

Моделирование напряженно-деформированного состояния панелей из полимерных композиционных материалов легкого самолета при ударном воздействии от столкновения с птицей

© Вай Ян У, К.В. Михайловский

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Российская Федерация

Исследовано поведение панели из полимерных композиционных материалов (ПКМ) под действием ударной нагрузки, возникающей при столкновении самолета с птицей. Рассмотрены нештатные условия эксплуатации панели спортивного самолета из ПКМ, вызванные нагрузкой при соударении с птицей. Определены ударные силы, действующие на композитные панели с различными схемами армирования, с учетом возможных вариантов столкновения. Выявлены потенциальные области образования дефектов и трещин в панели из ПКМ, подвергшейся ударному воздействию. Установлены рациональные толщины и схемы армирования композитных панелей, обеспечивающие стойкость к удару в нештатных условиях эксплуатации легкого самолета. Полученные результаты необходимы для оценки последующего возможного ремонта и эксплуатации летательного аппарата.

Ключевые слова: *легкий самолет, ударное воздействие, повреждение, панели из полимерных композиционных материалов, напряженно-деформированное состояние*

Введение. Полимерные композиционные материалы (ПКМ) получили широкое распространение в авиационной промышленности с середины XX века благодаря высокой удельной прочности, жесткости и малой массе. В настоящее время композитные конструкции находят все более широкое применение в малой авиации, включая легкие спортивные самолеты. Одним из основных преимуществ использования современных ПКМ является возможность снижения массы самолета без ухудшения прочностных характеристик, что способствует улучшению летных качеств и повышению топливной эффективности [1].

В условиях эксплуатации легкие спортивные самолеты подвергаются воздействию различных внешних факторов, в том числе столкновению с птицами на высоких скоростях [2]. Подобные удары представляют серьезную угрозу целостности конструктивных элементов, особенно тонкостенных панелей из ПКМ. Как правило, удар птицы, который длится несколько миллисекунд, носит импульсный характер, но сопровождается высокими локальными нагрузками, способными вызвать внутренние разрушения материала и привести к потере несущей способности конструкции [3, 4].

Согласно статистике, до 85 % таких столкновений происходит на высоте менее 250 м, из которых во время взлета (40...52 %) и посадки (48...60 %), т. е. в непосредственной близости от аэродромов [5]. Около

половины всех инцидентов происходит на высоте ниже 30 м. На высоте от 500 до 1500 м зафиксировано около 10 % столкновений, тогда как на высоте свыше 1500 м — не более 5 %. Анализ статистических данных показывает, что с увеличением высоты частота столкновений с птицами существенно снижается. Однако одновременно возрастает доля инцидентов, сопровождающихся серьезными повреждениями конструкции. Иными словами, несмотря на меньшую вероятность столкновения на больших высотах, их последствия, как правило, оказываются более тяжелыми.

Основным типом ударных нагрузок считается столкновение с одной птицей — зарегистрировано 8296 таких случаев, что составляет около 68 % общего числа инцидентов. В ряде исследований показано, что примерно 33 % авиационных происшествий происходит на этапе посадки, а 25 % — при взлете [6].

Наиболее часто удары птиц приходятся на двигатель (45...50 % случаев), крыло (до 25 %) и кабину пилотов (около 7 %). В остальных случаях фиксируются повреждения фюзеляжа, шасси, носового обтекателя и хвостового оперения [7]. Столкновения с птицами оказывают существенное влияние на безопасность полетов и наносят значительный экономический ущерб авиационной отрасли по всему миру. Распределение количества столкновений по элементам авиалайнера показано на рис. 1.

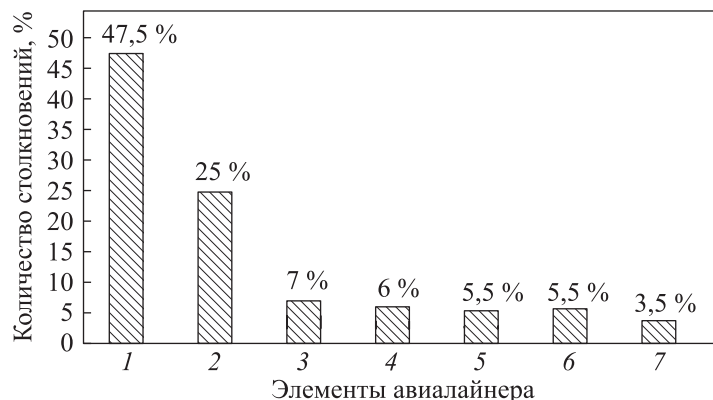


Рис. 1. Распределение числа столкновений по элементам авиалайнера:

1 — двигатель; 2 — крыло; 3 — остекление кабины; 4 — носовой обтекатель;
5 — фюзеляж; 6 — стойки шасси; 7 — хвостовое оперение

Как отмечалось ранее, крыло является вторым по уязвимости элементом конструкции самолета при столкновении с птицами. В большинстве таких инцидентов удар приводит к вмятинам обшивки или повреждению лонжерона, что может вызвать частичную потерю подъемной силы, возникновение вибраций, а в отдельных случаях — затруднение управления самолетом. Попадание птиц в другие части

фюзеляжа, как правило, не представляет серьезной угрозы для безопасности полета, однако сопровождается значительными повреждениями конструкции и в отдельных случаях может привести к нарушению управления [8]. Примеры повреждений конструкций самолетов, возникших в результате столкновений с птицами, представлены на рис. 2.



Рис. 2. Результаты повреждений конструкций самолетов при ударах с птицами

Цель работы — повышение стойкости конструкционных панелей из ПКМ для легкого спортивного самолета к ударным нагрузкам, возникающим при столкновении с птицами.

Задачи исследования. Для достижения поставленной цели решается ряд задач, связанных с выбором типа ПКМ, схем армирования, а также рациональных толщин конструкционных элементов. Первоначально выполняется расчет силы удара при столкновении самолета с птицей с учетом условий полета. Далее полученные значения нагрузок используются в качестве исходных данных для определения напряженно-деформированного состояния панели из ПКМ с учетом схемы армирования и чередования монослоев, а также для оценки прочности каждого слоя.

При математическом моделировании ударного воздействия птицы на панель из ПКМ приняты следующие основные допущения: элемент панели обшивки крыла из ПКМ считался плоской пластиной вследствие малых габаритных размеров; ударная нагрузка при столкновении с птицей воздействовала только по нормали к поверхности панели, что является наиболее опасным случаем; на торцах пластины было задано ограничение всех шести степеней свободы и не учитывались элементы крепления и крепеж, а также тепловые эффекты в панели из ПКМ при ударе. Кроме того, не принималась во внимание зависимость физико-механических характеристик от температуры, рассматриваемые ПКМ считались 3D ортотропными с разными схемами армирования, не учитывалось появление трещин, расслоений и их развитие в панели из ПКМ.

Объект исследования. В данной работе объектом исследования были панели из ПКМ легкого самолета. Расстояние между продольными ребрами составляет 750 мм, между поперечными — также 750 мм. В соответствии с этим выбраны размеры панели: длина и ширина по 750 мм [9]. При столкновении самолета с птицей возникает ударное воздействие на панель. Зона контакта ограничена локальной областью на поверхности панели размерами 150×150 мм.

Расчет силы удара при столкновении самолета с птицей. Расчет ударной нагрузки, возникающей при столкновении самолета Piper PA-28 с птицей, проводится с учетом массы последней, скорости удара и скорости полета. Для более точного определения силы удара необходимы дополнительные данные: скорость самолета, плотность птицы, а также площадь зоны удара. Столкновение с птицами, как правило, сопровождается одновременным соударением с несколькими особями, удары которых распределяются по различным частям самолета, а масса птиц учитывается как суммарная. Исходные данные, используемые для расчета, приведены ниже:

Эффективная плотность птицы ρ , кг/м ³	950
Скорость самолета при столкновении V , м/с :	
при посадке и взлете	30
крейсерская скорость полета	60
Размеры зоны удара S (150×150 мм), м ²	0,0225
Параметр панели (длина×ширина), мм	750×750

Расчет ударной силы выполняется по формуле [10]

$$F = 2\rho V^2 S. \quad (1)$$

Давление в момент столкновения вычисляется следующим образом:

$$P = \frac{F}{S} = 2\rho V^2, \quad (2)$$

где P — ударное давление, Па; F — ударная сила, Н; S — площадь зоны удара, м²; V — скорость самолета, м/с.

Скорость самолета варьируется от 30 м/с (взлет/посадка) до 60 м/с (крейсерский режим). Расчетное ударное давление, возникающее при столкновении с птицей, составляет от 1,71 МПа, что соответствует режимам взлета и посадки, и достигает 6,84 МПа — в зависимости от крейсерского режима полета.

Полученные значения могут быть использованы в качестве граничных условий при численном моделировании для оценки прочности, разрушения и повреждаемости композитных конструкций панели крыла. Такой подход позволяет учитывать реальную динамику нагрузки, возникающей при аварийном столкновении с птицами.

Выбор материалов и схем армирования. Для панели были выбраны два варианта ПКМ: углепластик и стеклопластик. В качестве связующего использовалась эпоксидная смола, обладающая высокой коррозионной стойкостью и влагостойкостью [11–13]. В рамках данной работы рассмотрены две схемы армирования. Схема укладки для первого варианта $[0/\pm 45^\circ/90^\circ]_n$, для второго — $[\pm 45^\circ]_n$. В качестве монослоев ПКМ рассматриваются однонаправленные слои углепластика и стеклопластика, характеристики которых приведены в табл. 1.

Таблица 1

Физико-механические характеристики материалов

Параметр	Углепластик	Стеклопластик
Плотность ρ , кг/м ³	1518	2000
Модуль упругости, ГПа:		
вдоль укладки волокон E_x	123,3	45,0
поперек укладки волокон в плоскости слоя E_y	7,78	10,0
перпендикулярно плоскости армирования E_z	7,78	9,0
Коэффициент Пуассона в плоскости:		
$XY \nu_{xy}$	0,27	0,3
$YZ \nu_{yz}$	0,42	0,4
$XZ \nu_{xz}$	0,27	0,3
Модуль сдвига, ГПа, в плоскости:		
XY	5,0	5,0
YZ	3,08	3,84
XZ	5,0	5,0
Предел прочности, МПа, при растяжении:		
X_T	1632	1100
Y_T	34	35

Первоначально необходимо учесть схемы армирования ПКМ в среде ANSYS Workbench. Алгоритм реализуется с использованием модулей программного комплекса ANSYS. Процесс включает в себя настройку граничных условий и анализ напряженно-деформированного состояния [14]. Применение ANSYS позволяет достаточно корректно моделировать ударные нагрузки, что подтверждено и в работе [15].

Постановка граничных условий. Граничные условия включают закрепление по всем сторонам панели. Геометрическая модель разбивается на конечные элементы с характерным размером 10 мм, а также проверяется зависимость результатов от размера элемента. Ударное давление действует на переднюю поверхность панели. В комплексе ANSYS в модуле Static Structural проводится расчет напряженно-деформированного состояния и перемещений в панели в квазистатической постановке. Для анализа конструкции выбрано два режима ударного давления. Ударное давление, воздействующее на панель из ПКМ, зависит от условий и режима полета.

Результаты моделирования ударного воздействия птицы на панель. В рамках численного моделирования получены распределения напряженно-деформированного состояния панели при воздействии ударного давления 1,7 МПа (режим взлета и посадки). Проведено исследование изменения перемещений и напряжений в панелях из углепластика и стеклопластика при различной толщине: 5, 7, 9 и 11 мм. Для оценки эффективности конструктивных решений расчеты выполнены при одинаковом уровне ударного давления, составляющем 1,71 МПа. Полученные результаты позволяют сопоставить поведение материалов и армирующих структур в заданных условиях нагружения. Результаты численного моделирования представлены на рис. 3–6, а также в табл. 2 и 3.

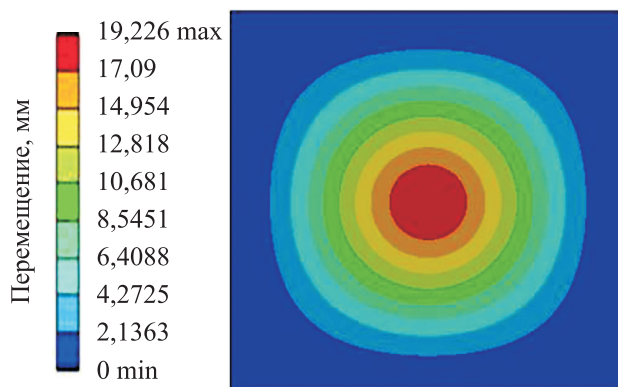


Рис. 3. Распределение перемещений (мм) в панели из углепластика толщиной 11 мм со схемой армирования $[\pm 45^\circ]_n$

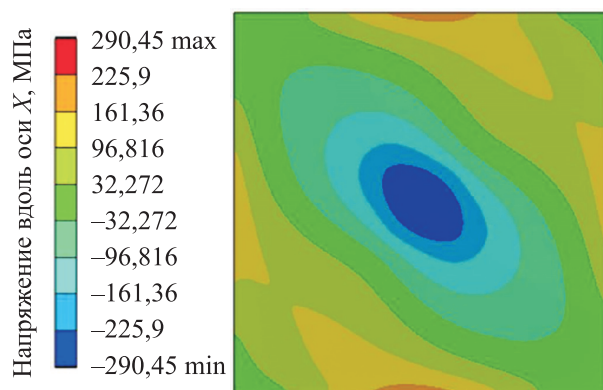


Рис. 4. Распределение напряжений вдоль оси X (МПа) в панели из углепластика толщиной 11 мм со схемой армирования $[\pm 45^\circ]_n$

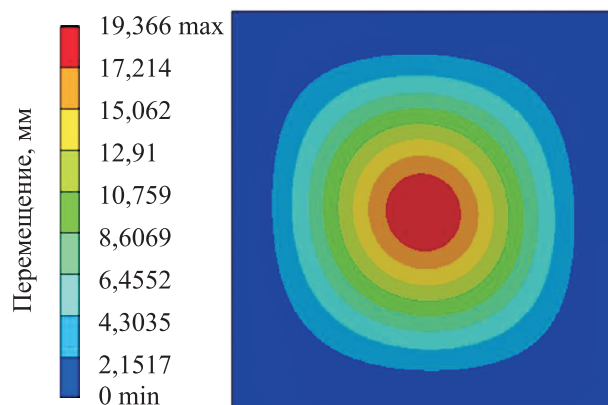


Рис. 5. Распределение перемещений (мм) в панели из углепластика толщиной 11 мм со схемой армирования $[0/\pm 45^\circ/90^\circ]_n$

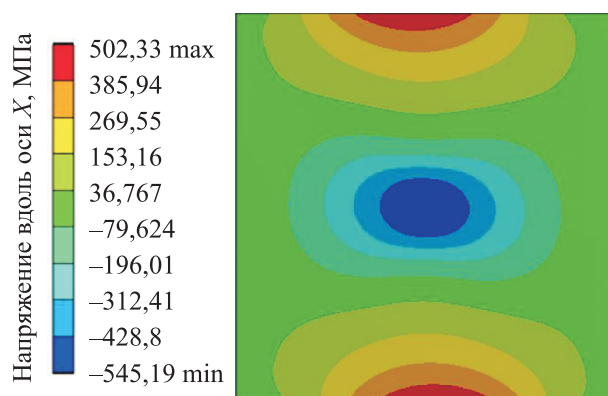


Рис. 6. Распределение напряжений вдоль оси X (МПа) в панели из углепластика толщиной 11 мм со схемой армирования $[0/\pm 45^\circ/90^\circ]_n$

Таблица 2

Результаты расчета для панели из углепластика

Схема армирования панели	Толщина панели, мм	Общее перемещение в панели, мм	Напряжение вдоль оси X в панели, МПа
$[0/\pm 45^\circ/90^\circ]_n$	5	220,3	3245,0
	7	76,8	1213,0
	9	35,4	883,2
	11	19,4	502,1
$[\pm 45^\circ]_n$	5	204,3	1364,0
	7	74,0	705,6
	9	34,9	430,4
	11	19,2	290,3

Результаты расчета для панели из стеклопластика

Схема армирования панели	Толщина панели, мм	Общее перемещение в панели, мм	Напряжение вдоль оси X в панели, МПа
$[0/\pm 45^\circ/90^\circ]_n$	5	444,5	2337,0
	7	159,4	994,1
	9	74,4	680,2
	11	40,7	410,5
$[\pm 45^\circ]_n$	5	432,4	1390,0
	7	157,1	713,6
	9	73,9	433,5
	11	40,6	291,1

После анализа напряжений, деформаций и перемещений композитной панели прочность каждого слоя оценивается с использованием критерия Цая — Ву в программной среде ANSYS ACP (Post) [15]. Критерий прочности Цая — Ву записывается в следующем виде:

$$F_{11}\sigma_1^2 + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 + F_{22}\sigma_2^2 + F_{66}\tau_{12}^2 + F_1\sigma_1 + F_2\sigma_2 + F_6\tau_{12} = 1, \quad (3)$$

где F_1 , F_2 , F_{11} , F_{22} и др. — коэффициенты, связанные с прочностью материала при растяжении, сжатии и сдвиге; σ_1 , σ_2 — нормальные напряжения вдоль и поперек укладки волокон, соответственно; τ_{12} — сдвиговые напряжения.

Критерий прочности Цая — Ву часто используется для определения коэффициента запаса [16, 17]. Монослой считается разрушенным, если значение превышает единицу. Результаты оценки прочности по критерию Цая — Ву для каждого слоя углепластика при схеме армирования $[\pm 45^\circ]_n$ (n — количество слоев) представлены в табл. 4, разрушенные слои выделены красным.

Оценка напряженно-деформированного состояния панели проведена при воздействии ударного давления 6,84 МПа (крейсерский режим). Исследованы изменения перемещений и напряжений в панелях из углепластика и стеклопластика разной толщины: 10, 12, 14 и 16, 18, 20 мм. При моделировании использовались две разные схемы армирования. Для оценки эффективности конструктивных решений расчеты выполнены при одинаковом уровне ударного давления, составляющем 6,84 МПа. Результаты численного моделирования представлены на рис. 7–10, а также в табл. 5 и 6.

Результаты оценки прочности по критерию разрушения Цая — Ву
для панели из углепластика со схемой армирования $[\pm 45^\circ]_n$

Номер слоя	Ориентация монослоя, град	Толщина, мм			
		5	7	9	11
1	+45	3,5	1,8	1,1	0,7
2	–45	2,8	1,5	0,9	0,6
3	+45	2,1	1,3	0,8	0,6
4	–45	1,4	1,0	0,7	0,5
5	+45	0,9	0,5	0,6	0,4
6	–45	1,3	0,5	0,5	0,4
7	+45	1,4	0,3	0,4	0,3
8	–45	3,1	0,5	0,2	0,3
9	+45	3,2	0,5	0,1	0,2
10	–45	4,8	1,1	0,2	0,1
11	+45	–	1,1	0,2	0,1
12	–45	–	1,7	0,5	0,1
13	+45	–	1,8	0,5	0,1
14	–45	–	2,4	0,8	0,3
15	+45	–	–	0,8	0,3
16	–45	–	–	1,1	0,4
17	+45	–	–	1,1	0,5
18	–45	–	–	1,4	0,6
19	+45	–	–	–	0,6
20	–45	–	–	–	0,8
21	+45	–	–	–	0,8
22	–45	–	–	–	0,9

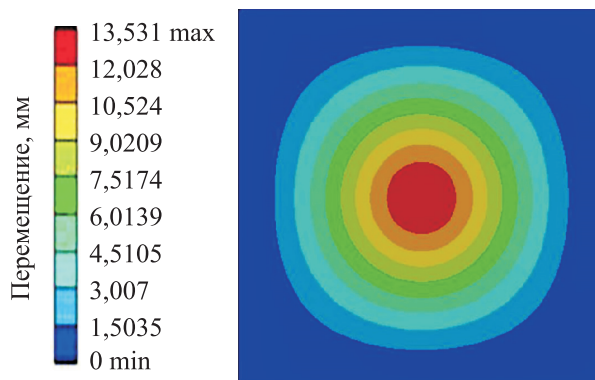


Рис. 7. Распределение перемещений (мм) в панели из углепластика
толщиной 20 мм со схемой армирования $[\pm 45^\circ]_n$

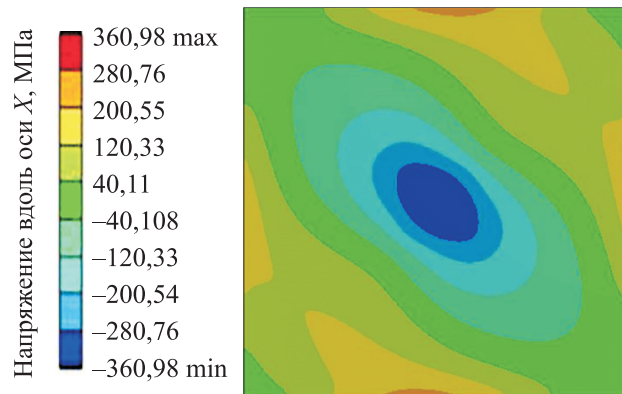


Рис. 8. Распределение напряжений вдоль оси X (МПа) в панели из углепластика толщиной 20 мм со схемой армирования $[\pm 45^\circ]_n$

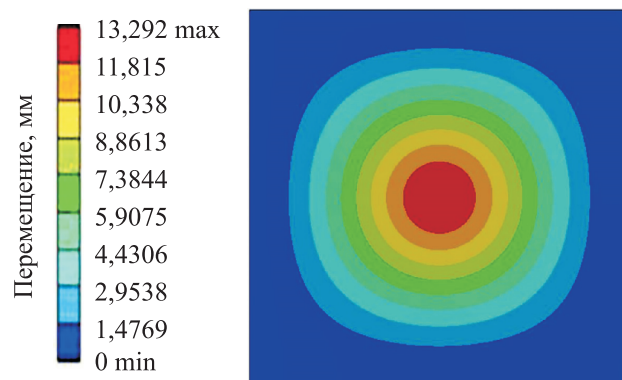


Рис. 9. Распределение перемещений (мм) в панели из углепластика толщиной 20 мм со схемой армирования $[0/\pm 45^\circ/90^\circ]_n$

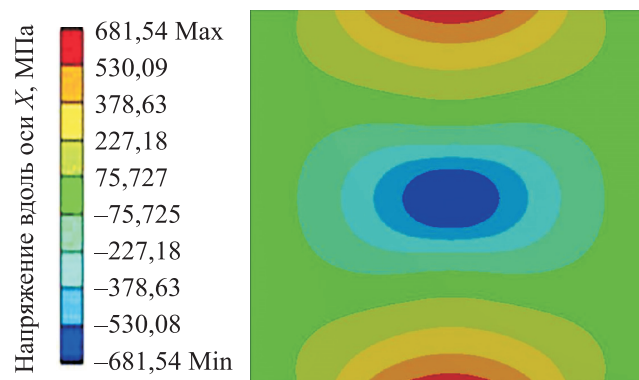


Рис. 10. Распределение напряжений вдоль оси X (МПа) в панели из углепластика толщиной 20 мм со схемой армирования $[0/\pm 45^\circ/90^\circ]_n$

Таблица 5

Результаты расчета для панели из углепластика

Схема армирования панели	Толщина панели, мм	Общее перемещение в панели, мм	Напряжение вдоль оси X в панели, МПа
$[0/\pm 45^\circ/90^\circ]_n$	10	101,2	2543,0
	12	59,0	1877,0
	14	37,5	1303,0
	16	25,3	1061,0
	18	18,0	786,2
	20	13,3	681,5
$[\pm 45^\circ]_n$	10	102,6	1409,4
	12	59,8	984,9
	14	38,0	727,4
	16	25,7	559,5
	18	18,3	443,9
	20	13,5	360,9

Таблица 6

Результаты расчета для панели из стеклопластика

Схема армирования панели	Толщина панели, мм	Общее перемещение в панели, мм	Напряжение вдоль оси X в панели, МПа
$[0/\pm 45^\circ/90^\circ]_n$	10	215,8	2056,1
	12	125,3	1578,4
	14	79,2	1053,8
	16	53,3	890,7
	18	37,6	637,2
	20	27,5	571,0
$[\pm 45^\circ]_n$	10	217,0	1415,5
	12	125,9	985,7
	14	79,6	725,8
	16	53,5	556,7
	18	37,8	440,6
	20	27,7	357,4

Графики оценки прочности по критерию Цая — Ву для панелей из углепластика и стеклопластика с различными схемами армирования при давлении 6,84 МПа представлены на рис. 11. Очевидно, что с учетом физико-механических характеристик панели из углепластика превосходят по стойкости панели из стеклопластика с необходимым коэффициентом запаса. Так, для панели из углепластика критерий Цая — Ву на 1-м слое был меньше 1 (рис. 12).

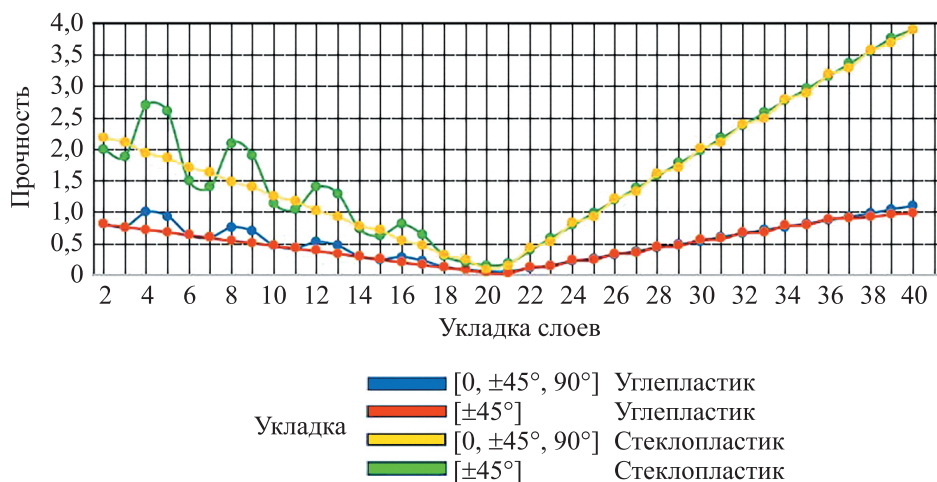


Рис. 11. Результаты оценки прочности по критерию Цая — Ву для панелей из углепластика и стеклопластика толщиной 20 мм с разными схемами армирования

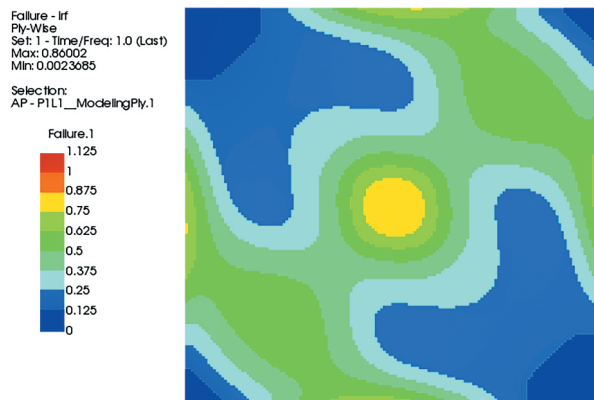


Рис. 12. Критерий прочности Цая — Ву для первого слоя панели из углепластика со схемой армирования $[\pm 45^\circ]_n$

Заключение. По результатам исследований сформулированы следующие выводы:

— панели толщиной 5, 7 и 9 мм из углепластика и стеклопластика со схемами армирования $[\pm 45^\circ]_n$, $[0/\pm 45^\circ/+90^\circ]_n$ не обеспечивают необходимой стойкости к ударным давлениям от столкновения с птицей при учете скорости полета легкого самолета при взлете и посадке;

– панели толщиной 10, 12, 14, 16 и 18 мм из углепластика и стеклопластика со схемами армирования $[\pm 45^\circ]_n$, $[0/\pm 45^\circ/+90^\circ]_n$ не обеспечивают необходимую стойкость к ударным давлениям от столкновения с птицей при учете скорости полета легкого самолета на крейсерском режиме;

– панели из углепластика со схемами армирования $[\pm 45^\circ]_n$ толщиной 11 мм выдерживают ударное давление при столкновении с птицей при взлете и посадке, а толщиной 20 мм — и на крейсерском режиме полета.

Результаты моделирования показали, что панели из углепластика со схемой армирования $[\pm 45^\circ]_n$ выдерживают ударные нагрузки лучше, чем панели из стеклопластика. Это согласуется с данными, полученными в работах [18, 19]. Показано, что учет скоростей полета легкого самолета при взлете, посадке, а также на крейсерском режиме позволяет уточнить толщины панелей из ПКМ. Полученные результаты могут быть использованы при проектировании конструкций легких спортивных самолетов в авиационной отрасли, что повысит их безопасность при столкновениях с птицами. В дальнейшем планируется рассмотреть возможность замены панелей из углепластика трехслойными с применением легкого заполнителя для обеспечения требуемой стойкости к ударным нагрузкам и достижения весового совершенства.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Tooren M., Kassapoglou C., Bersee H. Composite materials, structures and systems. *The Aeronautical Journal*, 2011, vol. 115, no. 1174, pp. 1093–1106. DOI: 10.1017/S0001924000006527
- [2] Карташова Е.Д., Муйземнек А.Ю. Технологические дефекты полимерных слоистых композиционных материалов. *Изв. вузов. Поволжский регион. Техн. науки*, 2017, № 2 (42), с. 79–89. DOI: 10.21685/2072-3059-2017-2-7
- [3] Чепурных И.В. *Прочность конструкций летательных аппаратов*. Комсомольск-на-Амуре, КнАГТУ, 2013, 137 с.
- [4] Вай Ян У, Михайловский К.В. Моделирование напряженно-деформированного состояния панели из полимерных композиционных материалов при действии однократной ударной нагрузки и оценка областей появления дефектов. *Вестник Московского авиационного института*, 2025, т. 32, № 1, с. 112–123. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184454>
- [5] Вышинский В. Столкновение самолета с птицей. *Квант*, 2009, № 6, с. 30–31. URL: <https://www.mathnet.ru/kvant2733>
- [6] Maragakis I. Trends in bird populations and their impact on flight safety during 1999–2008. *Safety Analysis and Research, Report No. E.T.004-00*. Cologne, European Aviation Safety Agency (EASA), 2009, 24 p.
- [7] International Civil Aviation Organization. *Wildlife strike analyses 2008–2015* (IBIS). Montreal, ICAO, 2017, 30 p.
- [8] Есипов Ю.В., Бочкова Е.А., Медведев А.Ю. Разработка параметрических критериев оценки повреждения воздушных судов при столкновении с птицами.

- Безопасность техногенных и природных систем*, 2020, № 2, с. 30–36. DOI: 10.23947/2541-9129-2020-2-30-36
- [9] Wilbeck J.S. *Impact Behavior of Low Strength Projectiles*. Air Force Materials Laboratory, 1977, 24 p.
- [10] Вислов И.П. *Проектирование легких и сверхлегких летательных аппаратов*. Самара, СГАУ, 2005. 114 с.
- [11] Силаева О.Л., Турусов Р.А., Ильичев В.Д. Расчет силы удара при столкновении самолета с птицей. *Материалы Первой Всероссийской научно-технической конференции «Проблемы авиационной орнитологии»*. Москва, ИПЭЭ РАН, 2009, с. 68–73.
- [12] Буланов И.М., Воробей В.В. *Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композиционных материалов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1998, 516 с.
- [13] Баженов С.Л., Берлин А.А., Кульков А.А., Ошмян В.Г. *Полимерные композиционные материалы*. Долгопрудный, Изд. дом «Интеллект», 2010, 352 с.
- [14] Митряйкин В.И., Беззаметнов О.Н., Кротова Е.В. Исследование прочности композиционных материалов с ударными повреждениями. *Изв. вузов. Авиационная техника*, 2020, № 3, с. 27–33.
- [15] Грушецкий И.В., Димитриенко И.П., Ермоленко А.Ф. *Разрушение конструкций из композиционных материалов*. Рига, Зинатне, 1986, 264 с.
- [16] Кузьмин М.В., Кирсанов А.Р. Описание модели разрушения материала рабочих лопаток вентилятора. *Научный Вестник ГосНИИ ГА*, 2012, № 4, с. 62–67.
- [17] Abdullah N.A., Yusoff M.D., Shahimi S.S., Ahmad M.I.M. Numerical simulation of bird strike on aerospace structures using FE — SPH coupling method. *International Journal of Integrated Engineering*, 2021, vol. 13, no. 7, pp. 185–193. DOI: 10.30880/ijie.2021.13.07.022
- [18] Голдовский А.А., Фирсанов В.В. Алгоритмы исследования ударного взаимодействия элементов авиационных конструкций. *Труды МАИ*, 2020, № 111, с. 1–9. DOI: 10.34759/trd-2020-111-6
- [19] Cantwell W.J., Morton J. The impact resistance of composite materials. a review. *Composites*, 1991, vol. 22, no. 5, pp. 347–362. DOI: 10.1016/0010-4361(91)90549-v

Статья поступила в редакцию 11.11.2025

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Вай Ян У, Михайловский К.В. Моделирование напряженно-деформированного состояния панелей из полимерных композиционных материалов легкого самолета при ударном воздействии от столкновения с птицей. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2026, вып. 3. EDN OXDJRE

Вай Ян У — аспирант кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: waiyano6977@gmail.com

Михайловский Константин Валерьевич — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетно-космические композитные конструкции». МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: mikhaylovskiy@bmstu.ru

Simulation of the Stress–Strain State of Polymer Composite Panels of a Light Aircraft under Bird Strike Impact

© Wai Yan Oo, K.V. Mikhaylovskiy

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation

The behavior of a polymer composite material (PCM) panel subjected to impact loading caused by a bird strike was investigated. Non-standard operating conditions of a sports aircraft panel made of polymer composite materials were considered, caused by the load arising from a collision with a bird. The impact forces acting on composite panels with different reinforcement layups were determined taking into account possible collision scenarios. Potential areas of defect and crack initiation in the composite panel under impact loading were identified. Rational thicknesses and reinforcement schemes of composite panels providing impact resistance under abnormal operating conditions of a light aircraft were determined. The obtained results are necessary for assessing the possibility of subsequent repair and further operation of the aircraft.

Keywords: *light aircraft, impact loading, damage, polymer composite panels, stress–strain state*

REFERENCES

- [1] Tooren M., Kassapoglou C., Bersee H. Composite materials, structures and systems. *The Aeronautical Journal*, 2011, vol. 115, no. 1174, pp. 1093–1106. <https://doi.org/10.1017/S0001924000006527>
- [2] Kartashova E.D., Muyzemnek A.Yu. Tekhnologicheskie defekty polimernykh sloistykh kompozitsionnykh materialov [Technological defects of polymer laminated composite materials]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Povolzhskiy region. Tekhnicheskie nauki — University Proceedings. Volga Region. Technical Sciences*, 2017, no. 2 (42), pp. 79–89. <https://doi.org/10.21685/2072-3059-2017-2-7>
- [3] Chepurnykh I.V. *Prochnost konstruktsiy letatelnykh apparatov* [Strength of aircraft structures]. Komsomolsk-na-Amure, Komsomolsk-na-Amure state university Publ., 2013, 137 p.
- [4] Wai Yan Oo, Mikhaylovskiy K.V. Modelirovanie napryazhenno-deformirovannogo sostoyaniya paneli iz polimernykh kompozitsionnykh materialov pri deystvii odnokratnoy udarnoy nagruzki i otsenka oblastey poyavleniya defektov [Modeling of stress-strain state of panels made of polymer composite materials under single impact load and assessment of defect occurrence areas]. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta — Aerospace MAI Journal*, 2025, vol. 32, no. 1, pp. 112–123. Available at: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184454> (accessed March 5, 2026).
- [5] Vyshinskiy V. Stolknovenie samoleta s ptitsey [Aircraft collision with birds]. *Kvant*, 2009, no. 6, pp. 30–31. Available at: <https://www.mathnet.ru/kvant2733> (accessed March 5, 2026).
- [6] Maragakis I. Trends in bird populations and their impact on flight safety during 1999–2008. *Safety Analysis and Research, Report No. E.T.004-00*. Cologne, European Aviation Safety Agency (EASA), 2009, 24 p.
- [7] International Civil Aviation Organization. *Wildlife strike analyses 2008–2015* (IBIS). Montreal, ICAO, 2017, 30 p.
- [8] Esipov Y.V., Bochkova E.A., Medvedev A.Yu. Razrabotka parametricheskikh kriteriev otsenki povrezhdeniya vozdukhnykh sudov pri stolknovenii s ptitsami

- [Development of parametric criteria for aircraft damage assessment in bird strikes]. *Bezopasnost tekhnogennykh i prirodnnykh sistem — Safety of Technogenic and Natural Systems*, 2020, no. 2, pp. 30–36.
<https://doi.org/10.23947/2541-9129-2020-2-30-36>
- [9] Wilbeck J.S. *Impact Behavior of Low Strength Projectiles*. Air Force Materials Laboratory, 1977, 24 p.
- [10] Vislov I.P. *Proektirovanie legkikh i sverkhlegkikh letatelnykh apparatov* [Design of light and ultralight aircraft]. Samara, Saratov State Aviation University Publ., 2005, 114 p.
- [11] Silaeva O.L., Turusov R.A., Il'ichev V.D. Raschet sily udara pri stolknovenii samoleta s ptitsej [Calculation of impact force during aircraft–bird collision]. In: *Materialy Pervoy Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii "Problemy aviatsionnoy ornitologii"* [Proceedings of the First All-Russian scientific and technical conference “Problems of aviation ornithology”]. Moscow, Institute of Ecology and Evolution Problems, Russian Academy of Sciences Publ., 2009, pp. 68–73.
- [12] Bulanov I.M., Vorobey V.V. *Tekhnologiya raketnykh i aerokosmicheskikh konstruksiy iz kompozitsionnykh materialov* [Technology of rocket and aerospace structures made of composite materials]. Moscow, BaumanPress, 1998, 516 p.
- [13] Bazhenov S.L., Berlin A.A., Kul'kov A.A., Oshmyan V.G. *Polimernye kompozitsionnye materialy* [Polymer composite materials]. Dolgoprudny, Intel-ekt Publ., 2010, 352 p.
- [14] Mitryaykin V.I., Bezzametnov O.N., Krotova E.V. Issledovanie prochnosti kompozitsionnykh materialov s udarnymi povrezhdeniyami [Investigation of strength of composite materials with impact damage]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsionnaya Tekhnika — Russian Aeronautics*, 2020, no. 3, pp. 27–33.
- [15] Grushetskiy I.V., Dimitrienko I.P., Ermolenko A.F. *Razrushenie konstruksiy iz kompozitsionnykh materialov* [Failure of structures made of composite materials]. Riga, Zinatne Publ., 1986, 264 p.
- [16] Kuz'min M.V., Kirsanov A.R. Opisanie modeli razrusheniya materiala rabochikh lopatok ventilyatora [Description of the damage model for fan blade material]. *Nauchnyy Vestnik GosNII GA*, 2012, no. 4, pp. 62–67.
- [17] Abdullah N.A., Yusoff M.D., Shahimi S.S., Ahmad M.I.M. Numerical simulation of bird strike on aerospace structures using FE — SPH coupling method. *International Journal of Integrated Engineering*, 2021, vol. 13, no. 7, pp. 185–193.
<https://doi.org/10.30880/ijie.2021.13.07.022>
- [18] Goldovskiy A.A., Firsanov V.V. Algoritmy issledovaniya udarnogo vzaimodeystviya elementov aviatsionnykh konstruksiy [Algorithms for studying impact interaction of aircraft structure elements]. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta — Aerospace MAI Journal*, 2020, no. 111, pp. 1–9.
- [19] Cantwell W.J., Morton J. The impact resistance of composite materials. A review. *Composites*, 1991, vol. 22, no. 5, pp. 347–362.
[https://doi.org/10.1016/0010-4361\(91\)90549-v](https://doi.org/10.1016/0010-4361(91)90549-v)

Wai Yan Oo, Postgraduate, Department of Rocket and Space Composite Structures, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: waiyanoo6977@gmail.com

Mikhaylovskiy K.V., Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Department of Rocket and Space Composite Structures, Bauman Moscow State Technical University.
e-mail: mikhaylovskiy@bmstu.ru