

Научная статья
УДК 629.7.018.4
URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184456>
EDN: <https://www.elibrary.ru/HDZOYN>



Расчетно-экспериментальные методы исследований элементов авиационной техники на птицестойкость

Александр Роальдович Лепешкин^{1✉}, Кхайн Мьинт Аунг²

^{1, 2} Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва,
Российская Федерация

¹ lepeshkin.ar@gmail.com✉

² aung.kxinemyint@yandex.ru

Аннотация. Рассмотрены расчетно-экспериментальные методы исследований элементов летательных аппаратов на птицестойкость для самолетов транспортной авиации. Проведен анализ зарубежного оборудования для испытаний зарубежной авиационной техники на птицестойкость. Разработана методика экспериментальных исследований элементов авиационной техники на птицестойкость с использованием усовершенствованной конструкции пневмопушки и оборудования. Представлены результаты расчетных исследований элементов авиационной техники на птицестойкость с использованием пакетов программ ANSYS LS DYNA. Приводятся результаты экспериментальных исследований элементов летательных аппаратов на птицестойкость и оценка повреждаемости авиационной техники. Разработанные расчетно-экспериментальные методы можно использовать для экспериментальных исследований элементов летательных аппаратов и деталей двигателей на специальных стендах.

Ключевые слова: расчетно-экспериментальные методы, элементы авиационной техники, птицестойкость передней части крыла, картина перемещений предкрылка, пневматическая пушка, моделирование удара птицы по предкрылку

Для цитирования: Лепешкин А.Р., Аунг К.М. Расчетно-экспериментальные методы исследований элементов авиационной техники на птицестойкость // Вестник Московского авиационного института. 2025. Т. 32. № 1. С. 134–144. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184456>

Original article

Computational-and-Experimental Methods for Studying Bird Strike Resistance of Aviation Engineering Elements

Alexander R. Lepeshkin^{1✉}, Khaing Myint Aung²

^{1, 2} Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation

¹ lepeshkin.ar@gmail.com✉

² aung.kxinemyint@yandex.ru

Abstract

The article considers computational-and-experimental methods for studying bird strike resistance of the aircraft elements for the transport aviation airplanes. The authors performed analysis and comparison of foreign equipment employed for the bird strike resistance testing with the similar domestic equipment. Computational-and-

© Лепешкин А.Р., Аунг К.М., 2025

experimental methods for studying aircraft elements (front wing slat, etc.) for bird strike resistance are elaborated, and a computational formula with account for the real angles of a bird interaction with aircraft elements is proposed. The article the results of the aircraft elements computational studies for the bird strike resistance with the ANSYS LS DYNA software packages. The studies contain the curves of kinetic energy and force of impact of the bird strike variation while interaction with aircraft elements, as well as the results of the increased slat skin thickness computing to improve the designing and strengthen its structure during the bird strike and increase flight safety. The authors developed a new comparative analysis of the aircraft slat and windshield kinetic energy variation depending on the impact interaction time at the identical parameters of the bird and its velocity. The results of the numerical analysis are being compared with the structural element damage after testing.

The authors elaborated the technique for the bird strike resistance experimental studies considering new specifics of the air gun, protected by the Russian Federation patent of invention. The said air gun differs from the foreign or domestic analogues by:

- the receiver concentrically positioned with the gun barrel (which reduces significantly the size of the testing equipment);
- the shortened barrel length, which is two-fold smaller than that of the foreign equipment.

Thus, the gun is rather mobile and may be exploited with various installations and test benches for experimental studies of the aircraft elements bird strike resistance. Besides, multiple experimental studies by the developed technique revealed that the developed air gun demonstrated averagely five-fold less dispersion by the bird velocity than the foreign air guns.

The article adduces the results of experimental studies on the bird strike resistance of the aircraft units and elements with the developed air gun and special equipment. After conducting the specified special tests, an assessment of the damageability of aviation equipment is being performed.

The developed computational-and-experimental methods for the aircraft elements bird strike resistance studying allow for scientifically sound computational-and-experimental state assessment of the structures and the of impact dynamic processes parameters while experimental studies of the bird strike resistance. They allow as well reducing the costs of aviation equipment developing by the number of experimental studies with the developed computational-and-experimental methods reduction.

Keywords: computational-and-experimental methods, aviation engineering elements, bird strike resistance of the wing front part, wing leading edge displacements image, pneumatic gun, of modeling a bird strike on the wing slat

For citation: Lepeshkin A.R., Aung K.M.. Computational-and-Experimental Methods for Studying Bird Strike Resistance of Aviation Engineering Elements. *Aerospace MAI Journal*. 2025;32(1):134-144. (In Russ.). URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=184456>

List of Figures

Fig. 1. Fan cover of the F35 aircraft

Fig. 2. Birds packed in wads

Fig. 3. The bird strike position on the fan lift cover and general view of the test bench with the air gun

Fig. 4. High-speed shooting of testing instants

Fig. 5. Scheme of a pneumatic gun: 1 – breech; 2 – receiver; 3 – wad; 4 – barrel; 5 – gun carriage; 6 – unloading windows; 7 – catcher; 8 – flange; 9, 10 – buttons for supplying compressed air; 11 – control column; 12 – compressed air cylinders; 13 – compressed air supply

Fig. 6. Pneumatic gun

Fig. 7. Finite element mesh of the leading edge

Fig. 8. Bird model before the impact with the leading edge

Fig. 9. Bird strike on the leading edge ($\tau = 1.5$ ms)

Fig. 10. The picture of the leading edge displacements ($\tau = 4$ ms) and the leading edge after testing

Fig. 11. Kinetic energy variation depending on time at the bird strike with the leading edge

Fig. 12. The force variation of the bird strike at the leading edge depending on time

Fig. 13. Kinetic energy variation of the windshield and leading edge depending on time; the bird parameters: weight 1.8 kg, speed 158 m/s

Fig. 14. The image of the leading edge displacements ($\tau = 4$ ms) with a skin thickness of 3.2 mm

Fig. 15. Penetration 1 and non-penetration 2 velocity curves depending on the bird strike angles

Fig. 16. Non-penetration velocity curves depending on the angles of the bird strike for the masses of 1.8 kg (1) and 2.5 kg (2)

Fig. 17. Non-penetration velocity curve speed curve depending on the slat skin thickness

Fig. 18. General view of the wing front part

Fig. 19. Damage to the wing front part caused by the impact with a bird

Введение

Повреждения элементов авиационной техники при столкновениях с птицами существенно снижают уровень безопасности полетов в гражданской и военной авиации, приводят к росту числа аварий и катастроф, увеличению затрат, связанных с необходимостью выполнения восстановительного ремонта поврежденного летательного аппарата. Проведение исследовательских, технологических и конструкторских работ в области птицестойкости элементов летательных аппаратов (ЛА) и авиационных газотурбинных двигателей (ГТД), а также специальных сертификационных испытаний является необходимым условием, позволяющим снизить вероятность и серьезность таких столкновений и существенно повысить безопасность полетов [1–9]. В связи с этим разработка расчетно-экспериментальных методов исследований элементов (предкрылка передней части крыла самолета, киля, оперения и др.) авиационной техники (самолетов транспортной авиации) на птицестойкость является актуальной научной проблемой.

В данной работе проводится сравнение зарубежного оборудования [7], применяемого для проведения испытаний на птицестойкость, с аналогичным отечественным [1]. В работах [10–15] приводятся результаты исследований на птицестойкость главным образом – моделей деталей и редко – натурных элементов ЛА, при этом недостаточно сравнений с результатами расчетов. В работе [11] недостатком модели (отдельной конструкции без передней части крыла) предкрылка является использование небольшой его секции с уменьшенными размерами. При расчетном исследовании и испытаниях указанного предкрылка на соударение с имитатором птицы траектория птицы имела угол 90° , что не соответствует реальному углу.

Научная новизна исследований в данной статье заключается в разработке усовершенствованных расчетно-экспериментальных методов исследований натурных элементов (предкрылка передней части крыла самолета и др.) авиационной техники (самолетов транспортной авиации) на птицестойкость и предложении формулы расчета с учетом реальных углов взаимодействия птицы с элементами ЛА. Представлены результаты расчетных исследований элементов авиационной техники на птицестойкость с использованием пакетов программ ANSYS LS DYNA, которые содержат кривые изменения кинетической энергии и силы удара птицы в процессе взаимодействия с элементами самолета, и результаты увеличения толщины обшивки предкрылка для усиления его конструкции при ударе с птицей и повышения

безопасности полетов. Получен новый сравнительный расчетный анализ изменения кинетической энергии предкрылка и лобового стекла самолета в зависимости от времени ударного взаимодействия при одинаковых массе птицы и ее скорости. Результаты численного анализа сравниваются с повреждениями элемента конструкции после испытаний. Разработана новая методика проведения экспериментальных исследований на птицестойкость с учетом новых особенностей пневмопушки, защищенной патентом РФ на изобретение [1]. Отличиями данной пневмопушки от зарубежных или отечественных аналогов являются концентрично расположенный ресивер со стволом пневмопушки (который значительно снижает габариты испытательного оборудования), укороченная длина ствола, составляющая 5,6 м против 8–12 м у аналогичного оборудования, поэтому пушка достаточно мобильная и может использоваться на разных установках и стендах для экспериментальных исследований и испытаний элементов ЛА и узлов двигателей на птицестойкость. В конструкциях зарубежных пневмопушек иногда используются мембраны, затрудняющие подготовку пушки к выстрелу и снижающие точность выстрелов, и применяются ресиверы пневмопушек с большими габаритами, которые значительно увеличивают площадь испытательного оборудования. В конструкции разработанной пневмопушки обеспечивается повышенная надежность бесконтактного пневматического спускового механизма (с быстродействующим электромагнитным клапаном) с предохранителем выстрела и механизмом закрытия ресивера до и после выстрела, что повышает точность выстрелов. Кроме того, многочисленные экспериментальные исследования по разработанной методике показали, что разработанная пневмопушка имеет в среднем в пять раз меньший разброс по скорости птицы, чем зарубежные пневмопушки [7].

Приведены результаты экспериментальных исследований на птицестойкость узлов и элементов ЛА с использованием разработанной пневмопушки и специального оборудования [1]. После проведения указанных специальных испытаний оценивается повреждаемость авиационной техники.

Научная и практическая значимость данной работы заключается в следующем. Разработанные расчетно-экспериментальные методы исследований птицестойкости элементов летательных аппаратов (самолетов транспортной авиации) позволяют научно обосновать расчетно-экспериментальную оценку состояния конструкций и параметры ударных динамических процессов

при экспериментальных исследованиях на птицестойкость, снизить затраты на разработку авиационной техники за счет снижения количества экспериментальных исследований с использованием разработанных расчетно-экспериментальных методик, уменьшить время подготовки и проведения экспериментальных исследований и испытаний, при этом разработанные расчетно-экспериментальные методы и расчетный анализ дополняют и расширяют информацию о результатах экспериментальных исследований на птицестойкость, создавать рациональные и безопасные конструкции элементов летательных аппаратов и узлов двигателей и обеспечить требуемый уровень безопасности полетов на основе результатов расчетно-экспериментального моделирования птицестойкости авиационной техники с учетом различных условий.

Полученные в данной работе результаты вносят значительный вклад в развитие аэрокосмического комплекса.

Испытания зарубежной авиационной техники на птицестойкость

При испытаниях самолета F35 были проведены экспериментальные исследования птицестойкости [7] лобового стекла и крышки вентилятора (рис. 1). На рис. 2 показаны птицы (курицы), упакованные в специальные пыжи (гильзы).

Специальная техника имеет скоростную видеокамеру.

Экспериментальные исследования крышки вентилятора (рис. 3 и 4) на птицестойкость учитывали специальные факторы:

- крышка вентилятора поднималась при вертикальном взлете или посадке;
- скорость полета самолета в это время относительно низкая;
- исследовалась возможность попадания птицы или осколков крышки на вход вентилятора двигателя.

Крышка вентилятора закреплена при максимальном подъеме плюс приращение для имитации



Рис. 1. Крышка вентилятора самолета F35



Рис. 2. Птицы, уложенные в пыжи



Рис. 3. Место удара птицы на подъемной крышке вентилятора и общий вид стенда с пневмопушкой

угла атаки самолета. Место удара птицы и общий вид стенда приведены на рис. 3. В процессе испытаний были произведены два выстрела: первый – птицей массой 0,9 кг при скорости 75 м/с, второй – желатиновым имитатором при тех же условиях [7]. Результаты скоростной видеосъемки испытаний представлены на рис. 4. В ходе испытаний выявлен значительный разброс по скорости при стрельбе с малыми скоростями.

После выстрела как птицей, так и имитатором заметных повреждений на крышке не обнаружено. Проведенные испытания подтвердили соответствие конструкции подъемной крышки вентилятора сертификационным нормам.

Представленный стенд успешно используется при сертификационных испытаниях, но ему при-

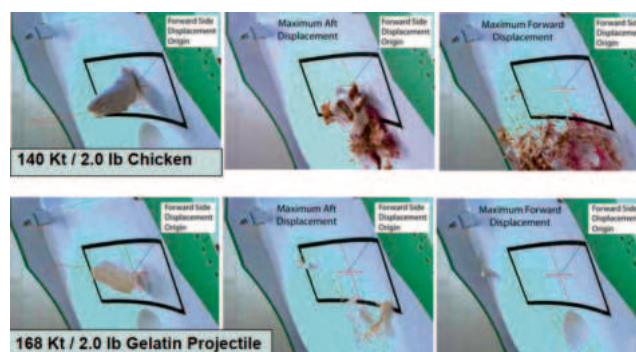


Рис. 4. Высокоскоростная съемка моментов испытаний

сущи следующие недостатки: большая длина ствола пневмопушки (10 м); разброс по скорости ± 10 м/с при скоростях стрельбы около 110 м/с и менее.

Специальное оборудование и методика проведения исследований авиационной техники на птицевостойкость

Опасность столкновения элементов корпуса самолета или газотурбинного двигателя с посторонними предметами (птицы, фрагменты льда, град, фрагменты двигателя самолета или шасси и др.), существенно влияет на безопасность полетов, поэтому необходимы экспериментальные исследования данных явлений в условиях, приближенных к реальным [1–7].

В соответствии с АП-25, CS-25, FAR-25 и АП-33 использована специальная исследовательская установка [1, 2] для испытаний элементов ЛА и узлов ГТД.

Пневматическая пушка, изображенная на рис. 5 и 6, представляет собой устройство для заброса птиц и других посторонних предметов в заданную точку объекта испытаний с соответствующей скоростью [1].

Ключевым отличием данной пневмопушки от зарубежных или отечественных аналогов является укороченная длина ствола, составляющая 5,6 м против 8–12 м у аналогичного оборудования. Поэтому пушка достаточно мобильная и может использоваться на стендах по испытаниям элементов ЛА, на двигательных стендах и разгонных стендах. Кроме того, многочисленные испытания и экспериментальные исследования показали, что разработанная отечественная пневмопушка (рис. 5 и 6) имеет в среднем в пять раз меньший разброс по скорости птицы (в зависимости от давления в ресивере и массы средних и крупных птиц), чем зарубежные пневмопушки [7].

Первоначальный проект пневматической пушки был разработан под руководством профессора

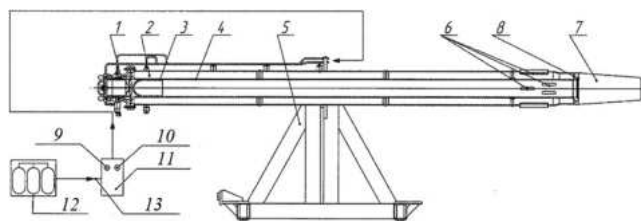


Рис. 5. Схема пневматической пушки: 1 — затвор; 2 — ресивер; 3 — пыж; 4 — ствол; 5 — лафет; 6 — разгрузочные окна; 7 — ловитель; 8 — фланец; 9, 10 — кнопки для подачи сжатого воздуха; 11 — колонка управления; 12 — баллоны сжатого воздуха; 13 — подача сжатого воздуха



Рис. 6. Пневмопушка

А.Р. Лепешкина в 2000 году, далее проект пушки (рис. 5) был усовершенствован (рис. 6), опубликован и защищен патентом РФ на изобретение в 2012 году [1]. Информационно-измерительные системы установки с пневмопушкой представлены в [8]. Ресивер, выполненный концентрично на стволе пушки, повышает ее компактность и быстродействие при испытаниях, а также позволяет сократить время на подготовку к выстрелу [1, 2]. У разработанной пушки универсальный диапазон скоростей выстрела: от 20 до 300 м/с, повышенная надежность бесконтактного пневматического спускового механизма с предохранителем выстрела и механизмом закрытия ресивера до и после выстрела.

Разработана новая методика экспериментальных исследований, которая заключается в следующем. Перед проведением экспериментов необходимо проверить подключение и работоспособность измерительных систем [8], системы видеосъемки, синхронизации. Осуществляют подготовку птицы для заброса, включающую рентгеновское исследование птицы на предмет наличия инородных предметов. В случае если инородных предметов не обнаружено, ее подготавливают к забросу, упаковывают в тканевый мешочек, закладывают в гильзу и размещают в пушке.

Подготовку к выстрелу обеспечивают специальными механизмами. Установка снабжена предохранителем выстрела с механизмом, который закрывает ресивер во время выстрела для исключения возможности самопроизвольного выстрела и дозирования сжатого воздуха на один выстрел. Конструкция ресивера, выполненного концентрично со стволом пушки, обеспечивает сокращение времени на подготовку к испытаниям.

Выстрел производится оператором при помощи двух кнопок. При нажатии первой кнопки включаются системы сигнализации и измерений скорости птицы и скоростной съемки, а также срабатывает автоматика подачи сжатого воздуха. Высокоскоростные видеокамеры начинают видеозапись в момент подачи сигнала. Конструкция электропневмоклапана затвора автоматики позволяет сократить

время на подготовку к выстрелу.

При нажатии второй кнопки осуществляется подача воздуха в спусковой механизм, и открывается затвор. При подаче воздуха обрывается леска, удерживающая пыж с птицей. Под воздействием потока воздуха скорость пыжа с птицей в стволе резко увеличивается. На выходе из ствола пыж останавливается в ловителе, а птица летит к объекту испытаний.

После заброса птицы и окончания испытаний проводят анализ последствий, в том числе оценку повреждений узлов и деталей авиационной техники.

Стендовые исследования и испытания узлов и деталей авиационной техники на птицестойкость (для самолетов транспортной авиации) с использованием разработанной методики позволяют решать следующие задачи:

- верифицировать расчетные модели поведения тела птицы и материала узлов и деталей при ударном нагружении с целью их дальнейшего использования в расчетах на птицестойкость [9];
- оценить птицестойкость узлов и деталей при относительной скорости удара, которая может быть воспроизведена при стрельбе из пневмопушки;
- выявить недостатки конструктивно-технологических решений в объектах испытаний – узлах и деталях авиационной техники.

Расчетные исследования птицестойкости элементов авиационной техники

Моделирование удара птицы по конструкции элементов самолета выполняется разными авторами с использованием разных подходов. Простейшим вариантом является традиционный метод конечных элементов в форме Лагранжа, когда узлы связаны с материальными точками. Пример расчета удара птицы по жесткой плите представлен в работе [10]. В этом примере для моделирования птицы использовалась модель идеально упруго-пластического материала.

Расчет в формулировке Лагранжа имеет несколько недостатков. Большие деформации элементов приводят к потере точности или даже остановке счета. Кроме того, поведение модели упруго-пластического материала в условиях, когда давление (шаровая часть тензора напряжений) гораздо больше сдвига (девиатора), является нестабильным. Пренебрегая девиатором по сравнению с шаровой частью тензора, можно использовать гидродинамические модели материала с нулевым сопротивлением сдвигу, надежные и быстро работающие. Для решения проблемы с большими деформациями используют либо подход Эйлера (материал «птицы» течет сквозь неподвижную сетку, узлы которой свя-

заны с точками пространства и не перемещаются), либо комбинированный подход Лагранжа–Эйлера (ALE – Arbitrary Lagrange–Eulerian approach), в котором форма наиболее деформированных элементов корректируется за счет перетекания материала из соседних элементов [11], либо более эффективные бессеточные методы, например SPH [10, 11].

При больших скоростях столкновения, когда основную роль играет масса, механические характеристики не столь важны и использование желатиновых моделей дает результаты, которые хорошо согласуются как с расчетами методом SPH (когда модель состоит из отдельных частиц), так и с подготовительными экспериментами для скоростей около 150 м/с.

Разработанная методика расчета предкрылка на птицестойкость содержит задание механических свойств и геометрии предкрылка и свойств и геометрии птицы на птицестойкость с учетом реальных углов взаимодействия птицы с элементами ЛА. Материал предкрылка самолета Д16Т и толщина обшивки 2 мм. Были заданы масса птицы 1,8 кг и скорость 158 м/с. Построенные модели предкрылка и птицы с полусферическими торцами были переданы в пакет ANSYS, который использовался как препроцессор для подготовки к расчетам в пакете LS-DYNA, в котором предъявляются высокие требования к качеству сетки. Само построение конечно-элементной сетки проводилось с помощью препроцессора пакета ANSYS, и на рис. 7 представлена полученная конечно-элементная сетка предкрылка.

Результаты расчета птицестойкости предкрылка передней части крыла самолета: модель птицы с полусферическими торцами перед ударом по предкрылку представлена на рис. 8, удар птицы по предкрылку в момент времени $\tau = 1,5$ мс показан на рис. 9, картина перемещений предкрылка в момент удара $\tau = 45$ мс и состояние предкрылка с повреждениями после испытаний показаны на рис. 10, изменение кинетической энергии в зависимости от времени при соударении птицы с предкрылком приведено на рис. 11, а изменение силы удара птицы по предкрылку в зависимости от времени – на рис. 12.

Анализ результатов расчета птицестойкости предкрылка передней части крыла самолета показал, что максимальная кинетическая энергия составляла 22 500 Дж и максимальная сила удара наблюдалась в момент времени 1,5 мс. В моменты времени 4–5 мс кинетическая энергия и сила удара снижаются до минимальных значений. Сравнение картины перемещений и состояния предкрылка с повреждениями после испытаний на рис. 13 показывает удовлетворительное совпадение. Разработанные методы и результаты расчетно-экс-



Рис. 7. Конечно-элементная сетка предкрылка



Рис. 8. Модель птицы перед ударом по предкрылку



Рис. 9. Удар птицы по предкрылку ($\tau = 1,5$ мс)

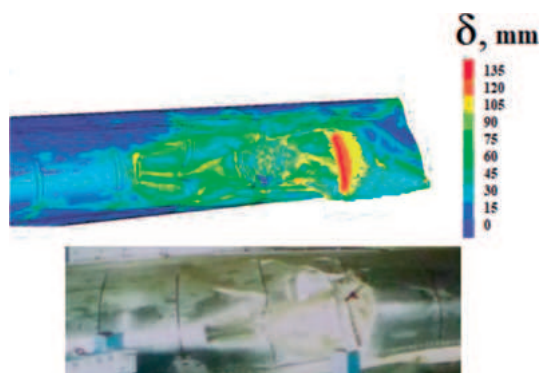


Рис. 10. Картина перемещений ($\tau = 4$ мс) предкрылка и предкрылок после испытаний

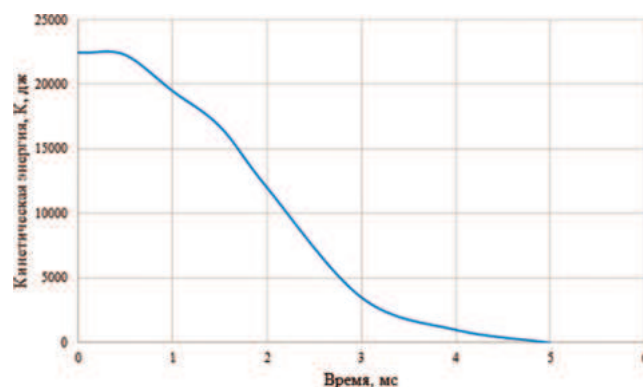


Рис. 11. Изменение кинетической энергии в зависимости от времени при соударении птицы с предкрылком

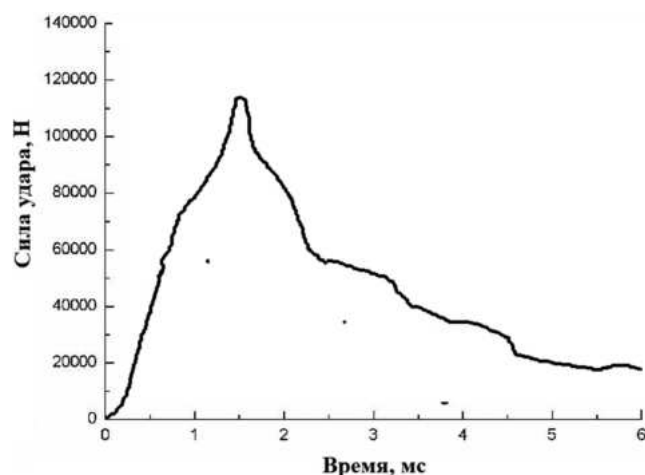


Рис. 12. Изменение силы удара птицы по предкрылку в зависимости от времени

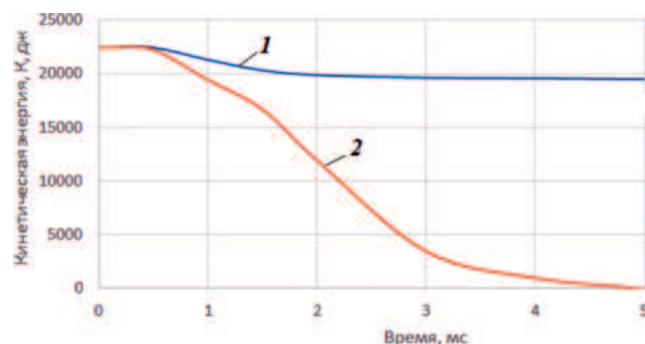


Рис. 13. Изменение кинетической энергии лобового стекла и предкрылка в зависимости от времени, параметры птицы: масса 1,8 кг, скорость 158 м/с

периментальных исследований на птицестойкость лобового стекла самолета и вращающихся лопаток рабочего колеса вентилятора ГТД приведены в [23–26].

Проведены также дополнительные расчетные исследования при увеличении толщины предкрылка при тех же массе, скорости птицы и геометрии предкрылка (рис. 7, рис. 8). Для толщины обшивки предкрылка 3,2 мм получена картина перемещений (рис. 14).

Анализ дополнительных результатов расчета и рис. 14 показал, что предкрылок выдержал удар птицы. При этом на предкрылке образовалась вмятина.

В работе [27] приведена формула для определения скорости пробития предкрылка под разными углами удара птицы:

$$v = \frac{82,3 \cdot \sqrt{\delta}}{\sqrt[3]{m \cdot \cos \alpha}}, \quad (1)$$

где v – скорость пробития предкрылка, м/с; δ – толщина обшивки предкрылка, мм; m – масса

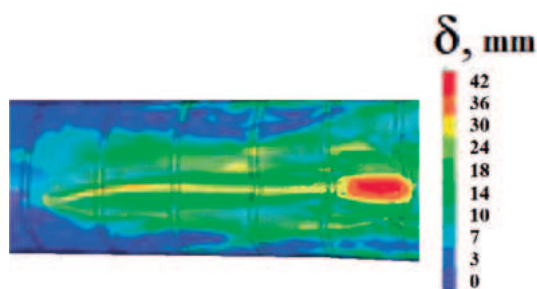


Рис. 14. Картина перемещений ($\tau = 4$ мс) предкрылка при толщине обшивки 3,2 мм

птицы, кг; α — угол между вектором скорости полета птицы и горизонтальной плоскостью.

На основании расчетных и экспериментальных данных авторами статьи предложена формула для определения скорости непробития предкрылка под разными углами удара птицы, которая имеет следующий вид:

$$v = \frac{105,21(\delta - 1)^{0,7436}}{\sqrt[3]{m \cdot \cos \alpha}}, \quad (2)$$

где v — скорость непробития предкрылка, м/с; δ — толщина обшивки предкрылка, мм, причем $\delta \geq 2$.

Проведено сравнение расчетов скоростей пробития и непробития предкрылка с учетом разных углов удара птицы по формулам (1) и (2), и результаты расчетов представлены на рис. 15 для массы 1,8 кг и скорости 158 м/с.

Можно сравнить результаты расчетов скоростей непробития по формуле (2) для массы птицы 1,8 кг, которая выбрана из условий сертификационных требований, и, например, для массы 2,5 кг также с учетом разных углов удара птицы. Указанное сравнение представлено на рис. 16.

С использованием формулы (2) также можно оценить толщину предкрылка для усиления его конструкции при заданных массе и скорости птицы. На рис. 17 представлена кривая скорости непробития птицы в зависимости от толщины обшивки предкрылка (при массе 1,8 кг). Из анализа данных на рис. 17 для скорости 158 м/с и массы 1,8 кг птицы можно выбрать увеличенную толщину обшивки предкрылка 3,2 мм, что соответствует предыдущим полученным результатам дополнительных расчетных исследований (рис. 14). По формуле (1) получаются завышенные значения толщины обшивки предкрылка (более 5 мм).

Результаты экспериментальных исследований элементов авиационной техники на птицестойкость

Экспериментальные исследования элементов самолета (предкрылка передней части крыла) проводились с использованием пневмопушки [1]

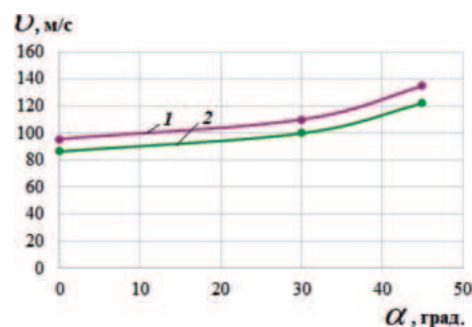


Рис. 15. Кривые скорости пробития (1) и непробития (2) в зависимости от углов удара птицы

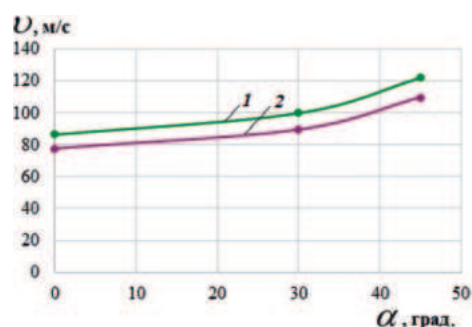


Рис. 16. Кривые скорости непробития в зависимости от углов удара птицы для массы 1,8 кг (1) и массы 2,5 кг (2)

(см. рис. 5, рис. 6), специальных пневмосистем, систем измерений и другого оборудования.

Экспериментальное исследование передней части крыла самолета на удар птицы на стенде с пневмопушкой проведено с целью подтверждения соответствия конструкции требованиям авиационных правил и с учетом реальных углов взаимодействия птицы с элементами ЛА. Общий вид объекта испытаний представлен на рис. 18. При испытаниях элемента передней части крыла самолета на птицестойкость использовалась птица массой 1,8 кг и гильза массой 0,160 кг со скоростью 158 м/с при толщине предкрылка 2 мм. Попадание птицы в заданную точку

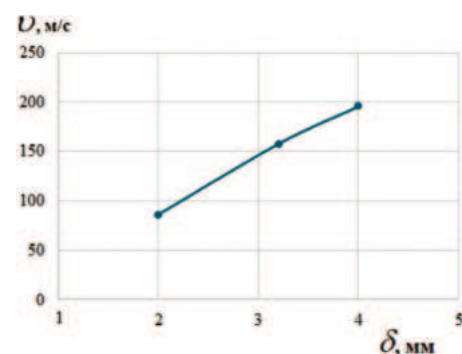


Рис. 17. Кривая скорости непробития в зависимости от толщины обшивки предкрылка



Рис. 18. Общий вид передней части крыла



Рис. 19. Повреждения передней части крыла при соударении с птицей

объекта испытаний также было зарегистрировано высокоскоростной камерой. По результатам внешнего визуального осмотра после выполненного выстрела объект испытаний получил следующее повреждение: пробита лобовая (внешняя) обшивка предкрылка передней части крыла (рис. 19).

После анализа результатов проведенных испытаний и расчетных исследований были выработаны рекомендации по усилению предкрылка и передней части крыла. Результаты экспериментальных исследований согласуются с результатами расчетных.

Выводы

Рассмотрены расчетно-экспериментальные методы исследований элементов летательных аппаратов (самолетов транспортной авиации) на птицестойкость.

Разработана методика проведения экспериментальных исследований авиационной техники на птицестойкость с использованием усовершенствованной конструкции пневмопушки и экспериментального оборудования. Разработанная методика позволяет сократить время на подготовку и проведение экспериментальных исследований авиационной техники на птицестойкость и повысить точность экспериментов.

Приведены результаты расчетных исследований элементов авиационной техники (предкрылка передней части крыла и др.) на птицестойкость, которые согласуются с результатами экспериментов, и оценка повреждаемости авиационной техники. Приведены также результаты дополнительных расчетных исследований при увеличении толщины обшивки предкрылка от 2 до 3,2 мм, которые показали, что предкрылок при толщине обшивки 3,2 мм выдержал удар птицы.

Авторами предложена формула для определения скоростей непробития обшивки предкрылка в зависимости от углов удара, массы птицы и толщины обшивки. Получены результаты сравнения кривых скорости непробития по предложенной формуле и по формуле из [27] скорости пробития с учетом разных углов удара птицы, которые показали хорошее согласие для толщины обшивки 2 мм предкрылка. Для выбора увеличенной толщины обшивки предкрылка по предложенной формуле также получена толщина 3,2 мм, а по формуле из [27] получено завышенное значение толщины (более 5 мм).

Разработанные расчетно-экспериментальные методы и рекомендации можно использовать при испытаниях элементов летательных аппаратов и деталей двигателей на специальных и разгонных стендах.

Список источников

1. Шершаков С.М., Сафронов А.В., Кулаков В.В. и др. Устройство для заброса птиц и других посторонних предметов при испытаниях летательных аппаратов. Патент RU 2452931 С1. Бюл. №16, 10.06.2012.
2. Лепешкин А.Р. Технология разгонных испытаний рабочих колес ГТД из разных материалов на птицестойкость // Новые материалы и технологии. НМТ-2008: Сборник трудов Всероссийской научно-технической конференции (11–12 ноября 2008; Москва). М.: ИЦ МАТИ, 2008. Т. 2. С. 83.
3. Лепешкин А.Р., Ильинская О.И., Маликов С.Б. Динамика и прочность авиационных газотурбинных двигателей: Учеб. пособие. М.: Изд-во МАИ, 2020. 100 с.
4. Дроздова О.Е., Олимов Б.В., Фейгенбаум Ю.М. Статистический анализ эксплуатационных данных о повреждениях воздушных судов при столкновении с птицами // Научный вестник ГосНИИ ГА. 2017. № 18(329). С. 27–36.
5. Maragakis I. Bird population trends and their impact on Aviation safety 1999–2008. European Aviation Safety Agency. EASA Safety Report T004-00, 2009
6. Wildlife strike analyses 2008 – 2015 (IBIS). International Civil Aviation Organization. Electronic Bulletin EB 2017/25, 2017.
7. Owens S.D., Caldwell E.O., Woodward M.R. Birdstrike Certification Tests of F-35 Canopy and Airframe Structure // Aircraft Structural Integrity Program (ASIP) Conference (01-03 December 2009; Jacksonville, FL).
8. Моргачев К.В. Стендовые испытания авиационной техники на столкновение с посторонними предметами (птицестойкость) // Автоматизация в промышленности. 2015. № 10. С. 32–35.
9. Шорр Б.Ф., Гладкий И.Л., Мельникова Г.В. и др. Стендовые испытания по забросу птиц на невращающуюся лопатку вентилятора // Авиационные двигатели. 2020. №1(6). С. 31–38. DOI: 10.54349/26586061_2020_1_31

10. Zakir S.M., Li Y. Dynamic response of the leading edge wing under soft body impact // *International Journal of Crashworthiness*. 2012. Vol. 17. No. 4, pp. 357–376. DOI: 10.1080/13588265.2012.661239
11. Guida M., Marulo F., Meo M. et al. SPH - Lagrangian study of bird impact on leading edge wing // *Composite Structures*. 2011. Vol. 93. No. 3, pp. 1060–1071. DOI: 10.1016/j.compstruct.2010.10.001
12. Arachchige B., Ghasemnejad H., Yasaee M. Effect of bird-strike on sandwich composite aircraft wing leading edge // *Advances in Engineering Software*. 2020. Vol. 148:102839. DOI: 10.1016/j.advengsoft.2020.102839
13. Aslam M.A., Rayhan S.B., Zhang K. Dynamic response of structurally reinforced wing leading edge against soft impact // *Aerospace*. 2022. Vol. 9. No. 5:260. DOI: 10.3390/aerospace9050260
14. Dar U.A., Awais M., Mian H.H. et al. The effect of representative bird model and its impact direction on crashworthiness of aircraft windshield and canopy structure // *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G Journal of Aerospace Engineering*. 2019. Vol. 233. No. 14, pp. 5150–5163. DOI: 10.1177/0954410019837857
15. Di Caprio F., Cristillo D., Saputo S. et al. Crashworthiness of wing leading edges under bird impact event // *Composite Structures*. 2019. Vol. 216, pp. 39–52. DOI: 10.1016/j.compstruct.2019.02.069
16. Guida M., Marulo F., Belkhefja F.Z., et al. A review of the bird impact process and validation of the SPH impact model for aircraft structures // *Progress in Aerospace Sciences*. 2022. Vol. 129:100787. DOI: 10.1016/j.paerosci.2021.100787
17. Guida M., Marulo F., Meo M., et al. Analysis of bird impact on a composite tailplane leading edge // *Applied Composite Materials*. 2008. Vol. 15. No. 4–6, pp. 241–257. DOI: 10.1007/s10443-008-9070-6
18. Guida M., Marulo F., Meo M., et al. Certification by birdstrike analysis on C27J fullscale ribless composite leading edge // *International Journal of Impact Engineering*. 2013. Vol. 54, pp. 105–113. DOI: 10.1016/j.ijimpeng.2012.10.002
19. Guida M., Marulo F., Polito T., et al. Design and testing of a fiber-metal-laminate bird-strike-resistant leading edge // *Journal of Aircraft*. 2009. Vol. 46. No. 6, pp. 2121–2129. DOI: 10.2514/1.43943
20. Liu J., Li Y., Yu X., et al. A novel design for reinforcing the aircraft tail leading edge structure against bird strike // *International Journal of Impact Engineering*. 2017. Vol. 105, pp. 89–101. DOI: 10.1016/j.ijimpeng.2016.12.017
21. McCarthy M.A., Xiao J.R., McCarthy C.T., et al. Modelling of bird strike on an aircraft wing leading edge made from fibre metal laminates - Part 2: Modelling of impact with SPH bird model // *Applied Composite Materials*. 2004. Vol. 11. No. 5, pp. 317–340. DOI: 10.1023/B:ACMA.0000037134.93410.c0
22. Su K., Bai R., Bai H. Numerical research on the effect of aircraft leading-edge curvature on bird strike resistance // *Journal of Physics Conference Series*. Vol. 1798. International Conference on Applied Mechanics and Mechanical Engineering (ICAMME 2020; 25–27 September 2020; Hulun Buir, China). 2021. 1798(1):012044. DOI: 10.1088/1742-6596/1798/1/012044
23. Аунг К.М., Лепешкин А.Р. Расчетно-экспериментальные методы исследований элементов летательных аппаратов на птицестойкость // *Авиация и космонавтика: Сборник тезисов 23-й Международной конференции (18–22 ноября 2024; МАИ. Москва)*. М.: Изд-во «Перо», 2024. С. 7.
24. Аунг К.М., Лепешкин А.Р. Методика расчетного моделирования ударного динамического процесса и НДС лобового стекла самолета при испытаниях на птицестойкость // *Актуальные проблемы механики: памяти Д.А. Индейцева: Сборник аннотаций 51 школы-конференции (19–21 июня 2024; Великий Новгород)*. Великий Новгород: Изд-во НГУ им. Ярослава Мудрого; 2024. С. 140.
25. Аунг К.М., Лепешкин А.Р. Методика расчета напряженно-деформированного состояния лопаток вентилятора ГТД при соударении с птицей // *Многофазные системы: модели, эксперимент, приложения: Сборник трудов VIII Российской конференции – школы молодых ученых с международным участием (24–28 июня 2024; Уфа)*. Уфа: Изд-во Имех УФИЦ РАН, 2024. С. 17–18.
26. Лепешкин А.Р., Аунг К.М. Методика специальных испытаний элементов летательного аппарата // *Научные чтения по авиации, посвященные памяти профессора Н.Е. Жуковского: Сборник трудов XXI Всероссийской научно-технической конференции (18–19 апреля 2024; Москва)*. М.: Изд-во «Экспериментальная мастерская НаукаСофт», 2024. С. 35–50.
27. Семьшев С.В. Динамическое взаимодействие элементов конструкции летательного аппарата с птицей: Дисс. ... канд. техн. наук. Жуковский, 2002. 121 с.

References

1. Shershakov SM, Safronov AV, Kulakov VV. Gun to throw birds and other foreign matters in testing aircraft. *Patent RU 2452931 C1*, 10.06.2012. (In Russ.).
2. Lepeshkin AR. Technology of acceleration testing of GTE impellers from different materials for poultry resistance. In: *Materialy Vserossiiskoi nauchno-tehnicheskoi konferentsii "Novye materialy i tekhnologii" (November 11–12, 2008; IC MATI, Moscow)*. Vol. 2. p. 83. (In Russ.).
3. Lepeshkin AR, Il'inskaya OI, Malikov SB. *Dynamics and strength of aviation gas turbine engines*. Moscow: MAI; 2020. 100 p. (In Russ.).
4. Drozdova OE, Olimov BV, Feygenbaum YuM. Statistical analysis of exploitation data about failures of aircrafts in collision with birds. *Scientific bulletin of the state scientific research institute of civil aviation (GosNII GA)*. 2017(18):27–36. (In Russ.).
5. Maragakis I. *Bird population trends and their impact on Aviation safety 1999–2008*. European Aviation Safety Agency. EASA Safety Report T004-00, 2009.

6. 2008–2015 *Wildlife strike analyses (IBIS)*. International Civil Aviation Organization. Electronic Bulletin EB 2017/25, 2017.
7. Owens SD, Caldwell EO, Woodward MR. Birdstrike Certification Tests of F-35 Canopy and Airframe Structure. *Aircraft Structural Integrity Program Conference (December 01-03, 2009; Jacksonville, FL)*.
8. Morgachev KV. Bench tests of aviation equipment for collision with foreign objects (bird resistance). *Avtomatizatsiya v promyshlennosti*. 2015(10):32–35. (In Russ.).
9. Shorr BF, Gladky IL, Mel'nikova GV. Bench bird strike testing of non - rotating fan blade. *Aircraft engines*. 2020(1):31–38. (In Russ.). DOI: 10.54349/26586061_2020_1_31
10. Zakir SM, Li Y. Dynamic response of the leading edge wing under soft body impact. *International Journal of Crashworthiness*. 2012;17(4):357–376. DOI: 10.1080/13588265.2012.661239
11. Guida M, Marulo F, Meo M, et al. SPH - Lagrangian study of bird impact on leading edge wing. *Composite Structures*. 2011;93(3):1060–1071. DOI: 10.1016/j.compstruct.2010.10.001
12. Arachchige B, Ghasemnejad H, Yasaee M. Effect of bird-strike on sandwich composite aircraft wing leading edge. *Advances in Engineering Software*. 2020;148:102839. DOI: 10.1016/j.advengsoft.2020.102839
13. Aslam MA, Rayhan SB, Zhang K. Dynamic response of structurally reinforced wing leading edge against soft impact. *Aerospace*. 2022;9(5):260. DOI: 10.3390/aerospace9050260
14. Dar UA, Awais M, Mian HH, et al. The effect of representative bird model and its impact direction on crashworthiness of aircraft windshield and canopy structure. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G Journal of Aerospace Engineering*. 2019;233(14):5150–5163. DOI: 10.1177/0954410019837857
15. Di Caprio F, Cristillo D, Saputo S, et al. Crashworthiness of wing leading edges under bird impact event. *Composite Structures*. 2019;216:39–52. DOI: 10.1016/j.compstruct.2019.02.069
16. Guida M, Marulo F, Belkhef FZ, et al. A review of the bird impact process and validation of the SPH impact model for aircraft structures. *Progress in Aerospace Sciences*. 2022;129:100787. DOI: 10.1016/j.paerosci.2021.100787
17. Guida M, Marulo F, Meo M, et al. Analysis of bird impact on a composite tailplane leading edge. *Applied Composite Materials*. 2008;15(4-6):241–257. DOI :10.1007/s10443-008-9070-6
18. Guida M, Marulo F, Meo M, et al. Certification by birdstrike analysis on C27J fullscale ribless composite leading edge. *International Journal of Impact Engineering*. 2013;54:105–113. DOI: 10.1016/j.ijimpeng.2012.10.002
19. Guida M, Marulo F, Polito T, et al. Design and testing of a fiber-metal-laminate bird-strike-resistant leading edge. *Journal of Aircraft*. 2009;46(6):2121–2129. DOI: 10.2514/1.43943
20. Liu J, Li Y, Yu X, et al. A novel design for reinforcing the aircraft tail leading edge structure against bird strike. *International Journal of Impact Engineering*. 2017;105:89–101. DOI: 10.1016/j.ijimpeng.2016.12.017
21. McCarthy MA, Xiao JR, McCarthy CT, et al. Modelling of bird strike on an aircraft wing leading edge made from fibre metal laminates - Part 2: Modelling of impact with SPH bird model. *Applied Composite Materials*. 2004;11(5):317–340. DOI: 10.1023/B:ACMA.0000037134.93410.c0
22. Su K, Bai R, Bai H. Numerical research on the effect of aircraft leading-edge curvature on bird strike resistance. *Journal of Physics Conference Series*. Vol. 1798. *International Conference on Applied Mechanics and Mechanical Engineering (ICAMME 2020; September 25-27, 2020; Hulun Buir, China)*. 2021;1798(1):012044. DOI: 10.1088/1742-6596/1798/1/012044
23. Aung KM, Lepeshkin AR. Computational and experimental methods of research of aircraft elements for bird resistance. In: *Materialy 23 Mezhdunarodnoi konferentsii "Aviatsiya i kosmonavtika" (November 18-22, 2024; MAI, Moscow)*. Moscow: Pero, 2024. p. 7. (In Russ.).
24. Aung KM, Lepeshkin AR. Methods of computational modeling of the impact dynamic process and the VAT of the windshield of an aircraft during tests for bird resistance. In: *51 shkola-konferentsia "Aktual'nye problemy mekhaniki pamyati D.A. Indeitseva" (June 19-21, 2024; NGU im. Yaroslava Mudrogo, Velikii Novgorod)*. p. 140. (In Russ.).
25. Aung KM, Lepeshkin AR. Method of calculating the stress-strain state of the turbine turbine fan blades upon impact with a bird. In: *Materialy VIII Rossiiskoi konferentsii - shkoly molodykh uchenykh s mezhdunarodnym uchastiem "Mnogofaznye sistemy: modeli, eksperiment, prilozheniya" (June 24-28, 2024; Ufa)*. p. 17–18. (In Russ.).
26. Lepeshkin AR, Aung KM. Methodology of special tests of aircraft elements. In: *Materialy XXI Vserossiiskoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii "Nauchnye chteniya po aviatsii, posvyashchennye pamyati professora N.E. Zhukovskogo" (April 18–19, 2024; Moscow)*. p. 35–50. (In Russ.).
27. Semyshev SV. *Dynamic interaction of structural elements of an aircraft with a bird*. PhD thesis. Zhukovsky: TsAGI; 2002. 121 p. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию / Received 06.02.2025
 Одобрена после рецензирования / Revised 18.03.2025
 Принята к публикации / Accepted 19.03.2025