

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ РАЗЛИЧНЫХ ПОДХОДОВ К ПРОЕКТИРОВАНИЮ СТРУКТУР ТОНКОСТЕННЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

© 2009 В. А. Комаров, А. В. Черняев

Самарский государственный аэрокосмический университет

Рассмотрены три подхода к проектированию структур тонкостенных элементов из композиционных материалов на основе критериев квазиизотропности, равнопрочности и оптимальности. Выполнен сравнительный анализ результатов проектирования по этим критериям, на основе которого определены области их применения. Рассмотрены вопросы проектирования с учетом требований по крутильной жесткости.

Композиционный материал, нитяная модель, квазиизотропная структура, равнопрочная конструкция, параметрическая оптимизация, структурная оптимизация, требования жесткости, нетрадиционная схема армирования.

Введение

В настоящее время известен целый ряд различных подходов к проектированию структур тонкостенных элементов из композиционных материалов (КМ). К ним относят создание структур, обладающих свойствами квазиизотропии, равнопрочности и т.д. При этом очевидно, что выбор конкретного подхода во многом зависит от того, какие требования предъявляются к проектируемой конструкции. Так, например, в самолетостроении наиболее критичной является оценка изделия по его весовым показателям. В этом случае важно установить, какая из методик позволит спроектировать конструкцию, которая имела бы как можно меньшую массу и удовлетворяла при этом предъявляемым к ней требованиям по прочности и жесткости.

Оптимизация композиционных материалов является непростой задачей из-за большого числа проектных переменных и сложных моделей механики композитов. В этой связи представляется интересным сопоставить решения, получаемые при различных постановках задач рационального проектирования.

Вопросам механики и расчета конструкций из композиционных материалов посвящено множество обзоров, а также изданий, носящих справочный характер [1]. В данной статье обсуждаются и сравниваются между собой три подхода к проектированию струк-

тур тонкостенных элементов из КМ на основе так называемой нитяной модели материала. К ним относят проектирование квазиизотропных и равнопрочных структур, а также оптимальное проектирование конструкций из композитов по условиям прочности и жесткости.

Математическая модель пластины из композиционного материала

Волокнистые композиты удовлетворительно описываются моделью линейно-упругого тела [2]. Обобщенная форма записи закона Гука, соответствующая полной анизотропии в материале, включает в себя 21 независимую упругую постоянную. При плоском напряженном состоянии, наличии трех плоскостей упругой симметрии в каждом слое и предположении о малости поперечных модулей упругости слоев расчетные соотношения будут описываться формулами (1) – (3) и включать лишь одну независимую упругую постоянную – модуль упругости слоя вдоль направления его волокон. Упрощенную модель, описываемую этими соотношениями, принято называть нитяной моделью композиционного материала [3, 4, 5]:

$$e_j = e_x \cos^2 a_j + e_y \sin^2 a_j + g_{xy} \sin a_j \cos a_j, \quad (1)$$

$$s_j = E e_j, \quad (2)$$

$$E \begin{bmatrix} \sum_j d_j \cos^4 a_j & \sum_j d_j \cos^2 a_j \sin^2 a_j & \sum_j d_j \cos^3 a_j \sin a_j \\ \sum_j d_j \cos^2 a_j \sin^2 a_j & \sum_j d_j \sin^4 a_j & \sum_j d_j \sin^3 a_j \cos a_j \\ \sum_j d_j \cos^3 a_j \sin a_j & \sum_j d_j \sin^3 a_j \cos a_j & \sum_j d_j \cos^2 a_j \sin^2 a_j \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_x \\ e_y \\ g_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \end{bmatrix} \quad (3)$$

где $\{N_x, N_y, N_{xy}\}$ – нормальные и сдвиговая составляющие потока усилий, в котором находится композитная пластина; E – модуль упругости слоя вдоль направления волокон; $\{e_x, e_y, g_{xy}\}$ – относительные деформации всего пакета слоев; e_j и S_j – деформация и напряжение в слое вдоль волокон; d_j – толщина j -го слоя; a_j – направление волокон в нем (рис. 1).

Использование квазиизотропных структур

На практике широкое распространение получили квазиизотропные композиты. Материал такого типа получается путем укладки трех или более однонаправленных слоев ($N \geq 3$) равной толщины, каждый из которых повернут относительно предыдущего на одинаковый угол $\Delta = p/N$ [6]. Так, равнотолщинные структуры с укладкой $\{0^\circ, \pm 60^\circ\}$,

$\{0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ\}$ и т. д. обладают одинаковым модулем упругости во всех направлениях и считаются квазиизотропными.

Широкое применение квазиизотропных композитов обусловлено, по-видимому, простотой расчетных методик и их относительной схожестью с методами, применяемыми для расчета конструкций из традиционных изотропных материалов. Алгоритм отыскания потребных толщин квазиизотропной конструкции состоит в следующем:

1. Задаются начальные значения толщин слоев пакета ($d_{0j} = const$).

2. Для каждого случая нагружения определяют напряжения во всех слоях S_j^i , где j – номер слоя; i – случай нагружения.

3. Среди полученных напряжений выбирают то, которое является максимальным по отношению к соответствующему ему допускаемому напряжению:

$$R_{\max} = \max \left[\frac{S_j^i}{[S_j^i]} \right]. \quad (4)$$

4. Пропорционально значению $S_{\max \max}$ увеличивают толщины всех слоев композитной структуры:

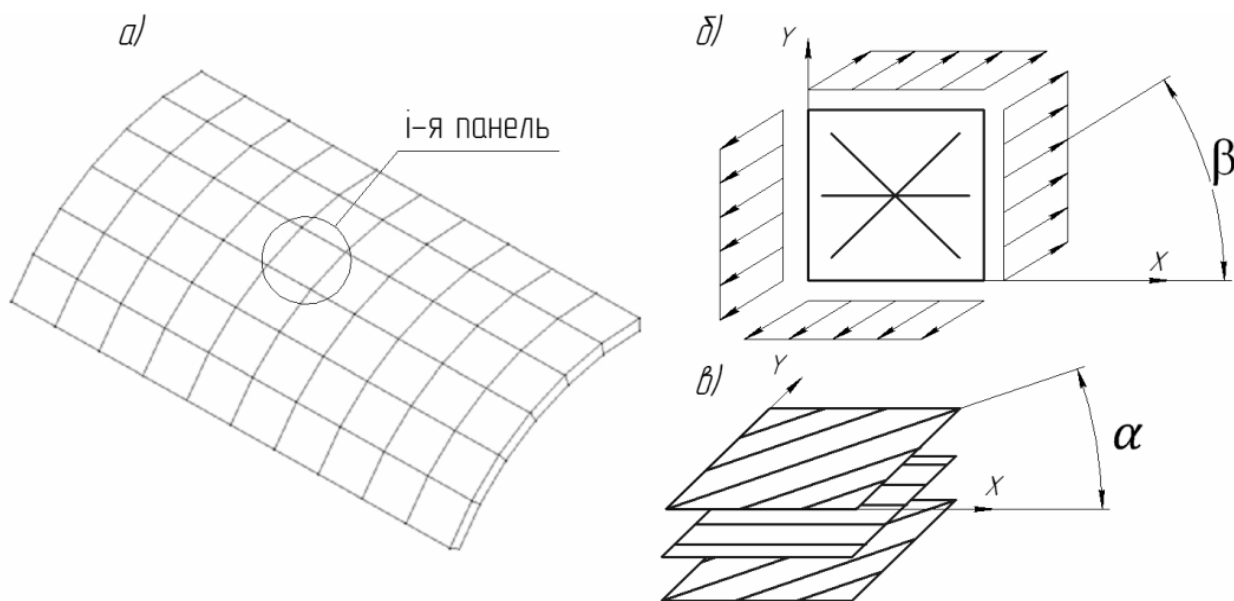


Рис. 1. Разбиение конструкции на элементарные панели: а) разбиение панели обшивки крыла; б) элементарная панель в одноосном потоке усилий; в) направления армирования слоев

$$d_j = d_{0j} \cdot R_{\max} \quad (5)$$

$$R_{\max} = \max \frac{s_j^i}{[s_j^i]} = \frac{3000}{2000} = 1.5,$$

Пример 1. Спроектируем квазиизотропную композитную панель, которая должна выдерживать воздействие трех случаев нагружения, при действии на нее потока усилий

$$d_j = d_{0j} \cdot R_{\max} = 0.33 \cdot 1.5 = 0.5 \text{ } \dot{\text{и}} \text{ } \dot{\text{и}} \text{ } ,$$

величиной $N = 1000 \frac{H}{\text{мм}}$ под углами

$$d_S = \sum_{j=1}^3 d_j = 1.5 \text{ } \dot{\text{и}} \text{ } \dot{\text{и}} \text{ } .$$

$b = 10^\circ; 0^\circ; -10^\circ$ к оси X (рис. 1). Следует отметить, что такое нагружение характерно для обшивок крыльев самолетов [7]. Определим требуемые из условия прочности толщины слоев панели для двух вариантов армирования. Первый вариант – по схеме $\{0^\circ, \pm 60^\circ\}$,

Для второго варианта:

$$R_{\max} = \max \frac{s_j^i}{[s_j^i]} = \frac{3000}{2000} = 1.5,$$

второй – $\{0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ\}$. В качестве материала панели будем использовать углепластик с модулем упругости волокон $E = 130000$ МПа, допускаемым напряжением на растяжение $[s]^+ = 2000$ МПа и сжатие $[s]^- = 1200$ МПа.

$$d_j = d_{0j} \cdot R_{\max} = 0.25 \cdot 1.5 = 0.375 \text{ } \dot{\text{и}} \text{ } \dot{\text{и}} \text{ } ,$$

$$d_S = \sum_{j=1}^4 d_j = 1.5 \text{ } \dot{\text{и}} \text{ } \dot{\text{и}} \text{ } .$$

Зададимся начальной толщиной однонаправленного слоя. Примем для трехслойной панели $d_{0j} = 0,33$ мм, для четырехслойной – 0,25 мм (суммарная толщина пакетов при этом одинакова для обоих случаев армирования и равна 1 мм). Основываясь на нитяной модели и используя в качестве расчетных соотношения (1) – (3), определим напряжения в слоях при действии каждого из расчетных случаев (табл. 1).

Переназначив толщины слоев, произведем поверочный расчет. Его данные представлены в табл. 2.

Таким образом, для первого варианта армирования получим:

Поверочный расчет показывает, что панель с измененными толщинами выдерживает без разрушения действующие на нее нагрузки. Однако результаты этого расчета позволяют также выявить значительные избытки прочности в большинстве слоев пакета, связанные с необходимостью сохранения равенства их толщин. Следовательно, большой объем материала в квазиизотропной конст-

Таблица 1. Напряжения в слоях квазиизотропной панели

Структура	Случай	$s_1, \text{МПа}$	$s_2, \text{МПа}$	$s_3, \text{МПа}$	$s_4, \text{МПа}$
$\{0^\circ, \pm 60^\circ\}$	$b = 10^\circ$	2910	660	-538	-
	$b = 0^\circ$	3000	0	0	-
	$b = -10^\circ$	2910	-538	660	-
$\{0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ\}$	$b = 10^\circ$	2880	1684	-880	316
	$b = 0^\circ$	3000	1000	-1000	1000
	$b = -10^\circ$	2880	316	-880	1684

Таблица 2. Результаты поверочного расчета квазиизотропной панели

Структура	Случай	$s_1, МПа$	$s_2, МПа$	$s_3, МПа$	$s_4, МПа$
$\{0^\circ, \pm 60^\circ\}$	$b = 10^\circ$	1920	435	-355	-
	$b = 0^\circ$	2000	0	0	-
	$b = -10^\circ$	1920	-355	435	-
$\{0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ\}$	$b = 10^\circ$	1920	1123	-586	211
	$b = 0^\circ$	2000	667	-667	667
	$b = -10^\circ$	1920	210	-586	1123

рукции не используется рационально и делает ее заведомо далекой от оптимума (т. е. пластины с минимальной массой).

Использование равнопрочных структур

Резервом для снижения массы является уменьшение толщин менее нагруженных слоев. Следует отметить, что такая структура не будет обладать свойствами квазиизотропии. Вариант, когда хотя бы в одном из случаев нагружения во всех слоях пакета достигается предельное состояние, будем называть равнопрочной конструкцией. Практика показывает, что равнопрочные конструкции из традиционных материалов являются либо оптимальными, либо весьма близкими к ним [3].

Равнопрочные структуры могут быть получены путем изменения толщин слоев пропорционально наибольшему напряжению в каждом слое. При этом расчет может проводиться по следующему итерационному алгоритму:

1. Задаются начальные значения толщин слоев пакета (d_{0j}).
2. Для каждого случая нагружения определяют напряжения во всех слоях s_j^i .
3. Среди выбранных напряжений для каждого слоя в отдельности отыскивается напряжение, составляющее наибольшую долю от соответствующего ему допускаемого напряжения $s_{\max j}$.
4. Толщину каждого слоя изменяют пропорционально напряжению, найденному на предыдущем шаге:

$$d_j = d_{0j} \cdot \frac{s_{\max j}}{[s]_{\text{ит}}} \quad (6)$$

5. Расчет продолжают до стабилизации, задавая в качестве начальных толщины, полученные на 4-м шаге предыдущей итерации.

Пример 2. Спроектируем равнопрочную композитную панель, основываясь на приведенном алгоритме. Данные о случаях нагружения и свойствах материала возьмем из предыдущего примера. Рассмотрим по аналогии два варианта армирования: $\{0^\circ, \pm 60^\circ\}$ и $\{0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ\}$. Вновь примем для всех слоев трехслойной панели $d_{0j} = 0,33$ мм, для четырехслойной – 0,25 мм.

Расчет, проведенный в системе Matlab на основе описанного алгоритма и соотношений (1) – (3), показал, что трехслойная структура, являясь по сути аналогом статически определимой конструкции [4], требует проведения единственной итерации для получения конечного результата. Иначе обстоит дело с четырехслойной структурой, которая ведет себя как статически неопределимая конструкция. Здесь для стабилизации расчета понадобились 18 итераций. Результирующие значения толщин слоев представлены в табл. 3 и 4. График изменения суммарной толщины пакета структуры с четырьмя слоями по итерациям показан на рис. 2.

Отметим, что для рассмотренного примера толщина равнопрочного пакета вдвое меньше толщины квазиизотропной панели, что дает значительный выигрыш по массе. Также представляется интересным то, что

Таблица 3. Итоговые значения толщин слоев панели с армированием $\{0^\circ, \pm 60^\circ\}$

№ итерации	d_{0° , мм	d_{60° , мм	d_{-60° , мм	$d_\Sigma = 0.8$ мм
1	0.5	0.15	0.15	

 Таблица 4. Итоговые значения толщин слоев панели с армированием $\{0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ\}$

№ итерации	d_{0° , мм	d_{45° , мм	d_{90° , мм	d_{-45° , мм	$d_\Sigma = 0.75$ мм
18	0.48	0.115	0.04	0.115	

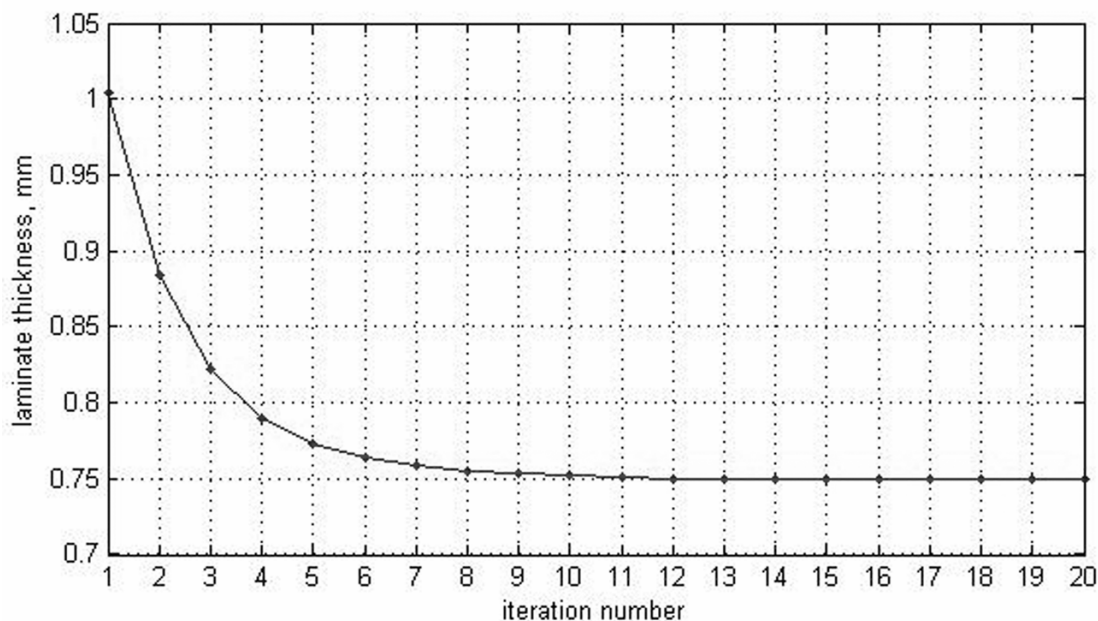


Рис. 2. Изменение суммарной толщины четырехслойного пакета по итерациям

при данных случаях нагружения статически неопределимая структура на 6.25% легче статически определимой.

Оптимизация композитных структур

Несмотря на имеющиеся достоинства, в ряде случаев использование критерия равнопрочности оказывается невозможным. К этим случаям можно отнести задачу структурной оптимизации панели, когда помимо толщин слоев в качестве проектных переменных учитываются углы их укладки. Следует также помнить, что равнопрочная конструкция не является в общем случае оптимальной, т.е. могут существовать дополнительные резервы для снижения массы, и, следовательно, имеет смысл применение оптимизационных методик.

Известны исследования [3], где в качестве метода оптимизации структур из композиционных материалов применялся случайный поиск. На сегодняшний день для решения сложных комбинаторных задач получил широкое распространение метод, основанный на использовании генетического алгоритма (ГА). Генетический алгоритм, благодаря заложенному в него механизму мутации, с большей вероятностью, чем традиционные методы, способен выходить в окрестность глобального экстремума исследуемой функции. В данной работе использовалась реализация генетического алгоритма, входящая в состав пакета Matlab.

Пример 3. По данным примера 2 с использованием генетического алгоритма была проведена оптимизация трех- и четырехслой-

ной панелей с фиксированными углами армирования $\{0^\circ, \pm 60^\circ\}$ и $\{0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ\}$. Полученные результаты полностью совпадают с данными, приведенными в таблицах 3 и 4, т.е. в этом примере равнопрочная конструкция является оптимальной. Этот пример может использоваться для тестирования работоспособности программы, реализующей ГА, и составленной расчетной модели.

Пример 4. Решим поставленную в предыдущем примере задачу, включив углы α

ориентации волокон в слоях в число изменяемых параметров. Таким образом, для трех и четырехслойной структуры имеем уже не три и четыре, а шесть и восемь проектных переменных соответственно. Данные оптимизационного расчета приведены в табл. 5.

Анализ полученных результатов показывает, что один из слоев четырехслойной структуры вырождается в ходе оптимизации. Итоговая структура в обоих случаях имеет три слоя.

Таблица 5. Параметры панелей после оптимизации

Структура с 3 слоями	d , мм	0.5	0.11	0.11	-	$d_\Sigma = 0.72$ мм
	a , град	0°	48°	-48°	-	
Структура с 4 слоями	d , мм	0.5	0.11	0.11	-	$d_\Sigma = 0.72$ мм
	a , град	0°	48°	-48°	-	

Оптимизация с учетом требований жесткости

Для некоторых типов тонкостенных элементов (например, обшивок крыльев самолетов) важным является учет требований по крутильной жесткости. Под жесткостью будем понимать отношение обобщенной силы к соответствующему перемещению [4]:

$$k = \frac{Q}{q}. \quad (7)$$

Пример 5. Зададимся целью получить оптимальные значения толщин слоев композитной панели, армированной под углами $\{0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ\}$, которая удовлетворяла бы условиям прочности и имела сдвиговую жесткость не меньшую, чем обшивка из дюралевого сплава толщиной $d_{al} = 0,5$ мм, то есть $k_{al} = G_{al}d_{al} = 13.8 \cdot 10^3$ Н/мм.

Здесь $G_{al} = 27.6 \cdot 10^3$ МПа – модуль сдвига алюминиевого сплава. Панель испы-

тывает действие трех случаев нагружения, рассматривавшихся ранее. Величину потока касательных сил примем равной $f\% = 1000$ Н/мм. В этом случае должно выполняться условие

$$k_{i\dot{a}i} = \frac{f\%}{g\%} \geq G_{al}d_{al}, \quad (8)$$

то есть

$$g\% \leq \frac{f\%}{G_{al}d_{al}} = \frac{1000}{13.8 \cdot 10^3} = 0.072.$$

Решим поставленную задачу при помощи ГА. Панель, полученная в ходе оптимизации, имеет значения конструктивных параметров, представленные в табл. 6.

Сравнивая новую структуру с той, которая была получена в примере 4, когда оптимизация проводилась только с учетом требований по прочности, легко увидеть, что наличие ограничений по крутильной жесткости приводит к значительному увеличению толщин слоев, уложенных под $\pm 45^\circ$, которые

Таблица 6. Результаты параметрической оптимизации панели

d_{0° , мм	d_{45° , мм	d_{90° , мм	d_{-45° , мм	$d_\Sigma = 0.95$ мм
0.46	0.21	0.07	0.21	

воспринимают основную часть сдвиговых усилий, возникающих в обшивке крыла от кручения.

Пример 6. Изменим задачу, описанную в предыдущем примере, введя углы армирования слоев в число проектных переменных. Результаты расчета представлены в табл. 7.

В этом случае получена панель с несколько меньшей толщиной. Один из ее слоев полностью вырожден. Результаты этого и предыдущего примеров являются интуитив-

но понятными и в некоторой степени предсказуемыми. Так, не требует объяснения тот факт, что сдвиговую нагрузку наилучшим образом способны воспринимать слои с ориентацией $\pm 45^\circ$, а усилия, действующие в трех рассматриваемых случаях, будут восприниматься слоем, ориентированным под 0° . Однако при определенных соотношениях требований по прочности и жесткости в результате оптимизации могут быть получены нетрадиционные структуры [4].

Таблица 7. Результаты структурной оптимизации панели с учетом ограничений по жесткости

d_j , мм	0.5	0.21	0	0.21	$d_\Sigma = 0.92$ мм
a_j , град	0°	45°	-	-45°	

Пример 7. Элемент панели находится в потоке усилий величиной $N = 1600$ Н/мм, действующий под углом $b = 0^\circ$ к направлению оси X (рис. 1). На сдвиговую жесткость панели наложено ограничение $k_{i ai} \geq 55.2 \cdot 10^3$ Н/мм. Допускаемые напряжения в волокне на растяжение и сжатие совпадают и равны $[s] = 1000$ МПа. Модуль упругости волокон $E = 133000$ МПа.

Интуитивно верным решением в данном случае представляется структура с ориентацией 0° и $\pm 45^\circ$, причем толщина слоя, ориентированного в направлении нагрузки, назначается из условия прочности, а перекрестным слоям под $\pm 45^\circ$ может быть назначена толщина, минимально необходимая из условия жесткости. Толщина элемента панели, имеющего структуру, составленную таким образом, получается равной 3,26 мм.

Однако оптимизация структуры элемента панели при трех направлениях ориента-

ции слоев приводит к проектным параметрам, представленным в табл. 8. Толщина пакета в этом случае равна 2,72 мм, что на 17 % меньше, чем у предложенной «интуитивной» структуры [4].

Работа проводилась при поддержке Федерального агентства по образованию в рамках НИР «Исследование механизмов разрушения нетрадиционно армированных композитных материалов».

Выводы

Анализ полученных результатов показывает следующее:

1. Квазиизотропные структуры имеют значительные избытки прочности. Для рассмотренного примера толщина квазиизотропной панели на 50% больше толщины равнопрочной и на 52% больше толщины оптимальной панели (в случае, когда наряду с толщинами слоев углы армирования также являются проектными переменными). Таким образом, использование квазиизотропных структур целесообразно тогда, когда нет же-

Таблица 8. Параметры нетрадиционно армированной структуры

d_j , мм	0.56	1.08	1.08	$d_\Sigma = 2.72$ мм
a_j , град	0°	34°	-34°	

стких требований к массе конструкции и основным требованием является технологичность.

2. Параметрическая оптимизация (углы армирования не являются проектными переменными) дала результаты, полностью совпадающие с результатами расчета панели по критерию равнопрочности.

3. Учет ограничений по сдвиговой жесткости приводит к росту суммарной толщины панели. При этом нагрузка от сдвига воспринимается в основном слоями, расположенными под $\pm 45^\circ$, которые и получают дополнительные приращения по толщине.

4. При некоторых соотношениях требований по прочности и жесткости в результате оптимизации могут быть получены нетрадиционные структуры, имеющие значительный выигрыш по массе по сравнению со структурами, полученными из интуитивных соображений.

5. Генетический алгоритм показал хорошие результаты как метод оптимизации композитных структур при работе в пространстве восьми проектных переменных.

В заключение следует отметить, что все вычисления, производимые на основе нитяной модели композита, имеют оценочный характер. Следующим шагом к повышению точности расчетов может стать учет связующего на уровне математической модели КМ.

Библиографический список

1. Любин Д. Справочник по компози-

ционным материалам в 2 т./Любин Джордж. – М.: Машиностроение, 1988.

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

3. Козлов, Д. М., Комаров В. А. Оптимальное армирование тонкостенных конструкций из композиционных материалов/Д. М. Козлов, В. А. Комаров; Куйбышевский авиационный ин-т. – Куйбышев, 1974. – 75 с. – Деп. в ВИНТИ, № 646-74Деп.

4. Komarov V. A. Design of aircraft structures on the basis of discrete models/ V.A. Komarov//Optimal design. Theory and applications to materials and structures/edited by V. V. Vasiliev, Z. Gurdal. – Technomic publishing Co, Inc., 1999 – p. 68-102.

5. Чедрик В. В. Практические методы оптимального проектирования конструкций из слоистых композиционных материалов/ В. В. Чедрик// Механика композиционных материалов и конструкций – 2005. – том 11, №2. – С. 184-197.

6. Кристенсен Р. М. Введение в механику композитов/Р. М. Кристенсен. – М.: Мир, 1982 – 336 с.

7. Комаров В. А. Несущие поверхности/В. А. Комаров// Энциклопедия. Машиностроение. Т. IV-21. Проектирование, конструкции и системы самолетов и вертолетов. Кн.2/ А. М. Матвеевко, А. И. Акимов, М. Г. Акопов и др. – М.: Машиностроение, 2004. – С. 226 – 252.

References

1. Lyubin D. Handbook of composite materials in 2 volumes /Lyubin George. – Moscow: Mashinostroyeniye, 1988.

2. Vasiliev, V. V. Composite material structure mechanics /V. V. Vasiliev – Moscow: Mashinostroyeniye, 1988 – 272 p.

3. Kozlov, D. M., Komarov V. A. Optimal reinforcement of thin-walled composite material structures / D. M. Kozlov, V. A. Komarov: Kuibyshev Aviation Institute – Kuibyshev, 1974 – 75 pp. – Dep. at All-Russian Institute of Scientific and technical information No. 646-74 Dep.

4. Komarov V. A. Design of aircraft structures on the basis of discrete models / V. A. Komarov // Optimal design. Theory and applications to materials and structures / edited by V. V. Vasiliev, Z. Gurdal. – Technomic publishing Co, Inc., 1999 – p. 68-102.

5. Chedrik V. V. Practical methods of optimal design of laminated composite material structures / V. V. Chedrik / Mechanics of composite materials and structures – 2005 – vol. 11, No. 2 – pp. 184-197.

6. Christensen R. M. Introduction to mechanics of composite / R. M. Christensen. – Moscow: Mir, 1982 – 336 pp.

7. Komarov V. A. Carrying surfaces. / of airplanes and helicopters. / Book 2/ A. M. Matveyenko, A.I. Akimov, M.G. Akopov et al. – Moscow: Mashinostroyeniye, 2004 – pp. 226 – 252.

COMPARATIVE ANALYSIS OF DIFFERENT APPROACHES TO DESIGNING THIN-WALLED ELEMENT STRUCTURES OF COMPOSITE MATERIALS

© 2009 V. A. Komarov, A. V. Tchernyaev

Samara State Aerospace University

The paper deals with three approaches to designing thin-walled element structures of composite materials on the basis of quasiisotropy, equistrength and optimality criteria. A comparative analysis of the results of designing on the basis of these criteria has been performed which made it possible to determine areas of their application. Problems of designing with regard to torsion rigidity demands are also dealt with.

Composite material, thread model, quasiisotropic structure, equistrength structure, parametric optimization, structural optimization, rigidity demands, non-conventional reinforcement scheme.

Информация об авторах

Комаров Валерий Андреевич, заведующий кафедрой конструкции и проектирования летательных аппаратов, доктор технических наук, профессор, Самарский государственный аэрокосмический университет; e-mail: vkomarov@ssau.ru. Область научных интересов: авиационные конструкции, автоматизация проектирования, композиционные материалы.

Черняев Александр Вячеславович, аспирант кафедры конструкции и проектирования летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет; e-mail: weddero@yahoo.com. Область научных интересов: оптимальное проектирование и испытания конструкций из композиционных материалов.

Komarov Valery Andreyevitch, head of aircraft design department, Samara State Aerospace University, doctor of technical science, professor. Place of work – Samara State Aerospace University, e-mail: vkomarov@ssau.ru. Area of research: aircraft constructions, computer-aided design, composite materials.

Tchernyaev Alexander Vyatcheslavovitch, post-graduate of aircraft design department, Samara State Aerospace University. Place of work – Samara State Aerospace University, e-mail: weddero@yahoo.com. Area of research: optimal design and testing of structures made of composite materials.