

Научная статья

УДК 629.7.024

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=1844544>

EDN: <https://www.elibrary.ru/TZVKZO>



Моделирование напряженно-деформированного состояния панели из полимерных композиционных материалов при действии однократной ударной нагрузки и оценка областей появления дефектов

Ян У Вай^{1✉}, Константин Валерьевич Михайловский²

^{1, 2} Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана,
Москва, Российская Федерация

¹ waiyanoo6977@gmail.com✉

² mikhaylovskiy@bmstu.ru

Аннотация. Рассматривается моделирование напряжённо-деформированного состояния панели крыла из полимерных композиционных материалов (ПКМ) при однократных ударных нагрузках с анализом областей появления дефектов. Изучены нештатные условия эксплуатации крыла спортивного самолета из ПКМ вследствие соударения с птицами. В работе определены нагрузки, действующие на элементы крыла — панели из ПКМ с разными схемами армирования при различных расчётных скоростях удара от столкновения с птицей. Показаны преимущества и недостатки различных типов ПКМ и схем армирования. В результате проведенных исследований определены возможные области появления дефектов, трещин в элементах крыла при ударном воздействии. Установлено, что при скоростях удара птицей более 50 м/с возможно локальное разрушение панелей из ПКМ в составе крыла спортивного самолета.

Ключевые слова: прочность конструкций крыла, моделирование ударных нагрузок, столкновение с птицами, углепластик, стеклопластик, схема армирования, полимерные композиционные материалы

Для цитирования: 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>

Original article

Stress-Strain State Modeling of a Panel from Composite Materials under the Impact of One-Time Sock Loading and Assessment of the Defect Areas Occurrence

Yan Oo Wai^{1✉}, Konstantin V. Mikhailovsky²

^{1, 2} Bauman Moscow State Technical University (BMSTU), Moscow, Russian Federation

¹ waiyanoo6977@gmail.com✉

² mikhaylovskiy@bmstu.ru

© Вай Ян У, Михайловский К.В., 2025

Abstract

The article considers the stress-strain state modeling of a light sport aircraft wing panel from polymer composite materials (PCM) under the impact of a single shock load caused by a bird strike. The study is aimed at identifying areas in the wing structure where defects and damages occur, depending on the impact speed and the PCM reinforcement scheme. The primary purpose consists in the PCM wing structures impact resistance increasing through the parametric modeling application.

The wing skin panels of the Piper PA-28 aircraft from the carbon fiber and fiberglass with various reinforcement schemes were selected as the subject of research. Numerical modeling of the shock loads was conducted with the ANSYS software suite, applying the Lagrangian method. The two basic reinforcement schemes were considered: $[0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ]_n$ and $[\pm 45^\circ]_n$.

It was found that carbon fiber panels exhibit higher impact resistance compared to the fiberglass panels. At striking velocities of up to 40 m/s, both panels (carbon fiber and fiberglass) retain structural integrity. However, with the velocity increase up to 50 m/s multiple damage zones and through penetration originate in the fiberglass panels, while the carbon fiber panels sustain impact without through damages.

Special attention is given to the analysis of stress distribution within the PCM layers. It was found that carbon fiber panels with the $[\pm 45^\circ]_n$ reinforcement scheme exhibit the highest shock resistance due to the optimal stress distribution within the layered structure. This confirms the expediency of applying this reinforcement scheme for the wing structures.

The obtained results allow the wing structures optimization of the light sport aircraft, enhancing thereby their operational safety. The study confirms that both material and reinforcement scheme selection significantly affects the shock resistance of the structure, which must be considered in the design of aviation structures from the PCM. Thus, the carbon fiber application with the $[\pm 45^\circ]_n$ reinforcement scheme significantly increases resistance of the wing structure to the shock loads caused by the bird strikes while ensuring minimal weight and high strength. This study contributes to the development of more reliable and safer aviation structures.

Keywords: wing structures strength, shock loading modeling, bird strike simulation, carbon fiber, glass fiber, reinforcement scheme, polymer composite materials

For citation: Wai Y.O., Mikhailovskiy K.V. Stress-Strain State Modeling of a Panel from Composite Materials under the Impact of One-Time Shock Loading and Assessment of the Defect Areas Occurrence. *Aerospace MAI Journal*. 2025;32(1):112-123. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184454>

List of Figures

- Fig 1. Distribution of impacts across the aircraft components: 1 – engine; 2 – wing; 3 – cabin windshield; 4 – nose fairing; 5 – fuselage; 6 – landing gear; 7 – tail assembly
- Fig. 2. The wing of the Piper PA-28 aircraft made from the PCM: 1 – the wing leading edge; 2 – the leading edge panel
- Fig. 3. Laying-up scheme of the polymer composite monolayers: $a - [0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ]_n$; $b - [\pm 45^\circ]_n$
- Fig. 4. Representative element of the aircraft wing panel structure from the PCM and the bird model (finite element model is presented)
- Fig. 5. Flowchart of the computational algorithm
- Fig 6. Workflow in the ANSYS
- Fig. 7. Geometric models and diagrams: a – the scheme of the bird model impact upon the panel element of the wing nose part at various angles: (0° —, 10° —, 20° —, 30° —, 45° —); b – boundary conditions for the wing nose part element from PCM; c – the bird model impact on the wing nose part panel: 1 – the impact position; 2 – the bird model
- Fig. 8. Total displacement in the carbon fiber-reinforced polymer wing panel with the $[0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ]_n$ layup scheme at various bird strike velocities, mm: $a - 40$ m/s; $b - 50$ m/s
- Fig. 9. In-plane normal stresses in the carbon fiber-reinforced polymer wing panel with the lay $[0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ]_n$ layup scheme at different bird strike velocities, MPa: $a - 40$ m/s; $b - 50$ m/s
- Fig. 10. Total displacements in the carbon fiber-reinforced polymer wing panel with the $[\pm 45^\circ]_n$ layup scheme at different bird strike velocities, mm: $a - 40$ m/s; $b - 50$ m/s
- Fig. 11. In-plane normal stresses in the carbon fiber-reinforced polymer wing panel with the $[\pm 45^\circ]_n$ layup scheme at different bird strike velocities, MPa: $a - 40$ m/s; $b - 50$ m/s
- Fig. 12. Total displacement in the glass fiber-reinforced polymer wing panel with the $[0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ]_n$ layup scheme at different bird strike velocities, mm: $a - 40$ m/s; $b - 50$ m/s
- Fig. 13. In-plane normal stresses in the glass fiber-reinforced polymer wing panel with the $[0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ]_n$ layup scheme at different bird strike velocities, MPa: $a - 40$ m/s; $b - 50$ m/s
- Fig. 14. In-plane normal stresses in the glass fiber-reinforced polymer wing panel with the $[\pm 45^\circ]_n$ layup scheme at different bird strike velocities, MPa: $a - 40$ m/s; $b - 50$ m/s

List of Tables

Table 1. Main input parameters for the light aircraft wing panel structure

Table 2. Physical-and-mechanical characteristics of polymer composite materials

Table 3. Shape, parameters, and material properties of the bird model

Table 4. Summary data of the bird collision with carbon fiber-reinforced plastic wing panels numerical simulation

Table 5. Summary data of the bird collision with carbon glass fiber-reinforced plastic wing panels numerical simulation

Введение

Современные лёгкие спортивные самолеты, такие как «Пайпер ПА-28», активно используют полимерные композиционные материалы (ПКМ) для снижения массы и повышения прочности конструкций [1, 2]. Расчетные данные, подтвержденные экспериментальными исследованиями элементов конструкций и летными испытаниями, показывают, что использование ПКМ позволяет снизить массу авиалайнера на 30–40% по сравнению с массой авиалайнера, выполненного из традиционных металлических материалов, а также повысить их стойкость к ударным нагрузкам. Применение ПКМ повышает весовую эффективность и в спортивных самолетах [3, 5].

В настоящее время легкие спортивные самолеты широко используются в различных странах, так как их эксплуатация с дополнительными функциями безопасности, такими как тандемное управление, упрощенные летные характеристики и удобная компоновка кабины, позволяет пилотам безопасно развивать свои навыки пилотирования и навигации в реальном времени. Это возможно без риска чрезмерной нагрузки на пилота, что может произойти при использовании полнофункционального самолета в одиночку. Легкий спортивный самолет должен обладать высокой прочностью и долговечностью при минимальном весе, так как он будет эксплуатироваться в различных условиях [2, 4].

Проведение исследований, учитывающих последствия случайных ударных нагрузок на самолеты, изготовленные из ПКМ, является необходимым условием для снижения вероятности и тяжести столкновений, а также для значительного повышения безопасности полетов [5, 7]. Во время полета крыло самолета может подвергаться воздействию ударных нагрузок от птиц, что может привести к серьезным повреждениям конструкции. По результатам исследований за период с 2000 по 2021 год Европейским агентством авиационной безопасности (EASA) и International Civil Aviation Organization (ICAO) обобщены данные по столкновению авиалайнеров и легких самолетов с птицами (рис. 1) [6].

Как видно из результатов исследований, крыло является вторым по частоте элементом, подвергающимся ударам птиц (25% всех столкновений). Данные удары преимущественно приводят к воз-

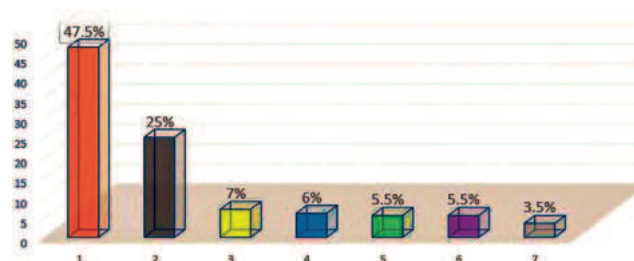


Рис. 1. Количество ударов распределено по элементам авиалайнера: 1 – двигатель; 2 – крыло; 3 – остекление кабины; 4 – носовой обтекатель; 5 – фюзеляж; 6 – стойки шасси; 7 – хвостовое оперение

никновению вмятин на обшивках или повреждению лонжеронов крыла, что затрудняет управление авиалайнером [7, 8]. В связи с этим при выборе оптимальных конструктивно-силовых схем крыльев легких спортивных самолетов из ПКМ необходимо учитывать ударные нагрузки при столкновении с птицами [9, 10].

В области математического моделирования действия ударных нагрузок на конструкции авиационной техники опубликован ряд научных статей [5, 9], однако задача рассматривалась в упрощенной постановке без учета анизотропии характеристик и схем армирования ПКМ. Кроме того, не изучены возможности повторного применения конструкций при использовании ремонтных накладок из ПКМ. Исследования влияния схем армирования ПКМ в элементах крыла на стойкость к ударным нагрузкам позволяет не только оценить возможность повторного применения, но также выбрать состав и геометрические параметры ремонтных накладок из ПКМ.

На основе вышесказанного, цель работы заключается в повышении стойкости конструкций крыльев из ПКМ к ударным нагрузкам при столкновении с птицами на основе параметрического моделирования.

Объект и методология исследования

В данной работе в качестве объекта исследования рассматривается носовая часть крыла легкого спортивного самолета «Пайпер ПА-28» (рис. 2). Носовая часть крыла легкого спортивного самолета «Пайпер ПА-28» подвергается значительным аэродинамическим нагрузкам. При столкновении с птицей основное воздействие принимает на себя

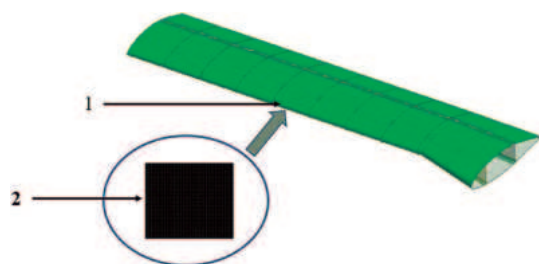


Рис. 2. Крыло самолета «Пайпер ПА-28» из ПКМ:

1 — носовая часть крыла;
2 — панель носовой части

носовая часть крыла, что может привести к повреждениям обшивки. Для повышения прочности конструкции в носовой части крыла используются полимерные композиционные материалы. Исследование ударных нагрузок на носовую часть крыла позволяет определить возможные области появления дефектов. Фюзеляж данного самолета изготовлен из алюминия, а для крыльев применяются полимерные композиционные материалы с углеродными (углепластики) и стеклянными (стеклопластики) волокнами [11].

Для легких самолетов типа «Пайпер ПА-28» толщина обшивки крыла из ПКМ обычно составляет от 1,5 до 4 мм. Однако она может варьироваться в зависимости от схемы армирования, толщины монослоя и типа заполнителя [12–14]. В работе выбрана толщина 4 мм для панели элемента обшивки крыла, а габаритные размеры и остальные характе-

ристики приведены в табл. 1. Данные габаритные размеры обусловлены расположением элементов конструктивно-силовой схемы крыла.

Таблица 1. Основные входные параметры для конструкции панели крыла легкого самолета

Наименование параметров панели	Значение
Длина, мм	500
Ширина, мм	500
Толщина, мм	4
Толщина монослоя, мм	0,25
Количество монослоев	16

Физико-механические характеристики полимерных композиционных материалов

С учетом условий эксплуатации в конструкции панели крыла легкого самолета использованы ПКМ на основе углеродных и стеклянных волокон с эпоксидной матрицей, что обеспечивает высокую прочность и малый вес [13–15]. Объемное содержание наполнителей в ПКМ — 53% для углепластика и 47% для стеклопластика [16]. С учетом объемной доли проведены расчеты эффективных характеристик ПКМ. Физико-механические характеристики используемых ПКМ представлены в табл. 2.

Выбор схем армирования полимерных композиционных материалов

Для проведения численного моделирования в работе рассмотрены две основные схемы армирования для панелей крыла легкого самолета с общим

Таблица 2. Физико-механические характеристики полимерных композиционных материалов

Характеристика	Углепластик (однонаправленный) с эпоксидной матрицей	Стеклопластик (однонаправленный) с эпоксидной матрицей
Модуль упругости E_x , ГПа	123,3	45,0
Модуль упругости E_y , ГПа	7,78	10,0
Модуль упругости E_z , ГПа	7,78	9,0
Коэффициент Пуассона ν_{xy}	0,27	0,3
Коэффициент Пуассона ν_{yz}	0,42	0,4
Коэффициент Пуассона ν_{xz}	0,27	0,3
Модуль сдвига G_{xy} , ГПа	5,0	5,0
Модуль сдвига G_{yz} , ГПа	3,08	3,84
Модуль сдвига G_{xz} , ГПа	5,0	5,0
Предел прочности при растяжении, σ_T , МПа	1632,0	1100,0
Предел прочности при растяжении, σ_U , МПа	34,0	35,0
Плотность, кг/м ³	1518,0	2000,0

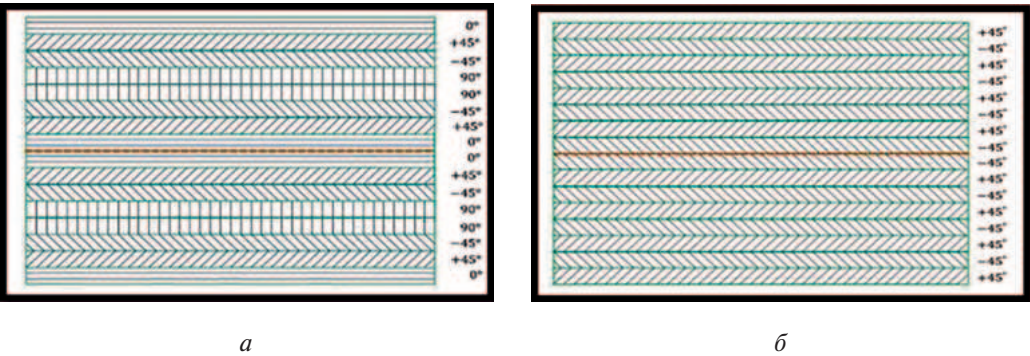


Рис. 3. Схема укладки монослоев полимерных композиционных материалов:
 $a - [0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ]_n$; $b - [\pm 45^\circ]_n$

количеством слоев 16: $[0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ]_n$ (рис. 3,а) и $[\pm 45^\circ]_n$ (рис. 3,б) [15–17]. Расположение слоев симметрично относительно средней плоскости.

Постановка задачи численного моделирования

Для моделирования нестационарного процесса удара птицы панели из ПКМ рассматривается применение коммерческого программного комплекса ANSYS, где реализованы метод Лагранжа, Эйлера (ALE), сглаженных частиц (SPH). В данной работе используется метод Лагранжа [16–18].

На основе выбранных геометрических моделей строится конечно-элементная сетка (рис. 4). Характерный размер элемента составляет 10 мм. Когда птица сталкивается с панелью под углом, близким к нормали (то есть почти перпендикулярно поверхности), ударная нагрузка распределяется по большей площади, что снижает локальные напряжения. Изучается удар птиц по нормали к поверхности и под углами 10°, 20°, 30°, 45°.

Геометрия ударного элемента (птицы) для моделирования считается одним из важных факторов для получения корректных результатов. Рассматриваются преимущественно простые геометрические формы для моделирования птиц: сфера,

цилиндр, цилиндр с полусферическими днищами, эллипсоид [18, 19]. В работе выбрана форма птицы в виде цилиндра с полусферическими днищами (табл. 3).

Таблица 3. Форма, параметры и свойства используемого материала для птицы

Параметры птицы	Значение
Длина птицы, мм	180
Диаметр птицы, мм	80
Плотность, кг/м ³	1000
Масса птицы, кг	0,85
Форма птицы	
Материал	Полимер (эпоксидное связующее)

Результаты численного моделирования

Для численного моделирования разработан следующий алгоритм, состоящий из этапов (рис. 5): построение геометрической и конечно-элементной модели; задание и расчет эффективных характеристик ПКМ в зависимости от схемы армирования в модуле Ansys ACP (Pre); решение задачи динамики в ANSYS-Explicit Dynamics [20–22].

Программная реализация алгоритма в модулях программного комплекса ANSYS представлена на рис. 6.

Граничные условия в модуле Explicit Dynamics учитывают симметрию по граням панели, а ударная нагрузка от птицы действует на фронтальную поверхность по нормали (рис. 7) [21]. Геометрическая модель была наложена на сетку конечных элементов [20].

Для оценки стойкости конструкции крыла легкого спортивного самолета из ПКМ к ударным нагрузкам при столкновении с птицей рассмотрены разные скорости ее полета. Обобщенные результаты моделирования удара

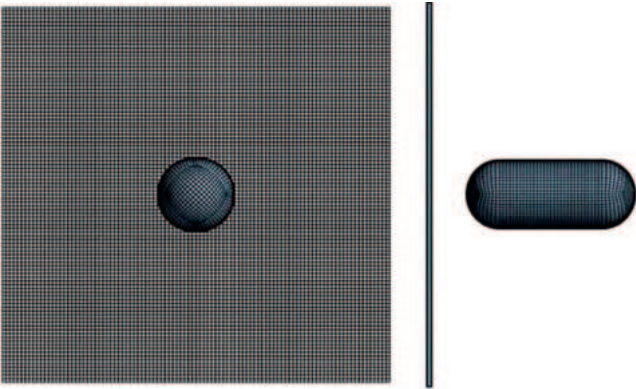


Рис. 4. Представительный элемент конструкции панели крыла из ПКМ самолета и модель птицы (приведена конечно-элементная модель)

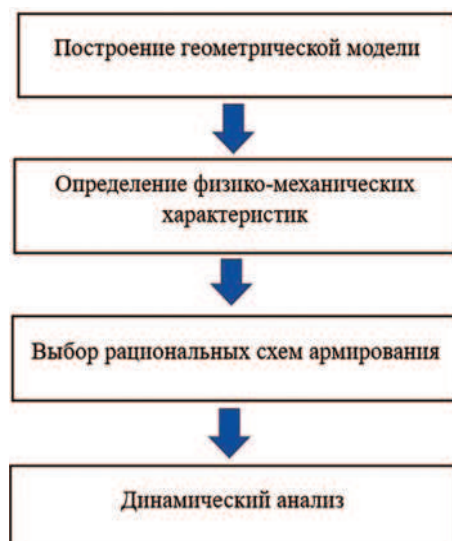


Рис. 5. Блок-схема работы алгоритма для расчета

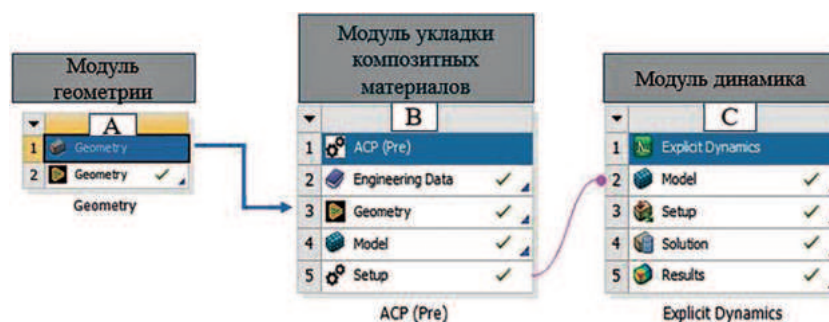


Рис. 6. Рабочий процесс в ANSYS

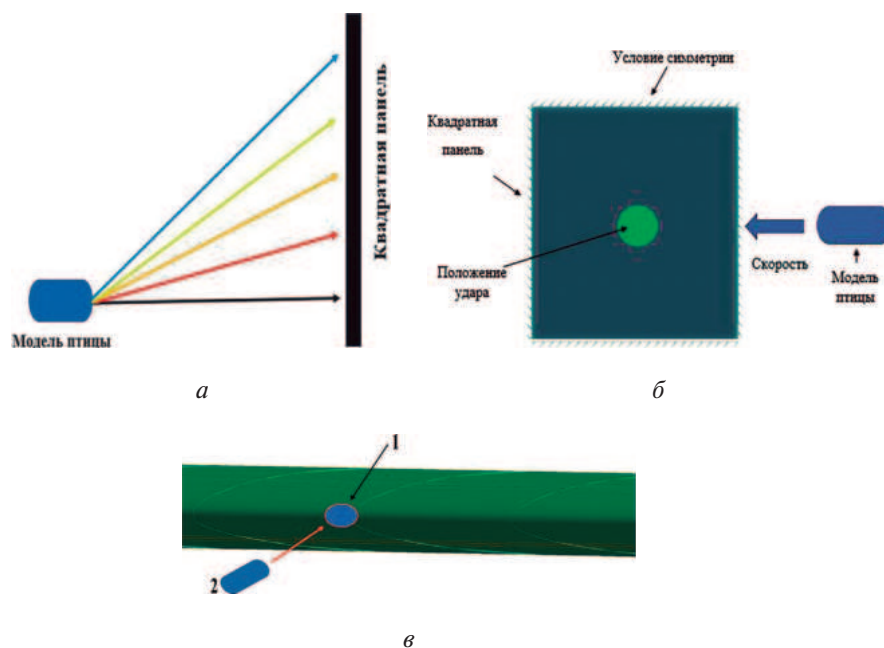


Рис. 7. Геометрические модели и схемы: *a* – схема удара модели птицы о элемент панели носовой части крыла под разными углами (0° —; 10° —; 20° —; 30° —; 45° —); *б* – граничные условия для элемента панели носовой части крыла из ПКМ; *в* – воздействие модели птицы на панель носовой части крыла
1 – положение удара; *2* – модель птицы

птицы по панели носовой части крыла из ПКМ с разными схемами армирования приведены на рис. 8–14. Использован критерий прочности

Хоффмана. Приведены результаты параметрического моделирования для варианта удара птиц по нормали к поверхности.

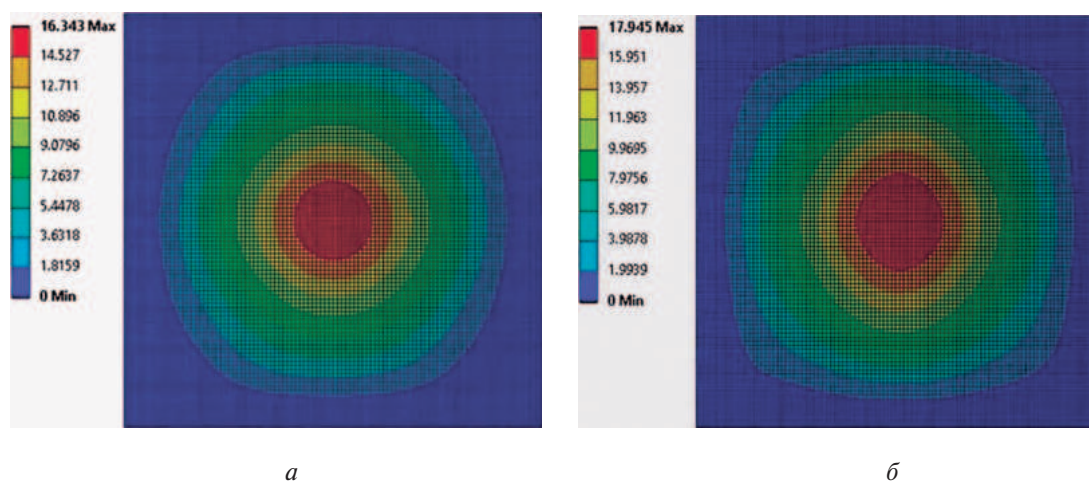


Рис. 8. Общие перемещения в панели крыла из углепластика со схемой армирования $[0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ]_n$ при различных скоростях удара птиц, мм: *a* – 40 м/с; *б* – 50 м/с

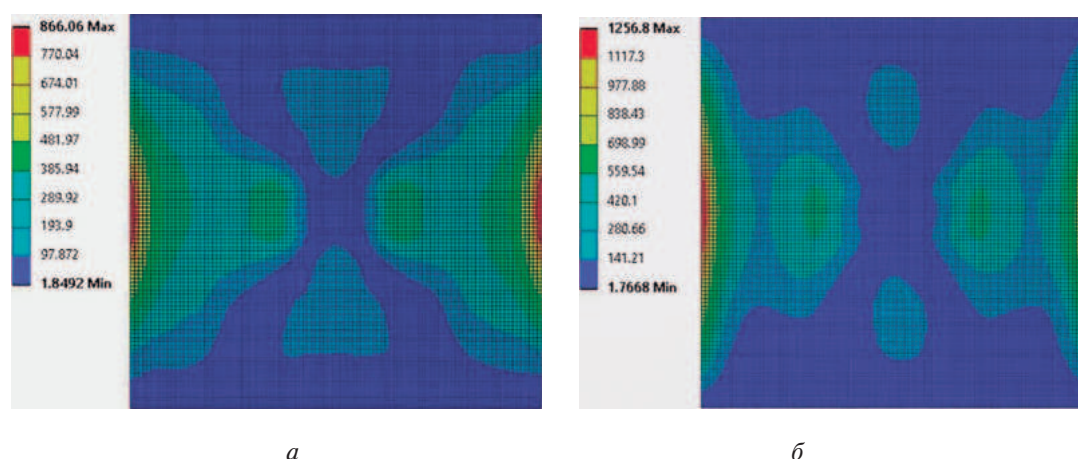


Рис. 9. Нормальные напряжения в плоскости армирования в панели крыла из углепластика со схемой армирования $[0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ]_n$ при различных скоростях удара птиц, МПа: *a* – 40 м/с; *б* – 50 м/с

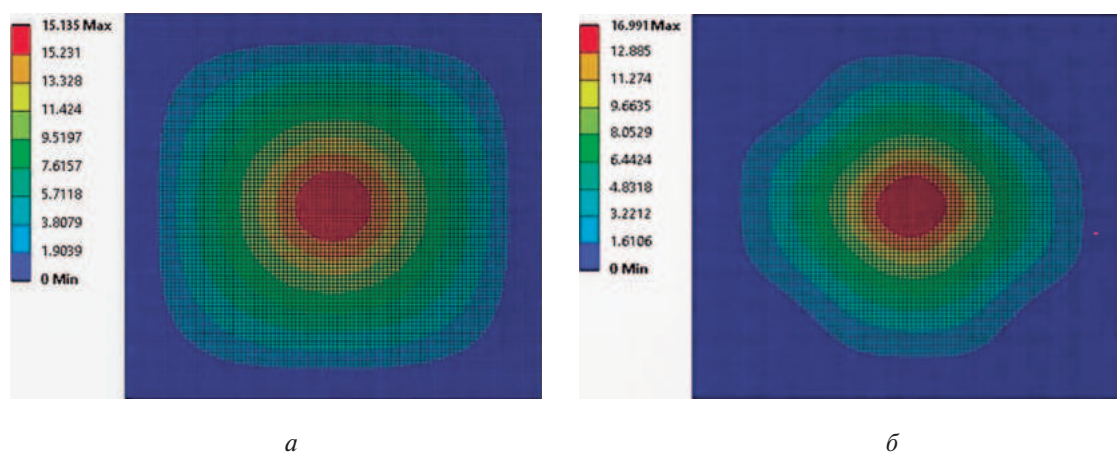


Рис. 10. Общие перемещения в панели крыла из углепластика со схемой армирования $[\pm 45^\circ]_n$ при различных скоростях удара птиц, мм: *a* – 40 м/с; *б* – 50 м/с

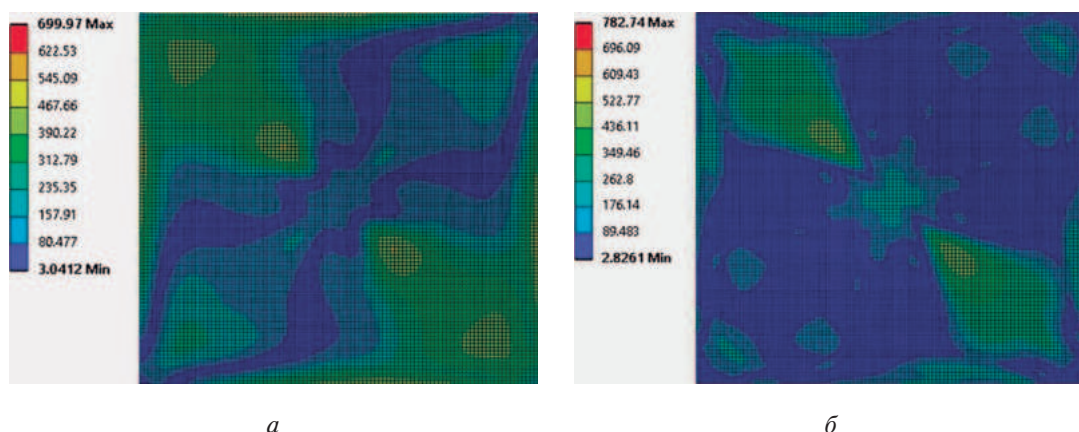


Рис. 11. Нормальные напряжения в плоскости армирования в панели крыла из углепластика со схемой армирования $[\pm 45^\circ]_n$ при различных скоростях удара птиц, МПа:
a – 40 м/с; *б* – 50 м/с

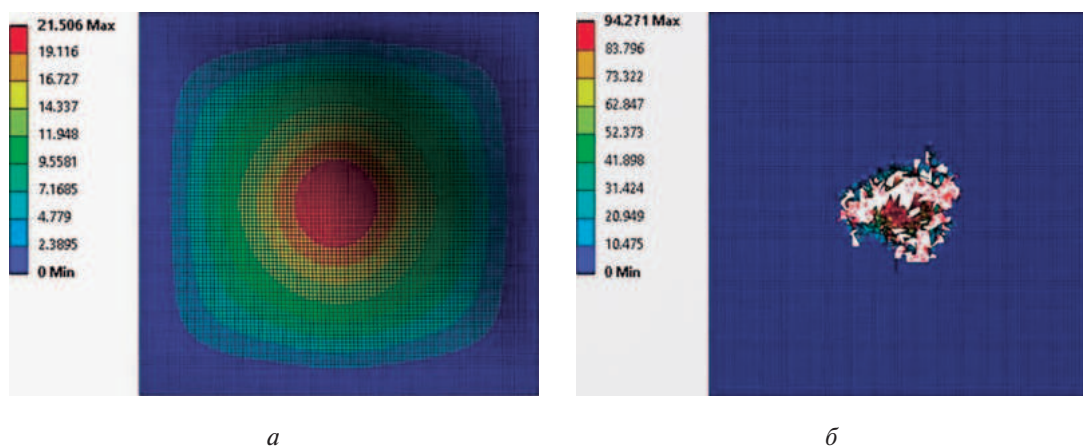


Рис. 12. Общие перемещения в панели крыла из стеклопластика со схемой армирования $[0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ]_n$ при различных скоростях удара птиц, мм: *a* – 40 м/с; *б* – 50 м/с

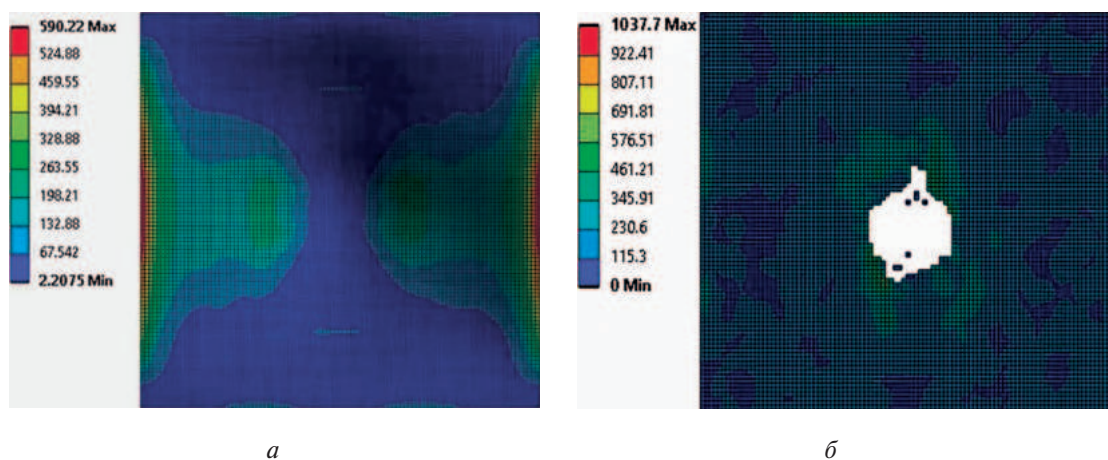


Рис. 13. Нормальные напряжения в плоскости армирования в панели крыла из стеклопластика со схемой армирования $[0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ]_n$ при различных скоростях удара птиц, МПа:
a – 40 м/с; *б* – 50 м/с

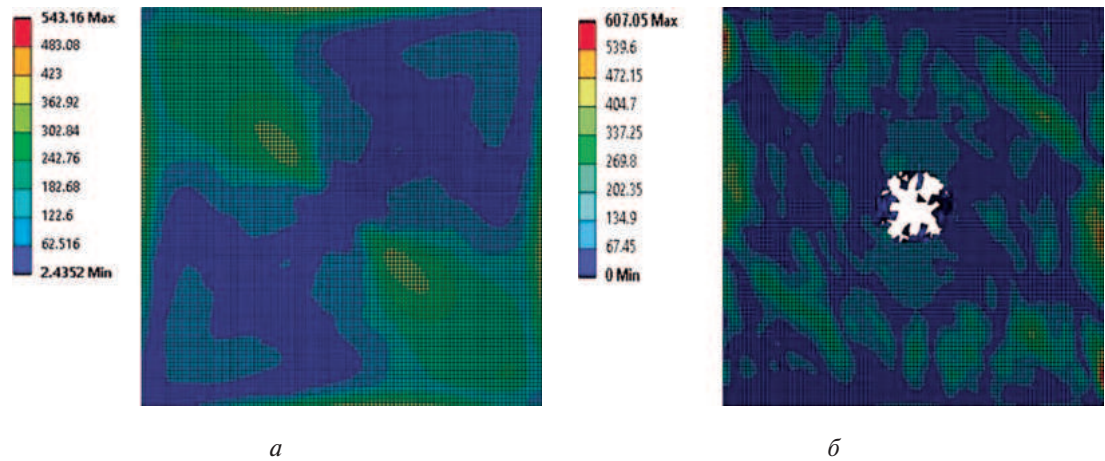


Рис. 14. Нормальные напряжения в плоскости армирования в панели крыла из стеклопластика со схемой армирования $[\pm 45^\circ]_n$ при различных скоростях удара птиц, МПа: $a - 40$ м/с; $b - 50$ м/с

По результатам моделирования установлено, что панели из стеклопластика и углепластика при толщине 4 мм могут выдерживать ударные нагрузки от столкновения с птицей при скоростях до 40 м/с. При увеличении скорости удара до 50 м/с только

панели из углепластика с выбранными схемами армирования выдержали возникающие напряжения и деформации, в то время как в панелях из стеклопластика образованы множественные зоны разрушения со сквозным пробитием (табл. 4, 5).

Таблица 4. Обобщенные данные численного моделирования столкновения птицы с панелями крыла из углепластика

Углепластик со схемой армирования	Вариант	Скорость, м/с	Перемещение, мм	Напряжение, МПа
$[0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ]_n$	А	20	10,387	445,59
	Б	30	12,742	606,09
	В	40	16,343	866,06
	Г	50	17,945	1256,8
$[\pm 45^\circ]$	А	20	10,147	420,52
	Б	30	11,845	560,51
	В	40	15,135	704,39
	Г	50	16,991	1199,9

Таблица 5. Обобщенные данные численного моделирования столкновения птицы с панелями крыла из стеклопластика

Углепластик со схемой армирования	Вариант	Скорость, м/с	Перемещение, мм	Напряжение, МПа
$[0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ]_n$	А	20	14,606	317,12
	Б	30	19,021	440,72
	В	40	21,731	590,22
	Г	50	94,271	1037,7
$[\pm 45^\circ]$	А	20	15,431	303,62
	Б	30	17,241	337,15
	В	40	24,085	543,16
	Г	50	78,043	607,05

Выводы

Выполнено параметрическое моделирование панели крыла легкого спортивного самолета из ПКМ при действии ударных нагрузок, вызванных столкновением с птицей и установлено, что:

– обшивки крыла (панели) при толщине 4 мм из стеклопластика и углепластика со схемами армирования $[0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ]_n$ и $[\pm 45^\circ]_n$ стойки к ударным нагрузкам птиц, массой 0,85 кг при скоростях до 40 м/с;

– с повышением скоростей удара до 50 м/с в панелях из стеклопластика со схемами армирования $[0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ]_n$ и $[\pm 45^\circ]_n$ возникают предельные деформации, напряжения, что приводит к множественным областям появления дефектов и сквозному пробитию;

– при скорости удара 50 м/с панели из углепластика со схемами армирования $[0^\circ, \pm 45^\circ, 90^\circ]_n$ и $[\pm 45^\circ]_n$ обеспечивают необходимую прочность конструкции без сквозного пробития.

Результаты моделирования показали, что панели из углепластика со схемой армирования $[\pm 45^\circ]_n$ выдерживают ударные нагрузки лучше, чем стеклопластик, что согласуется с данными, полученными в работах [23–25].

Полученные результаты могут быть использованы для оптимизации конструкций крыльев легких спортивных самолетов, что повысит их безопасность при столкновениях с птицами.

Список источников

1. Михайловский К.В., Барановски С.В. Методика проектирования геометрического облика крыла из полимерных композиционных материалов. Механика и математическое моделирование в технике: Сб. тезисов Всероссийской научно-технической конференции (01–31 января 2016). М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. С. 319–322.
2. Житомирский Г.И. Конструкция самолётов. 3-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 2005. 406 с.
3. Кондрашов С.В., Шапкеев К.А., Петрова Г.Н. и др. Полимерные композиционные материалы конструкционного назначения с функциональными свойствами // Авиационные материалы и технологии. 2017. № S. С. 405–419. DOI: 10.18577/2071-9140-2017-0-S-405-419
4. Ендогур А.И., Кравцов В.А. Идеология проектирования авиационных конструкций из полимерных композиционных материалов // Труды МАИ. 2015. № 81. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=57755>
5. Фейгенбаум Ю.М., Дубинский С.В., Божесалов Д.Г. и др. Обеспечение прочности композитных авиационных конструкций с учетом случайных эксплуатационных ударных воздействий. М.: Техносфера, 2018. 505 с.
6. Wildlife strike analyses 2008–2015 (IBIS). International Civil Aviation Organization, 2017. URL: <https://www.icao.int>
7. Ле В.Т. Численное моделирование ударных повреждений льдом композитных панелей самолета // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 4. С. 120–129. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177613>
8. Чукин М.В., Полякова М.А., Барышников М.П. Композиционные материалы. Материаловедение композиционных материалов. Магнитогорск: МГТУ, 2008. 219 с.
9. Митряйкин В.И., Беззаметнов О.Н., Кротова Е.В. Исследование прочности композиционных материалов с ударными повреждениями // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2020. № 3. С. 27–33.
10. Карташова Е.Д., Муйземнек А.Ю. Технологические дефекты полимерных слоистых композиционных материалов // Известия высших учебных заведений. Поволжский регион. 2017. № 2(42). С. 79–89. DOI: 10.21685/2072-3059-2017-2-7
11. Тулунова А.Н., Бобрович А.В. Расчетно-экспериментальная оценка ресурсных характеристик композитных панелей крыла самолета транспортной категории // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 4. С. 21–29. DOI: 10.34759/vst-2020-4-21-29
12. Логосян М.А. (ред.). Проектирование самолетов. 5-е изд., перераб. и доп. М.: Инновационное машиностроение, 2018. 864 с.
13. Беззаметнов О.Н., Митряйкин В.И., Халиуллин В.И. и др. Оценка влияния ударных повреждений на прочность интегральных панелей из полимерных композиционных материалов при сжатии // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 4. С. 78–91. DOI: 10.34759/vst-2021-4-78-91
14. Максименко В.Н., Олегин И.П., Пустовой Н.В. Методы расчета на прочность и жесткость элементов конструкций из композитов: Учеб. пособие. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2015. 424 с.
15. Чепурных И.В. Прочность конструкций летательных аппаратов. Комсомольск-на-Амуре: КНАГТУ, 2013. 137 с.
16. Lavoie M.-A., Gakwaya A., Richard M.J. et al. Numerical and experimental modeling for bird and hail impacts on aircraft structure // In: Proulx T. (ed) Structural Dynamics. Vol. 3. Conference Proceedings of the Society for Experimental Mechanics Series. New York: Springer, 2021, pp. 1403–1410. DOI: 10.1007/978-1-4419-9834-7_123
17. Вишневков С.А., Тюкова И.С., Русинова Е.В. Полимерные композиционные материалы: Учеб. пособие. Екатеринбург: Изд-во Уральского университета, 2022. 230 с.
18. Голдовский А.А., Фирсанов В.В. Алгоритмы исследования ударного взаимодействия элементов авиационных конструкций // Труды МАИ. 2020. № 111. DOI: 10.34759/trd-2020-111-6
19. Мирзакабилов Н.Х., Аширбаев Н.Х. Моделирование поведения композитных материалов в плитах при различных типах нагрузок // Universum: технические науки. 2024. Т. 11. № 128. URL: <https://7universum.com/ru/tech/archive/item/18761>

20. Грушецкий И.В., Димитриенко И.П., Ермоленко А.Ф. и др. Разрушение конструкций из композиционных материалов. Рига: Зинатне, 1986. 264 с.
21. Langrand B., Bayart A.S., Chauveau Y. et al. Assessment of multi-physics FE methods for bird strike modelling—application to a metallic riveted airframe // *International Journal of Crashworthiness*. 2002. Vol. 7. No. 4, pp. 415–428. DOI: 10.1533/cras.2002.0227
22. Дудченко А.А. Расчет напряженно-деформированного состояния элементов авиационных, ракетных и машиностроительных конструкций из композиционных материалов. М.: Федеративная информационная система, 2013. 232 с.
23. 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
24. Soutis C., Turkmen D. Influence of shear properties and fibre imperfections on the compressive behaviour of GFRP laminates // *Applied Composite Materials*. 1996. Vol. 2, pp. 327–338. DOI: 10.1007/BF00564572
25. Davies G.A.O., Olsson R. Impact on Composite Structures // *The Aeronautical Journal*. 2004. Vol. 108. No. 1089, pp. 541–563. DOI: 10.1017/S0001924000000385

References

1. Mikhailovskii KV, Baranovski SV. Methods of designing the geometric shape of a wing made of polymer composite materials. In: *Materialy Vserossiiskoi nauchno-tehnicheskoi konferentsii “Mekhanika i matematicheskoe modelirovanie v tekhnike” (January 01–31, 2016)*. Moscow: BMGTU; 2016. p. 319–322. (In Russ.).
2. Zhitomirskii GI. *Aircraft construction*. 3rd ed. Moscow: Mashinostroenie; 2005. 406 p. (In Russ.).
3. Kondrashov SV, Shashkeev KA, Petrova GN, et al. Constructional polymer composites with functional properties. *Aviation Materials and Technologies*. 2017(S):405–419. (In Russ.). DOI: 10.18577/2071-9140-2017-0-S-405-419
4. Endogur AI, Kravtsov VA. Ideology of design of aviation designs from polymeric composite materials. *Trudy MAI*. 2015(81). (In Russ.). URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=57755>
5. Feigenbaum YuM, Dubinskii SV, Bozhevalov DG, et al. *Ensuring the strength of composite aircraft structures, taking into account accidental operational impacts*. Moscow: Tekhnosfera; 2018. 505 p. (In Russ.).
6. *Wildlife strike analyses 2008–2015 (IBIS)*. International Civil Aviation Organization; 2017. URL: <https://www.icao.int>
7. Le VT. Numerical modeling of aircraft composite panels ice impact damages. *Aerospace MAI Journal*. 2023;30(4):120–129. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=177613>
8. Chukin MV, Polyakova MA, Baryshnikov MP. *Composite materials. Materials science of composite materials*. Magnitogorsk: MGTU; 2008. 219 p. (In Russ.).
9. Mitryaikin VI, Bezzametnov ON, Krotova EV. The study of strength of composites under impact. *Russian Aeronautics*. 2020;63(3):397–404. (In Russ.).
10. Kartashova ED, Muizemnek AYU. Technological defects of polymeric layered composite materials. *University proceedings. Volga region*. 2017;42(2):79–89. (In Russ.). DOI: 10.21685/2072-3059-2017-2-7
11. Tudupova AN, Bobrovich AV. Computational and experimental evaluation of fatigue life characteristics of the transport category aircraft composite wing panels. *Aerospace MAI Journal*. 2020;27(4):21–29. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2020-4-21-29
12. Pogosyan MA. (ed.). *Aircraft design*. 5th ed. Moscow: Innovatsionnoe mashinostroenie; 2018. 864 p. (In Russ.).
13. Bezzametnov ON, Mitryaikin VI, Khaliulin VI. et al. Impact damages effect assessment on compressive strength of integral panels from polymer composite materials. *Aerospace MAI Journal*. 2021;28(4):78–91. (In Russ.). DOI: 10.34759/vst-2021-4-78-91
14. Maksimenko VN, Olegin IP, Pustovoi NV. *Calculation methods for strength and rigidity of composite structural elements*. Novosibirsk: NGTU; 2015. 424 p. (In Russ.).
15. Chepurnykh IV. *Structural strength of aircraft*. Komsomolsk-on-Amur: KnAGTU; 2013. 137 p. (In Russ.).
16. Lavoie MA, Gakwaya A, Richard MJ, et al. Numerical and experimental modeling for bird and hail impacts on aircraft structure. In: *Proulx T. (ed) Structural Dynamics. Vol. 3. Conference Proceedings of the Society for Experimental Mechanics Series*. New York: Springer; 2021. p. 1403–1410. DOI: 10.1007/978-1-4419-9834-7_123
17. Vshivkov SA, Tyukova IS, Rusinova EV. *Polymer composite materials*. Ekaterinburg: Ural'skii universitet; 2022. 230 p. (In Russ.).
18. Goldovskii AA, Firsanov VV. Impact Interaction Study Algorithms in Aviation Structures. *Trudy MAI*. 2020(111). (In Russ.). DOI: 10.34759/trd-2020-111-6
19. Mirzakabilov N, Ashirbaev N. Modeling the behavior of composite materials in slabs under various types of loads. *Universum: technical sciences*. 2024;11(128). (In Russ.). URL: <https://7universum.com/ru/tech/archive/item/18761>
20. Grushetskii IV, Dimitrienko IP, Ermolenko AF. et al. *Razrushenie konstruktii iz kompozitsionnykh materialov*. Riga: Zinatne; 1986. 264 p. (In Russ.).
21. Langrand B, Bayart AS, Chauveau Y, et al. Assessment of multi-physics FE methods for bird strike modelling—application to a metallic riveted airframe. *International Journal of Crashworthiness*. 2002;7(4):415–428. DOI: 10.1533/cras.2002.0227
22. Dudchenko AA. *Calculation of the stress-strain state of elements of aviation, rocket and machine-building structures made of composite materials*. Moscow: Federativnaya informatsionnaya sistema; 2013. 232 p. (In Russ.).

23. Cantwell WJ, Morton J. The impact resistance of composite materials — a review. *Composites*. 1991;22(5):347–362. DOI: 10.1016/0010-4361(91)90549-v
24. Soutis C, Turkmen D. Influence of shear properties and fibre imperfections on the compressive behaviour of GFRP laminates. *Applied Composite Materials*. 1996;2:327–338. DOI: 10.1007/BF00564572
25. Davies GAO, Olsson R. Impact on Composite Structures. *The Aeronautical Journal*. 2004;108(1089):541–563. DOI: 10.1017/S0001924000000385

Статья поступила в редакцию / Received 31.01.2025
Одобрена после рецензирования / Revised 17.03.2025
Принята к публикации / Accepted 19.03.2025