

УДК 629.7.02

Я.С. Карпов*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ»***РЕЗУЛЬТАТЫ РЕШЕНИЯ НЕКОТОРЫХ ФУНДАМЕНТАЛЬНЫХ
ЗАДАЧ КОНСТРУИРОВАНИЯ И ПРОЕКТИРОВАНИЯ ИЗДЕЛИЙ
ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ**

Приведены результаты научных исследований в области разработки конструктивно-технологических решений соединений деталей из композиционных материалов (КМ), оптимизации структуры КМ панелей обшивки, оценки пределов применимости различных способов удовлетворения критериев прочности, проектирования поперечного сечения многолонжеронного крыла, выбора рациональных конструктивных схем дискретно-опертых агрегатов, технологической механики панелей из КМ. На основе научного анализа полученных теоретических и экспериментальных результатов сформулированы практические рекомендации по повышению качества авиаконструкций из КМ.

композиционные материалы, авиаконструкции, критерии прочности**Введение**

По инициативе и при поддержке О.К. Антонова в 60-х годах прошлого столетия в ХАИ впервые в Украине начались систематические исследования по внедрению композиционных материалов в конструкциях самолетов, о чем свидетельствует изготовление и испытание на прочность первых в СССР фюзеляжа самолета АН-2М и его закрылков из стеклопластиков [1]. В последующие годы это направление стало доминирующим в комплексе научно-исследовательских работ почти всех конструкторских бюро авиакосмической отрасли, а также многих ВУЗов и научных учреждений. По мере расширения областей использования КМ и углубления исследований появлялись и выкристаллизовывались новые научные и технические проблемы, которые не были свойственны металлическим конструкциям. Значительный вклад в решение многих из них, особенно после организации отраслевой научно-исследовательской лаборатории компози-

ционных материалов внесли преподаватели, сотрудники и студенты ХАИ в рамках хоздоговоров с АНТК «Антонов», ЦАГИ, Обнинским НПО «Технология» и др. Не вдаваясь в подробный анализ предпосылок и течения научных работ, остановимся на некоторых наиболее существенных результатах.

1. Соединения деталей и агрегатов из КМ

На основе тщательного анализа специфических свойств КМ и технологических процессов их переработки в изделия, а также условий передачи и восприятия нагрузок элементами соединений были сформулированы принципы конструирования металлокомпозитных гетерогенных структур (МКГС) для соединительных законцовок деталей и агрегатов [2 – 6]. Принципиальное отличие синтезированных новых конструктивно-технологических решений (КТР) от традиционных способов соединений состоит в применении крепежных микроэлементов (с размерами, близкими к диаметру арматуры КМ), заформовываемых в КМ при изготовлении деталей. Это позволило реализовать эффективный переход от полимерного КМ к металлическим фитингам, для соединения которых накоплен достаточный опыт (рис. 1.1).

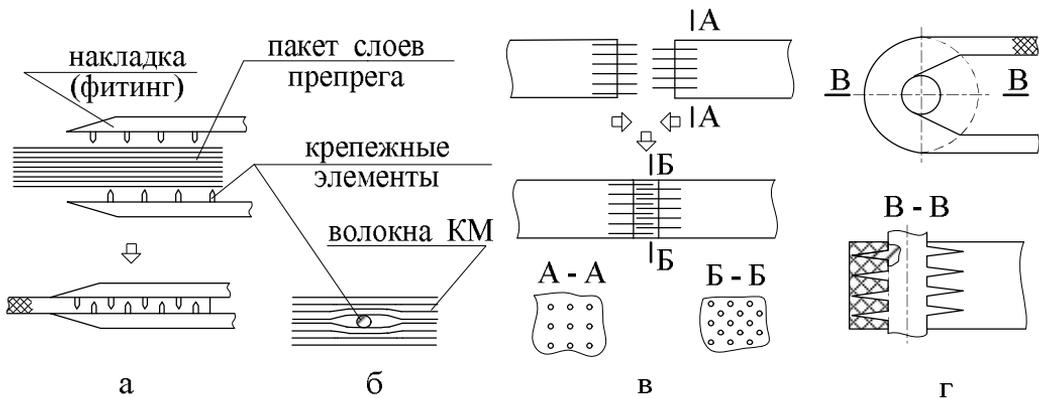


Рис. 1.1. Варианты новых КТР:

а – МКГС с элементами поперечной связи; б – деформация волокон КМ в окрестности крепежного элемента; в – МКГС с элементами продольной связи; г – модифицированное полупетлевое соединение

Для расчета напряженно-деформированного состояния (НДС) соединений с крепежными микроэлементами продольной и поперечной связи разработан метод физической дискретизации [7, 8], заключающийся в разбиении тела на продольные стержни, воспринимающие осевые усилия, и дискретные связи между ними, обеспечивающие совместную работу стержней (для соединений, нагруженных касательными усилиями, тело разбивается на плоские пластины и сдвиговые связи).

Из уравнений совместности деформаций и равновесия элементов дискретной модели получена разрешающая система линейных алгебраических уравнений для определения усилий в деталях и комбинированном соединительном слое, формируемом на основе гипотезы Фолькерсена [7 – 10]. Сравнение результатов, полученных по разработанной методике, с более точными расчетными схемами показало, что величины максимальных напряжений в клеевом слое отличаются на 10 ... 20%. Это позволило построить на базе метода физической дискретизации работоспособные алгоритмы расчета на прочность и проектирования соединений с переменными геометрическими и жесткостными параметрами деталей и комбинированного соединительного слоя, в том числе с дефектами типа непроклея и разрыва волокон КМ.

Внедрение крепежных элементов в препрег (см. рис. 1.1, б) приводит к деформации армирующего материала и, следовательно, к изменению физико-механические характеристики (ФМХ) КМ в окрестности включения. В связи с этим предложена модель взаимодействия штифтов с волокнистым КМ, на основании которой выведены формулы для определения местных значений угла армирования и объемного содержания волокон, изменившихся упругих констант и пределов прочности произвольно ориентированного монослоя КМ, а также осредненных свойств представительного объема КМ, например, между рядами крепежных элементов. Параметрические исследования зависимости деформативных свойств КМ от расположения штифтов и их размеров свидетельствуют о том, что этот фактор следует учитывать, так как, например, модуль упругости может уменьшаться на 10 ... 60%, а это приводит к существенному перераспределению напряжений по длине соединения [11, 12]. Для соединений с элементами продольной связи (рис. 1.1, в) предложена методика определения

их рациональных параметров, по которой были спроектированы образцы из однонаправленного углепластика с площадью поперечного сечения 34 и 400 мм². На рис. 1.2 сплошной линией показана прогнозируемая прочность соединения, а точками – экспериментальные данные [6].

Несущая способность соединений с элементами поперечной связи (см. рис. 1.1, а) и продольной связи (см. рис. 1.1, в) в условиях сложного нагружения была исследована на модели панели крыла, из которой под различными углами вырезались образцы (рис. 1.3). В овалах показаны коэффициенты работоспособности соединения с продольными крепежными микроэлементами из стальной проволоки диаметром 0,25 мм, а в прямоугольниках – соединения с пирамидальными фрезерованными штифтами с основанием 1,5 × 1,5 мм и высотой 3 мм. В скобках приведены коэффициенты вариации прочности соединения. При продольной намотке модифицированного полупетлевого фитинга (рис. 1.1, г)

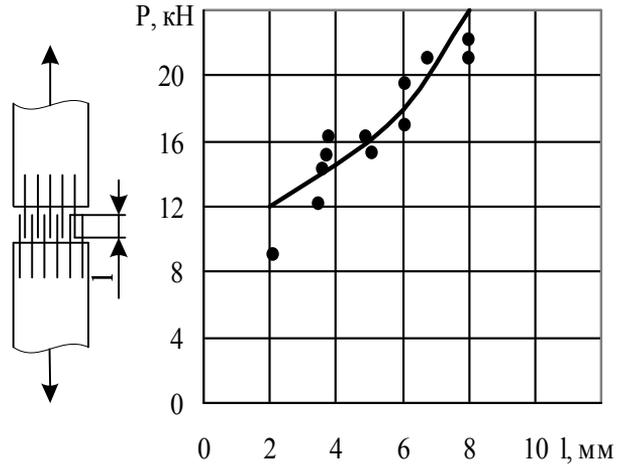


Рис. 1.2. Прочность соединений

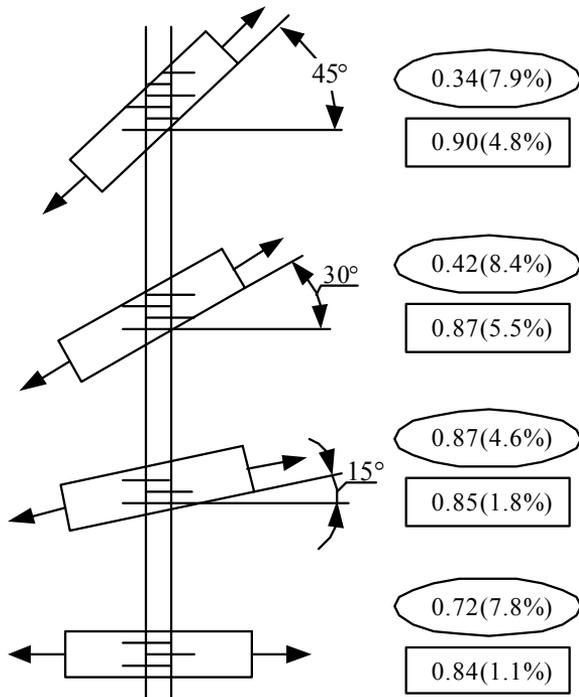


Рис. 1.3. К определению несущей способности

на сердечник, снабженный ребрами или штифтами, последовательно и с некоторым усилием натяжения укладываются слои ленты или жгута. Это приводит к ослаблению усилия натяжения предыдущих слоев и появлению напряжений надавливания. В связи с этим разработана модель, позволяющая описать методику управления параметрами технологического процесса с целью снижения остаточных напряжений. Эффективным способом регулирования уровня внутренних напряжений является ступенчатое изменение межцентрового расстояния при формировании заготовки [13, 14]. Разработаны устройства и методы экспериментального определения трансверсального модуля упругости препрега, а также скорости релаксации усилий и деформаций пакета для различных параметров технологического процесса. Испытания образцов модифицированного полупетлевого фитинга (см. рис. 1.1, г) на растяжение и сжатие подтвердили эффективность этого КТР (коэффициенты работоспособности – 0,8 ... 0,92) [2].

Ввиду специфических особенностей формирования соединения с трансверсальными крепежными микроэлементами (рис. 1.1, а), а также из-за отсутствия нормативных документов разработаны методики, способы и устройства для экспериментального определения следующих параметров:

- коэффициентов податливости элементов соединительного слоя (клея, штифтов, их комбинаций);
- прочности КМ на смятие цилиндрическими и пирамидальными крепежными элементами в зависимости от структуры КМ и способов установки штифтов (вформовка, запрессовка в просверленные отверстия);
- степени снижения прочности КМ в зоне установки крепежных элементов путем внедрения в препрег (без разрушения волокон) и установки в просверленные отверстия (с удалением части волокон).

Изучение зависимости прочности КМ на смятие цилиндрическими стальными штифтами от структуры КМ и направления действия силы проводилось на 12, 18 и 24-слойных дисках-пластинах из КМУ-4э с варьируемым количеством слоев с армированием 0° и $\pm 45^\circ$. По результатам испытаний построены диаграммы анизотропии прочности на смятие для 12 типов структуры КМ, диаметров штифтов 0,8; 1,0; 1,6; 2,0 и 3,0 мм и

для двух способов установки – внедрение в пакет слоев препрега и запрессовка в просверленные отверстия после формования пластин [6].

Анализ экспериментальных данных позволил сформулировать следующие выводы [15]:

- между прочностью на смятие и прочностью на растяжение (сжатие) не существует взаимосвязи по типу имеющейся для металлов;
- степень анизотропии прочности на смятие тем больше, чем ближе КМ к однонаправленному. Среднее значение $\sigma_{см}$ по всем направлениям имеет коэффициент вариации не более 20%, что позволяет не учитывать анизотропию $\sigma_{см}$ на этапе проектирования соединений;
- влияние последовательности укладки слоев незначительно;
- прочность на смятие углепластика со структурой $[0,90^\circ]$ меньше, чем у стеклопластика и органопластика на основе тканей (соответственно 511, 759 и 744 МПа для диаметра штифтов 2,0 мм);
- с увеличением диаметра крепежных элементов прочность на смятие снижается, причем до диаметра 2,0 мм внедрение штифтов в препрег обеспечивает более высокие значения, а при больших диаметрах эффективнее запрессовка в отверстия.

Аналогичные исследования для пирамидальных крепежных элементов с квадратным и ромбовидным основанием, заформовываемых в КМ, показали, что несущая способность на смятие на 20 ... 30% меньше, чем у цилиндрических штифтов.

Для оценки степени снижения прочности КМ в зоне установки штифтов проведены испытания стандартных полосок длиной 200 и шириной 20 мм с внедренными и запрессованными цилиндрическими и пирамидальными элементами. Анализ результатов позволил констатировать следующее (табл. 1.1) [6]:

- при диаметрах до 1,0 мм практически не наблюдается снижение предела прочности углепластика любой структуры при внедрении штифтов;
- при расстоянии между рядами более трех характерных размеров крепежного элемента отсутствует их взаимное влияние;
- пирамидальные крепежные элементы приводят к большему снижению прочности, чем цилиндрические.

Таблица 1.1

Снижение прочности углепластика для внедренных штифтов

Способ установки штифта	Диаметр штифта, мм											
	0,8			1,0			1,5			2,0		
	Количество штифтов в одном ряду											
	3	4	5	3	4	5	2	3	4	1	2	3
	Коэффициент реализации прочности КМ, %											
Внедрение	96	88	95	83	79	78	88	83	63	83	78	69
Сверление	–	–	–	72	58	38	56	44	31	60	48	33

Экспериментальное исследование податливости соединительного слоя (клей, штифты, их комбинация) для ряда структур КМ, диаметров и размеров штифтов, а также технологических способов реализации соединения показало, что для углепластиков типа КМУ-4э производство податливости штифта на площадь его поперечного сечения является константой. Это позволило обосновать возможность применения зависимостей теории трансверсального армирования КМ для расчета податливости [16].

Экспериментальная оценка несущей способности соединения с элементами трансверсальной связи проводилась на многочисленных образцах и фрагментах конструкций (рис. 1. 4). Результаты свидетельствуют о высокой эффективности и перспективности этого КТР.

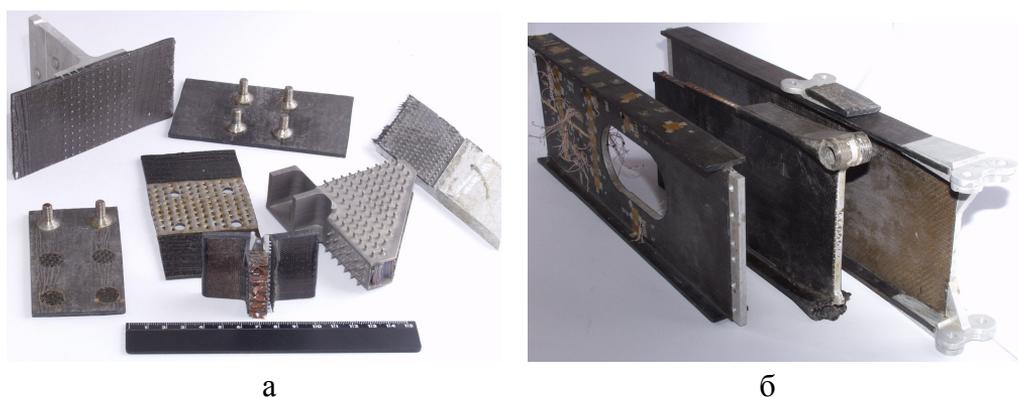


Рис. 1.4. Образцы соединений с элементами трансверсальной связи

2. Оптимизация структуры слоистого КМ

Оптимизация структуры волокнистого слоистого КМ при ограничениях различного типа (прочность, устойчивость, изгибная жесткость и др.) относится к классу фундаментальных задач проектирования конструкций из КМ. Несмотря на многочисленные исследования по этой проблеме, задача оптимального армирования решена для некоторых специфических (конструктивных) критериев проектирования и случаев нагружения для определенного класса деталей и агрегатов (баллоны давления, стержни, диски). Например, не представляет трудностей определение оптимального угла армирования и толщины КМ со структурой $[\pm\varphi]$ для любых критериев проектирования (минимум массы или прогиба панели, максимум критической силы и т.п.) при произвольном характере нагружения как в плоскости, так и в поперечном направлении. Но нет оснований утверждать, что не существует другой структуры, например, $[\pm\varphi_1, \pm\varphi_2]$, которая удовлетворяла бы поставленным ограничениям при меньшей массе.

Рассмотрим пластину с размерами $a \times b$, нагруженную погонными усилиями N_x, N_y, q_{xy} в плоскости и поперечным давлением p (рис. 2.1) [17 – 20].

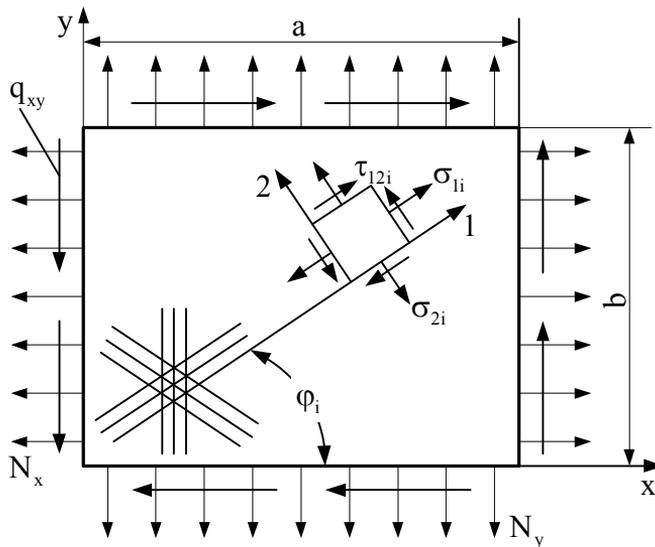


Рис. 2.1. К постановке задачи проектирования структуры КМ

Будем считать, что КМ пластины является ортотропным в осях x , y и состоит из произвольного количества слоев одного препрега. В качестве целевой функции и критерия проектирования примем

$$\bar{G} = G / ab = \sum_{i=1}^n \delta_i \rho_i \longrightarrow \min, \quad i = 1 \dots n, \quad (2.1)$$

где σ_i , ρ_i – толщина слоя с углом армирования ϕ_i и плотность материала этого слоя.

Ограничениями на параметры структуры являются:

– условие прочности слоев в виде критерия Мизеса-Хилла

$$\frac{\sigma_{1i}^2}{F_{1i}^2} - \frac{\sigma_{1i}\sigma_{2i}}{F_{1i}F_{2i}} + \frac{\sigma_{2i}^2}{F_{2i}^2} + \frac{\tau_{12i}^2}{F_{12i}^2} \leq 1, \quad (2.2)$$

где σ_{1i} , σ_{2i} , τ_{12i} – напряжения в слоях (см. рис. 2.1); F_{1i} , F_{2i} , F_{12i} – пределы прочности материала по осям 1, 2 и на сдвиг соответственно;

– обеспечение устойчивости панели под действием усилий в плоскости.

Примем критерий устойчивости в виде

$$-\frac{N_x}{N_{xкр}} - \frac{N_y}{N_{yкр}} + \frac{q_{xy}^2}{q_{xукр}^2} \leq 1, \quad (2.3)$$

где $N_{xкр}$, $N_{yкр}$, $q_{xукр}$ – величины критических усилий при их изолированном действии на пластину;

– ограничение на максимальный прогиб панели (характерное ограничение для обшивки крыла), которое в случае равномерно распределенного по поверхности давления можно представить в виде [21]

$$w = \frac{\pi^2 \sqrt{D_1 D_2}}{a \cdot b} p K_w \leq w_0, \quad (2.4)$$

где K_w – коэффициент опирания; D_1 , D_2 – цилиндрические жесткости по осям x и y соответственно, вычисляемые по известным формулам [21]; w_0 – регламентируемый прогиб панели.

Сформулированная задача характеризуется следующими особенностями:

– неизвестно количество искомых параметров, так как число n является проектной величиной;

- ограничения (2.2), (2.3), (2.4) имеют вид неравенств, что не позволяет использовать классический аппарат вариационного исчисления;
- толщины слоев δ_i и пакета в целом δ_Σ являются дискретно изменяющимися величинами, кратными толщине полуфабриката;
- неизвестен порядок расположения слоев по толщине пакета.

Рассмотрим решение задачи оптимизации структуры КМ, удовлетворяющей только условиям прочности (2.2). Будем считать, что пакет состоит из бесконечного количества ($n \rightarrow \infty$) слоев одного материала, охватывающих весь возможный интервал углов армирования $\varphi \in [-\pi/2, \pi/2]$. Это позволяет считать жесткости пакета константами по φ . Тогда критерий (2.2) может быть записан в виде функции от угла армирования и физико-механических характеристик монослоя КМ [18 – 20]

$$\begin{aligned} \Phi_{np}(\varphi) = \cos^4 \varphi \left[\varepsilon_x^2 d_1 + \varepsilon_y^2 d_2 + \varepsilon_x \varepsilon_y d_4 \right] + \sin^4 \varphi \left[\varepsilon_x^2 d_2 + \varepsilon_y^2 d_1 + \varepsilon_x \varepsilon_y d_4 \right] + \\ + \sin^2 \varphi \cos^2 \varphi \left[(4d_3 + d_4)(\varepsilon_x^2 + \varepsilon_y^2) + \right. \\ \left. + 2\varepsilon_x \varepsilon_y (d_1 + d_2 - 4d_3) + \gamma_{xy}^2 (d_1 + d_2 - 4d_3 - d_4) \right] \pm \end{aligned} \quad (2.5)$$

$$\pm \gamma_{xy} \sin \varphi \cos \varphi \left[(\varepsilon_x + \varepsilon_y)(d_1 - d_2) + \cos 2\varphi (\varepsilon_x - \varepsilon_y)(d_1 + d_2 - 4d_3 - d_4) \right] - 1 \leq 0.$$

где ε_x , ε_y , γ_{xy} – деформации пакета в осях x , y , определяемые по известным зависимостям [21];

$$\begin{aligned} d_1 = \bar{E}_1^2 \left(\frac{1}{F_1^2} + \frac{\mu_{21}^2}{F_2^2} - \frac{\mu_{21}}{F_1 F_2} \right); \quad d_2 = \bar{E}_2^2 \left(\frac{\mu_{12}^2}{F_1^2} + \frac{1}{F_2^2} - \frac{\mu_{12}}{F_1 F_2} \right); \\ d_3 = \frac{G_{12}^2}{F_{12}^2}; \quad d_4 = \bar{E}_1 \bar{E}_2 \left(\frac{2\mu_{12}}{F_1^2} + \frac{2\mu_{21}}{F_2^2} - \frac{1 + \mu_{12}\mu_{21}}{F_1 F_2} \right). \end{aligned} \quad (2.6)$$

Знаки «+» и «-» в выражении (2.5) применяются для слоев с углами армирования $+\varphi$ и $-\varphi$ соответственно, что позволяет в дальнейшем рассматривать интервал $0 \leq \varphi \leq \pi/2$.

В интервале $0 \leq \varphi \leq \pi/2$ функция $\Phi_{np}(\varphi)$ имеет максимум четыре точки пересечения с осью φ (рис. 2.2) и не более четырех экстремумов. Это свидетельствует о том, что из всего множества слоев в пакете только максимум четыре из них могут быть равнопрочными (для них $\Phi_{np}(\varphi) = 0$). Таким

образом, подтверждается теоретическая возможность существования равнопрочной статически неопределимой системы слоев КМ.

Решение задачи определения оптимальных параметров композиционных материалов среди равнопрочных структур методом Лагранжа, показало, что на интервале $0 \leq \varphi \leq \pi/2$ функция $\Phi_{np}(\varphi)$ может иметь один (рис. 2.3, кривая 1), два (рис. 2.3, кривая 2) или три (рис. 2.3, кривая 3) минимума, т.е. оптимальными могут быть структуры $[\pm\varphi]$, $[\pm\varphi_1, \pm\varphi_2]$

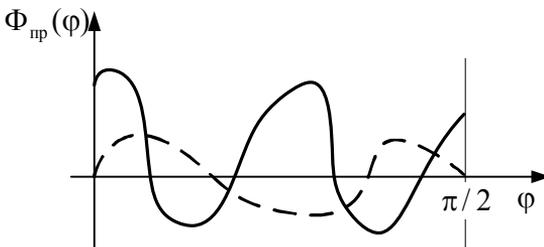


Рис. 2.2. К определению оптимальной структуры КМ

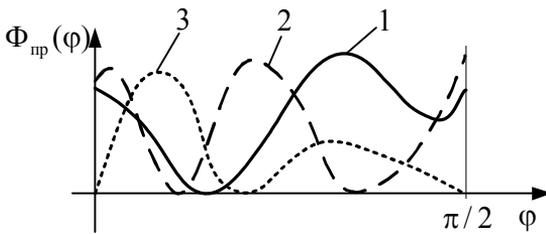


Рис. 2.3. Оптимальные структуры КМ

(включая частные случаи: $[0, \pm\varphi]$, $[90^\circ, \pm\varphi]$, $[0, 90^\circ]$, $[0, 90^\circ, \pm\varphi]$).

На основании полученных зависимостей были рассмотрены некоторые частные случаи нагружения. Так, проектирование оптимальной структуры КМ при чистом сдвиге показало, что при определенных сочетаниях ФМХ КМ структуры $[0]$, $[90^\circ]$ или $[0, 90^\circ]$ могут обеспечивать меньшую массу пакета слоев, чем структура $[\pm 45]$. При нагружении только нормальными усилиями армирование по траекториям главных напряжений действительно приводит к конструкции минимальной массы, причем такие структуры относятся к классу равнопрочных и среди них являются оптимальными.

Если спроектированный по условию (2.2) КМ не обеспечивает требуемый уровень критических усилий, то необходимо увеличить толщину пакета, потому что при найденной толщине δ_Σ не существует других структур, для которых выполнялся бы критерий (2.2). Увеличение толщины приводит к образованию интервала углов армирования, в пределах которого любой угол и любое сочетание углов обеспечивают прочность конструкции. На рис. 2.4 это показано на примере чистого сдвига.

Если спроектированный по условию (2.2) КМ не обеспечивает требуемый уровень критических усилий, то необходимо увеличить толщину пакета, потому что при найденной толщине δ_Σ не существует других структур, для которых выполнялся бы критерий (2.2). Увеличение толщины приводит к образованию интервала углов армирования, в пределах которого любой угол и любое сочетание углов обеспечивают прочность конструкции. На рис. 2.4 это показано на примере чистого сдвига.

Таким образом, возникает задача поиска в интервале углов $\varphi_n \leq \varphi \leq \varphi_k$ угла армирования φ или системы слоев $[\pm\varphi_i]$, для которых имеется максимальный запас по устойчивости панели при заданной толщине пакета.

Рассмотрим решение этой задачи для шарнирно-опертой пластины. Будем считать, что пакет слоев симметричен относительно срединной поверхности.

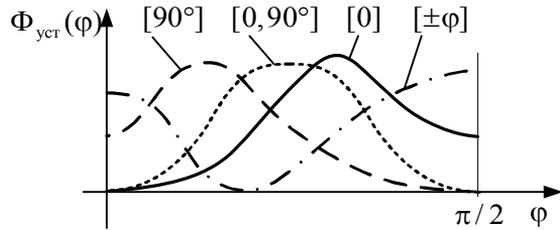


Рис. 2.4. Случай чистого сдвига

Запишем неравенство (2.2) в виде

$$\Phi_{уст} = 1 + \frac{N_x}{N_{хкр}} + \frac{N_y}{N_{укр}} - \frac{q_{xy}^2}{q_{хукр}^2} \geq 0. \quad (2.7)$$

Формулы для расчета критических усилий могут быть записаны в каноническом виде [21]

$$(N_{хкр}, N_{укр}, q_{хукр}) = \frac{\pi^2 \sqrt{D_1 D_2}}{b^2} (K_x, K_y, K_{xy}), \quad (2.8)$$

где K_x, K_y, K_{xy} – коэффициенты опирания.

Анализ ряда литературных источников [20 – 22] показал, что коэффициенты опирания могут быть представлены функциями от соотношений изгибных жесткостей, параметров волнообразования m и n и отношения размеров пластины в плане a и b :

$$(K_x, K_y, K_{xy}) = f\left(\frac{D_2}{D_1}, \frac{D_1}{D_2}, \frac{D_3}{D_1}, \frac{D_3}{D_2}, m, n, \frac{a}{b}\right), \quad (2.9)$$

где $D_3 = D_{12} + 2D_{33}$ – крутильная жесткость пластины.

С учетом этих зависимостей производная функции $\Phi_{уст}$ по углу армирования φ будет равна

$$\frac{\partial \Phi_{уст}}{\partial \varphi} = 2 \sin 2\varphi \cdot (L_1 \cos^2 \varphi + L_2 \sin^2 \varphi), \quad (2.10)$$

где L_1, L_2 – некоторые коэффициенты.

Анализ выражения (2.10) показывает, что функция $\Phi_{уст}$ имеет два или три экстремума, т.е. оптимальными могут быть структуры $[0]$, $[90^\circ]$, $[0, 90^\circ]$ или $[\pm\varphi]$ (рис. 2.5), если указанные углы армирования принадлежат интервалу $\varphi_n \leq \varphi \leq \varphi_k$, а также $[\pm\varphi_n]$ или $[\pm\varphi_k]$ (см. рис. 2.4).

Таким образом, оптимальная по устойчивости и прочности структура

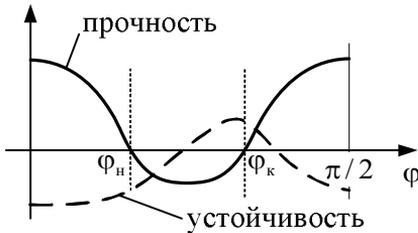


Рис. 2.5. Оптимальные по устойчивости структуры КМ

КМ включает не более двух семейств углов армирования. Это очень важный вывод, так как разрешена задача выбора последовательности укладки слоев в пакете, вызывающая наибольшие затруднения математического характера.

После удовлетворения ограничения по устойчивости необходимо проверить выполнение условия (2.4), которое можно записать в виде

$$\Phi_w = w_0 - \frac{\pi^2 \sqrt{D_1 D_2}}{a \cdot b} p K_w \geq 0. \quad (2.11)$$

Если ограничение по прогибу не выполняется, то необходимо увеличить толщину (возможности варьирования углами армирования исчерпаны ограничениями по прочности и устойчивости).

Анализ выражения (2.11) приводит к результатам, аналогичным (2.10). На предыдущих этапах проектирования установлены толщина пакета и допустимый интервал углов армирования. Очевидно, что экстремум функции (2.11) внутри допустимого интервала углов достигается при другом значении φ . После определения максимума функции (2.7) естественно появляется возможность уменьшения толщины пакета слоев до тех пор, пока с минимальным запасом будут выполняться условия прочности и устойчивости. Аналогичное утверждение справедливо и для ограничения на максимальный прогиб панели. Таким образом, разработана методика проектирования оптимальной структуры слоистого КМ при ограничениях по прочности, устойчивости и прогибу панели, позволяющая достаточно легко выполнить требование о кратности толщины пакета целому (или четному) количеству слоев полуфабриката.

3. Исследование и анализ способов удовлетворения критериям прочности слоистого композиционного материала

Для оценки несущей способности конструкции из слоистых КМ применяются многочисленные критерии прочности [23, 24], в результате чего становится невозможным сопоставление результатов. По этой причине ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского в утвержденных руководящих технических материалах рекомендует использовать критерий Мизеса – Хилла: на этапе проектирования в записи для монослоя, для которого известны ФМХ, а на этапе поверочного расчета на прочность – для пакета слоев в целом с использованием экспериментально найденных упругих и прочностных свойств пакета КМ [25].

В связи со сказанным актуальным является исследование результатов оценки прочности по этим двум способам удовлетворения критериям. Для монослоя принимаются паспортные данные о его свойствах, а для пакета пределы прочности вычисляются аналитически по методике [24], базирующейся на постулате о том, что пределом прочности является такая величина напряжений, при которой критерий прочности выполняется для всех слоев.

Принимается также, что теоретический предел прочности определяется на основе критерия, по которому впоследствии будет оцениваться несущая способность пакета КМ.

Согласно первому подходу критерии прочности применяются к каждому слою и записываются через напряжения в местной системе координат. Критерий прочности Мизеса – Хилла для монослоя имеет вид

$$\frac{\sigma_{1i}^2}{F_{1i}^2} - \frac{\sigma_{1i}}{F_{1i}} \frac{\sigma_{2i}}{F_{2i}} + \frac{\sigma_{2i}^2}{F_{2i}^2} + \frac{\tau_{12i}^2}{F_{12i}^2} \leq 1, \quad (3.1)$$

где σ_{1i} , σ_{2i} , τ_{12i} – напряжения в местной системе координат; F_{1i} , F_{2i} , F_{12i} – пределы прочности по осям ортотропии слоев 1, 2 на растяжение (сжатие) и на сдвиг; i – номер слоя.

Согласно второму подходу критерий прочности применяется ко всему пакету слоев, который рассматривается как однородный анизотропный материал и записывается через средние напряжения в пакете

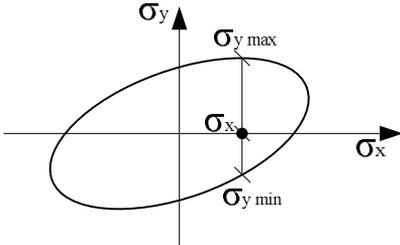
$$\frac{\sigma_x^2}{F_x^2} - \frac{\sigma_x \sigma_y}{F_x F_y} + \frac{\sigma_y^2}{F_y^2} + \frac{\tau_{xy}^2}{F_{xy}^2} \leq 1. \quad (3.2)$$

Здесь $\sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy}$ – напряжения в глобальной системе координат; F_x, F_y, F_{xy} – пределы прочности пакета по соответствующим направлениям.

Критерии прочности как для отдельных слоев, так и для пакета в целом представляют собой некоторые замкнутые области в координатах $\sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy}$, внутри которых обеспечивается прочность материала.

Пусть $\tau_{xy} = \text{const}$. Тогда для заданного σ_x можно определить интервал напряжений σ_y , в котором будет обеспечиваться прочность КМ (рис. 3.1).

Напряжения $\sigma_{y \max}$ и $\sigma_{y \min}$ определяются из уравнения



$$\frac{\sigma_x^2}{F_x^2} - \frac{\sigma_x \sigma_y}{F_x F_y} + \frac{\sigma_y^2}{F_y^2} + \frac{\tau_{xy}^2}{F_{xy}^2} = 1 \quad (3.3)$$

с учетом следующих условий:

$$F_x = \begin{cases} F_{xp} & \text{при } \sigma_x > 0, \\ F_{xc} & \text{при } \sigma_x < 0; \end{cases} \quad (3.4)$$

$$F_y = \begin{cases} F_{yp} & \text{при } \sigma_y > 0, \\ F_{yc} & \text{при } \sigma_y < 0. \end{cases}$$

Выразив напряжения в слоях через напряжения в пакете и подставив в соответствующий критерий прочности, получим уравнения

$$A_{1,1}^i \sigma_x^2 + A_{2,2}^i \sigma_y^2 + A_{3,3}^i \tau_{xy}^2 + 2A_{1,2}^i \sigma_x \sigma_y + 2A_{1,3}^i \sigma_x \tau_{xy} + 2A_{2,3}^i \sigma_y \tau_{xy} \leq 1, \quad i = 1, 2, 3, \dots, \quad (3.5)$$

из которых, учитывая, что

$$F_{li} = \begin{cases} F_{lip} & \text{при } \sigma_{li} > 0, \\ F_{lic} & \text{при } \sigma_{li} < 0; \end{cases} \quad F_{2i} = \begin{cases} F_{2ip} & \text{при } \sigma_{2i} > 0, \\ F_{2ic} & \text{при } \sigma_{2i} < 0, \end{cases} \quad (3.6)$$

находятся точки, лежащие на границе линии уровня «предельной» поверхности для послойного критерия прочности.

Аналогичным образом следует поступать при $\sigma_x = \text{const}$.

По разработанной методике проведены численные исследования (рис. 3.2, 3.3) для нескольких материалов с различными структурами [26], анализ которых позволяет сделать следующие выводы:

- так как при послойной оценке прочности предельная поверхность определяется внутренней огибающей предельных поверхностей всех слоев пакета, то, очевидно, что это будет не гладкая поверхность, тем более, что во всех октантах эллипсоиды (3.1) имеют различные величины полуосей, а для пакета в целом поверхность является гладкой, по крайней мере, в пределах одного октанта;

- наличие зон, в которых не соблюдается или критерий прочности пакета для отдельных слоев, или критерий прочности слоя для пакета в целом, что предварительно можно объяснить неучетом взаимного влияния компонентов напряжений при теоретическом определении пределов прочности пакета;

- применение различных подходов к оценке несущей способности конструкции из слоистых КМ на стадиях проектирования и поверочного расчета на прочность нуждается в дополнительном обосновании, потому что даже проверка прочности слоев по экспериментальным значениям пределов проч-

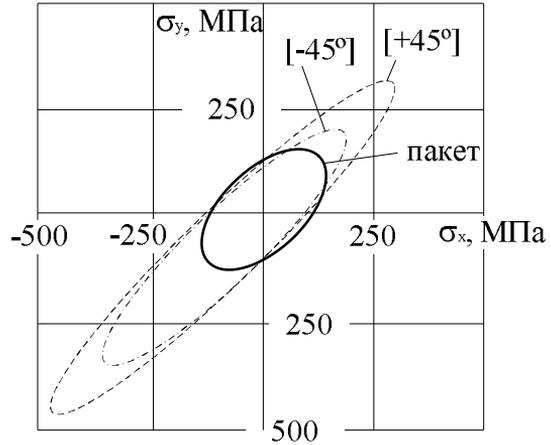


Рис. 3.2. Линии уровня предельных поверхностей для углепластика со структурой $[\pm 45]$ при $\tau_{xy} = 100$ МПа

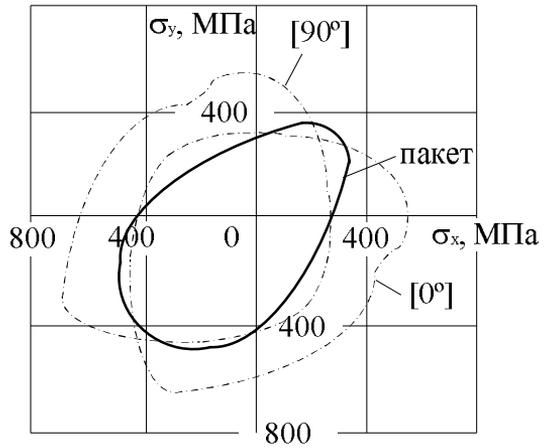


Рис. 3.3. Линии уровня предельных поверхностей для углепластика со структурой $[0, 90]$ при $\tau_{xy} = 100$ МПа

ности пакета обязательно покажет несоблюдение условий прочности какого-либо слоя.

Таким образом, обнаруженное явление ставит разработчиков конструкций из КМ перед дилеммой: каким способом формировать заключение о прочности, тем более что к аналогичным результатам приводит использование других распространенных критериев прочности (максимальных напряжений, максимальных деформаций и др.).

4. Оптимизация конструктивных параметров многолонжеронного крыла из КМ

В последние десятилетия наибольший толчок в своем развитии получили малые беспилотные летательные аппараты (ЛА), легкие многоцелевые ЛА с крыльями малого удлинения и т.п. Такой успех во многом связан с использованием в конструкции указанных аппаратов КМ, доля которых в общем весе планера достигает 80 ... 100%. Композитные крылья большого удлинения пока не получили широкого распространения в авиастроении. Во-первых, это связано с отсутствием методик проектирования крыла, учитывающих весь спектр условий и ограничений (по прочности, устойчивости, регламентируемому прогибу), обеспечивающих необходимую эксплуатационную эффективность и несущую способность в рамках всего ЛА, во-вторых, с особенностями формирования стыковых узлов в зоне крепления крыла к фюзеляжу, в-третьих, с отсутствием налаженного процесса производства и другими факторами. В связи с этим проектирование крыла ЛА из КМ является актуальной и перспективной задачей, особенно для легкомоторной авиации.

Использование КМ в тонкостенных конструкциях, распространенных в авиастроении, позволило внедрить в процесс проектирования принцип разделения функций несущих элементов конструктивно-силовой схемы по восприятию компонентов напряженного состояния. Наиболее характерным примером реализации этого принципа при проектировании агрегатов ЛА является лонжеронное крыло, в котором полки лонжеронов служат для восприятия изгибающего момента, а остальные элементы (обшивка, стенки, нервюры) воспринимают сдвигающие усилия (крутящий момент и

перерезывающие силы). Такое предварительное разделение функций несущих элементов конструктивно-силовой схемы (КСС) обуславливает различную структуру КМ [27]: преимущественно однонаправленную для полок и под углами $\pm 45^\circ$ для остальных элементов. Для большинства современных КМ отношение модулей упругости КМ со структурами $[0^\circ]$ и $[\pm 45^\circ]$ находится в пределах $10 \dots 20$ [27], что позволяет практически пренебрегать работой на изгиб стенки и обшивки крыла. С учетом сказанного выше процесс предварительного проектирования элементов поперечного сечения многолонжеронного крыла возможно осуществлять в два этапа: на первом этапе определяются площади полок лонжеронов, на втором – толщина панелей обшивки и стенок лонжеронов.

При проектировании поперечного сечения крыла используется ряд допущений. Предполагается, что крыло описывается расчетной схемой тонкостенного стержня, основой которой является одноплоскостной закон распределения нормальных деформаций по сечению. Такой подход вполне оправдан для крыльев среднего и большого удлинения, в которых отсутствуют значительные неоднородности силового поля, например, вырез под нишу шасси. Кроме того, большинство КМ имеют линейную диаграмму деформирования вплоть до разрушения, а поперечные сечения крыла подкреплены нервюрами.

Число определяемых параметров задачи равно $2n$ (рис. 4.1), а число уравнений в определяющей системе равно 5: три уравнения равновесия и два условия прочности, записанные в виде равенств для наиболее удаленных от плоскости крыла верхней и нижней полок лонжеронов

$$\sum_{i=1}^n [f_{Bi} E_{Bi} (ax_i + by_{Bi} + c) + f_{Hi} E_{Hi} (ax_i + by_{Hi} + c)] = 0 ;$$

$$\sum_{i=1}^n [f_{Bi} E_{Bi} y_{Bi} (ax_i + by_{Bi} + c) + f_{Hi} E_{Hi} y_{Hi} (ax_i + by_{Hi} + c)] = M_x ; \quad (4.1)$$

$$\sum_{i=1}^n [f_{Bi} E_{Bi} x_i (ax_i + by_{Bi} + c) + f_{Hi} E_{Hi} x_i (ax_i + by_{Hi} + c)] = 0 ;$$

$$ax_r + by_{Br} + c = \varepsilon_{B \max} ; \quad ax_s + by_{Hs} + c = \varepsilon_{H \max} , \quad (4.2)$$

где E_{Bi} , E_{Hi} – упругие константы материалов верхних и нижних полок лонжеронов; $\varepsilon_{B \max}$, $\varepsilon_{H \max}$ – максимальные деформации полок, которые оп-

ределяются по методике, описанной в работе [27], при действии нескольких расчетных случаев и при различных материалах полок лонжеронов; y_{Br} , y_{Hs} – координаты наиболее удаленных от оси сечения полок лонжеронов (рис. 4.1).

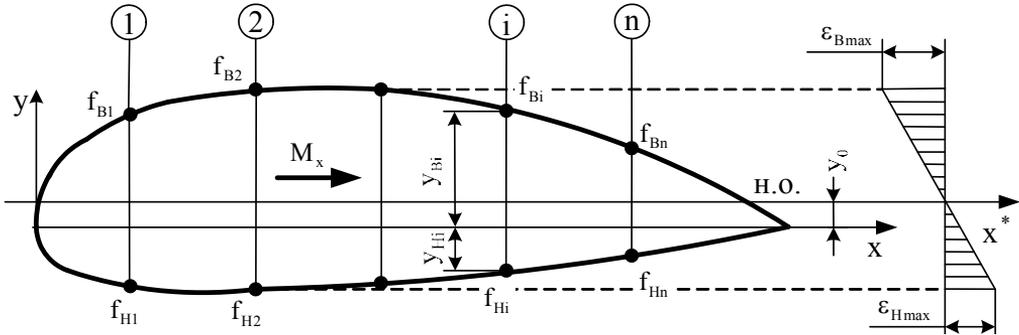


Рис. 4.1. К задаче определения площадей полок лонжеронов

Таким образом, задача проектирования полок лонжеронов имеет множество решений, поэтому необходимо накладывать на искомые параметры дополнительные связи. Наиболее часто используется допущение о распределении изгибающего момента по лонжеронам согласно правилу

$$\frac{M_i}{M_{i+1}} = \frac{H_i^k}{H_{i+1}^k} = \frac{(y_{Bi} - y_{Hi})^k}{(y_{B,i+1} - y_{H,i+1})^k}, \quad (4.3)$$

либо задается определенное распределение площадей полок лонжеронов по сечению крыла.

В работе [28] приведен краткий обзор существующих методик проектирования силовых элементов поперечного сечения многолонжеронного крыла и различных вариантов распределения материала по полкам лонжеронов. Отмечается, что предложенный в [27] способ проектирования сечения крыла при нескольких несовместных расчетных случаях не требует поверочного расчета на прочность, который необходим при использовании традиционного метода редуцированных коэффициентов.

Рассмотренное в работе [27] распределение площадей полок лонжеронов пропорционально их координатам в центральных осях

$$f_{Bi} = f_{B1} \frac{(y_{Bi} - y_0)^k}{(y_{B1} - y_0)^k}; \quad f_{Hi} = f_{H1} \frac{(y_{Hi} - y_0)^k}{(y_{H1} - y_0)^k}, \quad (4.4)$$

приводит к снижению массы поперечного сечения по сравнению с параметрами, полученными по зависимости (4.3). Однако при проектировании не учитывался угол поворота главных центральных осей α , который влияет на напряженное состояние элементов конструкции крыла.

Предложенная в [28] методика проектирования параметров поперечного сечения позволяет управлять распределением массы и охватить все возможные варианты распределения площадей полок по лонжеронам крыла. В качестве зависимостей, которые бы обеспечивали рациональное распределение материала по полкам лонжеронов, предложено использовать синусоидальный закон

$$f_{Bi} = A_B \left(\sin \frac{\pi y_{Bi}}{2y_B^*} \right)^k; \quad f_{Hi} = A_H \left(\sin \frac{\pi y_{Hi}}{2y_H^*} \right)^m. \quad (4.5)$$

В качестве примера рассмотрено проектирование сечения трехлонжеронного крыла из КМ.

В табл. 4.1 приведены результаты расчетов для профиля, рассматриваемого в работах [27, 28], с использованием распределений по формулам (4.3) – (4.5).

Таблица 4.1

Результаты вычислений

Распределение	Варьируемые параметры	Номер полки						Суммарная площадь лонжеронов, мм ²	Суммарная площадь обшивки, мм ²	Суммарная площадь сечения, мм ²	α , Град.
		B1	B2	B3	H1	H2	H3				
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
(4.3)	k = 0,5	1240	602	2288	550	555	840	6076	9549	15625	0,0
	k = 1	1248	665	1964	554	613	721	5765	9372	15138	0,0
	k = 2	1229	787	1407	545	726	516	5211	9178	14389	0,0
	k = 3	1170	902	974	519	832	358	4755	9198	13953	0,0
	k = 4	1084	1005	656	481	927	241	4394	8887	13281	0,0
(4.4)	k = 0,5	822	1126	655	588	559	519	4265	9253	13517	-0,1

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12
	k = 1	662	1242	420	601	543	462	3931	9172	13102	0,1
	k = 2	398	1408	161	635	518	374	3488	9059	12548	1,0
(4.5)	k=0,1; m=0,1 $y_B^* = 1,1y_{B1}$; $y_H^* = 1,1y_{H1}$	988	983	983	597	586	529	4665	9098	13763	0,0
	k=10; m=1 $y_B^* = 1,1y_{B1}$; $y_H^* = 1,1y_{H1}$	1363	836	826	736	609	219	4588	8673	13261	0,7
	k=141; m=30 $y_B^* = 1,1y_{B1}$; $y_H^* = 1,1y_{H1}$	3614	4	3	1618	5	0	5244	7226	12471	0,0
	k=1; m=1 $y_B^* = y_{B2}$; $y_H^* = y_{H2}$	948	1028	870	533	741	348	4467	8985	13452	0,3
	k=90; m=24 $y_B^* = y_{B2}$; $y_H^* = y_{H2}$	1	1619	0	1	1428	0	3048	9339	12388	0,0

Результаты расчетов показывают, что предложенная методика в сравнении с распределениями (4.3), (4.4), позволяет снизить массу поперечного сечения на 2 ... 7%. Во-вторых, варьируя параметрами y_B^* , y_H^* , k , m , можно получить практически любое распределение материала по полкам лонжеронов, что в связи с конструктивными ограничениями является существенным. В-третьих, существует возможность при определенных параметрах y_B^* , y_H^* , k , m получить решение, которое достаточно близко к оптимальному [29], удовлетворяющему условию минимума массы сечения.

5. Проектирование дискретно-опертых панелей из КМ

Теоретические методы исследования напряжений и деформаций панелей и пластин, которые широко применяются в настоящее время, в основ-

ном справедливы для однородных схем опирания по контуру (свободное, шарнирное, жесткое) и для постоянных значений толщины и ФМХ материала по поверхности. Вместе с тем на современных самолетах имеется большое количество агрегатов, относящихся к классу панелей, но с дискретным опиранием (двери, створки грузовых люков, тормозные щитки, элероны, закрылки и другие элементы управления и механизации), для проектирования которых нет адекватных моделей. Необходимость разработки методов синтеза КСС дискретно-опертых агрегатов особо актуальна для композиционных конструкций, так как КМ позволяет управлять полями напряжений и деформаций и тем самым оптимизировать искомые параметры.

Для решения такого рода задач предложено формировать КСС на основе каркасных (скелетных) и ординарных балок (рис. 5.1), полки которых образованы из однонаправленных КМ, а стенкой является наполнитель (сотовый, трубчатый и т.п.).

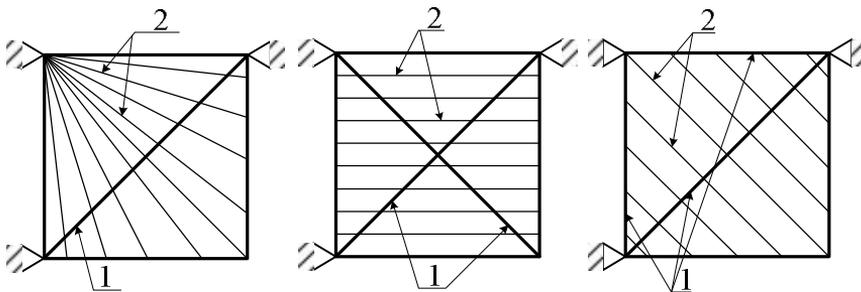


Рис. 5.1. Возможные варианты КСС пластин:
1 – каркасная балка; 2 – ординарная балка

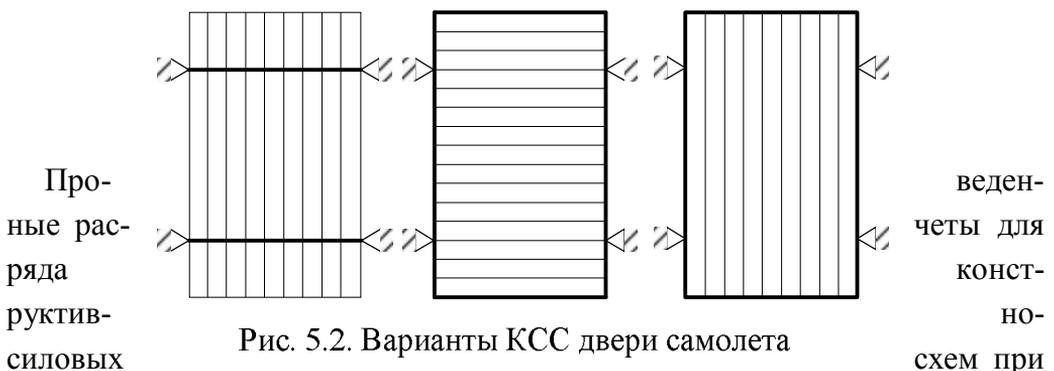


Рис. 5.2. Варианты КСС двери самолета

равномерной поперечной нагрузке для прямоугольной панели (см. рис. 5.1) показали, что их масса существенно разная, т.е. за счет выбора рациональной топологии балок можно достичь снижения массы. Аналогичные расчеты для двери самолета (рис. 5.2) подтвердили, во-первых, важность оптимизации слоистых каркасных балок и, во-вторых, возможность автоматизации этапа синтеза КСС.

Трактуя направления ординарных балочек как углы армирования КМ поверхности агрегата, таким образом можно решить задачу армирования обшивок дискретно-опертых агрегатов, решение которой в настоящее время невозможно в рамках классической теории пластин и плит.

6. Технологические аспекты обеспечения качества изделий из КМ

Технология создания изделий из традиционных материалов обусловила организационное и гносеологическое разделение процессов создания полуфабриката-материала и конструкции. Изготовление деталей и даже сложных композитных конструкций происходит из исходных компонентов в большинстве случаев за одну технологическую операцию, т.е. свойства материала и конструкции формируются синхронно. Из одних и тех же компонентов КМ могут быть получены не только разные конструктивные решения, но и свойства в различных районах одной и той же конструкции и даже детали. При изготовлении композитных конструкций и деталей протекают сложные физико-химические и теплофизические процессы, связанные с образованием структуры и агрегатными превращениями матрицы, взаимодействием ее с армирующим наполнителем. Этим процессам сопутствуют механические явления и образование дефектов, прямо влияющие на свойства и несущую способность материала и конструкции в целом, поэтому вопрос разработки математических моделей, с достаточной достоверностью описывающих названные процессы, является актуальным. Располагая такими моделями, можно прогнозировать условия формирования типовых дефектов, установить критические значения основных технологических параметров и обосновать рекомендации по управлению этими параметрами.

Одной из задач формирования структуры заданного качества является моделирование технологического процесса формования. ФМХ изделия из КМ зависят от строения отвержденных полимерных связующих. Так как график "температура – время" строится по различным законам, то и изделия могут иметь различные потребительские свойства, которые зависят от трех комплексных параметров:

- величины остаточного напряженного состояния, которое включает в себя влияние усадки и температурные деформации компонентов КМ;
- количества воздушных включений, зависящего от давления, содержания и скорости выхода летучих продуктов реакции отверждения и растворителя;
- степени отверждения.

Усадочные деформации формируются на этапе гелеобразования и зависят от скорости подъема температуры во времени. В работе [30] видно, что чем больше скорость подъема температуры, тем величина усадки меньше. Ограничением скорости подъема температуры является равномерный прогрев изделия по толщине. Из [31] следует, что перепад температуры по толщине изделия прямо пропорционален скорости подъема температуры и квадрату толщины изделия, поэтому при увеличении этих параметров будет расти перепад температуры, который в дальнейшем приведет к росту остаточных напряжений и деформаций в изделии из полимерных КМ. По допустимым значениям остаточных напряжений в конструкции можно определить допустимый перепад температуры по толщине изделия, а затем скорость подъема температуры:

$$v_T = \frac{\partial T}{\partial z} \frac{\lambda}{c\rho\delta^2}, \quad (6.1)$$

где c – удельная теплоемкость КМ; λ – коэффициент теплопроводности КМ; $\partial T / \partial z$ – градиент температуры по толщине изделия.

Воздушные включения являются результатом наличия в связующем растворителя и продуктов поликонденсации. Растворитель легко улетучивается при повышенных температурах, поэтому при разогреве формуемого из препрегов изделия, скорость подъема температуры должна быть максимальна. Это дает возможность уменьшить время разогрева и быстро удалить остатки растворителя.

Если изделие формируется "мокрым" способом, то количество растворителя составляет до 50% связующего и время выхода летучих продуктов растворителя при тех же температурах разогрева необходимо увеличить, а скорость подъема температуры – уменьшить.

Летучие продукты поликонденсации начинают образовываться после точки гелеобразования. Скорость их образования однозначно свидетельствует об интенсивности протекания реакции, которая сопровождается изменением вязкостных свойств изделия. При этом может возникнуть такая ситуация, когда давление летучих продуктов, растворенных в отверждающемся полимере, будет больше внешнего давления. Тогда в формуемом материале образуются поры, которые приведут к ухудшению его физико-механических свойств. Количество пор зависит от внешнего давления, определяемого усилиями формования, поверхностных сил натяжения и вязкостью связующего. Уменьшения пористости можно добиться изменением температурного режима таким образом, чтобы максимальное количество летучих продуктов реакции выделялось при наименьшей вязкости отверждающегося связующего. При этом давление формования должно включать в себя только вакуумное, которое способствует увеличению скорости выхода летучих продуктов.

Степень отверждения в зависимости от температуры и времени выдержки может быть исследована электрофизическим методом, который наиболее достоверно описывает динамику отверждения, что подтверждается уравнением Аррениуса [32], по которому можно рассчитать время и температуру процесса с получением максимальной степени отверждения при минимальных затратах.

Реализация излагаемого выше подхода приводит к оптимизации технологического цикла отверждения для получения регламентированного качества продукции.

При производстве панелей крыла самолета и элементов силового набора крыла из слоистых КМ большое значение имеет определение НДС изделий вследствие температурных напряжений, деформаций и кромочных эффектов.

В связи с этим можно выделить несколько основных задач для исследования:

1. Прогнозирование формы изделия после его полимеризации, охлаждения до комнатной температуры и извлечения из оснастки.

2. Определение НДС изделия после его установки в конструкцию (сборки).

3. Подбор определенной структуры пакета КМ с целью снижения остаточных напряжений до минимального значения и наличия регламентированных значений деформаций.

Номенклатура указанных выше изделий достаточно широка: двутавровое, тавровое, швеллерное, уголковое, Z-образное, трапециевидное сечения, а также специфические виды сечений – уголковое с центральной и эксцентричной бульбами.

Стенки и полки этих профилей в общем случае представляют собой пакеты различных КМ произвольной структуры. Поэтому на примере уголкового профиля (рис. 6.1) рассмотрим возникающие в изделии температурные напряжения.

Допустим, что горизонтальная полка уголка представляет собой пакет КМ со слоями $\pm\varphi^\circ$ и 0° . Одним из методов получения указанных выше изделий является автоклавное формование.

При повышении температуры изделия в слоях возникают температурные напряжения, связанные с различными коэффициентами линейного температурного расширения (КЛТР) и коэффициентами Пуассона пакетов. В первом приближении рассмотрим случай равномерного распределения напряжений в поперечном сечении пакета (влияние изгиба по толщине пакета не учитывается). Тогда задача упрощается до двумерной. В такой постановке рассмотрим локальную задачу о необходимости учета напряжений в поперечном направлении полки.

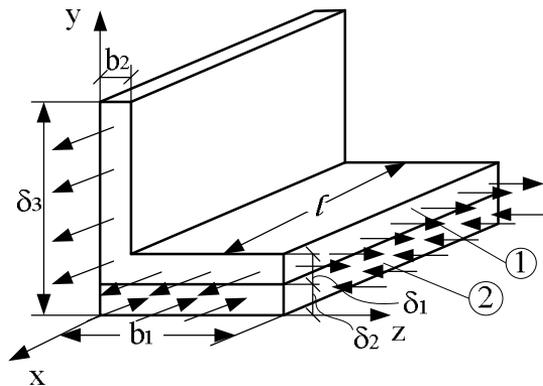


Рис. 6.1. К задаче определения температурных напряжений изделиях из КМ

Для двумерной задачи закон Гука приобретает вид [33]:

$$\begin{aligned}\sigma_{x1} &= \left[\varepsilon_x + \mu_{yx1} \cdot \varepsilon_y - \Delta T (\alpha_{x1} + \mu_{yx1} \cdot \alpha_{y1}) \right] \cdot \bar{E}_{x1}; \\ \sigma_{x2} &= \left[\varepsilon_x + \mu_{yx2} \cdot \varepsilon_y - \Delta T (\alpha_{x2} + \mu_{yx2} \cdot \alpha_{y2}) \right] \cdot \bar{E}_{x2}; \\ \sigma_{y1} &= \left[\varepsilon_y + \mu_{xy1} \cdot \varepsilon_x - \Delta T (\alpha_{y1} + \mu_{xy1} \cdot \alpha_{x1}) \right] \cdot \bar{E}_{y1}; \\ \sigma_{y2} &= \left[\varepsilon_y + \mu_{xy2} \cdot \varepsilon_x - \Delta T (\alpha_{y2} + \mu_{xy2} \cdot \alpha_{x2}) \right] \cdot \bar{E}_{y2}; \\ \bar{E}_{ik} &= \frac{E_{ik}}{1 - \mu_{xyk} \cdot \mu_{yxk}}, \quad i = \{x, y\}; k = \{1, 2\},\end{aligned}\tag{6.2}$$

где σ_{xi} , σ_{yi} , ε_x , ε_y , μ_{xyi} , μ_{yxi} , α_{xyi} , α_{yxi} , E_{xi} , E_{yi} ($i = 1, 2$) – нормальные напряжения, продольные деформации, коэффициенты Пуассона, КЛТР и модули упругости пакетов в направлении осей x и y соответственно; ΔT – перепад температур.

Условия равновесия пластины при отсутствии изгиба:

$$\begin{cases} \sigma_{x1} \cdot f_{x1} + \sigma_{x2} \cdot f_{x2} = 0; \\ \sigma_{y1} \cdot f_{y1} + \sigma_{y2} \cdot f_{y2} = 0, \end{cases}\tag{6.3}$$

где f_{x1} , f_{x2} , f_{y1} , f_{y2} – площади поперечного сечения соединяемых деталей, определяемые согласно рисунку по формулам:

$$\begin{aligned}f_{x1} &= b_1 \cdot \delta_1 + (\delta_3 - \delta_2 - \delta_1) \cdot b_2; & f_{x2} &= b_1 \cdot \delta_2; \\ f_{y1} &= \delta_1 \cdot \ell; & f_{y2} &= \delta_2 \cdot \ell.\end{aligned}\tag{6.4}$$

При совместном решении зависимостей (6.2) и (6.3) можно определить напряжения в слоях в продольном и поперечном направлениях:

$$\sigma_{x2} = \frac{A_6 \cdot A_1 + A_3 \cdot A_5}{A_2 \cdot A_5 - A_4 \cdot A_1}; \quad \sigma_{y2} = \frac{A_2 \cdot A_6 + A_3 \cdot A_4}{A_2 \cdot A_5 - A_4 \cdot A_1},\tag{6.5}$$

где

$$\begin{aligned}A_1 &= \left(\frac{t_x}{\bar{E}_{x1} \cdot \mu_{yx1}} + \frac{1}{\bar{E}_{x2} \cdot \mu_{yx2}} \right) \cdot \frac{\mu_{yx1} \cdot \mu_{yx2}}{\mu_{yx2} - \mu_{yx1}}; \quad A_2 = \left(\frac{t_y}{\bar{E}_{y1}} + \frac{1}{\bar{E}_{y2}} \right) \cdot \frac{1}{\mu_{xy1} - \mu_{xy2}}; \\ A_3 &= \Delta T \cdot \left[\left(\frac{\alpha_{x2}}{\mu_{yx2}} - \frac{\alpha_{x1}}{\mu_{yx1}} + \alpha_{y2} - \alpha_{y1} \right) \cdot \frac{\mu_{yx2} \cdot \mu_{yx1}}{\mu_{yx2} - \mu_{yx1}} - \right. \\ &\quad \left. - (\alpha_{y2} - \alpha_{y1} + \mu_{xy2} \cdot \alpha_{x2} - \mu_{xy1} \cdot \alpha_{x2}) \cdot \frac{1}{\mu_{xy1} - \mu_{xy2}} \right];\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 A_4 &= \left(\frac{t_y}{\bar{E}_{y1} \cdot \mu_{xy1}} + \frac{1}{\bar{E}_{y2} \cdot \mu_{xy2}} \right) \cdot \frac{\mu_{xy2} \cdot \mu_{xy1}}{\mu_{xy2} - \mu_{xy1}}; \\
 A_5 &= \left(\frac{t_x}{\bar{E}_{x1}} + \frac{1}{\bar{E}_{x2}} \right) \cdot \frac{1}{\mu_{yx1} - \mu_{yx2}}; \\
 A_6 &= \Delta T \cdot \left[\left(\frac{\alpha_{y2}}{\mu_{xy2}} - \frac{\alpha_{y1}}{\mu_{xy1}} + \alpha_{x2} - \alpha_{x1} \right) \cdot \frac{\mu_{xy2} \cdot \mu_{xy1}}{\mu_{xy2} - \mu_{xy1}} - \right. \\
 &\quad \left. - \left(\alpha_{x2} - \alpha_{x1} + \mu_{yx2} \cdot \alpha_{y2} - \mu_{yx1} \cdot \alpha_{y1} \right) \cdot \frac{1}{\mu_{yx1} - \mu_{yx2}} \right]; \\
 t_x &= \frac{f_{x2}}{f_{x1}}; \quad t_y = \frac{f_{y2}}{f_{y1}}.
 \end{aligned}
 \tag{6.6}$$

Проведенные параметрические исследования [34] показали, что абсолютные значения температурных напряжений могут достигать больших значений (до 50 – 70 МПа) при различных материалах полков, температурных интервалах, углах укладки пакетов, т.е. изменяя углы укладки пакетов, их толщины, материал, можно добиваться то ли максимальной прочности пакета при минимальной массе, то ли минимального коробления профилей, то ли еще каких либо целей.

Рассмотрим эту же задачу с другой стороны. Действующие вдоль и поперек горизонтальной полки напряжения создают изгибающие моменты, величины которых можно определить так (рис. 6.2):

$$M_i = d_i(P_{i1} + P_{i2}), \quad i = x, y, \tag{6.7}$$

где d_i – расстояние между центрами тяжести уголкового составляющей профиля и прямоугольной накладке; P_{i1}, P_{i2} – равнодействующие температурных усилий в каждом из пакетов.

После извлечения профиля из оснастки упомянутые выше моменты изгибают определенным образом профиль, что зачастую приводит к тому, что изделие не соответствует конструкторскому чертежу.

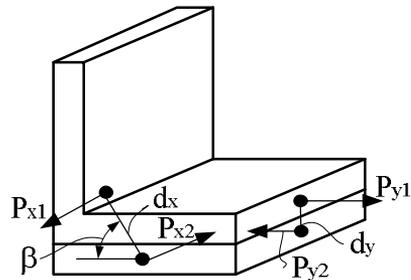


Рис. 6.2. Схема возникновения изгибающих моментов

По значению коэффициентов линейного расширения пакетов можно определить направление изгиба профиля суммарным моментом. Так при направлении изгиба, указанном на рис. 6.2, полки уголка будут сходиться. Путем введения в уравнение (6.2) составляющей, учитывающей изгиб пластин, можно оценить радиусы кривизны пластин в направлениях x и y и величины линейных деформаций полок профиля.

Таким образом, предложена методика оценки температурных напряжений для плоского напряженного состояния уголкового профиля. По результатам параметрических исследований сделан вывод о необходимости учета влияния краевых эффектов (в виде коэффициентов Пуассона) при назначении угла армирования профиля.

Заключение

1. Приведены результаты научных исследований в следующих областях: разработка КТР соединений деталей из КМ, оптимизация структуры КМ панелей обшивки, оценка пределов применимости различных способов удовлетворения критериев прочности, проектирование поперечного сечения многолонжеронного крыла, выбор рациональных конструктивных схем дискретно-опертых агрегатов, технологическая механика панелей из КМ.

2. Сформулированы практические рекомендации по повышению качества авиаконструкций из КМ.

3. Намечены дальнейшие направления и перспективы решения фундаментальных задач конструирования и проектирования изделий из композиционных материалов.

Литература

1. Фюзеляж самолета АН-2М из стеклопластиков / Пильник А.Ф., Гайдачук В.Е., Карпов Я.С. и др. // Самолетостроение и техника воздушного флота: Сб. научн. тр. – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 1971. – Вып. 26. – С. 63 – 66.

2. Карпов Я.С., Корженевский А.В., Несвит В.Ф. и др. Проектирование и исследование соединений высоконагруженных деталей летательных аппаратов из композиционных материалов // Труды восьмых чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей Ф.А. Цандера.

Секция «Теория и конструкция летательных аппаратов». – М.: ИИЕиТ АН СССР. – 1985. – С. 45 – 51.

3. Карпов Я.С. Принципы конструирования соединений высоконагруженных деталей летательных аппаратов из композиционных материалов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. трудов. – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 1987. – С. 12 – 20.

4. Карпов Я.С., Копычко Н.П., Страшко Н.П. Конструктивно-технологические решения узлов стыковки лонжеронов, полученных намоткой-выкладкой // Конструкции и технологии получения изделий из неметаллических материалов. Ч. III. Полимерные композиционные материалы: Тезисы докладов X Всесоюзной конференции. – Обнинск – М.: ВИМИ. – 1988. – С. 9.

5. Гайдачук В.Е., Карпов Я.С., Несвит В.Ф. Проектирование соединений деталей из композиционных материалов с элементами продольной связи // Вопросы проектирования и производства тонкостенных силовых конструкций: Сб. науч. трудов. – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 1984. – С. 9 – 12.

6. Карпов Я.С. Научные основы решения проблемы соединения высоконагруженных деталей летательных аппаратов из композиционных материалов // Технологические системы. – 2000. – № 1 (3). – С. 36 – 40.

7. Гайдачук В.Е., Карпов Я.С., Кутьинов В.Ф. и др. Распределение температурных напряжений в деталях из композиционных материалов // Конструкции и технологии получения изделий из неметаллических материалов. Ч. III. Полимерные композиционные материалы: Тез. докл. IX Всесоюзной конференции. – Обнинск, 1984. – С. 11.

8. Гайдачук В.Е., Карпов Я.С. Учет особенностей структуры композиционных материалов в соединениях деталей // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. трудов. – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 1985. – С. 48 – 53.

9. Volkersen O. Die Nietkraftverteilung in zugbeanspruchten Nietverbindungen mit Konstanten Laschenquerschnitten // Luftfahrt-aorschung, 1938. Band 15, 20 Januar, Lfg. 112.

10. Volkersen O. Recherches sur la teorie des assemblfges colles // Constructions metalliquess. – 1965. – № 4. – P. 12 – 18.

11. Карпов Я.С., Локтионов В.Д. Исследование физико-механических свойств волокнистого композиционного материала в окрестности крепежного элемента // Проектирование элементов конструкции летательных аппаратов: Сб. научн. трудов. – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 1988. – С. 23 – 29.

12. Карпов Я.С., Локтионов В.Д. Деформативные свойства соединения деталей из композиционных материалов с крепежными элементами // Конструкции и технологии получения изделий из неметаллических мате-

риалов. Ч. III. Полимерные композиционные материалы: Тезисы докладов XII Всесоюзной конференции. – Обнинск, 1990.

13. Страшко Н.П. Проектирование и расчет на прочность соединительного фитинга // Вопросы проектирования и технологии производства конструктивных элементов летательных аппаратов: Сб. науч. трудов. – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 1986. – С. 23 – 26.

14. Страшко Н.П. Проектирование и испытание соединений деталей из композиционных материалов с непрерывными волокнами // Вопросы оптимизации тонкостенных силовых конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. трудов. – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 1983. – Вып. 4. – С. 12 – 15.

15. Карпов Я.С., Макаренко В.А., Марченко В.Г. Исследование анизотропии прочности композиционных материалов на смятие крепежными элементами // Расчет и проектирование конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. трудов. – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 1989. – С. 82 – 91.

16. Локтионов В.Д. Расчетно-экспериментальное определение коэффициента податливости крепежных микроэлементов в соединениях из композиционных материалов в конструкциях летательных аппаратов // Студенческая НТК по проблемам экономии энергетических, материальных и трудовых ресурсов: Тез. докл. – Новосибирск, 1990. – С. 38.

17. Карпов Я.С. Решение фундаментальной задачи проектирования структуры композиционных материалов // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. трудов. – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 2001. – Вып. 27 (4). – С. 18 – 25.

18. Карпов Я.С. Теория оптимизации структуры пакета слоев композиционного материала // Технологические системы. – 2002. – № 4 (15). – С. 42 – 46.

19. Карпов Я.С., Гагауз П.М., Гагауз Ф.М. Оптимальное проектирование структуры композиционного материала панелей обшивки крыла летательного аппарата // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2003. – Вып. 16. – С. 40 – 44.

20. Карпов Я.С. Оптимизация структуры композиционного материала панелей летательных аппаратов при ограничениях по прочности, устойчивости, прогибу // Проблемы прочности: Международ. научн.-техн. журнал. – 2004. – № 6 (372). – С. 33 – 47.

21. Васильев В.В. Механика конструкций из композиционных материалов. – М.: Машиностроение, 1988. – 272 с.

22. Вольмир А.С. Устойчивость деформируемых систем. – М.: Физматгиз, 1967. – 320 с.

23. Гольденблат И.И., Копнов В.А. Критерии прочности и пластичности конструкционных материалов. – М.: Машиностроение, 1971. – 312 с.

24. Карпов Я.С. Механика композиционных материалов: Учебн. пособие. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2001. – 122 с.

25. Образцов И.Ф., Васильев В.В., Бунаков В.А. Оптимальное армирование оболочек вращения из композиционных материалов. – М.: Машиностроение, 1977. – 144 с.

26. Карпов Я.С., Ставиченко В.Г. Исследование и анализ способов удовлетворения критериям прочности слоистого композиционного материала // *Авиационно-космическая техника и технология*. – Х.: Нац. аэрокосмический ун-т «ХАИ». – 2004. – Вып. 2 (10). – С. 5 – 10.

27. Карпов Я.С. Методика проектирования лонжеронного крыла из композиционных материалов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 1998. – Вып. 6. – С. 195 – 204.

28. Гагауз Ф.М. Проектирование многолонжеронного крыла из композиционных материалов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – Х.: Нац. аэрокосмический ун-т «ХАИ». – 2005. – Вып. 2 (18). – С. 28 – 32.

29. Гагауз Ф.М. Оптимальное проектирование сечения лонжеронного крыла из композиционных материалов // *Міжнародна науково-технічна конференція «Молода наука Харківщини»*. – Х.: Харьк. нац. ун-т, 2004.

30. Сидоренкова М.А. Построение оптимизированного режима отверждения при формовании изделий из полимерных композиционных материалов // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. трудов* – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 1997. – С. 28 – 32.

31. М.А.Шевцова, А.А. Вамболь. Определение скорости разогрева при формовании изделий из полимерных композиционных материалов// *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. трудов*. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2003. – Вып. 35 (4). – С. 104 – 107.

32. Вамболь А.А. О возможностях проектирования процесса отверждения при производстве изделий из композиционных материалов // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. трудов*. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2001. – Вып. 26(3). – С. 137 – 139.

33. Композиционные материалы: Справочник. / В.В. Васильев, В.Д. Протасов, В.В. Болотин и др. – М.: Машиностроение, 1990. – 512 с.

34. Тараненко И.М. Оценка температурных напряжений в профилях из композиционных материалов // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: Сб. науч. трудов*. – Х.: Харьк. авиац. ин-т. – 2000. – Вып. 20. – С. 70 – 74.

Поступила в редакцию 5.04.2005