3/2) при сочетании с различными металлами для определения необходимой толщины элементов из металла: а – при отношении толщины стрингера к толщине обшивки; б – 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.

Вызывают интерес зависимости параметров НДС от предельной деформации элементов. На рис. 6 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.

Таблица 3

Расчет НДС для В95

№	Материал	E , МПа	σ_b , МПа	δ_i , мм	$\varepsilon_{ипр}$, %	E_x , МПа	σ_x , МПа	σ_i , МПа	η_i	ε_{itek} , %
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	

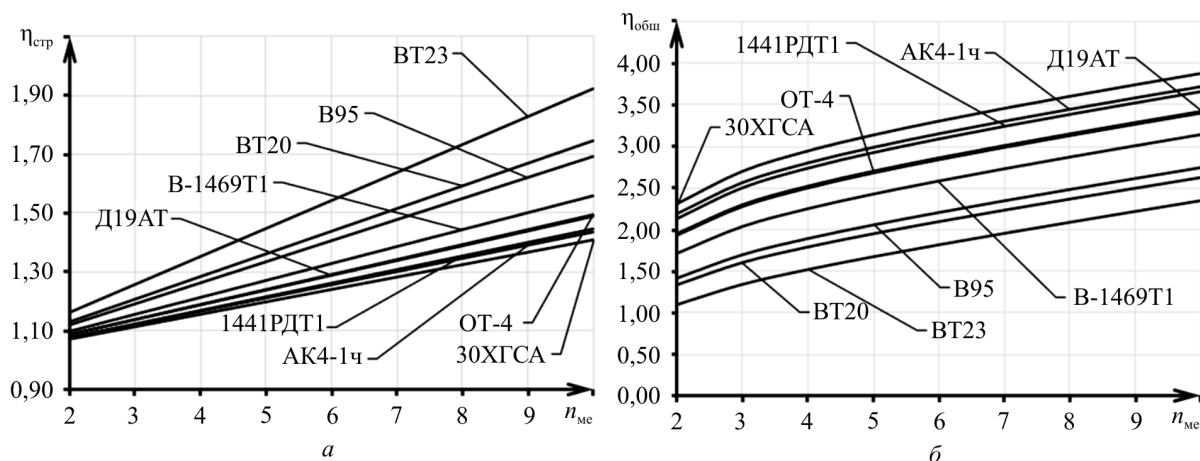


Рис. 3. Зависимость запасов прочности от количества слоев металла в МПКМ для элемента из металла (а) в сборной панели и для элемента из МПКМ (б)

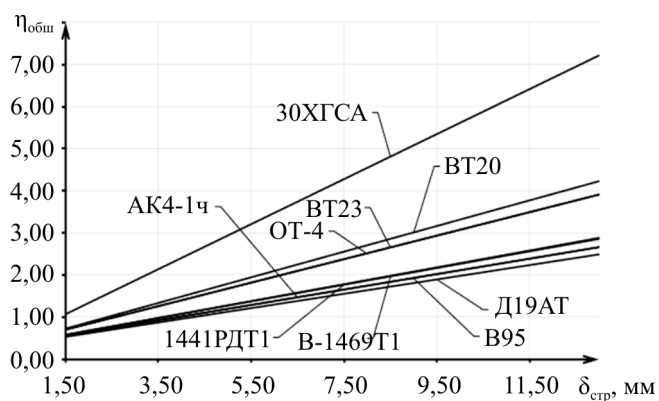


Рис. 4. Зависимость запасов прочности элемента из СИАЛ-1441 (3/2) в сборной панели от толщины элемента из металла

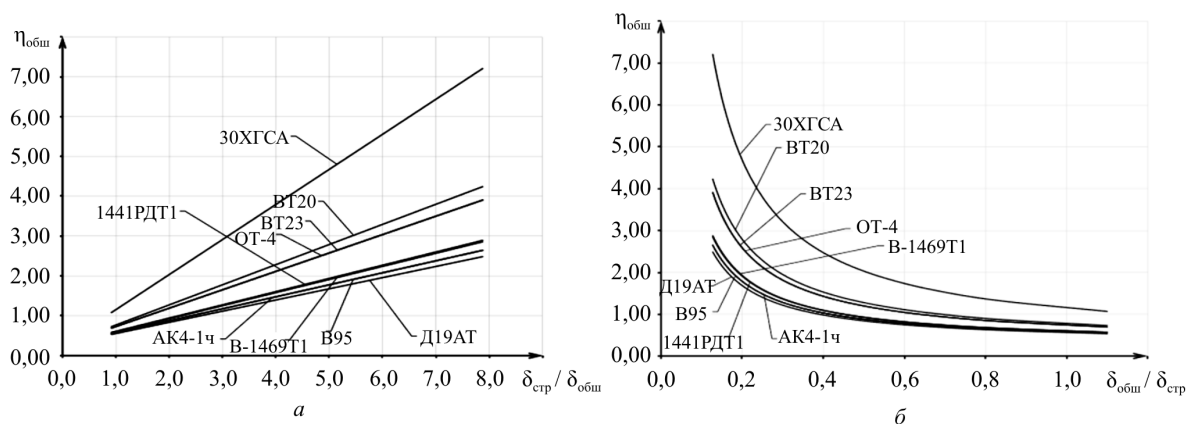


Рис. 5. Зависимость запасов прочности обшивки из СИАЛ-1441 (3/2) в сборной панели от относительной толщины

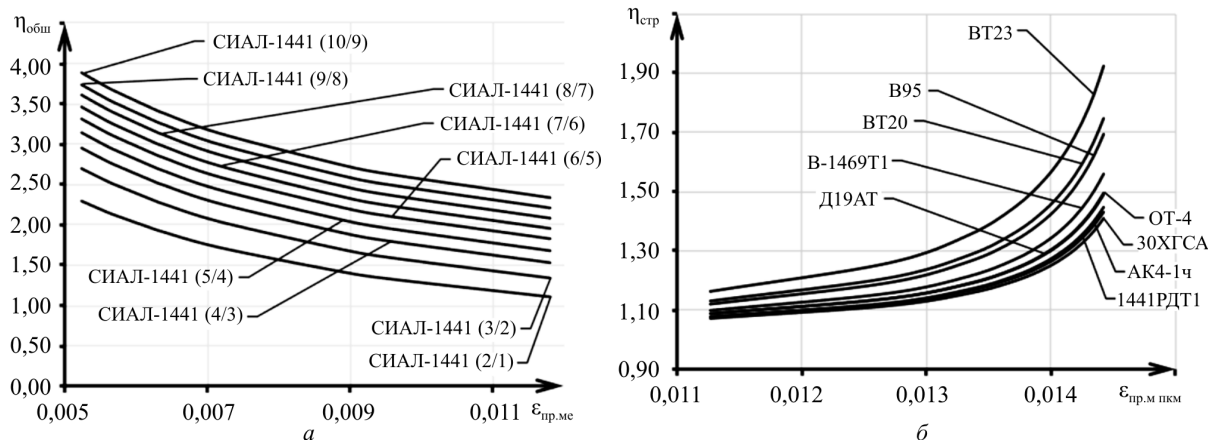


Рис. 6. Зависимость запаса прочности: а – обшивки из МПКМ от предельной деформации стрингера из металла; б – стрингера из металла от предельной деформации обшивки из МПКМ

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

Расчет разрушающей нагрузки

Пусть разрушающей нагрузкой фрагмента сборной панели является нагрузка, при которой элементы панели имеют разрушающие напряжения, т.е. равные пределу прочности для металла σ_B , для МПКМ – $[\sigma_{BМПКМ}]$. Тогда, исходя из полученных ранее формул (3), (4) действующих напряжений в элементах сборной панели соответственно для элемента из металла и для элемента из МПКМ, заменив действующие напряжения на разрушающие, получим средние разрушающие напряжения в элементах соответственно для металла и МПКМ:

$$\bar{\sigma}_{Xстр} = \left(\frac{\sigma_B}{E} \right)_{стр} \cdot E_X.$$

С учетом формул (1) и (2) 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 формуле

$$\bar{q}_{Xстр} = \bar{\sigma}_{Xстр} \cdot \delta_\Sigma.$$

Относительная разрушающая нагрузка (погонное усилие) определяется выражением:

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

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.

На рис. 7 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 рис. 7, а «стр, МПКМ» и «обш, МПКМ» – обозначения кривых запасов прочности стрингера при соответствующем элементе из МПКМ и кривых запасов прочности обшивки соответственно. На рис. 7, б «стр, металл» и «обш, металл» – обозначения 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.

В заключение сделаем следующие выводы:

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

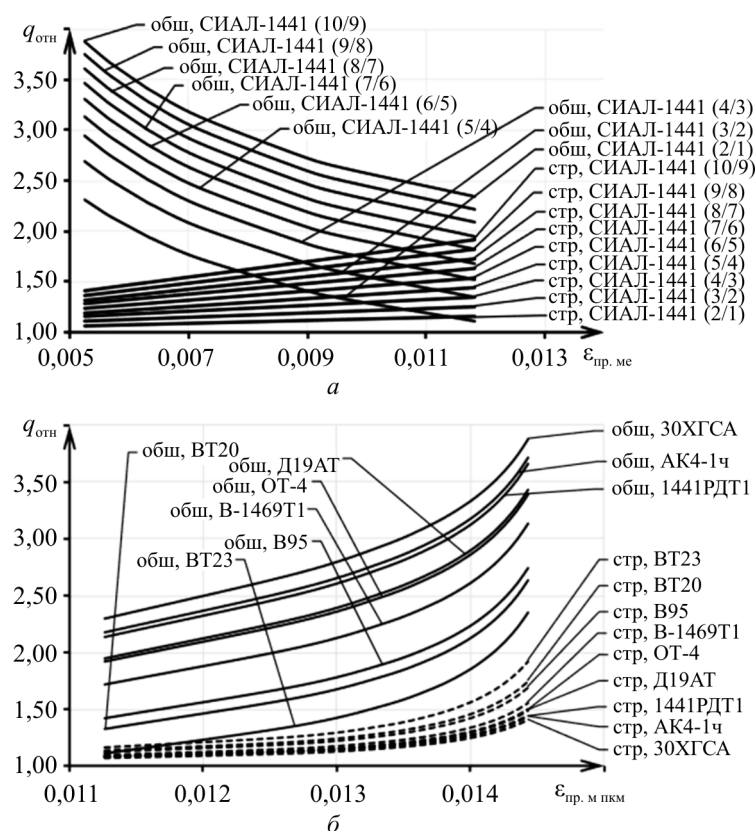


Рис. 7. Зависимость относительной разрушающей нагрузки элементов из металла (стрингер) и МПКМ (обшивка) в сборной панели от предельной деформации металла (а) и от предельной деформации МПКМ (б)

нагрузки от предельной деформации элементов позволяет определить предпочтительное сочетание элементов сборной панели для удовлетворения заданных требований

2. Для принятия окончательного решения о выборе сочетаний характеристик элементов сборной панели необходимо провести анализ по всей системе проектных параметров

элементов и критериев выбора, учитывающих кроме несущей способности, например, массовые и технологические требования.

Исследование не имело спонсорской поддержки.

Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

Библиографический список

1. Печенюк В.С., Попов Ю.И. Концептуальное проектирование конструкции крыла или фюзеляжа магистрального самолета из металлополимерных композиционных материалов // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2021. – № 64. – С. 74–82.
2. Wu G.C., Yang J.M. The mechanical behavior of GLARE laminates for aircraft structures // Failure in Structural Materials. – 2005. – № 57. – P. 72–79.
3. Nam H.W., Hwang W., Han K.S. Stacking Sequence Design of Fiber-Metal Laminate for Maximum Strength // Journal of Composite Materials. – 2001. – No. 18. – P. 1654–1683.
4. Benedict A.V. An Experimental Investigation of GLARE and Restructured Fiber Metal Laminates. – Embry-Riddle Aeronautical University, 2012. – 103 p.
5. Гришин В.И., Дзюба А.С., Дударьков Ю.И. Прочность и устойчивость элементов и соединений авиационных конструкций из композитов. – М.: Физматлит, 2013. – 272 с.
6. Попов Ю.И., Резниченко В.И. Проектирование и изготовление узлов и деталей планера самолета из композиционных материалов. – М.: Изд-во МАИ, 1994. – 68 с.

7. Костров В.И., Туркин И.К. Расчет элементов деформируемых конструкций: учеб. пособие. – М.: Изд-во МАИ, 2002. – 400 с.
8. Туркин И.К. Проектирование элементов конструкций ЛА с использованием композиционных материалов. – М.: Изд-во МАИ, 1996. – 61 с.
9. 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.
10. Ендогур А.И. Проектирование авиационных конструкций. Проектирование конструкции деталей и узлов. – М.: Изд-во МАИ, 2009. – 540 с.
11. Гибридные слоистые крыльевые материалы на базе алюминий-литиевых сплавов / Н.Ю. Серебренникова, В.В. Антипов, О.Г. Сенаторова, В.С. Ерасов, В.В. Каширин // Авиационные материалы и технологии. – 2016. – № 3. – С. 3–8.
12. Клеевые связующие и клеевые препреги для алюмополимерных композиционных материалов / В.В. Антипов, Е.В. Котова, Н.Ю. Серебренникова, А.П. Петрова // Труды ВИАМ. – № 5 (65). – 2018.
13. Конструкционные слоистые материалы СИАЛ / В.В. Антипов, О.Г. Сенаторова, В.В. Сидельников, В.В. Шестов // Клеи. Герметики. Технологии. – 2012. – № 6. – С. 13–17.
14. Васильев В.В. Композиционные материалы: справочник. – М.: Машиностроение, 1990. – 512 с.
15. Оптимизация структуры гибридных композиционных материалов авиационного назначения / А.В. Лавров, В.С. Ерасов, Н.Ю. Подживотов, А.В. Автаев // Труды ВИАМ. – № 11 (47). – 2016.

References

1. Pechenyuk V.S., Popov Yu.I. Conceptual design of a wing or fuselage structure of a mainline aircraft made of metal-polymer composite materials // Bulletin of PNRPU. Aerospace engineering, No. 64, 2021. pp. 74-82.
2. Wu G.C., Yang J.M. The mechanical behavior of GLARE laminates for aircraft structures // Failure in Structural Materials. 2005, № 57, pp.72-79.
3. Nam H.W., Hwang W., Han K.S. Stacking Sequence Design of Fiber-Metal Laminate for Maximum Strength // Journal of Composite Materials, No. 18, 2001. pp. 1654-1683.
4. Benedict A.V. An Experimental Investigation of GLARE and Restructured Fiber Metal Laminates // Embry-Riddle Aeronautical University. 2012,103 p.
5. Grishin V.I., Dzyuba A.S., Dudarkov YU.I. Prochnost i ustoychivost elementov i soyedineniy aviatsionnykh konstruksiy iz kompozitov [The Strength and stability of the elements and compounds of structures made of composites]. Moscow: Fizmatlit, 2013, 272 p.
6. Popov Yu.I., Reznichenko V.I. Proyektirovaniye i izgotovleniye uzlov i detaley planera samoleta iz kompozitsionnykh materialov [Design and manufacture of components and parts of the airframe of composite materials]. Moscow: publishing house of the Moscow aviation Institute, 1994, 68 p.
7. Kostrov V.I., Turkin I.K. Raschet elementov deformiruyemykh konstruksiy: uchebnoye posobiye [Calculation of the elements of deformable structures: a tutorial]. Moscow: MAI, 2002, 400 p.
8. Turkin I.K. Proyektirovaniye elementov konstruksiy LA s ispolzovaniyem kompozitsionnykh materialov [Design of aircraft structural elements using composite materials]. Moscow: MAI, 1996, 61 p.
9. Popov YU.I., Kravchenko G.N., Kazantsev V.V. Otsenka nesushchey sposobnosti sostavnoy konstruksii samoleta iz metalla i kompozita [Assessment of the bearing capacity of a composite aircraft structure made of metal and composite]. Flight, no. 4, 2020, pp. 43-51.
10. Yendogur A.I. Proyektirovaniye aviatsionnykh konstruksiy. Proyektirovaniye konstruksii detaley i uzlov [Design of aircraft structures. Design of the construction of parts and assemblies]. Moscow: MAI, 2009, 540 p.
11. Serebrennikova N.YU., Antipov V.V., Senatorova O.G., Yerasov V.S., Kashirin V.V. Gibridnyye sloistyye krylyevyye materialy na baze alyuminiy-litivykh splavov [Wing Hybrid layered materials based on aluminum-lithium alloys]. Aviation Materials and Technologies, no. 3, 2016, pp. 3-8.
12. Antipov V.V., Kotova E.V., Serebrennikova N.YU., Petrova A.P. Kleyevyye svyazuyushchiye i kleyevyye prepregi dlya alyumopolimernykh kompozitsionnykh materialov [Glue binder and adhesive prepregs for aluminum polyethylene composite materials]. Trudy VIAM, No. 5 (65), 2018.
13. Antipov V.V., Senatorova O.G., Sidel'nikov V.V., Shestov V.V. Konstruksionnyye sloistyye materialy SIAL [Structural laminates SIAL]. Polymer Science. Series D. 2012, No. 6, pp. 13-17.
14. Vasilyev V.V. Kompozitsionnyye materialy: Spravochnik [Composite materials: Handbook]. Moscow: Mashinostroyeniye, 1990, 512 p.

15. Lavrov A.V., Yerasov V.S., Podzhivotov N.YU., Avtayev A.V. Optimizatsiya struktury gibridnykh kompozitsionnykh materialov aviatsionnogo naznacheniya [Optimization of the structure of hybrid composite materials for aviation purposes]. Trudy VIAM, No. 11 (47), 2016.

Об авторах

Печенюк Валерий Сергеевич (Москва, Россия) – аспирант кафедры «Проектирование и сертификация авиационной техники» ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д. 4, А-80, ГСП-3, e-mail: palatinus13@yandex.ru).

Попов Юрий Иванович (Москва, Россия) – кандидат технических наук, доцент кафедры «Проектирование и сертификация авиационной техники» ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (125993, г. Москва, Волоколамское шоссе, д. 4, А-80, ГСП-3, e-mail: ser.popov91@mail.ru).

Моисеева Ирина Станиславовна (Воронеж, Россия) – кандидат технических наук, доцент кафедры «Авиационные комплексы и конструкции летательных аппаратов» Военно-воздушной академии имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина (394064, Воронежская обл., г. Воронеж, ул. Старых Большевиков, д. 54а, e-mail: moiseeva@mail.ru)

About the authors

Valery S. Pechenyuk (Moscow, Russian Federation) – postgraduate student of «Design and certification of aviation equipment» department, MAI (125993, Moscow, Volokolamsk Highway, 4, A-80, GSP-3, e-mail: palatinus13@yandex.ru).

Yuri I. Popov (Moscow, Russian Federation) – Ph. D. in Technical Sciences, associate professor of «Design and certification of aviation equipment» department, MAI (125993, Moscow, Volokolamsk Highway, 4, A-80, GSP-3, e-mail: ser.popov91@mail.ru).

Irina S. Moiseeva (Voronezh, Russia) – Ph. D. in Technical Sciences, associate professor of «Aviation Complexes and Aircraft Structures» department, MTRC AF «AFA» (394064, Voronezh region, Voronezh, Old Bolsheviks street, 54a, e-mail: moiseeva@mail.ru).

Получено 04.12.2021

Принято 18.12.2021

Опубликовано 28.01.2022