

ВЛИЯНИЕ УГЛОВ ОРИЕНТАЦИИ СЛОЯ НА ТОЛЩИНУ НЕСУЩИХ ПАНЕЛЕЙ ИЗ СЛОИСТОГО КОМПОЗИТА

Ю. И. Бадрухин, Е. С. Терехова✉

ФАУ «Сибирский научно-исследовательский
институт авиации им. С. А. Чаплыгина»
г. Новосибирск, Российская Федерация

Задача проектирования тонкостенных панелей из слоистых композитов минимального веса при обеспечении прочности и устойчивости сложная и трудоемкая, поскольку устойчивость сильно зависит от изгибной жесткости, которая определяется не только процентным соотношением слоев в укладке, но и их положением в ней. В статье представлен алгоритм выбора рациональных параметров тонкостенных несущих панелей из слоистого композита по условиям минимума веса, прочности и устойчивости. Для повышения экономичности алгоритма получены аналитические решения задач определения критических нагрузок неподкрепленной и дискретно подкрепленной стрингерами композитных панелей при комбинированном нагружении. Аналитические решения были верифицированы методом конечных элементов. Для валидации расчетов были разработаны образцы стрингерных панелей с различными укладками. Проведены испытания образцов стрингерных панелей на устойчивость. Получено хорошее совпадение критических нагрузок, реализованных в экспериментах и с помощью конечно-элементного анализа. Эти результаты позволяют использовать алгоритм выбора рациональных параметров для исследований влияния различных параметров на массу и несущую способность панелей из слоистого композита. В статье с помощью Алгоритма выбора рациональных параметров были получены укладки для неподкрепленной и стрингерной панели с углами армирования 0° , $\pm 15^\circ$, $\pm 30^\circ$, $\pm 45^\circ$, $\pm 60^\circ$, $\pm 75^\circ$ и 90° .

Ключевые слова: слоистые композиты, устойчивость композитных панелей, стрингерная панель, рациональное проектирование, угол армирования.

Введение

Для летательных аппаратов проблема снижения веса элементов конструкции исключительно актуальна. Один из путей решения этой проблемы – использование слоистых композиционных материалов, обладающих высокими прочностными характеристиками [1–3].

Однако при проектировании тонкостенных несущих панелей несущая способность в большей степени определяется устойчивостью, которая сильно зависит от укладки. Например, для прямоугольной неподкрепленной панели длиной 500 мм, шириной 250 мм и укладкой $[45/0/0/0/0]_s$ критическая нагрузка составляет 131 кгс, а для укладки $[0/0/0/0/45]_s$ – 76 кгс, что в 1,7 раза ниже.

Существующие алгоритмы имеют ряд недостатков: одни алгоритмы дают только процент-

ное содержание слоев и необходимую толщину по прочности [4–6], тогда как изменение положения слоя в укладке может привести к изменению изгибных жесткостных характеристик в несколько раз, что решающим образом влияет на несущую способность по устойчивости; в решениях для подкрепленных панелей часто используется эффективная жесткость [7], что некорректно отражает работу стрингеров, поскольку не учитывает их работу при изгибе из плоскости при совместном деформировании с панелью. В задачах рационального проектирования это обстоятельство фактически исключает возможность корректного определения оптимальной высоты стрингерного набора.

Авторами разработан алгоритм выбора рациональных параметров (АВРП) неподкрепленной и стрингерной композитных панелей минимального веса, нагруженных продольным, поперечным и сдвиговым потоками при ограничениях по прочности и устойчивости [8, 9]. Для ускорения работы АВРП получены аналитические решения задач

✉ terekhova@sibnia.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2024

устойчивости неподкрепленной и стрингерной композитных панелей при граничных условиях опирания и защемления, которые позволяют учесть дискретность расположения стрингеров для подкрепленных панелей и изгибно-крутильную потерю устойчивости стрингера, которая реализуется при избыточном увеличении высоты стрингерного набора. В отличие от алгоритмов, предлагающих только определение необходимого процентного соотношения слоев по прочности, созданный алгоритм дает возможность получить полную последовательность слоев в пакете.

Цели работы: проверка несущей способности образцов, полученных с помощью АВРП; валидация расчетных моделей; оценка влияния углов ориентации слоев на толщину и несущую способность панелей из слоистого композита.

1. Алгоритм выбора рациональных параметров панелей из слоистого композита

В качестве критерия прочности пакета использован принцип неперевышения принятого предельного уровня интенсивности деформации.

Интенсивность деформации определяется из известных соотношений теории упругости для ортотропной задачи [10]

$$\varepsilon_i = \frac{\sqrt{2}}{3} \cdot \sqrt{(\varepsilon_1 - \varepsilon_2)^2 + (\varepsilon_2 - \varepsilon_3)^2 + (\varepsilon_1 - \varepsilon_3)^2 + \frac{3}{2} \cdot \gamma_{12}^2}, \quad (1)$$

$$\varepsilon_1 = \frac{\sigma_1}{E_1} - \nu_2 \cdot \frac{\sigma_2}{E_2}, \quad \varepsilon_2 = \frac{\sigma_2}{E_2} - \nu_1 \cdot \frac{\sigma_1}{E_1}, \quad (2)$$

$$\gamma_{12} = \frac{\tau_{12}}{G}, \quad \varepsilon_3 = -\nu_3 \left(\frac{\sigma_1}{E_1} + \frac{\sigma_2}{E_2} \right),$$

$$\nu_1 = \frac{E_1}{E_2} \cdot \nu_2,$$

Подставив (2) в (1) и выразив толщину h , получим:

$$\varepsilon_i = \frac{\sqrt{2}}{3 \cdot h} \cdot \sqrt{F_i}, \quad (3)$$

где

$$\begin{aligned} F_i = & \left(\frac{q_d}{E_1} \right)^2 \cdot \left((1 + \nu_1)^2 + (\nu_3 - \nu_1)^2 + (1 + \nu_3)^2 \right) + \\ & + \left(\frac{q_2}{E_2} \right)^2 \cdot \left((1 + \nu_2)^2 + (1 + \nu_3)^2 + (\nu_3 - \nu_2)^2 \right) + \\ & + 2 \cdot \frac{q_d}{E_1} \cdot \frac{q_2}{E_2} \cdot \left(2 \cdot \nu_3^2 + 2 \cdot \nu_3 - (\nu_1 + \nu_2) \cdot (\nu_3 + 2) - 1 \right) + \\ & + \frac{3}{2} \cdot \left(\frac{q_{12}}{G} \right)^2. \end{aligned} \quad (4)$$

Здесь ε – линейные деформации, γ – сдвиговая деформация, σ – нормальные напряжения, τ – касательные напряжения, E – модули упругости, G – модуль сдвига, q – потоки. Индексом 1 обозначено направление по длине панели, 2 – по ширине панели, 3 – по толщине панели, 12 – сдвиг в плоскости панели. Погонная сила q_d выражается через поток $q_d = q_1 / (1 + h_s \cdot (n_s + 2) \cdot B^{-1})$. Толщина пакета h , необходимая для обеспечения прочности, определяется из равенства интенсивности деформации (3) предельному значению ε_{ib} .

Выражение для определения фактора потери устойчивости получено с помощью энергетического принципа [11]

$$\Pi = U - \lambda \cdot A = 0, \quad (5)$$

где U – потенциальная энергия деформации изгиба панели, A – работа внешних сил, λ – фактор критической нагрузки потери устойчивости.

При получении выражений для энергии деформации обшивки и стрингеров предполагалось, что изгиб обшивки происходит в рамках гипотезы плоских сечений с постоянным сдвигом по толщине, а стрингеры деформируются как балки высокого профиля с постоянным сдвигом по высоте [11] и, помимо этого, изгибаются из своей плоскости и закручиваются как удлиненные пластины, сопряженные одной стороной с обшивкой по прогибам и углам поворота. По высоте стрингера угол поворота сечения считается постоянным. Укладки для панели и стрингеров в данном случае одинаковы.

В общем виде выражение для определения фактора нагрузки потери устойчивости принимает вид

$$\lambda = \frac{U_o + U_{str}}{\frac{q_1 \cdot \alpha_2 \cdot kn}{1 + \frac{h_s \cdot n_s}{B}} \cdot \left(1 + \frac{h_s}{B} \cdot \left(\Sigma c + \frac{h_s^2}{3} \cdot \Sigma s \right) \right) + q_2 \cdot \beta_2 \cdot km + q_{12} \cdot R \cdot k}, \quad (6)$$

где

$$U_o = - \left[\frac{D_{11} \cdot \alpha_4 \cdot kn + D_{22} \cdot \beta_4 \cdot km + 2 \cdot D_3 \cdot \alpha_2 \cdot \beta_2 - \frac{ao_{12}^2 \cdot ao_{33} + ao_{13}^2 \cdot ao_{22} - 2 \cdot ao_{12} \cdot ao_{13} \cdot ao_{23}}{ao_{22} \cdot ao_{33} - ao_{23}^2}}{ao_{22} \cdot ao_{33} - ao_{23}^2} \right],$$

$$\begin{aligned} U_{str} = & \frac{h_s^3 \cdot \alpha_4}{3 \cdot B} \cdot \frac{E_{11} \cdot h \cdot \Sigma c \cdot \Sigma \varepsilon}{1 + \frac{\Sigma \varepsilon \cdot E_{11} \cdot \alpha_2 \cdot h_s^2}{G}} + \\ & + \left(as_{11} - \frac{as_{12}^2 \cdot as_{33} + as_{13}^2 \cdot as_{22} - 2 \cdot as_{12} \cdot as_{13} \cdot as_{23}}{as_{22} \cdot as_{33} - as_{23}^2} \right) \cdot \\ & \cdot \frac{h_s}{B} \cdot \Sigma s. \end{aligned}$$

U_o – энергия деформации изгиба обшивки, U_{str} – энергия деформации изгиба стрингеров, $\alpha_2, \alpha_4, \beta_2, \beta_4, a_o, a_s$ и др. – параметры, зависящие от жесткости, размеров и условий закрепления панели (рассмотрены случаи опирания и защемления по контуру). Выражения для них не приведены ввиду громоздкости. Приравняв к нулю высоту или количество стрингеров, можно получить выражение для неподкрепленной панели.

Для верификации аналитических решений проводилось сравнение критических нагрузок потери устойчивости с результатами конечно-элементного анализа. Получены удовлетворительные результаты. Более подробный анализ приведен в [8].

АВРП включает следующие шаги:

Шаг 1. Формирование пакета минимального веса по прочности

Задается базис, состоящий из набора принятых типичных направлений монослоев, например, $0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ$.

Задается начальная высота и количество стрингеров.

Принимается пакет из произвольного количества слоев с произвольной укладкой. В двойном цикле по слоям и направлениям базиса каждый слой заменяется направлением из базиса с вычислением толщины с помощью выражения (3). Обычно при этом происходит некоторое изменение толщины пакета. Исследуемому слою присваивается то направление, которое обеспечило наименьшую толщину. После нескольких циклов толщина неизбежно перестает меняться, следовательно, цель достигнута – установлено процентное соотношение направлений слоев, отвечающее комбинации приложенных нагрузок.

При фиксированном количестве монослоев полученное изменение общей толщины приводит к изменению толщины монослоя. Однако на первом шаге корректировка количества слоев не проводится.

Важно отметить, что цель достигнута в результате прямой минимизации веса.

Шаг 2. Формирование пакета минимального веса по устойчивости

Укладка и толщина панели, полученные на первом шаге, задаются в качестве начальных для определения фактора потери устойчивости λ по соотношению (6). Если $\lambda \geq 1$, это означает, что полученная укладка обеспечивает помимо прочности еще и устойчивость, т.е. задача решена. Если $\lambda < 1$, это означает, что комбинация действующих нагрузок превышает критический уровень, толщина панели увеличивается до нового значения, отвечающего равенству $\lambda = 1$, с помощью соотношения, следующего из (6):

$$h_{нов.} = \frac{h}{\sqrt[3]{\lambda}}. \quad (7)$$

Здесь h и λ – значения, полученные по результатам шага 1, и всегда $h_{нов.} \geq h$.

В дальнейшем в двойном цикле по направлениям базиса и по слоям укладки каждый слой последовательно обменивается своим направлением со всеми остальными слоями с одновременным определением толщины по выражению (7) и проверкой по прочности. Из всех опробованных сочетаний направлений выбирается сочетание, соответствующее наименьшей толщине и удовлетворяющее ограничению по прочности. Циклический процесс продолжается до подходящего установления значения толщины.

Как видно, в данном случае осуществляется прямая минимизация веса, но уже с учетом обеспечения устойчивости и прочности.

Шаг 3. Дискретизация

На данном шаге корректируется количество слоев укладки с учетом реальной толщины монослоя и полученной общей толщины.

После дискретизации задается новое значение высоты и/или количества стрингеров, и шаги 1–3 повторяются до установления параметров, соответствующих минимальному весу панели.

Шаг 4. Максимизация мембранной жесткости

В результате дискретизации на шаге 3 за счет округления неизбежно происходит небольшое увеличение общей толщины, что приводит к некоторому небольшому превышению ограничений по прочности и устойчивости. Однако полученное в результате превышение оказывается определяющим, так как позволяет сменить целевую функцию и перейти от минимизации веса к максимизации мембранной жесткости при соблюдении ограничений по устойчивости.

На данном шаге фиксируется количество слоев и в цикле по направлениям базиса и по слоям укладки выбирается укладка, дающая наименьшую интенсивность деформации при соблюдении ограничения на устойчивость.

Шаг 5. Формирование сбалансированной укладки

Известно, что при несбалансированной укладке пакета на этапе изготовления может произойти искривление панели. Для того чтобы скорректировать пакет, полученный на шаге 3 и/или 4, с учетом ограничения на сбалансированность в цикле по слоям пакет подбирается так, чтобы в половине симметричного пакета (от края до плоскости симметрии) слоев с направлением 45° было четное количество.

Алгоритм реализован в качестве консольного приложения. Получен сертификат о государственной регистрации программы для ЭВМ [9].

2. Результаты испытаний образцов стрингерных панелей

Для валидации расчетных моделей были проведены испытания образцов стрингерных панелей из препрега ACM102-C130UD (таблица 1) с укладками трех типов: укладки первого типа получены в результате работы АВРП (обозначение – О4); укладки второго типа имеют следующее процентное соотношение слоев: 50 % слоев с направлением 0° , 40 % слоев с направлением $\pm 45^\circ$ и 10 % слоев с направлением 90° (обозначение – О5), такое соотношение обычно рекомендуется для крыльевых силовых панелей; укладки третьего типа

получены в результате работы АВРП и скорректированы с учетом ограничения на сбалансированность (обозначение – О6).

Схема образца стрингерной панели представлена на рисунке 1.

Укладки образцов представлены в таблице 2.

Для анализа напряженно-деформированного состояния образцов были разработаны их конечно-элементные модели (КЭМ) совместно с оснасткой для испытаний. Схема и КЭМ образца и оснастки представлены на рисунке 2.

Критические силы стрингерных образцов, полученные при моделировании образца в стенде $P_{кр.стенд.}$, разрушающая нагрузка при испытаниях $P_{разр.}$ и различие между этими силами $\delta_{ст.}$ представлены в таблице 3. Знак «—» в таблице 3 означает, что нагрузка в эксперименте меньше, чем нагрузка в КЭМ.

Таблица 1

Механические характеристики материала ACM102–130UD

E_1 , кгс/мм ²	E_2 , кгс/мм ²	E_{12} , кгс/мм ²	μ	t_c , мм	γ , кг/мм ³
12882	1059	490	0,34	0,13±0,02	1,55·10 ⁻⁶

Примечание: E_1 – модуль упругости монослоя в направлении нулевого слоя, E_2 – модуль упругости монослоя в поперечном направлении, E_{12} – модуль сдвига монослоя, μ – коэффициент Пуассона, t_c – толщина монослоя, γ – плотность.

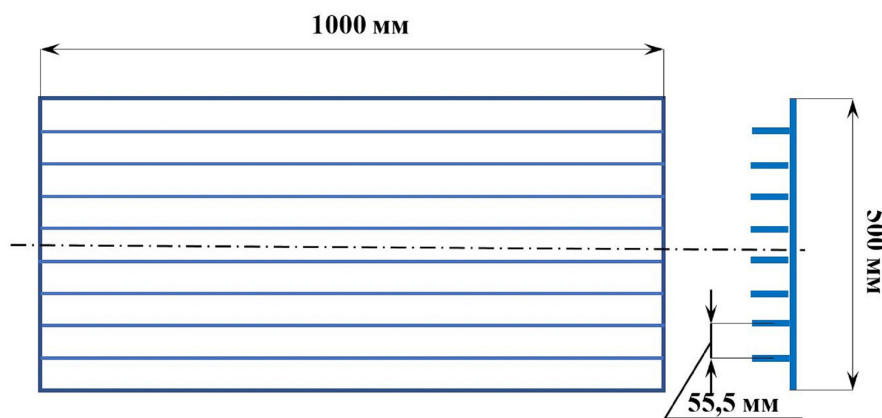


Рисунок 1. Схема образца стрингерной панели

Таблица 2

Параметры образцов стрингерной панели

Тип	h , мм	$h_{стр.}$, мм	Укладка
О4*	2,34	22	$[45/(0)_8]_s$
О5	2,34	27	$[45/90/-45/0/0/0/45/0/0]_s$
О6**	2,34	22	$[\pm 45/(0)_7]_s$

Примечание: * – оптимизированная укладка, ** – оптимизированная и сбалансированная укладка

Таблица 3

Критические силы стрингерных образцов

Тип	$P_{разр.}$, кгс	$P_{кр.стенд.}$, кгс	$\delta_{ст.}$, %
О4(1)	15760	22467	–42,60
О4(2)	21000	23146	–10,20
О5(1)	28300	29131	–2,90
О5(2)	28700	29131	–1,50
О6(1)	25500	23263	–9,60
О6(2)	21700	23263	–6,70

Получено хорошее соответствие расчета с экспериментом. Исключением является только образец О4(1), который имел ярко выраженное коробление.

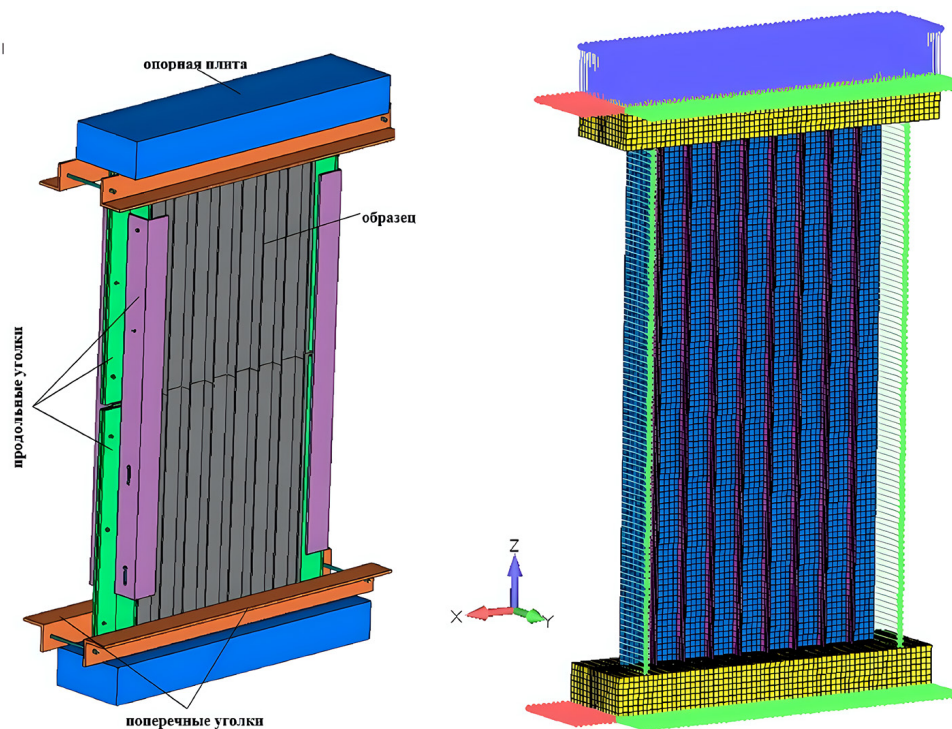


Рисунок 2. Конечно-элементная модель и схема оснастки для испытаний образцов стрингерных панелей

3. Исследование влияния углов ориентации слоя в укладке на толщину панели

Помимо классического базиса возможных углов ориентации слоев в пакете $\{\pm 45^\circ; 90^\circ; 0^\circ\}$ в некоторых источниках используют углы армирования $\pm 15^\circ$, $\pm 30^\circ$, $\pm 60^\circ$ и $\pm 75^\circ$ [12, 13].

С помощью АВРП были получены укладки для неподкрепленной и стрингерной панелей

из ACM-C 130UD (таблица 1) с различными базисами:

Базис 1 – $\{\pm 15^\circ; 90^\circ; 0^\circ\}$;

Базис 2 – $\{\pm 30^\circ; 90^\circ; 0^\circ\}$;

Базис 3 – $\{\pm 45^\circ; 90^\circ; 0^\circ\}$;

Базис 4 – $\{\pm 60^\circ; 90^\circ; 0^\circ\}$;

Базис 5 – $\{\pm 75^\circ; 90^\circ; 0^\circ\}$.

В таблицах 4 и 5 представлены габариты, нагрузки и полученные укладки для неподкрепленной панели.

Таблица 4

Укладки неподкрепленной опертой панели при различных базисах

№ баз.	h , мм	Укладка	ε_i , %	λ
$q_x = -50$ кгс, $q_y = 0$, $L = 800$ мм, $B = 600$ мм.				
1	10,14	$[(90)_9/(\pm 15)_5/0/(\pm 15)_2/15/(0)_{15}]_s$	0,037	1,00
2	9,88	$[30/90/-30/(\pm 90)_2/30/90/-30/90/0/90/30/90/-30/90/(\pm 30)_2/90/(0)_{17}]_s$	0,044	1,01
3	9,10	$[(\pm 45)_6/(90)_2/(\pm 45)_2/90/(\pm 45)_4/45/(0)_7]_s$	0,114	1,00
4	9,62	$[(\pm 60)_5/90/(0)_4/90/(0)_5/60/(0)_6/90/(0)_8]_s$	0,046	1,00
5	10,14	$[(\pm 75)_3/(90)_4/(0)_{29}]_s$	0,035	1,00
$q_x = -50$ кгс, $q_y = -10$, $L = 800$ мм, $B = 600$ мм.				
1	11,18	$[(90)_{10}/0/(\pm 15)_8/15/0/-15/(\pm 15)_4/(0)_5]_s$	0,027	1,00
2	10,66	$[(90)_5/30/90/-30/90/30/90/-30/\pm 30/90/(\pm 30)_2/30/0/-30/(\pm 30)_6/(0)_7]_s$	0,043	1,00
3	10,14	$[(\pm 45)_8/45/(0)_2/-45/90/(\pm 45)_3/45/0/-45/45/(90)_2/-45/0/90/(0)_3]_s$	0,083	1,00
4	10,14	$[(\pm 60)_8/60/0/-60/0/90/0/(90)_2/0/90/0/90/0/90/0/90/(0)_7]_s$	0,071	1,00
5	10,92	$[(\pm 75)_7/(0)_{28}]_s$	0,029	1,02

Примечание 1: q_x – продольный сжимающий поток, q_y – поперечный сжимающий поток, L – длина панели, B – ширина панели, h – толщина панели, λ – фактор потери устойчивости.

Таблица 5

Укладки неподкрепленной защемленной панели при различных базисах

№ баз.	h , мм	Укладка	ε_i , %	λ
$q_x = -50$ кгс, $q_y = 0$, $L = 800$ мм, $B = 600$ мм.				
1	7,54	$[90/(0)_2/90/(0)_{12}/90/(0)_{12}]_s$	0,041	1,01
2	7,54	$[90/(0)_2/90/(0)_{12}/90/(0)_{12}]_s$	0,041	1,01
3	7,54	$[90/(0)_2/90/(0)_{12}/90/(0)_{12}]_s$	0,041	1,01
4	7,54	$[90/(0)_2/90/(0)_{12}/90/(0)_{12}]_s$	0,041	1,01
5	7,54	$[90/(0)_2/90/(0)_{12}/90/(0)_{12}]_s$	0,041	1,01
$q_x = -50$ кгс, $q_y = -10$, $L = 800$ мм, $B = 600$ мм.				
1	7,80	$[(90)_5/(0)_{25}]_s$	0,033	1,02
2	7,80	$[(90)_4/(\pm 30)_2/(0)_{22}]_s$	0,033	1,01
3	7,80	$[45/90/-45/90/45/90/-45/45/(0)_{22}]_s$	0,034	1,01
4	7,80	$[\pm 60/(90)_2/\pm 60/(0)_{22}]_s$	0,033	1,00
5	7,80	$[\pm 75/90/\pm 75/(0)_{22}]_s$	0,033	1,02

В случае защемления панели по контуру для рассмотренной панели и нагрузок при любом базисе толщина одинаковая, в случае опирания наименьшую толщину дает базис $\{\pm 45^\circ; 90^\circ; 0^\circ\}$. Наибольшая мембранная жесткость получена при базисах $\{\pm 15^\circ; 90^\circ; 0^\circ\}$ и $\{\pm 75^\circ; 90^\circ; 0^\circ\}$.

На рисунке 3 для примера приведены собственные формы и фактор потери устойчивости для опертой и защемленной неподкрепленной панели.

Такие же исследования проведены для стрингерной панели. В таблицах 6 и 7 представлены габариты, нагрузки и полученные укладки для стрингерной панели.

На рисунке 4 для примера приведены собственные формы и фактор потери устойчивости для опертой и защемленной стрингерной панели.

Для стрингерной рассмотренной панели и нагрузок при любом базисе толщина одинаковая.

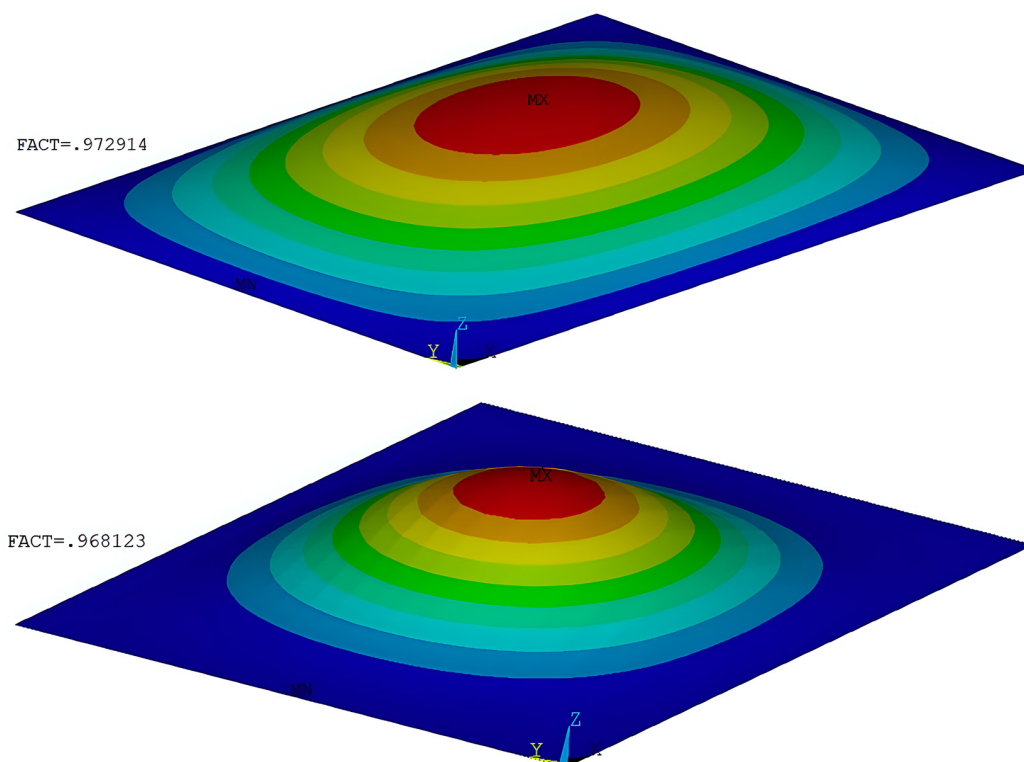


Рисунок 3. Собственные формы и факторы потери устойчивости для неподкрепленных панелей с размерами $L = 800$ мм, $B = 600$ мм при нагрузке $q_1 = -50$ кгс, $q_2 = -10$, базис $\{\pm 60^\circ; 90^\circ; 0^\circ\}$: опертая панель (сверху); защемленная панель (снизу)

Таблица 6

Укладки стрингерной опертой панели при различных базисах

№ баз.	h , мм	Укладка	ε_i , %	λ
$q_x = -50$ кгс, $q_y = 0$, $L = 800$ мм, $B = 600$ мм, $h_s = 22$ мм, $n_s = 8$ мм.				
1	6,24	$[(\pm 15)_2/(0)_{20}]_s$	0,042	1,02
2	6,24	$[\pm 30/(0)_{22}]_s$	0,043	1,02
3	6,24	$[45/(0)_{23}]_s$	0,041	1,02
4	6,24	$[60/(0)_{23}]_s$	0,040	1,01
5	6,24	$(0)_{48}$	0,038	1,01
$q_x = -50$ кгс, $q_y = -10$, $L = 800$ мм, $B = 600$ мм, $h_s = 22$ мм, $n_s = 8$ мм.				
1	7,80	$[(90)_2/(\pm 15)_3/(0)_{22}]_s$	0,033	1,01
2	7,80	$[\pm 30/90/\pm 30/(0)_{25}]_s$	0,037	1,02
3	7,80	$[\pm 45/90/\pm 45/(0)_{25}]_s$	0,031	1,02
4	7,80	$[(\pm 60)_2/60/(0)_{25}]_s$	0,028	1,02
5	7,80	$[\pm 75/75/(0)_{27}]_s$	0,031	1,00

Примечание: q_x – продольный сжимающий поток, q_y – поперечный сжимающий поток, L – длина панели, B – ширина панели, h – толщина панели, h_s – высота стрингеров, n_s – количество стрингеров, λ – фактор потери устойчивости.

Таблица 7

Укладки стрингерной защемленной панели при различных базисах

№ баз.	h , мм	Укладка	ε_i , %	λ
$q_x = -50$ кгс, $q_y = 0$, $L = 800$ мм, $B = 600$ мм, $h_s = 22$ мм, $n_s = 8$ мм.				
1	2,60	$[90/15/(0)_8]_s$	0,094	1,11
2	2,34	$[30/0/-30/(0)_6]_s$	0,141	1,01
3	2,34	$[45/(0)_8]_s$	0,123	1,03
4	2,34	$[60/(0)_8]_s$	0,114	1,02
5	2,60	$[75/(0)_8]_s$	0,094	1,12
$q_x = -50$ кгс, $q_y = -10$, $L = 800$ мм, $B = 600$ мм, $h_s = 22$ мм, $n_s = 8$ мм.				
1	3,64	$[(90)_4/\pm 15/(0)_8]_s$	0,064	1,05
2	3,64	$[(90)_4/(0)_{10}]_s$	0,062	1,05
3	3,64	$[(90)_4/(0)_{10}]_s$	0,062	1,05
4	3,64	$[(90)_4/(0)_{10}]_s$	0,062	1,05
5	3,64	$[(90)_3/75/(0)_{10}]_s$	0,062	1,06

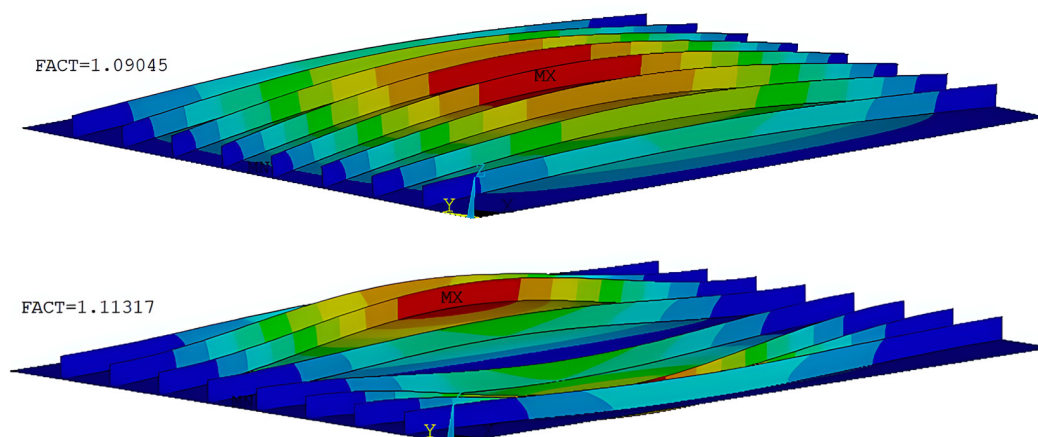


Рисунок 4. Собственные формы и факторы потери устойчивости для стрингерных панелей с параметрами $L = 800$ мм, $B = 600$ мм, $h_s = 22$ мм, $n_s = 8$ мм при нагрузке $q_1 = -50$ кгс, $q_2 = -10$, базис $\{\pm 75^\circ; 90^\circ; 0^\circ\}$: а) опертая панель (сверху); б) защемленная панель (снизу)

Наибольшую мембранную жесткость дает базис $\{\pm 75^\circ; 90^\circ; 0^\circ\}$.

Заключение

В статье приведены шаги алгоритма выбора рациональных параметров неподкрепленных и стрингерных панелей из слоистого композита. Представлены результаты испытания образцов стрингерных панелей, разработанных с помощью АВРП, на несущую способность при сжатии. Полученное хорошее соответствие предельных нагрузок, определенных в эксперименте и с помощью конечно-элементного анализа, подтверждает эффективность АВРП.

Проведенное исследование влияния углов армирования слоев в укладке на толщину и мембранную жесткость панелей показало, что для рассмотренных параметров панелей и сочетаний нагрузок классический базис направлений $\{\pm 45^\circ; 90^\circ; 0^\circ\}$ дает наименьшие толщины панелей. При этом в большинстве случаев панели с укладками, содержащими углы $\pm 45^\circ$, оказываются и наименее жесткими. Применение базисов с углами $\pm 15^\circ$ и $\pm 75^\circ$ не эффективно с точки зрения толщины, однако если есть ограничение по мембранной жесткости, использование этих углов может дать преимущество до 70 %.

Список литературы

- [1] Дубовиков Е. А. Многоуровневый алгоритм оценки перспективных конструктивно-силовых схем композитных авиаконструкций. Дис... канд. техн. наук. Жуковский. 2017. 130 с.
- [2] Дудченко А. А. и Канчая Рокас Рауль Анхель. Рациональное проектирование конструкции отсека фюзеляжа из композиционных материалов // Конструкции из композиционных материалов. 2011, № 2. С. 21–34.
- [3] Морозов Н. А., Власов Ю. Л., Гаврилов А. А. Оптимизация параметров композитных обшивок сухих отсеков летательных аппаратов с помощью NASTRAN // Вестник Оренбургского государственного университета. 2015, № 9 (184), 2015. С. 164–169.
- [4] Грищенко С. В. Феноменологическая методика подбора рациональных параметров укладки слоев при проектировании панелей авиационных конструкций из слоистых полимерных композиционных материалов // Конструкции из композиционных материалов. 2019, № 4. С. 45–49.
- [5] Михайловский К. В., Барановски С. В. Методика проектирования крыла из полимерных композиционных материалов на основе параметрического моделирования. Часть 3. Выбор и обоснование оптимальных схем армирования силовых элементов // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2018. № 5. С. 75–84. doi: 10.18698/0536-1044-2018-5-75-84.
- [6] Максименко В. Н., Олегин И. П., Пустовой Н. В. Методы расчета на прочность и жесткость элементов конструкций из композитов: учебник. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2015. 424 с.
- [7] Киреев В. А., Казаков И. А. Выбор рациональных параметров композитных панелей крыла // Ученые записки ЦАГИ. 2023, № 3, Том LIV. С. 89–100.
- [8] Бадрухин Ю. И., Терехова Е. С. Рациональное проектирование тонкостенных несущих панелей из слоистого композита при комбинированном нагружении // Вестник Московского авиационного института. 2023, Т. 30, № 4. С. 130–139.
- [9] Бадрухин Ю. И., Терехова Е. С. Программное обеспечение по выбору оптимальной укладки монослоев в слоистых композитных панелях по условиям прочности и устойчивости. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023680522. Заявка № 2023669792 Дата государственной регистрации в Реестре программ для ЭВМ 02.10.2023.
- [10] Малинин Н. Н. Прикладная теория пластичности и ползучести. М.: Машиностроение, 1975. 400 с.
- [11] Тимошенко С. П. Устойчивость стержней пластин и оболочек. М: Наука, 1971. 808 с.
- [12] Ирисарри Ф., Бассир Д., Каррере Н., Мари Ж. Многоцелевая оптимизация последовательности слоев укладки конструкций из слоистого композита // Наука и техника композиционных материалов. Том 69, Июнь 2009. С. 983–990. DOI: 10.1016/j.compscitech.2009.01.011
- [13] Кун Л. М., Чжэн В., Ван С. Б. Влияние укладки и угла несоосности на механические свойства волокнисто-армированных стеклопластиков // Механика композиционных материалов. 2021. Т. 57, № 4. С. 783–796, DOI: 10.22364/mkm.57.4.12

DEPENDENCE OF THE THICKNESS OF LAMINATED LOAD-BEARING COMPOSITE PANELS ON THE FIBER ANGLES

Yu. I. Badrukhin, E. S. Terekhova

*FAE "S. A. Chaplygin Siberian Research Institute of Aviation"
Novosibirsk, The Russian Federation*

The designing of thin-walled panels made of laminated composites of minimal weight constrained by strength and buckling is difficult and time-consuming because buckling strongly depends on bending stiffness. This stiffness depends on the percentage of layers and position in layup. The Ration parameters selection algorithm for unsupported and stringer load-bearing panels made of laminated composite with minimal weight and constrained by strength and buckling is presented in this article. The analytical expressions to calculate critical load for unsupported and stringer composite panels under combined loading were obtained to increase the efficiency of the algorithm. Analytical expressions were verified by the finite element method. To validate the calculations, samples of stringer panels with various layups were developed. The samples of stringer panels were tested for buckling. The critical loads realized in tests and obtained by finite element analysis had good coincidence. These results make it possible to use the algorithm to select rational parameters to study the effect of various parameters on the masses of panels made of laminated composite. Layups for an unsupported and stringer panel with fiber angles 0° , $\pm 15^\circ$, $\pm 30^\circ$, $\pm 45^\circ$, $\pm 60^\circ$, $\pm 75^\circ$ and 90° by Ration parameters selection algorithm were obtained in the article.

Keywords: layered composites, buckling of composite panels, stringer panel, rational design, fiber angle.

References

- [1] Dubovikov E. A. A multilevel algorithm for evaluating promising structural and power schemes of composite aircraft structures. Dissertation for the degree of Candidate of Technical Sciences. Zhukovsky. 2017. 130 p.
- [2] Dudchenko A. A. and Kanchaya Rojas Raul Angel Rational design of the fuselage compartment structure made of composite materials, Structures made of composite materials, 2011, No. 2, pp. 21–34.
- [3] Morozov N. A., Vlasov Yu. L., Gavrilov A. A. Optimization of parameters of composite skins of dry compartments of aircraft using NASTRAN. Gazette of the Orenburg State University, 2015, № 9 (184), 2015. pp. 164–169.
- [4] Grishchenko S. V. Phenomenological method of selection of rational parameters of laying layers in the design of panels of aircraft structures made of layered polymer composite materials. Structures made of composite materials, 2019, No. 4, pp. 45–49.
- [5] Mikhailovsky K. V., Baranovsky S. V. Methods of designing a wing made of polymer composite materials based on parametric modeling. Part 3. Selection and justification of optimal reinforcement schemes for power elements // News of higher educational institutions. Mechanical engineering. 2018. No. 5. pp. 75–84. doi: 10.18698/0536-1044-2018-5-75-84
- [6] Maksimenko V. N., Olegin I. P., Pustovoy N. V. Methods for calculating the strength and stiffness of composite structural elements: textbook. – Novosibirsk: NSTU Publishing House, 2015. 424 p.
- [7] Kireev V. A., Kazakov I. A. The choice of rational parameters of composite wing panels. Scientific Notes of TsAGI, 2023, No. 3, Volume LIV, pp. 89–100.
- [8] Badrukhin Yu. I., Terekhova E. S. Rational design of thin-walled load-bearing panels made of laminated composite under combined loading. Gazette of the Moscow Aviation Institute, 2023, vol. 30, No. 4, pp. 130–139.
- [9] Badrukhin Yu. I., Terekhova E. S. Software for selection the optimal laying of monolayers in layered composite panels according to strength and stability conditions. Certificate of state registration of the computer program No. 2023680522. Application No. 2023669792 Date of state registration in the Register of computer programs 02.10.2023.
- [10] Malinin N. N. Applied theory of plasticity and creep. M.: Mechanical Engineering. 1975. 400 p.
- [11] Timoshenko S. P. Stability of rods of plates and shells. M: Science. 1971. 808 p.

- [12] François-Xavier Irisarri, David Hicham Bassir, Nicolas Carrere, Jean-François Maire “Multiobjective stacking sequence optimization for laminated composite structures”. Composite Science and Technology. Vol. 69, June 2009, PP. 983–990. DOI: 10.1016/j.compscitech.2009.01.011
- [13] Kun L. M., Zheng V., Wang S.B. The effect of stacking and misalignment angle on the mechanical properties of fiber-reinforced fiberglass. Mechanics of Composite Materials, vol. 57, No. 4, 2021, pp. 783–796, DOI: 10.22364/mkm.57.4.12

Сведения об авторах

Бадрухин Юрий Иванович – кандидат технических наук, главный научный сотрудник ФАУ «СибНИА им. С. А. Чаплыгина». Окончил Новосибирский электротехнический институт в 1964 году. Область научных интересов: прочность и устойчивость авиационных конструкций, проектирование элементов авиационных конструкций из полимерных композиционных материалов.

Терехова Елена Сергеевна – старший научный сотрудник ФАУ «СибНИА им. С. А. Чаплыгина». Окончила Новосибирский государственный технический университет в 2012 году. Область научных интересов: проектирование элементов авиационных конструкций из полимерных композиционных материалов.