

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ, ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ КАРКАСА ОСТЕКЛЕНИЯ ФОНАРЯ КАБИНЫ ВЕРТОЛЕТА ИЗ КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА

Л. А. Бохоева, К. А. Филиппова, ¹В. Е. Рогов

Восточно-Сибирский государственный университет технологий и управления,
¹Байкальский институт природопользования Сибирского отделения РАН
г. Улан-Удэ, Россия

Применение полимерных композиционных материалов (ПКМ) в конструкциях вертолета открывает широкие возможности, как для совершенствования существующих конструкций, самого разнообразного назначения, так и для разработки новых конструктивных решений и технологических процессов [1]. Конструктивные особенности агрегатов вертолета определяются служебным назначением и жесткими требованиями по их увязке в конструкции агрегата. Применение ПКМ в конструкции каркаса остекления носовой части вертолета, предполагает, что конструкция должна удовлетворять конструктивно-эксплуатационным требованиям, обладать повышенными жесткостными характеристиками, отличаться высокой технологичностью изготовления и невысокой себестоимостью.

Фонарь кабины, изображенный на рисунке 1, состоит из каркаса и остекления. Каркас собран из специальных дюралюминиевых профилей, штамповочных жесткостей, литых рам и облицовочных рамок, скрепленных между собой винтами и заклепками. Литые рамы из магниевого сплава и штампованные жесткости образуют рамы проемов для сдвижных блистеров. Сдвижной блистер конструктивно выполнен из литой из магниевого сплава рамы с вставленным выпуклым ориентированным органическим стеклом. Фонарь остеклен ориентированным органическим стеклом. Стекла устанавливаются в литые из магниевого сплава рамки на резиновых профилях и поджимаются облицовочными рамками на винтах с герметизацией по внешней и внутренней поверхностям кромок рамки [2].

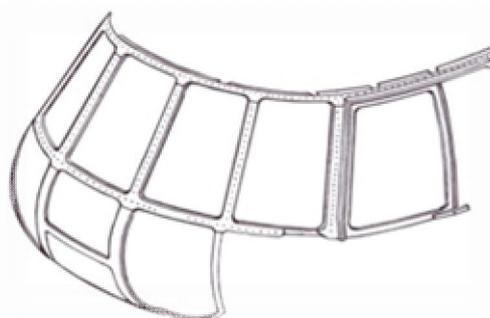
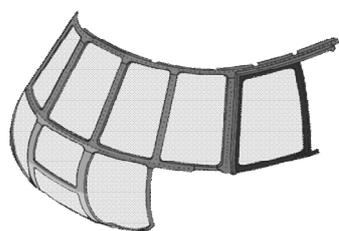


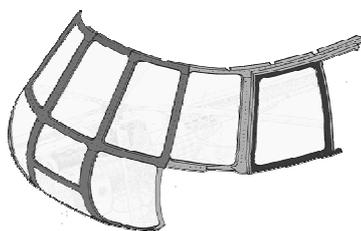
Рисунок 1 – Каркас фонаря кабины вертолета Ми-8

В процессе изготовления рам методом литья из магниевого сплава, в них возникают неоднородности, проблема увязки форм и размеров. Модернизация технологии, в том числе увязка, взаимозаменяемость деталей остекления для вертолета является перспективным направлением.

В рамках данной работы разработаны модели рам остекления Ми-8 из ПКМ. Рассмотрено несколько вариантов схем конструкций остекления носовой части вертолета из ПКМ. Стандартная схема - конструкция состоит из отдельных рам из ПКМ скрепленных между собой, на рисунке 2(а) рамы отмечены разным цветом. Альтернативная схема каркаса №1 из ПКМ представляет собой цельную конструкцию, показанную на рисунке 2(б) зеленым цветом. Альтернативная схема каркаса №2 из ПКМ, состоящая из двух основных элементов, показана на рисунке 2 (в) зеленым и оранжевым цветами.



а - Стандартная схема



б – Альтернативная схема №1



в – Альтернативная схема №2

Рисунок 2 – Схемы рам остекления

Проведены экспериментальные работы с образцами из стекло- и углепластика, которые соответствуют размерам стоек рам, идеализированной формы. Образцы изготавливались с различными углами армирования волокон: $[0,90]$, $[45,-45]$, $[0,45]$, $[45,90]$ с разным количеством слоев (от 10 до 30 слоев).

Применение ПКМ требует учета новых факторов, таких как: нелинейный характер деформирования, опасность разрушения вдоль поверхности раздела слоев, определяющих несущую способность конструкции. Межслойные дефекты существенно влияют на прочность и жесткость элементов конструкции из слоистых композитов [3]. Для экспериментальных работ изготавливались образцы без дефектов и с заложенными технологическими дефектами на разной глубине, в виде непроклеев, показанные на рисунках 3, 4. Границы дефектов на образцах очерчены рисками. Испытания проводились в производственных условиях на гидравлической машине ИР5057-50 мощностью 20 т. Для проведения испытаний была разработана установка, изготовлены специальные захваты, показанные на рисунке 5. Процесс нагружения, деформации и разрушения фиксировался на видеокамеру.

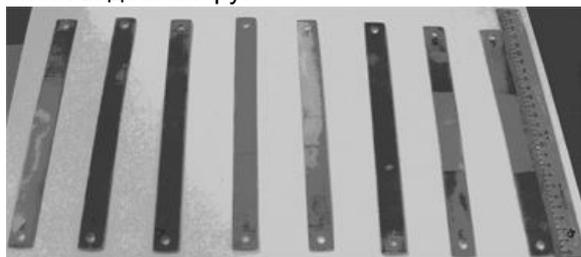


Рисунок 3 – Образцы стоек рам, идеализированной формы, из стеклопластика со сквозными дефектами



Рисунок 4 – Образцы стоек рам, идеализированной формы, из углепластика со сквозными дефектами

Образцы закреплялись в зажимах машины по установочным меткам так, чтобы ось образца совпадала с направлением сжатия. В ходе непрерывного сжатия образца фиксировалась сила. После потери устойчивости дефекта типа отслоения записывалось значение текущей нагрузки. Далее продолжалось непрерывное сжатие образца до полной деформации или полного отслоения дефекта, как показано на рисунке 6. С увеличением нагрузки происходит выпучивание тонкого слоя, разрушение клеевого соединения. Процесс разрушения сопровождался падением нагрузки и изгибом верхней, дефектной, нижней части и основной части пластины. На этом этапе деформирования процесс разрушения сопровождается звуками растрескивания волокон. С увеличением нагрузки деформации происходили во всех частях пластины. Полученные результаты эксперимента обработаны программным комплексом (свидетельство об официальной регистрации программы для ЭВМ № 2007610099), определена критическая сила, скорость подрастания дефектов, получена динамика роста длины трещины отслоения.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ, ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ КАРКАСА ОСТЕКЛЕНИЯ ФОНАРЯ КАБИНЫ ВЕРТОЛЕТА ИЗ КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА



Рисунок 5 – Образец - пластина со сквозным дефектом из стеклопластика, защемленный в специальные захваты



Рисунок 6 – Экспериментальный образец из

стеклопластика при полном отслоении заложеного технологического дефекта

Данные проведения экспериментальных работ представлены в таблице 1. При достижении критической нагрузки возможны три вида потери устойчивости элементов конструкций из ПКМ с дефектами типа отслоений. Первый вид потери устойчивости – глобальное выпучивание всей пластины, потеря устойчивости композиционной пластины как единого целого. Оно наблюдается при дефектах малой длины. Второй вид потери устойчивости - локальное выпучивание лишь отслоившейся верхней части, когда нижняя и основная части пластины остаются плоскими. Локальная потеря устойчивости является основным видом разрушения при сжатии слоистых ПКМ с дефектами типа тонких отслоений.

Таблица 1 – Данные для образцов – пластина со сквозным дефектом

№образца	L(мм)	H(мм)	Кол.слоёв		h (мм)	Кол.слоёв		l (мм)
			Стеклп	Углеплп		Стеклп	Углеплп	
1	200	2	20 толщина слоя 1,15 мм	15 толщина слоя 1,53 мм	2	2	5	40
2					2	3	40	
3					6	5	4	60
4					2	3	2	60
5					6	5	4	70
6					2	2	2	70
7					6	5	4	90
8					2	3	2	90

Подобное выпучивание обусловлено высокой концентрацией межслойного напряжения на фронте дефекта (вершине трещины) - «отслоение тонкого слоя». Третий вид потери устойчивости называется «смешанным», при

котором возможно одновременно локальное и глобальное выпучивание, когда изгибаются верхняя, нижняя и основная части пластины. В таблице 2 представлены полученные результаты пластины со сквозным дефектом.

Таблица 2 – Результаты испытаний пластин

№ экс.	№ обр.	Кол-во слоев	Кол-во слоев д/дефекта	Укладка препрега	Мат-л	L(мм) образца	Дефект типа отслоение	
							Наличие отслоения	P(кН)
1	1	20	2	90	Т-25	200	-	20,3
2	2	20	2	90	Т-25	200	-	19,6
3	5	20	5	90	ЛУ-П/0,2-А	200	+	22,2

4	3	20	2	90	T-25	200	-	20,5
5	4	20	5	90	ЛУ- П/0,2-А	200	+	18,5
6	8	15	3	90	ЛУ- П/0,2-А	200	+	19,1
7	10	15	5	90	ЛУ- П/0,2-А	200	+	21,8
8	7	15	3	90	T-25	200	-	18,2
9	6	15	5	90	T-25	200	-	17,9
10	9	15	5	45,-45	ЛУ- П/0,2-А	200	-	-
11	11	20	4	45,-45	T-25	200	-	21,5
12	12	20	4	45,-45	T-25	200	+	24,8
13	14	20	5	45,-45	ЛУ- П/0,2-А	200	+	25,4
14	13	20	4	45,-45	T-25	200	-	19,7
15	15	20	5	45,-45	ЛУ- П/0,2-А	200	+	25,2
16	16	15	4	45,-45	ЛУ- П/0,2-А	200	+	29,6
17	17	15	5	45,-45	ЛУ- П/0,2-А	200	+	25,1
18	18	15	4	45,-45	T-25	200	+	26,1
19	19	15	5	45,-45	T-25	200	-	25,8
20	20	15	4	45,-45	ЛУ- П/0,2-А	200	-	19,8

Проведены расчеты на прочность отдельных рам и цельной конструкции из литого магния и композиционного материала в системах ANSYS и NX, результаты показаны на рисунках 7-9.

Композиционные материалы, в частности стеклопластик, не уступает по удельной прочности при действующих одинаковых нагрузках (аэродинамические нагрузки – скоростной напор 3 кН/м^2 , массовые нагрузки – $73,6 \text{ Н}$) магниевому сплаву. Полученные результаты расчетов показали расхождение по прочности на изгиб рам из литого магния и композиционного материала 3-5%.

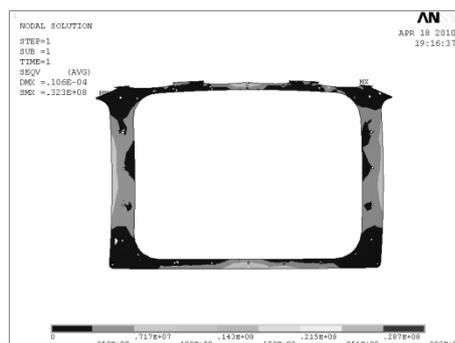


Рисунок 7 – Расчет на прочность при равномерном давлении отдельной рамы из композиционного материала в системе ANSYS

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ, ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭЛЕМЕНТОВ КАРКАСА ОСТЕКЛЕНИЯ ФОНАРЯ КАБИНЫ ВЕРТОЛЕТА ИЗ КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА

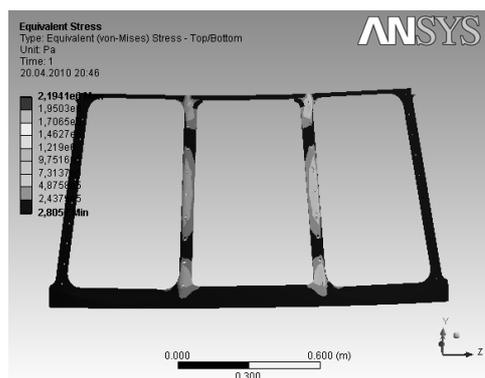


Рисунок 8 – Расчет на прочность при равномерном давлении части цельной рамы из композиционного материала в системе ANSYS

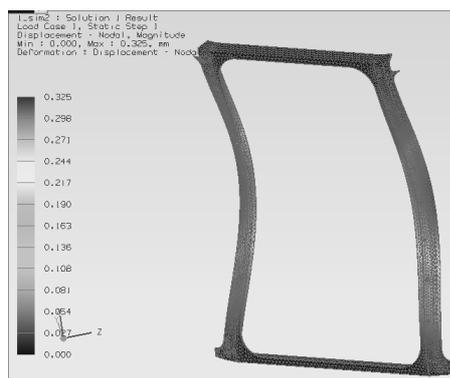


Рисунок 9. Расчет на прочность при равномерном давлении отдельной рамы из литого магния в системе NX (перемещения)

Таблица 3 – Результаты расчета и испытаний

Кол-во слоев	Кол-во слоев д/дефекта	Укладка препрега	Длина образца, мм	Критическая сила потери устойчивости дефекта типа отслоение (кН)	
				$P_{\text{экспер}}$	P_{ANSYS}
20	5	90,0	200	19,1	18,6
		45,-45		25,2	24,1
15	3	45,-45		25,1	21,42
		90,0		19,1	18,4
10	1	90,0		20,3	21,69

При потере устойчивости пластины наблюдался «смешанный» вид потери устойчивости (51%). В остальных случаях происходило либо полное разрушение, либо имело место глобальный тип потери устойчивости. Полученные расчеты критической силы дефекта типа отслоение в системе ANSYS сопоставимы со значениями, которые были определены в ходе опытов. Расхождение в полученных данных составляет не более 7 - 9%. Результаты проведенных экспериментальных работ показали, что наилучшим материалом для рам остекления вертолета является стеклопластик, с укладкой волокон под углом [0,90]. Определение оптимальной схемы каркаса остекления вертолета Ми-8 и выбор композиционного материала для вышеуказанной конструкции, далеко от своего завершения. Для дальнейшего успешного изучения данной проблемы необходимо учитывать факторы такие, как: особенность кон-

струкции; сложность изготовления экспериментальных образцов по заявленным схемам каркаса, представленных на рисунке 2, дороговизны материалов и отсутствия необходимых технологических и производственных мощностей для изготовления цельной конструкции.

Список литературы:

1. Васильев В.В. Механика конструкций из композиционных материалов. – М.: Машиностроение, 1988. – 272 с.
2. Данилов В.А. Вертолет Ми-8. Устройство и техническое обслуживание. - М.: Транспорт, 1988. – 278 с.
3. Бохоева Л.А. Особенности расчета на прочность элементов конструкции из изотропных и композиционных материалов с допустимыми дефектами// - Изд. ВСГТУ. – Улан-Удэ, 2007.- 192с.