

2. Chung I, Sun C.T., Chang I.Y. Modeling creep in thermoplastic composites. J Compos Mater 1993; 27(10). p. 1009-1029.

3. Katouzian M, Bruller OS, Horoschenkoff A. On the effect of temperature on the creep behavior of neat and carbon fiber reinforced PEEK and epoxy resin. J Compos Mater 1995; 29(3):372-387.

4. Kawai M. Off-axis creep behavior of unidirectional polymer matrix composites at high temperature. In: Proceedings of the UTAM Symposium on Creep in Structures; 2001. p. 469-478.

5. Лехницкий, С.Г. Теория упругости анизотропного тела. – М.: Наука. 1977, 416 с.

6. Каханер, Д. Численные методы и программное обеспечение / Д. Каханер, К. Моулер, С. Нэш. – М.: Мир. 1998, 575 с.

УДК 629.7.024

Вай Ян У, К.В. Михайловский

МОДЕЛИРОВАНИЕ НАПРЯЖЁННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ПАНЕЛЕЙ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ ЛЕГКОГО САМОЛЕТА ПРИ УДАРНОМ ВОЗДЕЙСТВИИ ОТ СТОЛКНОВЕНИЯ С ПТИЦЕЙ

Введение. Полимерные композиционные материалы (ПКМ) получили широкое распространение в авиационной промышленности с середины XX века благодаря высокой удельной прочности, жёсткости и низкой массе. В условиях эксплуатации лёгкие спортивные самолёты подвергаются воздействию различных внешних факторов, включая столкновения с птицами на высоких скоростях. Такие удары представляют серьёзную угрозу целостности конструктивных элементов, особенно выполненных из тонкостенных панелей из ПКМ. Как правило, удар птицы носит импульсный характер и длится доли миллисекунды, однако создаёт высокие локальные нагрузки, способные вызвать внутренние разрушения материала и привести к потере несущей способности.

Постановка задачи и метод решения. Объектом исследования в данной работе являются панели из ПКМ. Геометрические размеры панели составляют: длина – 750 мм, ширина – 750 мм [5].

Целью настоящего исследования является повышение стойкости конструкционных панелей из ПКМ для лёгкого спортивного самолёта к ударным нагрузкам, возникающим при столкновении с птицей.

Расчёт ударной нагрузки, возникающей при столкновении самолёта *Piper PA-28* с птицей, производится с учётом массы птицы, скорости удара и скорости полёта воздушного судна. Полученное значение силы удара используется в качестве внешней нагрузки при численном моделировании напряжённо-деформированного состояния панели из ПКМ в программном комплексе *ANSYS*. Граничные условия учитывают закрепления панели, а также условия симметрии.

Проведено моделирование напряжённо-деформированного состояния пластины в модуле *Static Structural* программного комплекса *ANSYS*. Максимальное значение коэффициента запаса прочности каждого моно-слоя пластины из ПКМ оценивается с использованием критерия *Цай-Бу* в среде *ANSYS-ACP (Post)* [2].

Рассмотрены также условия полёта при столкновении со стаей птиц. Для более точного расчёта силы удара при столкновении со стаей птиц потребуются больше данных: расстояние между птицами; расчёта плотности стаи; форма полёта стаи. Столкновение со стаей обычно влечёт за собой соударения с несколькими особями одновременно, которые приходится на разные части самолёта, при этом масса птиц распределяется. Вывод математической зависимости по определению ударной силы подробно представлен в работе [1]. Исходные данные для расчёта приведены в табл. 1.

Табл. 1. Исходные данные, используемые для расчёта

№	Параметр	Обозначение	Значение
1	Эффективная плотность птиц	ρ	950 кг/м ³
2	Скорость самолёта при столкновении (при посадке и взлёте) и (крейсерская скорость полёта)	V	30 м/с и 60 м/с
3	Размер зоны удара (150×150 мм)	S	0.0225 м ²
4	Параметр панели	--	750 мм × 750 мм

Расчёт ударной силы выполнялся по формуле:

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

где F – ударная сила, H ; ρ – эффективная плотность птиц (кг/м³), V – скорость самолёта (м/с), S – площадь зоны удара (м²).

Изучены возможности применения в панелях крыла ПКМ на основе углеродных и стеклянных волокон с эпоксидной матрицей, что обеспечивает высокую прочность и малый вес. Объемное содержание наполнителей в ПКМ составляет 53 % для углепластика и 47 % для стеклопластика [3]. С учётом объёмной доли проведены расчёты эффективных характеристик ПКМ.

Для проведения численного моделирования в данной работе рассмотрены две основные схемы армирования композитных панелей с различным количеством слоёв: $[0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ]$ и $[\pm 45^\circ]$. Количество слоёв варьируется в зависимости от заданной толщины панели.

Рассчитанное ударное давление, возникающее при столкновении со стаей птиц, составляет от 1,71 МПа до 6,84 МПа в зависимости от режима полёта. Значение 1,71 МПа соответствует режимам взлёта и посадки, тогда как 6,84 МПа – крейсерскому режиму. Полученные значения могут быть использованы в качестве граничных условий при численном моделировании для оценки прочности, разрушения и повреждаемости композитных конструкций панели крыла. Это позволяет учитывать реальную динамику нагрузки, возникающей в условиях аварийного столкновения с птицами.

После анализа напряжений, деформаций и перемещений композитной панели прочность каждого слоя оценивается с использованием критерия Цай-Бу в программной среде *ANSYS ACP (Post)* [4]. Этот критерий широко применяется для прогнозирования разрушения монослоев и сравнительного анализа прочности различных конструкций из композиционных материалов.

Критерий прочности Цай-Бу:

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

где F_1, F_2 – линейные коэффициенты, отражающие прочность материала при растяжении и сжатии; F_{11}, F_{22} – квадратичные коэффициенты, связанные с прочностью при чистом растяжении/сжатии вдоль направления 1 и 2; σ_1, σ_2 – нормальные напряжения вдоль главных направлений (вдоль и поперёк волокон); τ_{12} – касательное напряжение в плоскости 1–2 (между волокнами); F_{12} – коэффициент взаимодействия между напряжениями σ_1 и σ_2 ; F_{66} – коэффициент, связанный с прочностью при сдвиге.

Указанные значения давления прикладываются к панели из ПКМ различной толщины: 5, 7, 9, 11 мм и 10, 12, 16, 18, 20 мм. Для определе-

ния максимальной критической нагрузки используется алгоритм, представленный на рис. 1. Монослой разрушится, если значение критерия разрушения больше единицы (1).

По результатам анализа можно сделать вывод, что панели из углепластика с эпоксидной матрицей и схемой армирования $[\pm 45^\circ]_n$ обеспечивает наилучшую прочность по сравнению с другими типами армирования.

При расчётах показано, что панели толщиной 5, 7 и 9 мм не выдерживают ударное давление и разрушаются. Увеличение толщины панели до 11 мм позволяет выдерживать ударное давление, соответствующее режиму взлёта и посадки (1,71 МПа), без признаков разрушения. Расчётное ударное давление при столкновении в крейсерском режиме полёта (6,84 МПа) не выдерживается панелями толщиной 10, 12, 14, 16 и 18 мм. Увеличение толщины панели до 20 мм позволяет выдерживать указанное ударное давление.

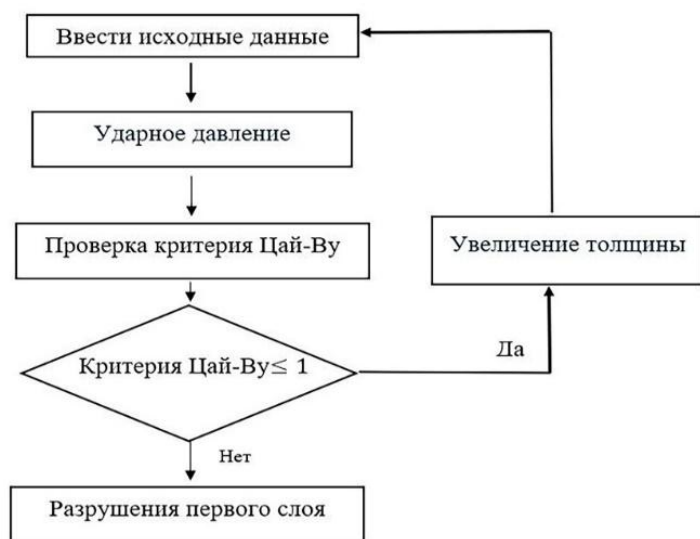


Рис. 1. Алгоритм проведения моделирования

Полученные результаты могут быть использованы при проектировании конструкций лёгких спортивных самолётов в авиационной отрасли, что повысит их безопасность при столкновениях с птицами. В дальней-

шем планируется рассмотреть возможность замены панелей из углепластика на трёхслойный или многослойные с применением лёгкого заполнителя для обеспечения требуемой стойкости к ударным нагрузкам и достижения массового совершенства.

Список использованных источников

1. Силаева, О.Л., Турусов, Р.А., Ильичёв, В.Д. (2009). Расчёт силы удара при столкновении самолёта с птицей / О.Л.Силаева, Р.А. Турусов, В.Д. Ильичёв. // Материалы Первой Всероссийской научно-технической конференции «Проблемы авиационной орнитологии». – Москва: ИПЭЭ РАН. С. 68–73.

2. Митряйкин, В.И. Исследование прочности композиционных материалов с ударными повреждениями / В.И. Митряйкин, в О.Н. Беззаметно, Е.В. Кротова // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. – 2020. – № 3. – С. 27 – 33.

3. Карташова, Е.Д. Технологические дефекты полимерных слоистых композиционных материалов / Е.Д. Карташова, А.Ю.Муиземнек // Известия высших учебных заведений. Поволжский регион. – 2017. – № 2(42). – С. 79–89. – DOI: 10.21685/2072-3059-2017-2-7.

4. Максименко, В.Н. Методы расчета на прочность и жёсткость элементов конструкций из композитов: учебник / В.Н. Максименко, И.П. Олегин // – Новосибирск: изд-во НГТУ, 2015. 424 с.

5. Чепурных, И.В. Прочность конструкций летательных аппаратов. – Комсомольск-на Амуре: КНАГТУ, 2013. – 137 с.

УДК 629.78 ББК 39.67

Д.Д. Борискин, А.П. Плохих

ОСОБЕННОСТИ СОБСТВЕННОГО ИЗЛУЧЕНИЯ СТАЦИОНАРНЫХ ПЛАЗМЕННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ВО ВРЕМЕННОЙ ОБЛАСТИ

Введение. Функционирование КА тесно связано с обеспечением ЭМС на борту. Нарушение управления и навигации КА из-за сбоев под воздействием внешних электромагнитных факторов представляет серьёз-