

Исследование влияния структуры и кривизны композиционного материала на устойчивость изолированной клетки обшивки панели несущей поверхности

Ing. Ольга Коновалова

Руководитель: Prof. Ing. Jan Suchánek CSc.

Краткое содержание

В данном проекте исследовано: влияние слоев 90° на устойчивость изолированных клеток обшивки крыла межрегионального пассажирского самолета с шарнирно опертыми кромками; влияние порядка расположения слоев с различными направлениями армирования в пакете на критические напряжения потери устойчивости клетки; влияние кривизны, характерной для межлонжеронной и носовой частей верхней обшивки крыла, на устойчивость изолированных клеток с шарнирно опертыми кромками.

Проведены оценка влияния структуры композиционной панели на ее устойчивость при чистом сжатии и шарнирном опирании кромок и определение оптимальной структуры, а также расчетная оценка влияния кривизны композиционной панели на ее устойчивость. Сформулированы рекомендации по выбору структуры панелей обшивки несущей поверхности самолета из композиционного материала (КМ). Определена экономическая эффективность использования КМ с более рациональной структурой.

Ключевые слова:

потеря устойчивости, ламинат, монослой, кривизна пластины, eigenvalue.

1. Введение

С помощью принципов эквивалентности металлической и композиционной панелей по критериям прочности и жесткости при одновременном действии растяжения-сжатия и сдвига были определены близкие к оптимальным процентные содержания волокон с различными углами их укладки в композиционной обшивке. В результате большого количества исследований и численных экспериментов было определено, что для наиболее полного удовлетворения упомянутым критериям структуры должны содержать слои с укладкой 0° и $\pm 45^\circ$ по отношению к направлению действия нагрузки [1],[2]. Вместе с тем, согласно публикации [2] известно, что в структурах обшивок несущих поверхностей конструкций присутствует некоторое количество (10-15%) слоев с направлением армирования 90° . Более того, судя по данным статьи [2] волокна с углом ориентации 90° появляются в связи с введением ограничений по потере устойчивости. Однако, материалы с многообещающими свойствами, полученными при испытаниях образцов в лабораторных условиях, не оправдывали ожидания [3],[4]. На поведение и свойства материалов с ярко выраженной ортотропией большое влияние оказывают условия краевых ограничений [5]. Испытания детали с жесткой заделкой краев в большей мере соответствуют работе реальной конструкции [6]. Для таких ответственных конструкций, какими являются все летательные аппараты, а в

особенности пассажирские самолеты, обеспечение прогнозируемых расчетных свойств имеет первостепенное значение [7-10]. А так как использование КМ в авиации и космонавтике приобретает все большее значение, благодаря уникальности некоторых свойств и возможности комбинации ранее несовместимых свойств, данные вопросы требуют более подробного и внимательного изучения.

Несущая способность подкрепленных тонкостенных композиционных пластин и оболочек во многих случаях определяется потерей устойчивости ее элементами. Потеря устойчивости особенно опасна, как для самих слоистых ламинатов в связи с их невысокой межслойной прочностью, так и для тех конструкций, где тонкостенные композиционные элементы сопрягаются с жесткими подкрепляющими ребрами, – соседство элементов, теряющих устойчивость, с жесткими подкрепляющими элементами может приводить к неравномерному отрыву («отдиру») и, как следствие, вызывать преждевременное локальное разрушение и исчерпание несущей способности конструкции в целом.

Для первоначальной оценки достоверности численного моделирования в качестве исследуемого объекта была выбрана пластина, для которой могут быть легко получены аналитические результаты. Таким образом, обшивка была представлена в виде плоской прямоугольной слоистой пластины и рассчитана на потерю устойчивости.

Далее, после определения рациональной структуры, были исследованы детали, соответствующие реальной конструкции. Панели реальной обшивки крыла при небольших характерных размерах клеток имеют относительно большие радиусы кривизны. Согласно положениям строительной механики оболочек [1,4,7] для изогнутых изотропных пластин наблюдается существенное повышение критических напряжений потери устойчивости при сжатии вдоль образующей цилиндра по сравнению с плоскими пластинами. Данный вопрос мало изучен в контексте композиционных материалов.

1.1 Цели исследования

Ввиду первостепенной важности критического напряжения потери устойчивости для композиционных структур на рассмотрение была принята верхняя обшивка крыла, которая в стандартном режиме полета воспринимает преимущественно сжимающие напряжения. Сжимающие напряжения нижней обшивки во время стоянки меньше по значению и менее критичны с точки зрения безопасности.

Целью первой части проводимого исследования является оценка влияния структуры композиционной панели на ее устойчивость при чистом сжатии и шарнирном опирании кромок и определение оптимальной структуры.

В данной работе исследовано влияние слоев 90° на устойчивость изолированных клеток с шарнирно опертыми кромками. Рассматриваются варианты поведения слоистой пластины как с ограниченными, так и со свободными деформациями в поперечном направлении, для наглядного сравнения различий поведения пластин при лабораторных испытаниях и при работе в реальной конструкции. Исследовано влияния порядка расположения слоев с различными направлениями армирования в пакете («ламинате») на критические напряжения потери устойчивости клетки.

Еще одним аспектом настоящей работы является исследование влияния кривизны, характерной для межлонжеронной и носовой частей верхней (преимущественно сжатой) обшивки крыла, на устойчивость изолированных клеток с шарнирно опертыми кромками. Рассматривается поведение слоистой пластины с ограниченными деформациями в поперечном направлении, т.к. можно ожидать, что именно в данном случае влияние вторичных (Пуассоновых) сжимающих напряжений на устойчивость может оказаться весьма значительным с учетом кривизны оболочки в направлении их действия [8-14]. Поэтому на основании ранее полученных данных, мною было проведено исследование влияния одинарной кривизны на устойчивость изолированной клетки обшивки панели несущей поверхности из композиционного материала.

Целью данной части проводимого исследования является расчетная оценка влияния кривизны композиционной панели, характерной для межлонжеронной и носовой части верхней обшивки крыла, на ее устойчивость при чистом сжатии и шарнирном опирании кромок. Для сравнения степени влияния кривизны наряду с шарнирным опиранием кромок рассмотрим варианты структур со свободными деформациями в поперечном направлении.

Рассматриваемая пластина состоит из композиционного материала: эпоксидная матрица, армированная углеродной лентой. Толщина монослоя составляет 0,12мм, всей пластины - 2,4мм. Механические свойства: $E_1=14,3\text{ГПа}$, $E_2=840\text{МПа}$, $G_{12}=560\text{МПа}$, $\mu_{12}=0,36$.

Результаты исследования устойчивости клеток обшивки были получены численным методом путем конечно-элементного моделирования и решения с помощью вычислительного комплекса NASTRAN MSC Software.

2. Влияния структуры композиционного материала на устойчивость изолированной клетки обшивки панели несущей поверхности

2.1 Основные результаты расчета критических напряжений

Примеры моделирования и расчета клетки в среде NASTRAN представлены на рис 1. На них показаны формы потери устойчивости рассматриваемой клетки при воздействии сжимающих напряжений при различных условиях опирания.

В Таблице1 приведены критические напряжения потери устойчивости при различных условиях опирания. На рис.2-3 представлены зависимости критических напряжений потери устойчивости панели от процентного содержания слоев 90° при различных условиях опирания.

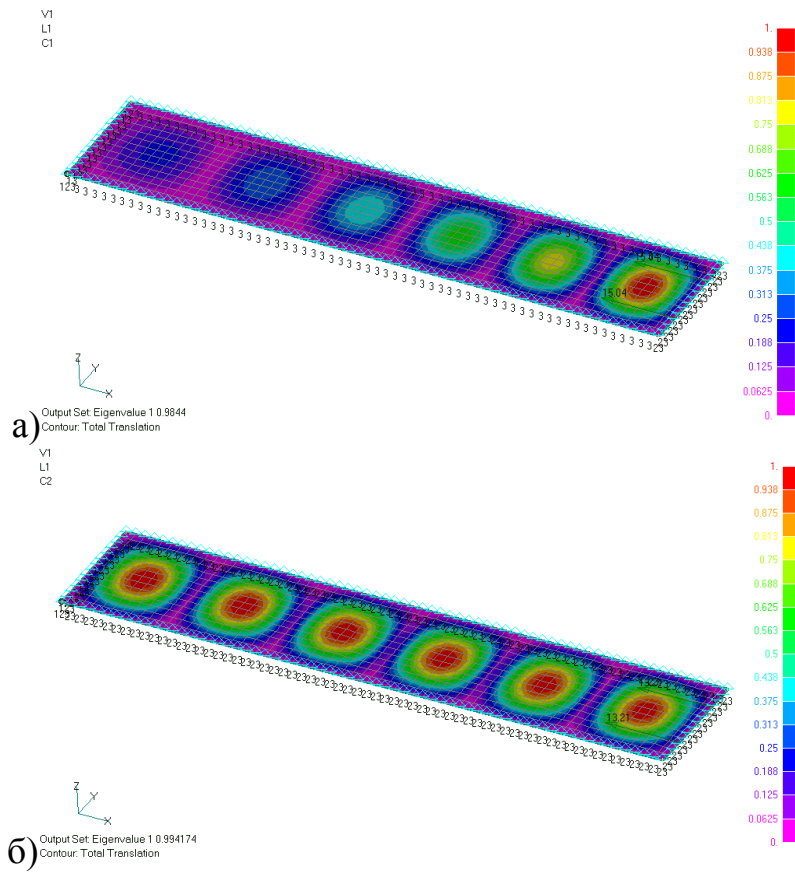


Рис. 1 Структура с $\theta_{40\%}$ вариант 9 (а) без поперечного ограничения; б) с поперечными ограничениями)

Таблица 1.- Влияние структуры материала на устойчивость изолированной клетки

Структура*	--НП	--НП	--НП	--НП	--НП	--НП	--НП	--НП	--НП	--НП	--НП	--НП	
	0_6 45_4 90_0	0_6 45_3 90_1	0_6 45_2 90_2	0_5 45_5 90_0	0_5 45_4 90_1	0_5 45_3 90_2	0_4 45_6 90_0	0_4 45_5 90_1	0_4 45_4 90_2	0_3 45_7 90_0	0_3 45_6 90_1	0_3 45_5 90_2	
	$0_{60\%}^{**}$			$0_{50\%}^{**}$			$0_{40\%}^{**}$			$0_{30\%}^{**}$			
Вариант	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	
без поперечного ограничения	$\sigma_{ср,2}$ кз/мм	7,72	6,86	5,97	8,12	7,18	6,15	8,33	7,30	6,27	8,46	7,38	6,30
	N_x кол-во полуволн	4	5	6	5	5	6	5	6	6	5	6	7
	$q_{ср}$ кз/мм	18,52	16,46	14,33	19,48	17,22	14,76	19,99	17,53	15,04	20,30	17,70	15,12
с поперечным ограничением	$\sigma_{ср,2}$ кз/мм	6,00	6,11	5,57	5,73	6,13	5,60	4,85	5,94	5,50	3,99	5,60	5,30
	N_x кол-во полуволн	3	5	5	2	4	6	1	4	6	1	4	5
	$q_{ср}$ кз/мм	14,41	14,67	13,38	13,75	14,72	13,44	11,64	14,26	13,21	9,57	13,43	12,73

Структура*	--НП	--НП	--НП	--НП	--НП	--НП	--НП	--НП	--НП	
	0 ₂ 45 ₈ 90 ₀	0 ₂ 45 ₇ 90 ₁	0 ₂ 45 ₆ 90 ₂	0 ₁ 45 ₉ 90 ₀	0 ₁ 45 ₈ 90 ₁	0 ₁ 45 ₇ 90 ₂	0 ₀ 45 ₁₀ 90 ₀	0 ₀ 45 ₉ 90 ₁	0 ₀ 45 ₈ 90 ₂	
	0 _{20%} **			0 _{10%} **			0 _{0%} **			
Вариант	13	14	15	16	17	18	19	20	21	
без поперечного ограничения	$\sigma_{кр,2}$ кг/мм	8,53	7,41	6,30	8,55	7,43	6,31	8,55	7,43	6,31
	N_x кол-во полуволн	5	6	7	5	6	7	5	6	7
	q_x кг/мм	20,46	17,79	15,13	20,52	17,82	15,14	20,53	17,83	15,14
с поперечным ограничением	$\sigma_{кр,2}$ кг/мм	3,21	4,91	4,96	2,51	3,79	4,45	1,91	2,81	3,56
	N_x кол-во полуволн	1	2	5	1	1	4	1	1	1
	q_x кг/мм	7,69	11,78	11,91	6,03	9,10	10,68	4,58	6,75	8,55

*Количество и расположение слоев относительно нейтральной плоскости (НП).

**В обозначении 0_{n%} n- процентное содержание слоев в пакете, укладываемых под 0° к направлению действия нагрузки.

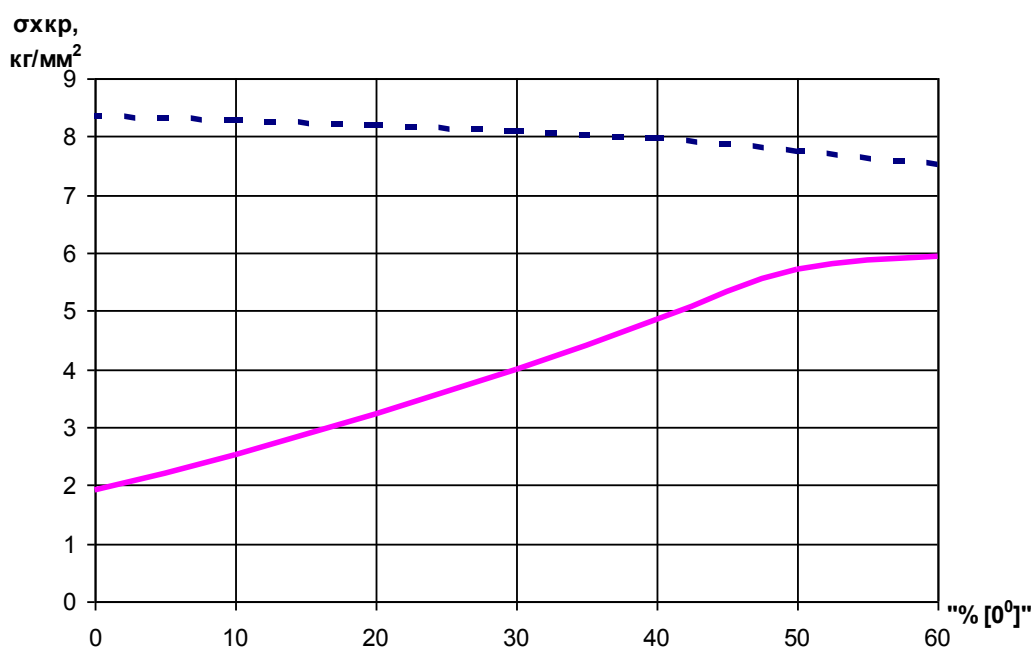


Рис. 2 Зависимость критических напряжений от потерь устойчивости панели при 0% содержании слоев 90° при различных условиях опирания (-- без поперечных ограничений; — с поперечными ограничениями)

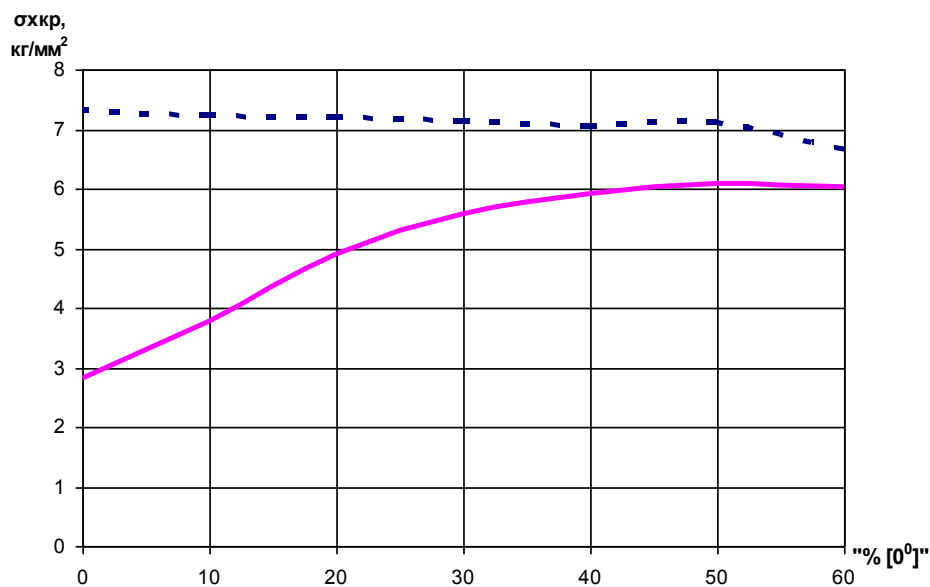


Рис. 3 Зависимость критических напряжений потери устойчивости панели при 10% содержании слоев 90° при различных условиях опирания (-- без поперечных ограничений; — с поперечными ограничениями)

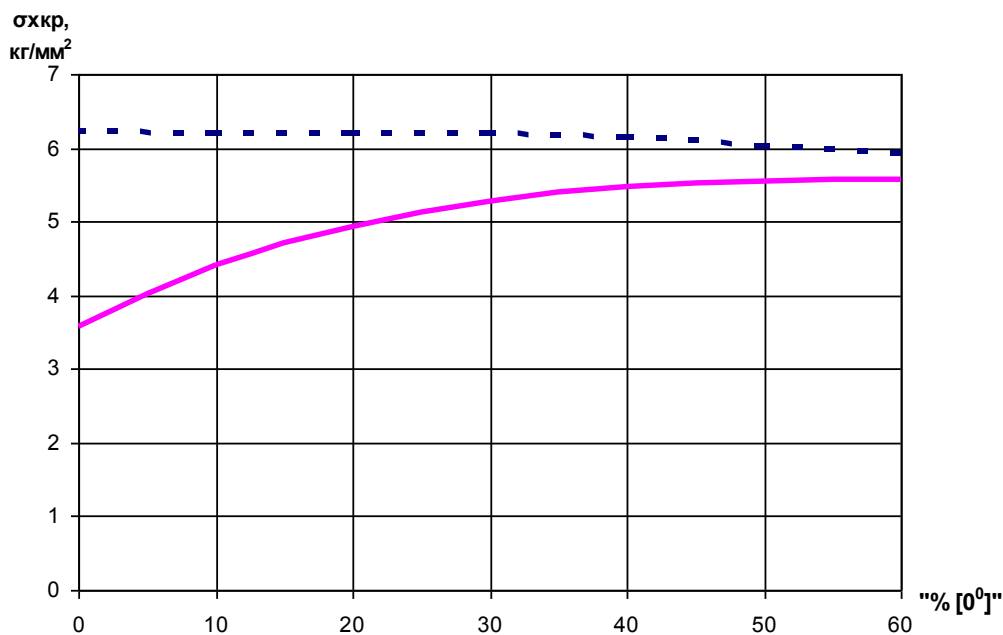


Рис. 4 Зависимость критических напряжений потери устойчивости панели при 20% содержании слоев 90° при различных условиях опирания

Для дальнейшего более подробного рассмотрения выбран Вариант 5, структуры ламинатов которого являются наиболее устойчивыми. В Таблице 2 приведены критические напряжения потери устойчивости при шарнирном опирании структур с 10% содержанием слоев 90° и с различным порядком укладки.

Таблица 2. - Влияние структуры материала на устойчивость изолированной клетки при 10% содержании слоев 90°

Структура*		--НО	--НО	--НО	--НО	--НО	--НО
		0 ₅ 45 ₄ 90 ₁	0 ₅ 90 ₁ 45 ₄	45 ₄ 0 ₅ 90 ₁	45 ₄ 90 ₁ 0 ₅	90 ₁ 0 ₅ 45 ₄	90 ₁ 45 ₄ 0 ₅
		0 _{50%} **					
Вариант		5.0	5.1	5.2	5.3	5.4	5.5
с поперечным ограничением	$\sigma_{кр,2}$ кг/мм	6,13	6,32	3,98	2,45	5,7	2,06
	N_x кол-во полуволн	4	3	4	2	2	1
	q_x кг/мм	14,72	15,17	9,54	5,89	13,68	4,95

*Количество и расположение слоев относительно нейтральной плоскости (НП).

**В обозначении 0_{n%} n- процентное содержание слоев в пакете, укладываемых под 0° к направлению действия нагрузки.

В полученным результатам можно сделать вывод, что для панелей с обшивками из слоистого КМ и характерными для несущей поверхности размерами (шагом стрингеров и нервюр) наличие 10% слоев 90° в структурах с углами укладки 0° и ±45° заметно повышает результаты по устойчивости клетки обшивки (Вариант 5 в Таблице 1). Наиболее близкими к оптимальным, по результатам исследований влияния чередования слоев, являются структуры, в которых слои под ±45° располагаются по краям (снаружи) ламината (Вариант 5.1 в Таблице 2).

3. Исследование влияния кривизны на устойчивость изолированной клетки обшивки несущей поверхности из композиционного материала

3.1 Основные результаты расчета критических напряжений

Объектом этой части исследования являются наиболее устойчивая из рассмотренных структур, в которой присутствуют 10% слоев с укладкой 90° по отношению к направлению действия нагрузки, а слои под ±45° располагаются симметрично относительно нейтральной поверхности ближе к наружным поверхностям ламината. Для сравнения рассмотрен также вариант структуры без 90°-ных слоев. Панели с укладками, соответствующими вариантам 1 и 5.1, и размерами 650x130мм. Радиусы кривизны для расчетов взяты для носовой и межлонжеронной частей обшивки крыла в сечении вблизи нервюры 12 по плазу крыла межрегионального пассажирского самолета размерностью Боинга 737-100: значения кривизны (r) $1,18 \cdot 10^{-4}$ (1/мм), $4,73 \cdot 10^{-4}$ (1/мм) и $18,92 \cdot 10^{-4}$ (1/мм) на длине 130мм соответствуют геометрическим прогибам 0,5мм, 1мм и 2мм (Рис. 5).

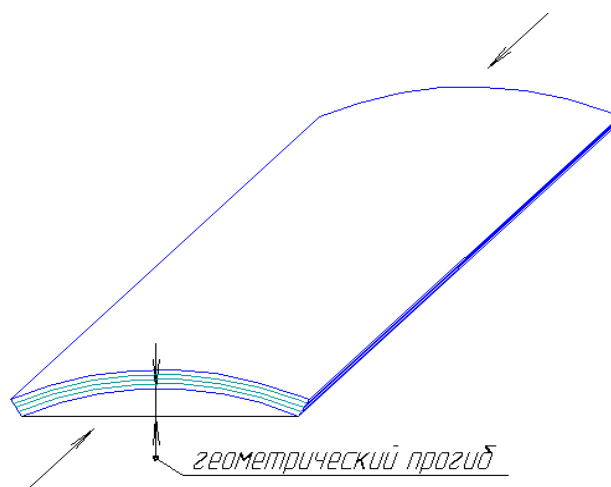


Рис. 5 Схематическое изображение моделируемой панели

В таблице 3 приведены критические напряжения потери устойчивости при чистом сжатии. На рис. 6 представлена зависимость критических погонных напряжений от прогиба панели.

Таблица 3- Влияние кривизны на устойчивость изолированных клеток обшивки с различной структурой материала

Структура*	--НО 0 ₆ 45 ₄ 90 ₀			--НО 0 ₅ 90 ₁ 45 ₄			
	1			5.1			
Вариант	1			5.1			
$r (\times 10^4)$, 1/мм	1,18	4,73	18,92	1,18	4,73	18,92	
без поперечного ограничения	$\sigma_{кр,2}$ кг/мм	7.72			7.20		
	q_x кг/мм	18.52			17.31		
	N_x , кол-во поделов	4	4	4	5	5	4
	Eigenvalue	0,9887	0,9984	1,0895	1,0719	1,0987	1,2025
с поперечным ограничением	$\sigma_{кр,2}$ кг/мм	6.00			6.32		
	q_x кг/мм	14.41			15.17		
	N_x , кол-во поделов	3	4	6	4	5	7
	Eigenvalue	1,0769	1,2411	1,6085	1,0758	1,2518	1,6422

*Количество и расположение слоев относительно нейтральной поверхности (НП).

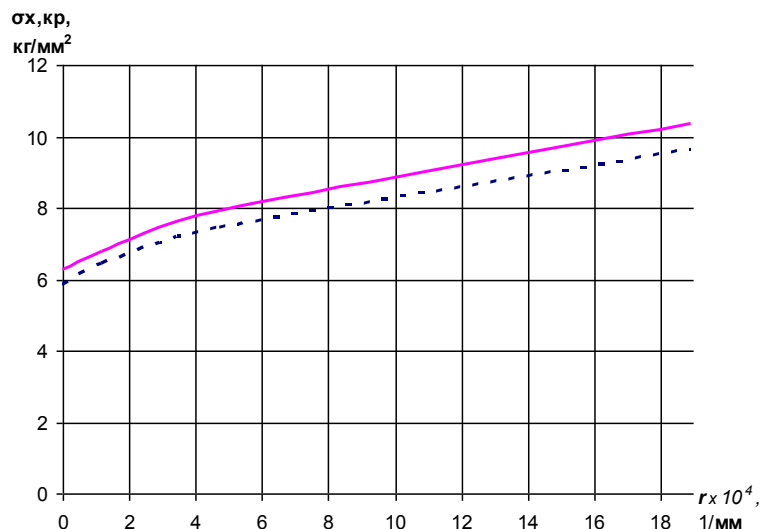


Рис. 6 Зависимость критических погонных напряжений от значения кривизны панели с поперечным ограничением (---- вариант 1; — вариант 5.1)

В таблице 4 представлено повышение критических напряжений потери устойчивости панелей с кривизной относительно плоских панелей.

Таблица 4.- Повышение критических напряжений потери устойчивости панелей с кривизной относительно плоских панелей

Структура отн НО		--НО 0 ₆ 45 ₄ 90 ₀			--НО 0 ₅ 90 ₁ 45 ₄			
		1			5.1			
Вариант		1			5.1			
$r (\times 10^4)$, 1/мм		1,18	4,73	18,92	1,18	4,73	18,92	
без поперечного ограничения		Δ, %	0,76	1,25	5,61	5,03	12,07	24,58
с поперечным ограничением			3,78	5,01	9,5	3,96	11,49	24,6

Отмечено, что с увеличением кривизны композиционных обшивок происходит и качественное изменение форм потери устойчивости: в качестве низших наблюдаются формы с большим количеством полуволн по сравнению с плоской пластиной.

Кроме того, для панелей обшивки из слоистого КМ и характерными для несущей поверхности размерами (шагом стрингеров и нервюр) одинарная кривизна значительно повышает критические напряжения клетки обшивки как при наличии 10% слоев 90°, так и для структур без них (Таблица 3, рис.6). С увеличением кривизны критические напряжения возрастают. Само по себе присутствие 10% при сжатии слоев 90° в структурах с углами укладки [0°, ±45°] заметно повышает уровень собственных значений и соответствующих критических погонных нагрузок как плоских, так и

геометрически изогнутых обшивок. По результатам исследования панелей на сжатие структура варианта 5.1 сохраняет статус наиболее близкой к оптимальной.

Для получения наиболее устойчивых панелей при воздействии преобладающих сжимающих нагрузок рекомендуется структура, содержащая 10% слоев с укладкой 90° по отношению к направлению действия нагрузки, сформированная таким образом, чтобы слои $\pm 45^\circ$ располагались симметрично возможно ближе к наружным поверхностям пакета, а так же наличие односторонней кривизны с относительно большим радиусом.

Установлено, что устойчивость панелей с односторонней кривизной повышается с увеличением геометрического прогиба. Это увеличение составляет от 4 % до 24,6% при работе обшивок на сжатие.

4. Заключение

В ходе представленного исследования была проведена расчетная оценка влияния структуры композиционного материала клетки панели верхней обшивки крыла регионального пассажирского самолета на ее устойчивость при чистом сжатии и шарнирном опирании кромок. Исследование, которое позволило определить композиционные структуры, наиболее близкие к оптимальным, содержит рекомендации по проектированию наиболее устойчивых для данного вида нагружения панелей.

В результате расчетной оценки влияния кривизны композиционной панели, характерной для межлонжеронной и носовой частей верхней обшивки крыла, на ее устойчивость при чистом сжатии и шарнирном опирании кромок были получены численные данные, характеризующие влияние одинарной кривизны на изменение критических напряжений клетки несущей поверхности обшивки из композиционного материала, в структуру которого входит 10% слоев 90° . Установлено, что устойчивость панелей повышается от 4 % до 24,6% с увеличением геометрического прогиба.

Актуальность настоящей работы обусловлена тем, что разработка наиболее устойчивых структур является ключевым фактором в обеспечении весовой эффективности применения слоистых композиционных материалов при создании тонкостенных конструкций несущих и управляющих поверхностей самолета. Экономическая эффективность использования в элементах конструкции самолета композиционных материалов с более рациональной структурой обусловлена тем фактом, что повышение предела воспринимаемых критических нагрузок композиционной детали достигается рационализацией структуры, а не увеличением ее толщины. Что подтверждает необходимость и обоснованность проведения исследований в этом направлении.

Были выполнены исследования реальной панели верхней обшивки крыла самолета, выполненной из композиционного материала, который в настоящее время широко используется как в авиастроении, так и в других высокотехнологичных отраслях промышленности. Следующим необходимым этапом исследований применения композитов в высоконагруженных конструкциях должно быть моделирование и расчет устойчивости тонкостенных элементов при сложном напряженно-деформированном состоянии.

Список использованной литературы

- [1] Астахов М.Ф. и др., Справочная книга по расчету самолета на прочность:М.-1954-533с.
- [2] James, H., Starnes, Jr, Preliminary Design of Composite Wings for Buckling, Strength and Displacement Constraints, *Journal of Aircraft*, Vol. 16, 1979, pp.564-570.
- [3] Gürdal, Z., Design Tailoring of Laminated Composite Structures A Tribute to Dr. James H. Starnes, Jr., 2005, Available from:
<http://www.abdmatrix.com/phcdl/upload/design/Design%20Tailoring%20of%20laminated%20Composite%20Structures.pdf>, Accessed: 2005-04-18
- [4] Gürdal, Z., Haftka, R.T., Optimization of Composite Laminates, In: *Optimization of Large Structural Systems, NATO ASI Series*, Ed. Rozvany G.I.N., Vol. 2, 1993, pp. 623-648, Kluwer Academic Publishers, ISBN:0-7923-2129-4, Dordrecht, Netherlands
- [5] Baba, B.O., Buckling behavior of laminated composite plates, *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, Vol. 26, No. 16, November 2007, pp.1637-1655, ISSN: 07316844
- [6] Singh S.B, Kumar A. & Iyengar N.G.R., Progressive Failure of Symmetrically Laminated Plates under Uni-axial Compression, *Structural Engineering and Mechanics*, Vol. 5, No. 4, July 1997, Pages 433-450. ISSN: 12254568
- [7] Kidane S., Buckling Analysis of Grid Stiffened Composite, Addis Ababa University, 2002.
- [8] Janky N., Knight N.F, Buckling Analysis of Anisotropic curved Panels and Shells With Variable Curvature, *NASA report AIAA 98-1772*, 1998.
- [9] Jaunky N., Knight N.F., Ambur D.R., Optimal Design of General Stiffened Composite Circular Cylinders for Global Buckling With Strength Constraints, *Composite Structures*, 1998.
- [10] Whitney J.M., Effect of Constituent Material Properties on the stability of Fiber Reinforced Composite Plates, *Fundamental Aspects of Fiber Reinforced Plastic Composites*, 1968.
- [11] Whitney J.M., Effect of Boundary Conditions on the Response of Laminated Composites, *Journal of Composite Materials*, , Vol. 4, no. 2, 1970, pp. 192-203.
<http://online.sagepub.com>
- [12] Phillips J.L., Gurdal Z., Structural Analysis and Optimum Design of Geodesically Stiffened Composite Panels, *NASA Report CCMS-90-05*, 1990.
- [13] Graham J., Preliminary Analysis Techniques for Ring and Stringer Stiffened Cylindrical Shells, *NASA report TM-108399*, 1993.
- [14] Hilburger M.W., Nonlinear and Buckling Behavior of Compression-loaded Composite Shells, *Proceedings of the 6th Annual Technical Conference of the American Society for Composites*, Virginia , (2001).
- [15] Rychkov S.P., MSC.VisualNastran for Windows, 2004, 547p.
- [16] Shimkovich D.G., Calculations of Constructions in MSC.Nastran for Windows, 2001, 446p.