

Расчет и применение в аэрокосмических конструкциях плоских оребренных панелей из полимерных композиционных материалов

© Е.А. Башаров

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, 125993, Россия

Представлены разработка и апробация упрощенной методики расчета с оптимизацией при использовании критерия равнопрочности в слоях. Проанализированы перспективы применения в аэрокосмических конструкциях оребренных подкрепленных панелей из полимерных композиционных материалов. Рассмотрены основные расчетные случаи нагружения оребренных панелей на этапе первоначального проектирования, а также даны расчетные выражения, используемые в ограничениях проектируемых конструкций. Показана апробация методики на примере расчета оребренной панели из углепластика типа КМУ-7Л. Отмечено, что полученные результаты показали хорошую точность определения жесткости и прочности оребренных композитных панелей с учетом связующего, достаточную для инженерных расчетов.

Ключевые слова: полимерный композиционный материал, оребренная подкрепленная панель, критерий прочности, расчет на прочность

Введение. В современных аэрокосмических конструкциях многогоразовых космических систем в подавляющем большинстве случаев применяют балочную конструктивно-силовую схему. В состав основной конструкции балочного фюзеляжа входит набор стрингеров и шпангоутов, соединенных между собой и обшивкой в одно целое. Такие конструкции, к сожалению, обладают большим весом и отличаются высокой стоимостью изготовления. Моноблочные конструкции из трехслойных сотовых композитных панелей имеют хорошие удельные характеристики по весу и жесткости, однако у них есть один существенный недостаток — чем толще соты, тем больше паразитная масса панели, особенно при больших внешних нагрузках. Поэтому в настоящее время перспективным направлением стало создание оребренных композитных панелей с подкреплениями в виде стрингеров с различным поперечным сечением (рис. 1).

Главной проблемой при изготовлении таких композитных панелей является разработка надежных методов крепления стрингеров к обшивке. Поэтому была создана технология производства интегральных панелей, у которых обшивку и стрингеры изготавливают заодно. В настоящее время процесс изготовления оребренных подкрепленных панелей из полимерных композитных материалов (ПКМ) проходит в течение одного этапа, по окончании которого получают

интегральные крупногабаритные конструкции (рис. 2). Однако затраты на создание таких панелей выше, чем на производство сотовых, из-за высокой стоимости разработки и технологической оснастки. В какой-то степени эту стоимость можно компенсировать сокращением количества частей подкрепленной панели, поэтому при серийном производстве крупногабаритных подкрепленных панелей выигрыш в цене покрывает все начальные расходы. За рубежом уже давно осознали преимущества подкрепленных панелей из ПКМ при сложном нагружении в полете.

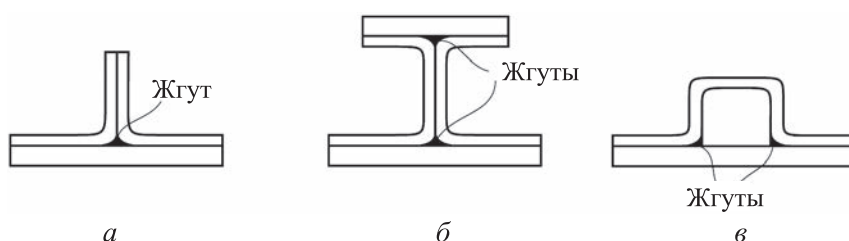


Рис. 1. Типы сечений стрингеров подкрепленных панелей из полимерных композитных материалов:

a — уголкового; *б* — тавровый; *в* — П-образный

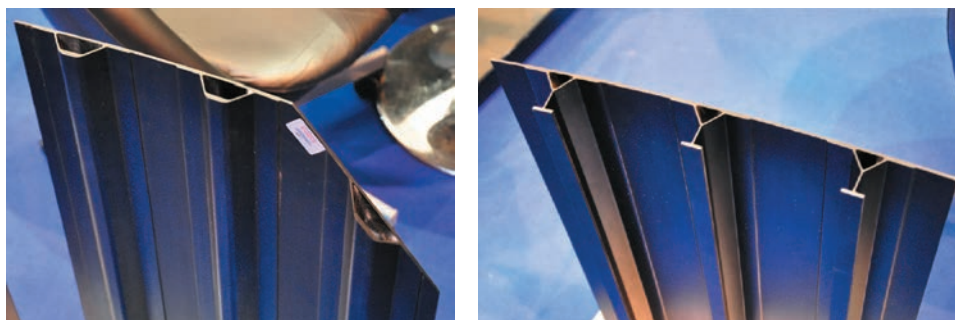


Рис. 2. Оребренные подкрепленные композитные панели разных видов

Были разработаны стандарты по изготовлению, испытанию и эксплуатационным требованиям для подкрепленных панелей из ПКМ [1]. Для того чтобы значительно повысить конкурентоспособность композитных конструкций, создают технологию низкочастотного производства, которое менее трудоемкое и капиталоемкое, но более компьютеризированное, чем традиционные методы изготовления панелей из металлов.

Преимущества применения оребренных панелей из ПКМ в каркасных аэрокосмических конструкциях заключаются в следующем:

- существенное снижение массы конструкции благодаря широкому применению в ней подкрепленных композитных панелей [1–4];
- повышение качества поверхности каркасной конструкции;

- повышение технологичности и снижение трудоемкости изготовления каркасной конструкции из-за уменьшения количества деталей вследствие применения подкрепленных композитных панелей;
- высокое сопротивление подкрепленных композитных панелей усталостному нагружению, хорошее демпфирование высокочастотных колебаний конструкции;
- по сравнению с конструкциями, изготовленными из алюминиевых сплавов, конструкции из подкрепленных композитных панелей гораздо лучше поглощают энергию при ударе;
- подкрепленные композитные панели меньше страдают от воздействия влаги и коррозии, чем сотовые, а значит, уменьшается потребность их в техническом обслуживании.

Однако использование подкрепленных панелей из ПКМ в каркасных аэрокосмических конструкциях имеет ряд **недостатков**:

- необходимость окантовывать все вырезы в композитной панели, что усложняет конструкцию;
- высокая стоимость изготовления и опасность хрупкого разрушения;
- необходимость разработки специального крепежа для соединения панелей;
- наличие более жестких требований к соблюдению правил сертификации и отсутствие необходимой статистики эксплуатации таких конструкций, что пока препятствует широкому использованию таких панелей в авиастроении и космических аппаратах.

Вместе с тем несмотря на отмеченные недостатки, создание интегральных цельнокомпозитных структур и крупногабаритных каркасных агрегатов является перспективным направлением. На рис. 3 показана плоская ребренная подкрепленная панель интегральной конструкции из углепластика.

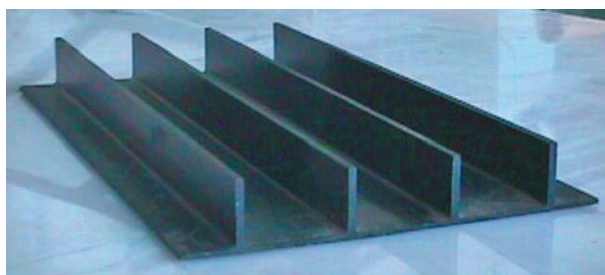


Рис. 3. Плоская ребренная подкрепленная панель из ПКМ интегральной конструкции

Одно из препятствий широкого внедрения ребренных подкрепленных панелей в аэрокосмических конструкциях — сложность их проекторочного расчета и оценки прочности в различных случаях

нагрузки при эксплуатации. Решением этой проблемы стала разработка обеспечивающего достаточную точность упрощенного аналитического расчета, который можно было бы проводить при первоначальном проектировании.

Цель работы — создание и апробация методики расчета оребренных подкрепленных панелей с использованием отношений механики композиционных материалов, оптимизационных методов и с помощью критерия равнопрочности в слоях ПКМ.

Конструктивные параметры оребренной панели. Подкрепленные оребренные панели представляют собой конструкцию, состоящую из несущих слоев обшивки и ребер-стрингеров, расположенных с определенным шагом (рис. 4). Основные конструктивные параметры подкрепленной панели: a , b — длина и ширина панели; l — ширина подкрепления стрингером; d — ширина полки стрингера; β — расстояние между стенками стрингера; H — высота профиля (параметры H и d определяют изгибную жесткость панели, параметр l — частоту установки подкрепленных элементов); b_1 — полуширина подкрепления; δ_0 — расстояние до нейтральной плоскости изгиба; φ — угол наклона вертикальных стенок профиля стрингера.

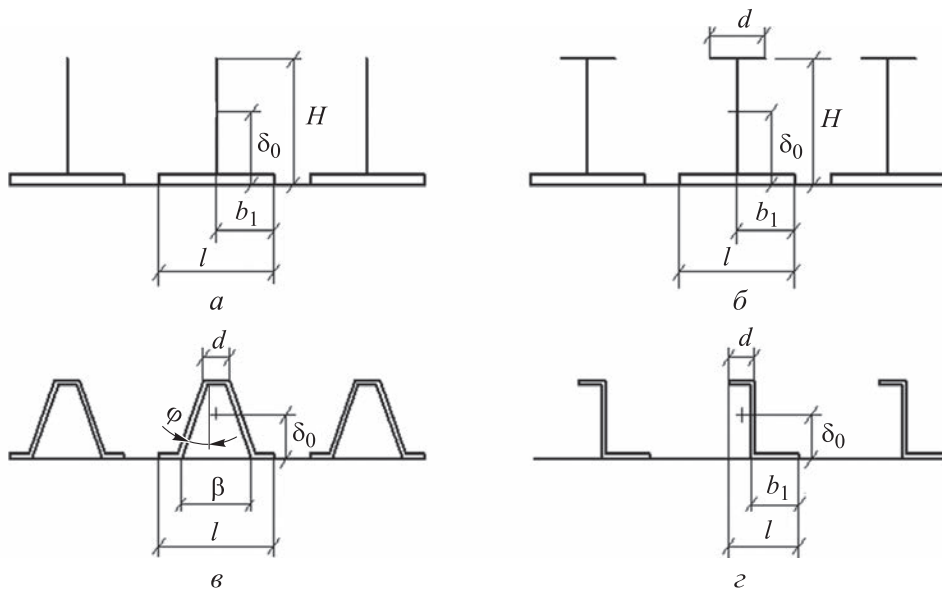


Рис. 4. Виды сечений оребренных подкрепленных панелей из ПКМ:
 a , b — со стрингерами открытого типа; c — с П-образными стрингерами;
 z — с Z-образными стрингерами

Выбор материала оребренной панели. В настоящее время в качестве элементов армирования современных ПКМ применяют стеклянные, базальтовые, арамидные, графитовые нити, ленты, ткани, пряди, жгуты и отдельные волокна. Выбор типа заготовки армирующего

компонента зависит от технологии производства изделия, будет ли это послойная укладка препрегов, намотка, пропитка под давлением, инфузия или другие виды формования, вакуумное или автоклавное формование, пресс-камеры, термокомпрессионный способ и пултрузия.

При производстве элементов каркаса фюзеляжа методом пултрузии часто используют скрученные непрерывные нити из волокон с ярко выраженной анизотропией свойств, таких как стеклянные, арамидные, базальтовые и углеродные волокна. Они имеют высокие механические свойства: прочность, упругость, вибростойкость при малой плотности (табл. 1).

Таблица 1

Физико-механические свойства волокон ПКМ

Характеристика	Волокно			
	ВМ-1 (Т-39)	Т-273 (Т-25)	ВМН-5 (ЛУ-7)	УКН-П/2500 (УТМ-8)
Предел прочности при растяжении $\sigma_{\text{раст}}$, МПа	3200	2700	4100	2600
Модуль упругости вдоль волокна E_1 , МПа	95 000	84 000	250 000	200 000
Плотность γ , г/см ³	2,68	2,58	1,6	1,73
Диаметр волокна D^i , мкм	9,0	8,0	9,0	7,0

Лента состоит из множества однонаправленных волокон, ее можно использовать и для намотки, и для послойной укладки. По сравнению с тканями она обладает лучшими сопротивляемостью однонаправленным нагрузкам и аэродинамическими свойствами поверхности, у нее меньшая пористость, большие жесткость и прочность, меньшая стоимость сырья при более высокой стоимости производства. Ленту рекомендуется использовать в тех случаях, когда ее преимущества важнее, чем повышенная стоимость ее производства, и когда ее позволяет применять профиль изделия.

Ткани отличаются более высокой стойкостью к растрескиванию, чем лента. Ткани из высокомодульных органических волокон сохраняют до 90 % их прочности вследствие малой чувствительности этих волокон к повреждениям, а у стеклоткани в процессе текстильной обработки значительно снижается предел прочности (табл. 2).

Переплетения тканей (рис. 5) подразделяются на полотняное (каждая нить основы и утка проходит поочередно сверху и снизу пересекающихся нитей), сатиновое (каждая нить проходит поочередно сверху, а затем снизу пересекающей ее нити) и саржевое (нити основы и утка проходят поочередно сверху и снизу двух и четырех пересекающих их нитей).

Физико-механические свойства монослоя препрегов ПКМ

Характеристика	Материал (ткань или лента)			
	7ТКС (Т-39)	ВПС-10 (Т-25ВМ-78)	КМУ-7Л (ЛУ-7)	УТМ-8 (УТ-900-2,5)
Содержание волокна, %	75–80	67–72	55–60	65–70
Предел прочности при растяжении вдоль волокна σ_1^+ , МПа	1800	1150	1800	1500
Предел прочности при растяжении поперек волокна σ_2^+ , МПа	48	90	180	500
Предел прочности при сжатии вдоль волокна σ_1^- , МПа	640	69	750	1200
Предел прочности при сжатии поперек волокна σ_2^- , МПа	25	20	50	180
Предел прочности при сдвиге τ_{12} , МПа	52	29	90	73,5
Модуль упругости вдоль волокна E_1 , ГПа	62	55	120	150
Модуль упругости поперек волокна E_2 , ГПа	6,3	19	10	8,2
Модуль сдвига G_{12} , ГПа	2,5	6,5	3,0	5,1
Коэффициент Пуассона μ_{12}	0,15	0,26	0,3	0,28
Плотность γ , г/см ³	2,1	1,89	1,7	1,78
Толщина монослоя δ^i , мм	0,28	0,26	0,14	0,22
Рабочая температура $T_{\text{раб}}$, °С	-40...+90	-40...+70	-60...+70	-60...+100

Примечание: (+) — при растяжении, (-) — при сжатии.

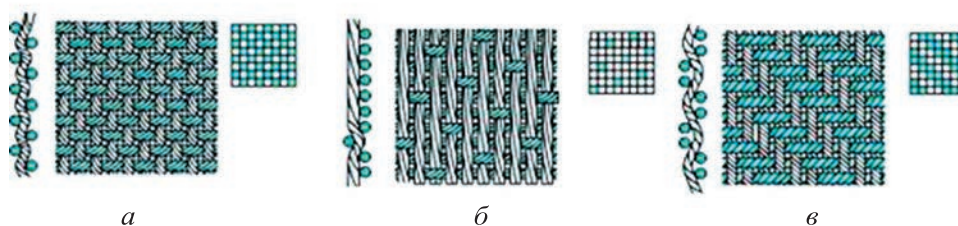


Рис. 5. Виды переплетения тканей:
a — полотняное; *б* — сатиновое; *в* — саржевое

Отвержденные эпоксидные связующие (типа 5-211-БН) имеют достаточно высокие механические характеристики, стойкость к воздействию многих растворителей и агрессивных сред влагостойкость, и, кроме того, могут эксплуатироваться до температуры +150 °С.

Схемы нагружения подкрепленной панели. При нагружении подкрепленных композитных панелей основными случаями нагружения, как и для трехслойных сотовых панелей, являются (рис. 6):

- 1) случай сжатия со сдвигом в срединной плоскости панели под действием распределенных сжимающих N_z и сдвиговых N_{zx} усилий;
- 2) случай поперечного изгиба со сдвигом при действии изгибающих моментов M_x относительно оси x и M_z относительно оси z совместно с усилием Q вдоль оси y .

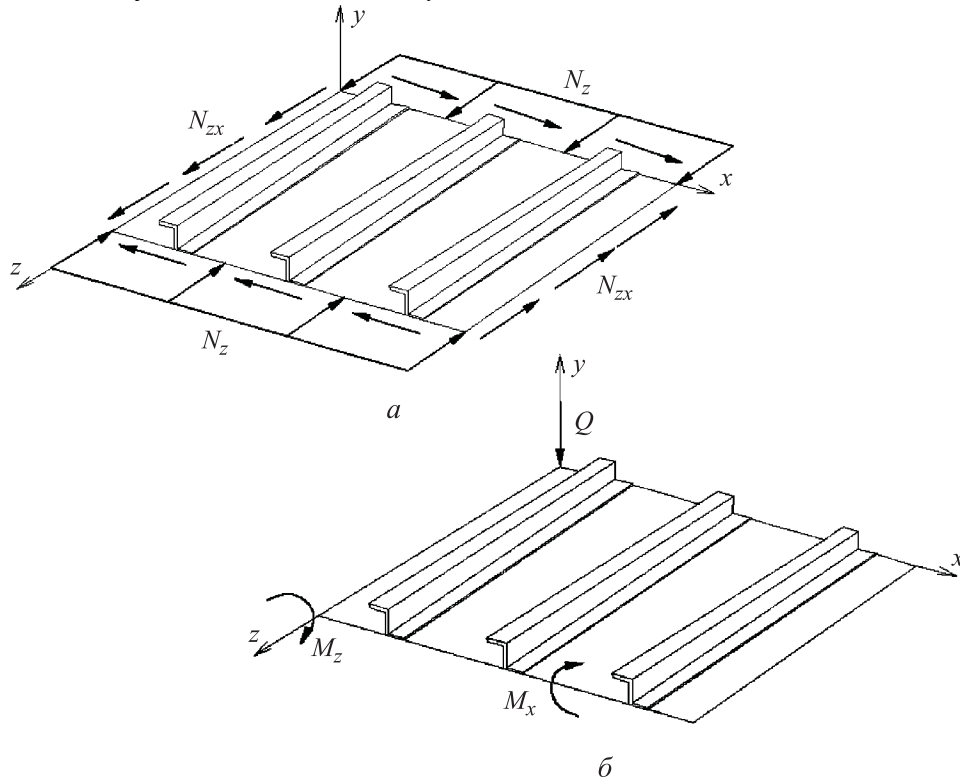


Рис. 6. Схемы нагружения оребренной подкрепленной панели сжатием и сдвигом (а), изгибом и кручением (б)

В первом случае композитные слои панели находятся в плоском напряженном состоянии под действием усилий N_z и N_{zx} [5–7], а во втором случае нагружения, при расчете тонкостенных конструкций типа подкрепленных панелей, применяют гипотезы плоских сечений (гипотезы Кирхгофа — Ляве и Тимошенко) [8–10].

Выбор параметров и расчет на прочность оребренной подкрепленной композитной панели. Рассмотрим упрощенный порядок проектирования подкрепленной П-образными стрингерами панели из ПКМ, нагруженной сжимающими и сдвиговыми усилиями (рис. 7), так как расчетные формулы для всех других случаев можно получить из него как частные случаи.

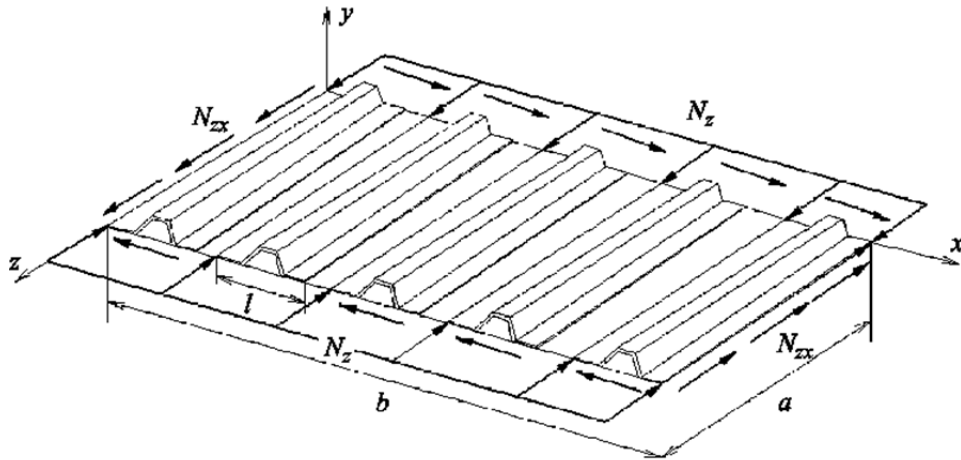


Рис. 7. Схема нагружения подкрепленной П-образными стрингерами панели

Все расчетные параметры приведены на рис. 8, среди них искомыми будут l — ширина подкрепления П-образным стрингером, H — высота стрингера, d — ширина полки стрингера, δ_0 — расстояние до нейтральной плоскости изгиба.

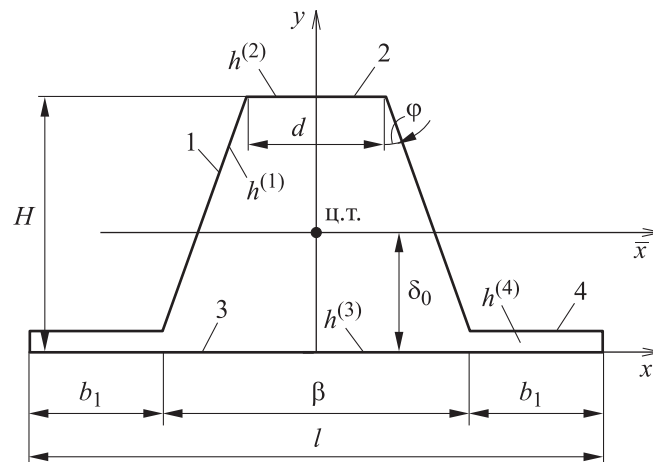


Рис. 8. Проектировочные параметры П-образного стрингера:
1–4 — участки стрингера; ц.т. — центр тяжести сечения стрингера

Прежде всего, определим l из расчета элемента обшивки между стенками стрингера на местную устойчивость при сжимающих нагрузках. Считаем, что структура обшивки между подкрепленными элементами и действующие на нее усилия N_z и N_{zx} известны. В этом случае ширину полосы l находим из условия

$$N_z/N_z^{kp} + (N_{zx}/N_{zx}^{kp})^2 \leq 1. \quad (1)$$

Здесь в числителе стоят действующие нагрузки, а в знаменателе — критические нагрузки при чистом сжатии и чистом сдвиге [10], вычисляемые по формулам

$$N_z^{kp} = 2,67 \frac{\pi^2 \sqrt{D_{11}D_{22}}}{l^2} \left(1,73 + \frac{D_{33}}{\sqrt{D_{11}D_{22}}} \right), \quad (2)$$

$$N_{zx}^{kp} = \frac{k\pi^2}{l^2} \sqrt{D_{33}D_{22}} \sqrt{4 + \frac{3\sqrt{D_{11}D_{22}}}{D_{33}} + \frac{D_{33}}{\sqrt{D_{11}D_{22}}}},$$

где k — коэффициент, определяющий граничные условия на концах панели, при заделанных концах обшивки $k = 3,45$; D_{pq} — жесткость композитной обшивки (pq — индексы матрицы жесткости, $p = 1, \dots, 3$; $q = 1, \dots, 3$).

Критические значения усилий местной потери устойчивости N_z^{kp} и N_{zx}^{kp} определяются по упрощенной методике.

Уточненный подход при определении критических сжимающих N_z^{kp} и сдвиговых N_{zx}^{kp} усилий продольно-подкрепленных панелей, когда учитываются работа подкрепляющих стрингеров совместно с обшивкой и краевые эффекты, приведен в [10].

Для гладкой обшивки между стенками стрингера в формулах (2) необходимо вставлять соответствующую жесткость $D_{pq} = B_{pq} h^2 / 12$, где B_{pq} — коэффициенты матрицы жесткости, которые определяются по формулам механики композитов [11, 12].

В некоторых случаях при поперечном изгибе панели необходимо учитывать дополнительное распределенное усилие обжатия обшивки N_z , его можно рассчитать по приближенной формуле

$$N_z = \left(\frac{M_x}{J_x} \right)^2 \frac{h_{np} l}{E_x} y_p, \quad (3)$$

где M_x — средний изгибающий момент между стенками П-образного стрингера на панели; J_x — средний момент инерции между стенками П-образного стрингера; h_{np} — приведенная средняя толщина обшивки; E_x — модуль упругости обшивки в направлении оси x ; y_p — координата точек обшивки от нейтральной линии.

Приведенная средняя толщина обшивки

$$h_{np} = h_{обш} + \frac{nF_{стр}}{S_k}, \quad (4)$$

где $h_{\text{обш}}$ — толщина обшивки; n — количество стрингеров; $F_{\text{стр}}$ — площадь поперечного сечения стрингера; S_k — периметр панели.

Можно оценить величины изгибных жесткостей панели, обеспечивающих устойчивость при действии усилий N_z и N_{zx} , решив задачу устойчивости подкрепленной пластины. После выбора значения H следует вычислить величину необходимой изгибной жесткости. Следует отметить, что использование П-образного профиля существенно увеличивает изгибную жесткость D_{22} в поперечном направлении, а также смешанную D_{12} и сдвиговую D_{33} жесткости. Чтобы узнать ее значение, нужно рассчитать поперечную изгибную жесткость на ширине профиля, которая зависит от конструктивного оформления крепления профиля к обшивке. Вычислим среднюю жесткость $D_{22}^{\text{обш}}$ для обшивки такой панели. Поперечный изгиб происходит относительно обшивки, тогда при наличии полки 2 (см. рис. 8) изгибная жесткость определяется так:

$$D_{22} = \frac{B_{22}^{(2)} d H^2 + D_{22}^{\text{обш}} (l - d)}{l}. \quad (5)$$

Теперь вычислим цилиндрическую жесткость D_{11} вдоль расположения П-образного профиля. Для каждого элемента профиля промежуточные жесткости обозначим жесткости буквой d_i , $i = 1, \dots, 4$ (см. рис. 8), которые рассчитаем по формулам

$$\begin{aligned} d_1 &= B_{11}^{(1)} \left[H \left(\frac{H}{2} - \delta_0 \right)^2 + \frac{H^3}{12} \right]; \\ d_2 &= B_{11}^{(2)} \left[d (H - \delta_0)^2 \right]; \\ d_3 &\approx B_{11}^{(3)} \beta \delta_0^2; \quad d_4 \approx B_{11}^{(4)} (b - \beta) \delta_0^2, \end{aligned} \quad (6)$$

где B_{pq} — коэффициенты матрицы жесткости элементов профиля ($i = 1, \dots, 4$), но из конструктивно-технологических соображений можно принять

$$\beta = d + 2H \operatorname{tg} \varphi, \quad \varphi \approx 5 \dots 10^\circ, \quad d = (0,7 \dots 1,0)H.$$

Тогда положение центра тяжести δ_0 относительно оси x вычисляется по формуле

$$\delta_0 = \frac{S_x}{F} = \frac{0,5 B_{11}^{(1)} H^2 + B_{11}^{(2)} d H}{2 B_{11}^{(1)} H + B_{11}^{(2)} d + B_{11}^{(3)} \beta + B_{11}^{(4)} 2b_1}. \quad (7)$$

Здесь S_x — статический момент с учетом жесткости участков профиля; F — жесткость сечения.

Кроме того, учитываются не только площади, но и упругие характеристики участков профиля, которые будут разными для разных участков. Тогда в направлении оси z цилиндрическая жесткость профиля

$$D_{11} = \frac{d_1 + d_2 + d_3 + d_4}{l}. \quad (8)$$

Для профилей открытого типа (рис. 4, а) в соотношениях (6) и (7) надо принять $d_2 = 0$ ($d = 0$), $d_3 = 0$ ($\beta = 0$), и тогда вертикальные стенки объединяются в одну:

$$\delta_0 = \frac{B_{11}^{(1)} \frac{H^2}{2}}{B_{11}^{(1)} H + B_{11}^{(4)} b_1}; \quad D_{11} = \frac{d_1 + d_4}{l}.$$

Для профиля открытого типа (см. рис. 4, б) в соотношениях (6) и (7) надо принять $d_3 = 0$ ($\beta = 0$), и тогда с учетом объединения вертикальных стенок получим

$$\delta_0 = \frac{B_{11}^{(1)} \frac{H^2}{2} + B_{11}^{(2)} dH}{B_{11}^{(1)} H + B_{11}^{(2)} d + B_{11}^{(4)} b_1}; \quad D_{11} = \frac{d_1 + d_2 + d_4}{l}.$$

Истинное расстояние между осями П-образных стрингеров зависит от проектировочного размера β (см. рис. 8), определяющегося исходя из конструктивно-технологических рекомендаций после вычисления высоты профиля H , который при известной структуре материала находится из удовлетворения условия общей устойчивости панели.

Панель имеет конечные длину a и ширину b , поэтому для определения распределенной сжимающей критической нагрузки N_z^{kp} общей потери устойчивости оребренной панели можно использовать формулу для шарнирно-опертой пластины в виде

$$N_{zx}^{kp} = \frac{\pi^2 \sqrt{D_{11} D_{22}}}{b^2} \left[\sqrt{\frac{D_{11}}{D_{22}}} \left(\frac{mb}{a} \right)^2 + \frac{2D_{33}}{\sqrt{D_{11} D_{22}}} + \sqrt{\frac{D_{22}}{D_{11}}} \left(\frac{a}{mb} \right)^2 \right], \quad (9)$$

где m — число полуволн, которое находят из условия

$$m(m-1) < \frac{a^2}{b^2} \sqrt{\frac{D_{22}}{D_{11}}} < m(m+1).$$

Максимально допустимые значения параметров элементов профиля определяются при удовлетворении местной и общей потери

устойчивости с учетом действия конкретных усилий сжатия \bar{N}_z и сдвига N_{zx} (где \bar{N}_z — усилие с учетом перераспределения продольных слоев из обшивки в полки) в каждом элементе профиля. Полагая, что относительные деформации вдоль оси z в них одинаковы и равны ε_z , можно найти сжимающие усилия $\bar{N}_z^{(i)}$ элементов профиля (см. рис. 8), т. е.

$$\varepsilon_z = \frac{\bar{N}_z}{B_{11}} = \frac{N_z^{(1)}}{B_{11}^{(1)}} = \frac{N_z^{(2)}}{B_{11}^{(2)}} = \dots = \frac{N_z^{(i)}}{B_{11}^{(i)}}, \quad i = 1, \dots, 4, \quad (10)$$

где \bar{N}_z — известное сжимающее усилие в гладкой обшивке; B_{11} — известная жесткость этой обшивки; $B_{11}^{(i)}$ — известные коэффициенты жесткости элементов профиля после перераспределения материала.

Тогда

$$N_z^{(i)} = \frac{\bar{N}_z}{B_{11}} B_{11}^{(i)}, \quad i = 1, \dots, 4.$$

После этого определяем толщины слоев в каждом элементе профиля, используя условие равнопрочности в слоях, при воздействии найденных максимальных значения усилий. Процедуры проектирования в расчетах сначала проводятся без учета связующего, а затем проверяются на прочность с его учетом. Проектирование проводят без учета связующего для четырехслойного ортотропного пакета слоев с укладкой волокон под углами $\varphi_1 = 0$, $\varphi_2 = -\varphi_3 = \pi/4$, $\varphi_4 = \pi/2$. Толщину находят из соотношений, удовлетворяющих уравнениям совместности деформаций [9]:

$$h_1^{(k+1)} = \frac{1}{[\sigma_1]} \left[N_z \left(1 - \frac{1}{E_1 h_1 A} \right) \right]^{(k)}; \quad h_2^{(k+1)} = \frac{1}{[\sigma_1]} \left[N_z \frac{1}{E_1 h_1 A} + N_{zx} \right]^{(k)};$$

$$h_3^{(k+1)} = \frac{1}{[\sigma_1]} \left[N_z \frac{1}{E_1 h_1 A} - N_{zx} \right]^{(k)}; \quad h_4^{(k+1)} = \frac{1}{[\sigma_1]} \left[-N_z \frac{1}{E_1 h_1 A} \right]^{(k)},$$

где k — номер приближения; $h = \sum_{i=1}^4 h_i$; $A = \sum_{i=1}^4 \frac{1}{E_i h_i}$; $N_z = \sum_{i=1}^k h_i [B_{11} \varepsilon_z]$; $N_{zx} = \sum_{i=1}^k h_i [B_{33} \gamma_{zx}]$ (ε_z — относительная продольная деформация профиля вдоль оси z ; γ_{zx} — относительная сдвиговая деформация профиля в плоскости zx).

Отсюда получаем искомые толщины слоев h .

Рассмотрим некоторые рекомендации по распределению толщин слоев в элементах подкреплений. Общим для обшивок является наличие полных расчетных толщин h_2 , h_3 , h_4 . Для уголкового профиля продольные волокна распределяются в вертикальных ребрах усиления и частично в виде жгута в месте соединения ребра с обшивкой. Эти жгуты заодно играют роль стопперов в обшивке, повышают ее трещиностойкость и живучесть благодаря изменению жесткости на пути возможного движения трещины. Размеры жгута определяются конструктивно-технологическими особенностями. В ребре профиля первого типа толщины слоев с укладкой волокон $\varphi_2 = -\varphi_3 = \pi/4$ и $\varphi_4 = \pi/2$ берутся минимально необходимыми по технологическим требованиям, слой толщиной h_1 , пока не известной, образуется продольными волокнами.

В профиле таврового сечения продольные слои распределяются в горизонтальной пластине и в жгутах. В вертикальной стенке содержится минимальное количество слоев — φ_2 , φ_3 и φ_4 , обеспечивающих при высоте ребра H прочность и местную потерю устойчивости.

В профиле П-образного сечения толщины $h_2 = h_3$ и h_4 необходимо распределить между обшивкой (участок 3) и профилем (участки 1, 2) (см. рис. 8) пропорционально распределению касательного потока усилий N_{zx} в этом месте панели. Для этого методом последовательного приближения по балочной теории решается задача об определении в однозамкнутом контуре потоков от перерезывающей силы N_{zx} . Расчеты показывают, что можно считать поток в обшивке в 2 раза большим, чем поток по контуру профиля. Поэтому слои $h_2 = h_3$ и h_4 можно распределить пропорционально величинам потоков. Продольный слой обшивки h_1 распределяется на участке 2 и в жгутах основания вертикальных стенок.

Определяем значения относительных продольных ε_z и сдвиговых γ_{zx} деформаций на каждом шаге итерационного процесса. Далее находим величины деформаций и напряжений i -го слоя из статических соотношений макромеханики ПКМ:

$$\begin{cases} \varepsilon_1^i = \varepsilon_z \cos^2 \varphi_i + \gamma_{zx} \sin \varphi_i \cos \varphi_i, \\ \varepsilon_2^i = \varepsilon_z \sin^2 \varphi_i - \gamma_{zx} \sin \varphi_i \cos \varphi_i, \\ \gamma_{12}^i = \varepsilon_z \sin 2\varphi_i + \gamma_{zx} \cos 2\varphi_i; \end{cases} \quad (11)$$

$$\begin{cases} \sigma_1^i = \bar{E}_1^i [\varepsilon_1^i + \mu_{12}^i \varepsilon_2^i]; \sigma_2^i = \bar{E}_2^i [\varepsilon_2^i + \mu_{21}^i \varepsilon_1^i]; \tau_{12}^i = G_{12}^i \gamma_{12}^i; \\ \bar{E}_{1,2}^i = \frac{E_{1,2}^i}{1 - \mu_{12}^i \mu_{21}^i}; \mu_{21}^i = \mu_{12}^i \frac{E_2^i}{E_1^i}, \end{cases} \quad (12)$$

где ε_1^i — относительная деформация i -го слоя ПКМ вдоль волокна; ε_2^i — относительная деформация i -го слоя ПКМ поперек волокна; γ_{12}^i — относительная сдвиговая деформация i -го слоя ПКМ; φ_i — угол укладки i -го слоя ПКМ; σ_1^i — нормальные напряжения i -го слоя ПКМ вдоль волокна; σ_2^i — нормальные напряжения i -го слоя ПКМ поперек волокна; τ_{12}^i — касательные напряжения i -го слоя ПКМ; E_1^i — модуль упругости вдоль волокна i -го слоя ПКМ; E_2^i — модуль упругости поперек волокна i -го слоя ПКМ; G_{12} — модуль сдвига i -го слоя ПКМ; μ_{12}, μ_{21} — прямой и обратный коэффициенты Пуассона соответствующего слоя.

Полученные значения распределения напряжений слоев композитного материала должны удовлетворять критериям прочности с учетом связующего для однонаправленных материалов [12]:

для волокна

$$\left(\frac{\sigma_1^i}{[\sigma_1]} \right)^2 - 1 \leq 0; \quad (13)$$

для связующего

$$\left(\frac{\sigma_2^i}{[\sigma_2]} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}^i}{[\tau_{12}]} \right)^2 - 1 \leq 0, \quad (14)$$

где $\sigma_1, \sigma_2, \tau_{12}$ — напряжения, в реальности возникающие в слоях ПКМ при его нагружении; $[\sigma_{1,2}], [\tau_{12}]$ — пределы прочности моно-слоя ПКМ в осях 1, 2.

Процесс расчета сводится к системе итерационных приближений и продолжается до тех пор, пока два последних приближения вычисления толщин не будут отличаться друг от друга на заданную величину $0,9 \dots 0,95 < 1$, т. е. погрешность будет не более $5 \dots 10$ %. После этого толшины округляются с учетом толщины технологического элементарного слоя.

Апробация методики на примере расчета оробренной подкрепленной композитной панели. Необходимо спроектировать и рассчитать на прочность подкрепленную П-образными стрингерами панель (см. рис. 7), нагруженную погонными сжимающим $N_z = 1$ кН/мм и сдвиговым $N_{zx} = 2$ кН/мм усилиями. Нужно подобрать оптимальные значения толщин несущих слоев обшивки и П-образных стрингеров подкрепленной панели со структурой $[0^\circ/(\pm 45^\circ)/90^\circ]$, определить

напряженное состояние слоев и запас прочности. В качестве материала панели используем углепластик КМУ-7Л в виде ленты со следующими геометрическими и жесткостными параметрами однонаправленного материала [13, 14]:

– характеристики монослоя ПКМ: $E_1 = 120$ ГПа; $E_2 = 10$ МПа; $G_{12} = 3$ ГПа; $\mu_{12} = 0,3$; $\mu_{21} = 0,025$; $[\sigma_1^+] = 1800$ МПа; $[\sigma_2^+] = 180$ МПа; $[\sigma_1^-] = 750$ МПа; $[\sigma_2^-] = 50$ МПа, $[\tau_{12}] = 90$ МПа; толщина монослоя $\delta = 0,14$ мм;

– геометрические размеры панели (см. рис. 7): длина $a = 1$ м; ширина $b = 0,4$ м.

Выполнение проектировочного расчета. В первом приближении с целью определения проектировочных параметров несущих слоев обшивки воспользуемся нитяной моделью (учитываем только E_1), и тогда

$$\bar{B}_{11} = \sum_{i=1}^4 E_1 \bar{h}_i \cos^4 \varphi; \quad \bar{h}_i = \frac{h_i}{h_{\text{общ}}}; \quad h_{\text{общ}} = \sum_{i=1}^4 h_i; \quad D_{pq} = \bar{B}_{pq} h_{\text{общ}}^3 / 12,$$

где $h_{\text{общ}}$ — толщина обшивки панели; \bar{B}_{pq} — коэффициенты матрицы жесткости, вычисленные по нитяной модели; D_{pq} — жесткости композитной обшивки.

В первом приближении принимаем:

$h_1 = 0$, $h_2 = h_3 = 0,5$ мм, $h_4 = 0,5$ мм, тогда $h_{\text{общ}} = 1,5$ мм ($\bar{h}_1 = 0$, $\bar{h}_2 = \bar{h}_3 = 0,5 / 1,5 = 0,33$, $\bar{h}_4 = 0,33$);

$l = 60$ мм — расстояние между стенками П-образного стрингера;

$$\bar{B}_{11} = 0 + 120 \cdot 0,33 \cdot 0,25 + 120 \cdot 0,33 \cdot 0,25 + 0 = 19,8 \text{ ГПа};$$

$$\bar{B}_{22} = 0 + 120 \cdot 0,33 \cdot 0,25 + 120 \cdot 0,33 \cdot 0,25 + 120 \cdot 0,33 \cdot 1,0 = 59,4 \text{ ГПа};$$

$$\bar{B}_{12} = \bar{B}_{33} = 0 + 120 \cdot 0,33 \cdot 0,25 + 120 \cdot 0,33 \cdot 0,25 + 0 = 19,8 \text{ ГПа};$$

$$D_{11} = \bar{B}_{11} \frac{h_{\text{общ}}^3}{12} = \frac{19,8 \cdot 1,5^3}{12} = 5,568 \text{ ГПа} \cdot \text{мм}^3;$$

$$D_{22} = \bar{B}_{22} \frac{h_{\text{общ}}^3}{12} = \frac{59,4 \cdot 1,5^3}{12} = 16,71 \text{ ГПа} \cdot \text{мм}^3;$$

$$D_{12} = D_{33} = \bar{B}_{33} \frac{h_{\text{общ}}^3}{12} = \frac{19,8 \cdot 1,5^3}{12} = 5,568 \text{ ГПа} \cdot \text{мм}^3.$$

Отсюда критические усилия местной потери устойчивости обшивки по сжатию и сдвигу между стенками П-образного стрингера, согласно (2):

$$N_z^{kp} = 2,67 \cdot \frac{3,14^2 \sqrt{5,568 \cdot 16,71}}{60^2} \left(1,73 + \frac{5,568}{\sqrt{5,568 \cdot 16,71}} \right) = 162,74 \text{ Н/мм};$$

$$N_{zx}^{kp} = 3,45 \cdot \frac{3,14^2 \sqrt{5,568 \cdot 16,71}}{60^2} \sqrt{4 + \frac{3 \cdot \sqrt{5,568 \cdot 16,71}}{5,568} + \frac{5,568}{\sqrt{5,568 \cdot 16,71}}} = 284,94 \text{ Н/мм}.$$

Согласно первой формуле в системе (2), имеем

$$\frac{N_z}{N_z^{kp}} + \left(\frac{N_{zx}}{N_{zx}^{kp}} \right)^2 = \frac{1000}{162,74} + \left(\frac{2000}{284,94} \right)^2 = 55,41 > 1,0.$$

В результате можно сделать вывод, что обшивка теряет устойчивость.

Во втором приближении принимаем:

$$h_1 = 0; \quad h_2 = h_3 = 1,0 \text{ мм}; \quad h_4 = 0,5 \text{ мм}, \text{ тогда } h_{\text{общ}} = 2,5 \text{ мм} \quad (\bar{h}_1 = 0; \bar{h}_2 = \bar{h}_3 = 1,0 / 2,5 = 0,4; \bar{h}_4 = 0,5 / 2,5 = 0,2).$$

Расчетные данные для второго приближения следующие:

коэффициенты матрицы жесткости по нитяной модели $\bar{B}_{11} = 24 \text{ ГПа}$; $\bar{B}_{22} = 48 \text{ ГПа}$; $\bar{B}_{12} = \bar{B}_{33} = 24 \text{ ГПа}$; жесткости композитной обшивки $D_{11} = 31,25 \text{ ГПа} \cdot \text{мм}^3$; $D_{22} = 62,5 \text{ ГПа} \cdot \text{мм}^3$; $D_{12} = D_{33} = 31,25 \text{ ГПа} \cdot \text{мм}^3$; критические усилия местной потери устойчивости обшивки по сжатию и сдвигу $N_z^{kp} = 787,6 \text{ Н/мм}$; $N_{zx}^{kp} = 1249 \text{ Н/мм}$.

Тогда

$$\frac{N_z}{N_z^{kp}} + \left(\frac{N_{zs}}{N_{zs}^{kp}} \right)^2 = \frac{1000}{787,6} + \left(\frac{2000}{1249} \right)^2 = 3,83 > 1,0.$$

Следовательно, обшивка теряет устойчивость.

В третьем приближении принимаем $h_1 = 0$; $h_2 = h_3 = 1,5 \text{ мм}$; $h_4 = 0,8 \text{ мм}$; $h_{\text{общ}} = 3,8 \text{ мм}$ ($\bar{h}_1 = 0$; $\bar{h}_2 = \bar{h}_3 = 1,0 / 2,5 = 0,4$; $\bar{h}_4 = 0,5 / 2,5 = 0,2$); $l = 55 \text{ мм}$.

Расчетные данные в третьем приближении:

коэффициенты матрицы жесткости по нитяной модели $\bar{B}_{11} = 24 \text{ ГПа}$; $\bar{B}_{22} = 48 \text{ ГПа}$; $\bar{B}_{12} = \bar{B}_{33} = 24 \text{ ГПа}$; жесткости композитной обшивки $D_{11} = 109,74 \text{ ГПа} \cdot \text{мм}^3$; $D_{22} = 219,48 \text{ ГПа} \cdot \text{мм}^3$; $D_{12} = D_{33} = 109,74 \text{ ГПа} \cdot \text{мм}^3$; критические усилия местной потери устойчивости обшивки по сжатию и сдвигу $N_z^{kp} = 3291 \text{ Н/мм}$; $N_{zx}^{kp} = 5021 \text{ Н/мм}$.

Тогда

$$\frac{N_z}{N_z^{kp}} + \left(\frac{N_{zs}}{N_{zx}^{kp}} \right)^2 = \frac{1000}{3291} + \left(\frac{2000}{5021} \right)^2 = 0,462 < 1,0.$$

Вывод положительный: обшивка не теряет устойчивость.

Принимаем с учетом толщины монослоя ПКМ и технологичности: $\bar{B}_{11} = 24$ ГПа; $\bar{B}_{22} = 48$ ГПа; $\bar{B}_{12} = \bar{B}_{33} = 24$ ГПа; коэффициенты матрицы жесткости с учетом жесткости связующего $B_{11} = 100,8$ ГПа·мм; $B_{22} = 201,6$ ГПа·мм; $B_{12} = B_{33} = 100,8$ ГПа·мм; значения толщины обшивки и ширины подкрепления стрингером $h_{\text{общ}} = 4,2$ мм (30 слоев) и $l = 55$ мм; значения толщин несущих слоев обшивки с разными углами укладки $h_1 = 0$; $h_2 = h_3 = 1,68$ мм (по 12 слоев); $h_4 = 0,84$ мм (6 слоев).

В последнем приближении с учетом размеров панели принимаем следующие геометрические проектировочные параметры сечения стрингера и обобщенные коэффициенты жесткости (табл. 3 и 4): $H = 40$ мм; $d = 0,8H = 32$ мм; $\beta = d + 2H \text{tg} 5^\circ = 36$ мм; $l = 55$ мм; $b_1 = 10$ мм.

Таблица 3

Геометрические параметры сечения стрингера, мм (см. рис. 8)

Номер стенки	h_1	h_2	h_3	h_4	h
1	0	0,4	0,4	0,4	1,2
2	2,0	0,4	0,4	0	2,8
3	0,8	0,6	0,6	0,4	2,4
4	0,4	0,4	0,4	0	2,8

Таблица 4

Полученные обобщенные коэффициенты жесткости

Номер стенки	По нитяной модели, ГПа			С учетом жесткости связующего, ГПа·мм		
	\bar{B}_{11}	\bar{B}_{22}	$\bar{B}_{12} = \bar{B}_{33}$	B_{11}	B_{22}	$B_{12} = B_{33}$
1	19,8	59,4	19,8	23,76	71,28	23,76
2	93,6	8,4	8,4	262,08	23,52	23,52
3	54,6	34,2	15	131,04	82,08	36
4	93,6	8,4	8,4	262,08	23,52	23,52

Согласно (5)–(7) находим

$$\delta_0 = \frac{0,5 \cdot 19,8 \cdot 40^2 + 93,6 \cdot 32 \cdot 40}{2 \cdot 19,8 \cdot 40 + 93,6 \cdot 32 + 54,6 \cdot 36 + 93,6 \cdot 2 \cdot 10} = 16,11 \text{ мм};$$

$$D_{22} = \frac{23,52 \cdot 32 \cdot 40^2 + 219,488(55 - 32)}{55} = 21987 \text{ ГПа} \cdot \text{мм}^3.$$

В результате расчета получены следующие значения промежуточной жесткости: $d_1 = 141\,101 \text{ ГПа} \cdot \text{мм}^4$; $d_2 = 4\,786\,479 \text{ ГПа} \cdot \text{мм}^4$; $d_3 = 1\,223\,953 \text{ ГПа} \cdot \text{мм}^4$; $d_4 = 1\,292\,345 \text{ ГПа} \cdot \text{мм}^4$.

С учетом того, что в практических расчетах поток касательных сил в обшивке в 2 раза больше потока по контуру профиля стрингера:

$$D_{11} = \frac{d_1 + d_2 + d_3 + d_4}{l} = \frac{7\,443\,879}{55} = 135\,343 \text{ ГПа} \cdot \text{мм}^3;$$

$$D_{12} = D_{33} = 0,5 D_{33}^{\text{общ}} + D_{33}^{\text{общ}} = 0,5 \cdot 109,74 + 109,74 = 164,61 \text{ ГПа} \cdot \text{мм}^3.$$

Данные расчета усилий $N_z^{(i)}$ в стенках стрингера с учетом перераспределения материала приведены в табл. 5.

Таблица 5

Усилия сжатия $N_z^{(i)}$ и сдвига $N_{zx}^{(i)}$ в стенках стрингера с учетом перераспределения материала

Номер стенки	Усилия в стенках стрингера, Н/мм		Критические усилия местной потери устойчивости, Н/мм		Условие не потери устойчивости
	N_z	N_{zx}	N_z^{kp}	N_{zx}^{kp}	$\frac{N_z}{N_z^{kp}} + \left(\frac{N_{zx}}{N_{zx}^{kp}}\right)^2 \leq 1$
1	235,7	2000	2489	58625	0,095
2	2600	2000	2489	58625	1,045*
3	1300	2000	2489	58625	0,523
4	2600	2000	2489	58625	1,045*

* Допускается в пределах 5 %.

Критические усилия местной потери устойчивости П-образного стрингера при сжатии и сдвиге, когда его длина $b = 1 \text{ м}$, согласно (2):

$$N_z^{kp} = 2,67 \cdot \frac{3,14^2 \sqrt{135\,343 \cdot 21\,987}}{1000^2} \left(1,73 + \frac{164,61}{\sqrt{135\,343 \cdot 21\,987}} \right) = 2489 \text{ Н/мм};$$

$$N_{zx}^{kp} = 3,45 \cdot \frac{3,14^2 \sqrt{135\,343 \cdot 21\,987}}{1000^2} \sqrt{4 + \frac{3 \cdot \sqrt{135\,343 \cdot 21\,987}}{164,61} + \frac{164,61}{\sqrt{135\,343 \cdot 21\,987}}} = 58\,625 \text{ Н/мм.}$$

Значения критических усилий общей потери устойчивости стрингерной панели, когда $m = 1,85$ (при $a = 1$ м, $b = 0,4$ м), согласно (9):

$$N_{zx}^{kp} = \frac{3,14^2 \sqrt{135\,343 \cdot 21\,987}}{400^2} \times \left[\sqrt{\frac{135\,343}{21\,987} \left(\frac{1,85 \cdot 400}{1000} \right)^2} + \frac{2 \cdot 164,61}{\sqrt{135\,343 \cdot 21\,987}} + \sqrt{\frac{21\,987}{135\,343} \left(\frac{1000}{1,85 \cdot 400} \right)^2} \right] = 2248 \text{ Н/мм.}$$

$$\text{Запас по общей потери устойчивости } \eta = \frac{N_{zx}^{kp}}{N_{zx}} = \frac{2\,248}{2\,000} = 1,124.$$

Вывод: местной и общей потери устойчивости стрингерной панели не наблюдается.

При *поверочном расчете* вычисляем деформации в панели с учетом знака типа нагрузки:

$$\varepsilon_z = \frac{N_z}{B_{11}} = \frac{-1000}{100,8 \cdot 10^3} = -0,009; \quad \gamma_{zx} = \frac{N_{zx}}{B_{33}} = \frac{2000}{100,8 \cdot 10^3} = 0,019.$$

Согласно (11), далее определяем максимальные относительные деформации в слоях композита, их полученные значения приведены в табл. 6.

Таблица 6

Значения максимальных относительных деформаций в слоях композита

Параметр	Угол укладки слоя Φ , град			
	0	+45	-45	90
Относительная деформация вдоль волокна ε_1	-0,009	0,005	0,005	0
Относительная деформация поперек волокна ε_2	0	-0,014	0,014	-0,009
Относительная сдвиговая деформация γ_{12}	0,019	-0,009	-0,009	-0,019

Отсюда следует, что

$$\varepsilon_1^{\max} = -0,009; \quad \varepsilon_2^{\max} = 0,014; \quad \gamma_{12}^{\max} = 0,019.$$

Определяем максимальные напряжения в слоях композита, где
 $\bar{E}_1 = \frac{120}{1-0,3 \cdot 0,025} = 120,9 \text{ ГПа}; \quad \bar{E}_2 = \frac{10}{1-0,3 \cdot 0,025} = 10,07 \text{ ГПа},$ со-
 гласно (12):

$$\sigma_1 = 120,9 \cdot 10^3 (-0,009 + 0,3 \cdot 0,014) = -580 \text{ МПа};$$

$$\sigma_2 = 10,07 \cdot 10^3 (0,014 + 0,025 \cdot (-0,009)) = 138 \text{ МПа};$$

$$\tau_{12} = 3,0 \cdot 10^3 \cdot 0,019 = 57 \text{ МПа}.$$

Полученные значения напряжений слоев композита проверяем по критериям прочности с учетом связующего соответственно по формулам (13), (14):

$$\frac{(-580)^2}{(750)^2} = 0,598 < 1, \quad \left(\frac{138}{180}\right)^2 + \left(\frac{57}{90}\right)^2 = 0,988 < 1.$$

Отсюда можно сделать вывод, что прочность слоев композита оребренной панели соблюдается.

Заключение. Приведенная методика выбора рациональных параметров и расчета на прочность подкрепленных оребренных панелей из ПКМ позволяет создавать надежные и прочные каркасные конструкции. Анализ показывает, что применение таких конструкций имеет большие перспективы в аэрокосмической технике. Были рассмотрены принципы и допущения, а также даны рекомендации при проектировании оребренных панелей с учетом особенностей свойств композитов и специфики их работы. Проведена апробация методики в виде расчета углепластиковой панели с П-образными стрингерами длиной 1 м и шириной 0,4 м, нагруженной погонными сжимающим и сдвиговым усилиями. Полученные результаты расчетов хорошо согласуются с результатами расчетов в Maple [9, 10] и программах конечно-элементного анализа типа ANSYS [3, 4]. Можно сделать вывод, что разработанную методику расчета на прочность подкрепленных оребренных панелей из ПКМ целесообразно применять на этапе первоначального проектирования.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Башаров Е.А., Вагин А.Ю. Анализ применения композиционных материалов в конструкции планеров вертолетов. *Труды МАИ*, 2017, № 92, с. 1–33. URL: <https://mai.ru/publications/index.php?ID=77071.pdf> (дата обращения 10.04.2023).
- [2] Башаров Е.А., Еркков А.П. Метод расчета многослойного пакета из полимерного композиционного материала с учетом выбора критерия прочности. *Общероссийский научно-технический журнал «Полет»*, 2018, № 6, с. 39–53. URL: http://www.ros-polet.ru/files/archiv/pl1618_web.pdf (дата обращения 10.04.2023).

- [3] Башаров Е.А. Оценка статической прочности образцов из полимерных композиционных материалов в расчетных программах MS.Excel и ANSYS с учетом выбора критерия прочности. *Общероссийский научно-технический журнал «Полет»*, 2021, № 12, с. 31–38.
URL: http://www.ros-polet.ru/files/archiv/pl1221_web.pdf (дата обращения 10.04.2023).
- [4] Башаров Е.А. Сравнительный анализ результатов расчета образцов из ПКМ в расчетной программе MS.Excel и ANSYS с учетом выбора критерия прочности с результатами их статических испытаний. *Общероссийский научно-технический журнал «Полет»*, 2022, № 6, с. 3–12.
URL: http://www.ros-polet.ru/files/archiv/pl1221_web.pdf (дата обращения: 10.04.2023).
- [5] Васильев В.В. *Механика конструкций из композиционных материалов*. Москва, Машиностроение, 1988, 272 с.
- [6] Грищенко С.В., Попов Ю.И. Разработка макромодели слоистого композита для анализа напряженно-деформированного состояния нерегулярных зон типовых конструкций планера самолета. *Труды МАИ*, 2013, № 65, с. 1–15. URL: <https://mai.ru/upload/iblock/168/1685505fa649aec9868e56c34cbf9e13.pdf> (дата обращения: 10.04.2023).
- [7] Дудченко А.А., Елпатьевский А.Н. Прочность композитных подкрепленных панелей, нагруженных в своей плоскости. *Механика композитных материалов*, 1993, т. 29, № 1, с. 84–92.
- [8] Дудченко А.А. *Оптимальное проектирование элементов авиационных конструкций из композиционных материалов*. Москва, Изд-во МАИ, 2002, 84 с.
- [9] Дудченко А.А., Шумова Н.П. *Строительная механика плоских подкрепленных композитных панелей*. Москва, Изд-во МАИ, 2006, 72 с.
- [10] Дудченко А.А. *Прочность и проектирование элементов авиационных конструкций из ПКМ*. Москва, Изд-во МАИ, 2007, 200 с.
- [11] Кузьмин М.А., Лебедев Д.Л., Попов Б.Г. *Строительная механика и расчеты композитных конструкций на прочность*. Москва, ИКЦ «Академкнига», 2008, 191 с.
- [12] Васильев В.В., Добряков А.А., Дудченко А.А. и др. *Основы проектирования и изготовления конструкций летательных аппаратов из композиционных материалов*. Москва, Изд-во МАИ, 1985, 218 с.
- [13] Халиулин В.И., Константинов Д.Ю., Данилов Я.С. Исследование процесса изготовления композитных конструкций интегрального типа с помощью трансформируемой оснастки. *Вестник КГТУ им. А.Н. Туполева*, 2012, № 4, вып. 2, с. 115–132. URL: https://old.kai.ru/vestnik/4-2_12.shtml (дата обращения: 10.04.2023).
- [14] Халиулин В.И., Константинов Д.Ю., Батраков В.В. Исследование возможностей формования композитных панелей с интегральным каркасом. *Материалы докладов Международного симпозиума «Самолётостроение России. Проблемы и перспективы», 2–5 июля 2012 г., г. Самара*. Самара, Изд-во Самарского государственного аэрокосмического ун-та, 2012, с. 227–229.

Статья поступила в редакцию 24.04.2023

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Башаров Е.А. Расчет и применение в аэрокосмических конструкциях плоских оребренных панелей из полимерных композиционных материалов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2023, вып. 5.

<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-5-2272>

Башаров Евгений Анатольевич — канд. техн. наук, доцент кафедры 102 «Проектирование вертолетов» Московского авиационного института (национального исследовательского университета). Основные научные интересы — в области проектирования конструкций вертолетов из полимерных композиционных материалов (ПКМ). Автор более 20 научных работ и статей. e-mail: e.basharov@yandex.ru.

Calculation and application in aerospace structures of flat ribbed panels made of polymer composite materials

© E.A. Basharov

Moscow Aviation Institute (National Research University),
Moscow, 125993, Russia

The work is aimed at developing and testing of the simplified calculation method with optimization using the equal strength criterion in layers, and analyzing the prospects of introduction of the ribbed reinforced panels made of polymer composite materials in the aerospace structures. The paper considers the main design cases of loading the ribbed panels at the initial stage. Calculation expressions are used in the constraints of the designed structures. The method was approbated on the example of calculation of a ribbed panel made of the KMU-7L type carbon fiber. The results obtained show satisfying accuracy in determining stiffness and strength of ribbed composite panels, taking into account the binder, being sufficient for the engineering calculations.

Keywords: polymer composite material, reinforced ribbed panel, strength criterion, strength calculation

REFERENCES

- [1] Basharov E.A., Vagin A.Y. Analiz primeneniya kompozitsionnykh materialov v konstruksii planerov vertoletov [Analysis of Polymeric Composite Materials application for helicopter airframe design]. *Trudy MAI*, no. 92, 2017, pp. 1–33. Available at: <https://mai.ru/publications/index.php?ID=77071.pdf> (accessed April 10, 2023).
- [2] Basharov E.A., Yerkov A.P. Metod rascheta mnogosloynnogo paketa iz polimernogo kompozitsionnogo materiala s uchetom vybora kriteriya prochnosti [The method of calculation for multilayer package of composite with given choice of strength criterion]. *Obscherossiyskiy nauchno-tekhnicheskiy zhurnal "Polyot" — All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, 2018, no. 6, pp. 39–53. Available at: http://www.ros-polet.ru/files/archiv/pl1618_web.pdf (accessed April 10, 2023).
- [3] Basharov E.A. Otsenka staticheskoy prochnosti obratstov iz polimernykh kompozitsionnykh materialov v raschetnykh programmakh MS.Excel i ANSYS s uchetom vybora kriteriya prochnosti [Static strength assessment samples from polymeric composite materials in the MS.Excel and ANSYS calculation programs accounting for selection of the strength criterion]. *Obscherossiyskiy nauchno-tekhnicheskiy zhurnal "Polyot" — All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, 2021, no. 12, pp. 31–38. Available at: http://www.ros-polet.ru/files/archiv/pl1221_web.pdf (accessed April 10, 2023).
- [4] Basharov E.A. Sravnitelnyi analiz rezultatov rascheta obratstov iz PKM v raschetnoy programme MS.Excel i ANSYS s uchetom vybora kriteriya prochnosti s rezultatami ikh staticheskikh ispytaniy [Comparative analysis of the calculation result of samples from PCM in the MS.Excel and ANSYS calculation programs accounting for selection of the strength criterion with results of their static testing]. *Obscherossiyskiy nauchno-tekhnicheskiy zhurnal "Polyot" — All-Russian Scientific-Technical Journal "Polyot" ("Flight")*, 2022, no. 6, pp. 3–12. Available at: <http://www.ros-polet.ru/files/archiv/pl1221web.pdf> (accessed April 10, 2023).

-
- [5] Vasiliev V.V. *Mekhanika konstruksiy iz kompozitsionnykh materialov* [Mechanics of structures made of composite materials]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1988, 272 p.
- [6] Grishchenko S.V., Popov Yu.I. Razrabotka makromodeli sloistogo kompozita dlya analiza napryazhenno-deformirovannogo sostoyaniya neregulyarnykh zon tipovykh konstruksiy planera samoleta [The development of a composite laminate macromodel for the analysis of stress-strain behavior in irregular zones of typical airframe]. *Trudy MAI*, 2013, no. 65, pp. 1–15. Available at: <https://mai.ru/upload/iblock/168/1685505fa649aec9868e56c34cbf9e13.pdf> (accessed April 10, 2023).
- [7] Dudchenko A.A., Elpatyevsky A.N. Prochnost kompozitnykh podkreplennykh paneley, nagruzhennykh v svoey ploskosti [Strength for reinforced composite panels loaded in their plane]. *Mekhanika kompozitnykh materialov — Mechanics of Composite Materials*, 1993, vol. 29, no. 1, pp. 84–92.
- [8] Dudchenko A.A. *Optimalnoe proektirovanie aviatsionnykh konstruksiy iz kompozitsionnykh materialov* [Optimal design of elements of aircraft structures made of composite materials]. Moscow, Izd-vo MAI Publ., 2002, 84 p.
- [9] Dudchenko A.A., Shumova N.P. *Stroitel'naya mekhanika ploskikh podkreplennykh kompozitsionnykh paneley* [Construction mechanics of flat reinforced composite panels]. Moscow, MAI Publ., 2006, 72 p.
- [10] Dudchenko A.A. *Prochnost i proektirovanie elementov aviatsionnykh konstruksiy iz PKM* [Strength and design of elements of aircraft structures from PCM]. Moscow, MAI Publ., 2007, 200 p.
- [11] Kuzmin M.A., Lebedev D.L., Popov B.G. *Stroitel'naya mekhanika i raschety kompozitnykh konstruksiy na prochnost* [Construction mechanics and calculations of composite structures for strength]. Moscow, IKTs Akademkniga Publ., 2008, 191 p.
- [12] Vasiliev V.V., Dobryakov A.A., Dudchenko A.A., et al. *Osnovy proektirovaniya i izgotovleniya konstruksiy letatelnykh apparatov iz kompozitsionnykh materialov* [Fundamentals of designing and manufacturing aircraft structures from composite materials]. Moscow, MAI Publ., 1985, 218 p.
- [13] Khaliulin V.I., Konstantinov D.Yu., Danilov Ya.S. Issledovanie protsessa izgotovleniya kompozitnykh konstruksiy integralnogo tipa s pomoschyu transformiruemykh osnastki [Study of the production process of manufacturing the integral type composite structures using the transformable rigging]. *Vestnik of KGTU im. A.N. Tupoleva — Herald of the Kazan National Research Technical University named after A. N. Tupolev*, 2012, no. 4, iss. 2, pp. 115–132. Available at: https://old.kai.ru/vestnik/4-2_12.shtml (accessed April 10, 2023).
- [14] Khaliulin V.I., Konstantinov D.Yu., Batrakov V.V. Issledovanie vozmozhnostey formirovaniya kompozitnykh paneley s integralnym karkasom [Studying the possibility to form composite panels with an integral framework]. *Materialy dokladov Mezhdunarodnogo simpoziuma "Samoletostroenie v Rossii. Problemy i perspektivy"*, 2–5 iyulya 2012 g., Samara [Materials of the reports of the International symposium "Aircraft production in Russia. Problems and prospects", July 2–5, 2012, Samara]. Samara, Samara State Aerospace University Publ., 2012, pp. 227–229.

Basharov E.A., Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Department 102, Helicopter Design, Moscow Aviation Institute (National Research University). Main scientific interests: design of helicopter structures made of polymer composite materials (PCM); author of more than 20 scientific papers and articles. e-mail: e.basharov@yandex.ru