

На правах рукописи



Аунг Кхайн Мьинт

**РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ МЕТОД ОЦЕНКИ  
ПТИЦЕСТОЙКОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ  
ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЭКСПЛУАТАЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

Специальность 2.5.13.

«Проектирование, конструкция, производство, испытания и эксплуатация  
летательных аппаратов»

Автореферат диссертации на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Москва - 2026

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

**Научный руководитель:** **Лепешкин Александр Роальдович**  
доктор технических наук, доцент

**Официальные оппоненты:** **Митряйкин Виктор Иванович**  
доктор технических наук, профессор, профессор кафедры машиноведения и инженерной графики Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ» (КНИТУ-КАИ), г. Казань

**Михайловский Константин Валерьевич**  
кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры ракетно - космических композитных конструкций Федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)» (МГТУ им. Н.Э. Баумана), г. Москва

**Ведущая организация:** Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский государственный технический университет гражданской авиации» (МГТУ ГА), г. Москва

Защита диссертации состоится «28» мая 2026 года в 14 часов 00 минут на заседании диссертационного совета 24.2.327.09 в Федеральном государственном автономном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (МАИ) по адресу: 125993, г Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте МАИ по ссылке: [https://mai.ru/events/defence/?ELEMENT\\_ID=187687](https://mai.ru/events/defence/?ELEMENT_ID=187687)

Автореферат разослан «\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2026 года.

Отзыв на автореферат, заверенный печатью учреждения, просим направлять по адресу: 125993, Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д.4. Ученый совет МАИ.

Учёный секретарь  
диссертационного совета  
24.2.327.09, к.т.н., доцент



Д.Ю. Стрелец

## **ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ**

### **Актуальность темы исследования**

Повреждения элементов авиационной техники при столкновениях с птицами существенно снижают уровень безопасности полетов гражданской авиации, приводят к росту числа аварий и катастроф, увеличению затрат на эксплуатацию, связанных с необходимостью выполнения восстановительного ремонта поврежденных элементов и деталей авиационной техники. Проведение исследовательских, технологических и конструкторских работ в области птицестойкости элементов авиационной техники, а также проведение экспериментальных исследований, специальных и сертификационных испытаний является необходимым условием, позволяющим снизить вероятность и опасность столкновений и существенно повысить безопасность полетов.

Наиболее распространенным способом подтверждения птицестойкости элементов авиационной техники в соответствии с нормативными требованиями и документами НЛГ-25, НЛГ-33 является проведение экспериментальных исследований с забросом птиц, соответствующих по числу и массе. При наглядности экспериментальных исследований с забросом птиц невозможно дать исчерпывающую оценку действительной стойкости элементов авиационной техники к столкновению с птицами. Испытания характеризуются высокой стоимостью экспериментов в натурном исполнении. Расчетный анализ позволяет расширить и дополнить знания об ударном процессе взаимодействия птицы с элементами авиационной техники, позволяет сократить количество экспериментов и, соответственно, снизить стоимость экспериментальных исследований. Имеются известные аналитические и численные модели, характеризующие поведение элементов авиационной техники, – крыла, фюзеляжа, оперения, лопаток вентилятора и компрессора, – при попадании посторонних предметов – птиц. Расчетный анализ используется недостаточно для сравнения с экспериментами и обработки результатов экспериментов и испытаний. Для планирования и проведения новых экспериментов и испытаний элементов авиационной техники на птицестойкость, совершенствования оборудования и новых исследований ударных процессов в элементах и деталях при имитации соударения с птицей в лабораторных условиях требуются разработки новых расчетно-экспериментальных методов, численных и аналитических методик, что является актуальной проблемой.

### **Степень разработанности темы**

Значительный вклад в оценку птицестойкости элементов конструкции авиационной техники внесли отечественные ученые: Б.Ф. Шорр, Н.Н. Сиротин, В.И. Голован, А.С. Дзюба, С.В. Семьшев, С.Б. Петров, А.А. Иноземцев, Е.Ю.

Марчуков, Ю.Н. Шмотин, М.Ш. Нихамкин, А.Р. Лепешкин, И.Л. Гладкий, А.В. Кирсанов, М.В. Кузьмин, А.Г. Нарыжный, а также зарубежные ученые – J.S. Wilbeck, M.A Lavoie, M. Anghileri, Г.Г. Онгирский, М. Селезнева, J. Frischbier. Существенный вклад в разработку гидродинамической модели птицы внес J.S. Wilbeck, который предложил гидродинамическую модель материала птицы с учетом свойств жидкости, – воды. В опубликованных расчетно-экспериментальных работах (Б.Ф. Шопп, С.С. Куканов, D. Chevrolet, M. Anghileri, J. Frischbier, M. Guida, M. Kim, M.A Lavoie, Г.Г. Онгирский, М. Selezneva) моделирование птицы проводилось с использованием методов Лагранжа, Эйлера, сглаженных частиц (SPH) и узловых масс (NM), где не учитывается в полной мере возможности методов. В работах указанных авторов приводятся результаты исследований на птицестойкость, моделей конструктивных деталей. Результаты натурных элементов авиационной техники недостаточно сравниваются с результатами расчетов. Расчетный анализ используется недостаточно для обработки результатов экспериментов, испытаний и исследований ударных динамических процессов при соударении элементов авиационной техники с птицей.

Изучение образцов зарубежной и отечественной испытательной техники вскрывает наличие часто встречающихся недостатков: большая длина ствола пневмопушки, – более 7-9 метров; использование в конструкции мембран, повышающих трудоемкость подготовки пушки к выстрелу и снижающих точность выстрелов; большие габариты ресивера пневмопушки. Из анализа зарубежной литературы выявляются значительные погрешности  $7\div 11$  м/с в обеспечении заданных скоростей птиц при испытаниях авиационной техники на птицестойкость, и не приводится анализ точности выстрелов по мишеням перед испытаниями.

Из проведенного обзора и анализа публикаций выявлены неисследованные задачи:

- из анализа зарубежной литературы найдены значительные погрешности  $7\div 11$  м/с в обеспечении заданных скоростей птиц при испытаниях авиационной техники на птицестойкость;

- отсутствуют эмпирические кривые скорости птицы в зависимости от соотношения давления воздуха к массе птицы при выстреле;

- отсутствуют анализ калибровочных исследований и анализ выстрелов по мишеням с использованием методов математической статистики и регрессионного анализа;

- отсутствует анализ сравнения изменений кинетических энергий птицы при соударении с элементами самолета;

- отсутствуют зависимости напряжений на поверхности лобового стекла от массы, угла удара и скорости птицы;

- известные по литературным источникам зависимости скорости пробития предкрылка самолета от угла удара птицы дают существенные погрешности;

- отсутствуют зависимости количества лопаток вентилятора с повреждениями от скорости птицы, частоты вращения и параметров колеса вентилятора;

- отсутствуют исследования влияния ударного взаимодействия птицы с вращающимися лопатками на динамические процессы изменения частоты вращения и параметров привода колеса вентилятора в ходе экспериментальных исследований на птицестойкость;

- отсутствуют исследования влияния понижения давления среды на изменение массы птицы в экспериментальных условиях;

- отсутствуют расчетно-экспериментальные методики исследований напряженно-деформированного состояния лопатки вентилятора и динамических процессов при имитации удара с птицей на специальных установках.

Приведенный анализ результатов исследований российских и зарубежных ученых по птицестойкости авиационной техники свидетельствует о следующем:

1. Проблема исследования птицестойкости элементов авиационной техники в настоящее время является одной из приоритетных и актуальных.

2. Необходимо разрабатывать и совершенствовать расчетные и экспериментальные методы исследований и оценки птицестойкости элементов авиационной техники с повышением достоверности и точности результатов испытаний и расчетов.

3. Необходимо разрабатывать и совершенствовать расчетно-экспериментальные методы исследований напряженно-деформированного состояния (НДС) и ударных динамических процессов при соударении элементов авиационной техники с птицей с использованием специальных лабораторных установок.

В диссертации разработан расчетно-экспериментальный метод оценки птицестойкости элементов авиационной техники для обеспечения эксплуатации летательных аппаратов (ЛА), представленный на блок-схеме (Рисунок 1).



**Рисунок 1** – Блок-схема расчетно-экспериментального метода оценки птицестойкости элементов авиационной техники для обеспечения эксплуатации летательных аппаратов

### Цель и задачи исследования

**Целью** исследования является разработка расчетно-экспериментального метода оценки птицестойкости элементов авиационной техники для обеспечения эксплуатации летательных аппаратов.

Для достижения поставленной цели сформулированы следующие **задачи**:

1. Разработка расчетно-экспериментального метода исследований и оценки птицестойкости элементов авиационной техники, позволяющего уточнить условия обеспечения эксплуатации летательных аппаратов при столкновении с птицами.
2. Разработка эмпирических кривых скорости птицы в зависимости от соотношения давления воздуха к массе птицы при выстреле на основе анализа и обработки статистики калибровочных лабораторных экспериментов.
3. Проведение анализа и обработка результатов калибровочных лабораторных экспериментальных исследований с использованием методов математической статистики и регрессионного анализа.
4. Проведение расчетных и экспериментальных исследований и оценки птицестойкости элементов летательных аппаратов. Проведение расчетных исследований напряженно-деформированного состояния и динамических ударных процессов при соударении птицы с лобовым стеклом кабины и с предкрылком самолета. Сравнение результатов расчетных и экспериментальных исследований элементов ЛА. Сравнение изменений кинетических энергий птицы при соударении

с лобовым стеклом и предкрылком. Построение формулы для определения скорости непробития предкрылка самолета при выборе параметров конструктивно-силовой схемы агрегата и зависимости для определения напряжений на поверхности лобового стекла с учетом наклона от угла удара птицы по лобовому стеклу самолета.

5. Проведение расчетных и экспериментальных исследований соударения крупной птицы с лопатками рабочего колеса вентилятора.

6. Проведение исследований влияния ударного взаимодействия птицы с вращающимися лопатками на динамические процессы изменения частоты вращения и параметров электропривода колеса вентилятора в процессе экспериментальных исследований на птицестойкость. Исследование влияния понижения давления среды на изменение массы птицы в экспериментальных условиях. Построение расчетно-экспериментальной кривой и формулы для определения количества лопаток с повреждениями в зависимости от скорости птицы и параметров рабочего колеса вентилятора.

7. Разработка расчетно-экспериментальной методики исследования напряженно-деформированного состояния (НДС) лопатки вентилятора при имитации удара с птицей с учетом динамических процессов.

8. Разработка расчетно-экспериментальной методики исследования динамических процессов в лопатке вентилятора при имитации удара с птицей.

#### **Объект исследования**

Объектом исследования в диссертации являются элементы авиационной техники: предкрылок, лобовое стекло самолета, лопатки вентилятора.

#### **Предмет исследования**

Предметом исследования в диссертации являются расчетно-экспериментальные методики по оценке птицестойкости элементов авиационной техники, ударные динамические процессы и напряженно-деформированное состояние в элементах авиационной техники при соударении с птицей.

#### **Научная новизна исследования**

1. Разработан расчетно-экспериментальный метод исследований и оценки птицестойкости элементов авиационной техники, позволяющий уточнить условия обеспечения эксплуатации летательных аппаратов при столкновении с птицами.

2. Предложены эмпирические кривые скорости птицы в зависимости от соотношения давления воздуха к массе птицы при выстреле.

3. Проведен анализ и получены особенности изменения кинетической энергии птицы при соударении с разными элементами ЛА.

4. Проведены анализ и обработка результатов калибровочных лабораторных экспериментов с использованием методов математической статистики и регрессионного анализа.

5. Предложена формула для определения скорости непробития предкрылка самолета при выборе параметров конструктивно-силовой схемы агрегата.
6. Предложена зависимость для определения напряжений на поверхности лобового стекла с учетом наклона от угла удара птицы по лобовому стеклу самолета.
7. Выполнена оценка влияния ударного взаимодействия птицы с вращающимися лопатками на динамические процессы изменения частоты вращения и параметров электропривода колеса вентилятора при проведении экспериментальных исследований на птицестойкость. Выполнена оценка влияния понижения давления среды на изменение массы птицы в экспериментальных условиях. Предложены расчетно-экспериментальная кривая и формула для определения количества лопаток с повреждениями в зависимости от скорости птицы и параметров рабочего колеса вентилятора.
8. Разработана расчетно-экспериментальная методика исследований напряженно-деформированного состояния лопатки вентилятора при имитации удара с птицей с учетом динамических процессов.
9. Разработана расчетно-экспериментальная методика исследования динамических процессов в лопатке вентилятора при имитации удара с птицей.

#### **Теоретическая значимость работы**

Предложенные численные и аналитические методики, аналитические выражения целесообразно использовать для анализа расчетных исследований и обработки экспериментальных данных птицестойкости элементов летательных аппаратов и условий соударения птицы с деталями авиационной техники с учетом ударных динамических процессов, которые обладают высокой степенью геометрической и физической нелинейности.

#### **Практическая значимость работы**

Разработанный расчетно-экспериментальный метод оценки птицестойкости элементов авиационной техники позволяет научно обоснованно:

- производить расчетно-экспериментальную оценку напряженного деформированного состояния и параметров ударных динамических процессов при исследованиях на птицестойкость и при имитации соударения с птицей элементов авиационной техники на этапах создания, изготовления и эксплуатации как перспективной, так и серийной авиационной техники;
- снизить затраты на разработку авиационной техники за счет снижения количества экспериментальных исследований с использованием разработанных расчетно-экспериментальных методик;
- уменьшить время и сроки на подготовку и проведение испытаний, когда разработанные расчетно-экспериментальные методы и расчетный анализ дополняют и расширяют информацию по результатам экспериментальных

исследований на птицестойкость;

- создавать рациональные и безопасные конструкции элементов летательных аппаратов;

- обеспечить требуемый уровень безопасности полетов на основе результатов расчетно-экспериментального моделирования птицестойкости авиационной техники с учетом различных условий эксплуатации;

- использовать полученные практические рекомендации в работе для проведения, совершенствования и повышения эффективности расчетно-экспериментальных исследований и испытаний на птицестойкость авиационной техники, повышения эффективности расчетного моделирования.

- использовать свидетельство № 2025665734 о государственной регистрации программы для ЭВМ, 19.06.2025.

### **Методология и методы исследования**

В работе предложены численно-аналитические методы исследования птицестойкости элементов авиационной техники с применением методов конечных элементов, математической статистики и регрессионного анализа, методы модельных и натурных экспериментов.

### **Положения, выносимые на защиту**

На защиту выносятся следующие научные положения:

1. Расчетно-экспериментальный метод оценки птицестойкости элементов авиационной техники: предкрылка, лобового стекла, лопаток вентилятора.

2. Эмпирические кривые скорости птицы в зависимости от соотношения давления воздуха к массе птицы при выстреле на основе анализа и обработки данных калибровочных лабораторных исследований.

3. Результаты калибровочных лабораторных экспериментальных исследований, оценки точности измеряемых параметров и стрельбы с использованием методов математической статистики и регрессионного анализа.

4. Результаты расчетных и экспериментальных исследований элементов авиационной техники на птицестойкость. Особенности изменения кинетической энергии птицы при соударении с элементами авиационной техники: предкрылком, лобовым стеклом.

5. Результаты расчетов с использованием предложенных формул для определения скорости непробития предкрылка самолета при выборе параметров конструктивно-силовой схемы агрегата и предложенной зависимости напряжений на поверхности лобового стекла с учетом наклона от угла удара птицы по лобовому стеклу самолета.

6. Результаты исследования влияния ударного взаимодействия птицы с вращающимися лопатками на динамические процессы изменения частоты вращения и параметров электропривода колеса вентилятора при исследованиях на

птицестойкость, результаты исследования влияния понижения давления среды на изменение массы птицы в экспериментальных условиях. Расчетно-экспериментальная кривая и формула для определения количества лопаток с повреждениями в зависимости от скорости птицы и параметров рабочего колеса вентилятора.

7. Расчетно-экспериментальная методика и результаты исследования НДС лопатки вентилятора при имитации удара с птицей с учетом динамических процессов.

8. Расчетно-экспериментальная методика и результаты исследования динамических процессов в лопатке вентилятора при имитации удара с птицей.

### **Достоверность полученных результатов**

Достоверность достигнута путем корректного применения положений теории прочности, выбора расчетной модели птицы и расчетных методик моделирования соударения птицы с элементами конструкций авиационной техники с учетом ударных динамических процессов. Достоверность подтверждается сравнением расчетных результатов с экспериментальными данными. Предложенные в работе расчетно-экспериментальные методики апробированы в экспериментах на моделях и натуральных летных образцах авиационной техники при исследованиях на птицестойкость.

### **Апробация результатов исследования**

Основные положения и результаты диссертации доложены и обсуждены на следующих международных и всероссийских конференциях:

1. XXII Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н. Е. Жуковского. – Москва, 10 - 11 апреля 2025 г.

2. Десятые Колачёвские чтения: X Всероссийская молодежная научно-практическая конференция, посвященная 95-летию МАИ. Ступино. 2 апреля 2025 г.

3. 23-я Международная конференция "Авиация и космонавтика". Москва. МАИ. 2024 г.

4. XXI Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н. Е. Жуковского. – Москва, 18 - 19 апреля 2024 г.

5. XI Международный аэрокосмический конгресс. Посвящается 90-летию со дня рождения Первого космонавта Земли Ю.А. Гагарина. – Москва, МАИ, 28-31 августа 2024 г.

6. Международная молодежная научная конференция «L Гагаринские чтения». Москва, МАИ. 9-12 апреля 2024 г.

7. Девятые Колачёвские чтения: IX Всероссийская молодежная научно-практическая конференция, посвященной 90-летию со дня рождения Ю.А. Гагарина. Ступино. 4 апреля 2024 г.

8. XVIII Международная конференция «Механика, ресурс и диагностика материалов и конструкций». – Екатеринбург, 27 - 31 мая 2024 г.

9. 51 школа-конференция «Актуальные проблемы механики» – Великий Новгород, 19 - 21 июня 2024 г.

10. VIII Российская конференция - школа молодых ученых с международным участием «Многофазные системы: модели, эксперимент, приложения». – Уфа, 24 - 28 июня 2024 г.

#### **Личный научный вклад автора**

Исследования, результаты которых изложены в диссертации, проведены лично соискателем в процессе научной деятельности. Исследования включают разработку математических моделей и аналитических методов расчета, расчетно-экспериментальные методики, параметрические расчеты, обработку и анализ полученных результатов и экспериментальных данных, представленных в выносимых на защиту положениях. Автор лично подготовил публикации, отражающие содержание диссертации, и лично выступал с докладами по выполненной работе.

#### **Публикации**

По теме диссертационной работы опубликовано 14 печатных работ, 3 из которых в изданиях Перечня ВАК РФ по специальности 2.5.13., Свидетельство о регистрации программы для ЭВМ.

#### **Структура и объем диссертации**

Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, заключения, списка литературы из 138 наименований. Общий объем диссертации – 171 страница, работа содержит 86 рисунков, 3 таблицы.

### **ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ**

Во **Введении** дана общая характеристика работы:

- обоснована актуальность темы исследования;
- раскрыта степень разработанности темы;
- определены цель, задачи, объект и предмет исследования;
- раскрыта научная новизна исследования;
- раскрыты теоретическая значимость и практическая значимость работы;
- определены методы исследования;
- сформулированы положения, выносимые на защиту;
- определена степень достоверности полученных результатов;
- представлены апробация результатов исследования и личный вклад автора.

В **первой Главе** приведен обзор и анализ исследований столкновений авиационной техники с птицами в условиях эксплуатации, анализ расчетных и

экспериментальных исследований элементов авиационной техники на птицестойкость с использованием испытательного оборудования.

Во **второй Главе** рассмотрены особенности методов расчетного анализа взаимодействия птицы с элементами авиационной техники с учетом уравнений состояния (EOS). Для расчетной модели материала птицы используется бессеточный метод сглаженных частиц SPH, который является наиболее распространенным при моделировании свойств птицы.

Уравнение состояния твердого тела выбрано по формуле Ми-Грюнаизена

$$P = \frac{K(1 - \Gamma_0 \xi / 2)}{(1 - c\xi)^2} \xi + \rho_0 \Gamma_0 E, \quad (1)$$

где  $\Gamma_0$  – коэффициент Грюнаизена;  $c, K$  – константа материала;  $\rho_0$  – начальная плотность среды;  $\xi = 1 - \rho_0 / \rho$ ,  $E$  – удельная внутренняя энергия, отнесенная к начальному объему.

Для расчета разрушения упруго-пластичных материалов (алюминий, титан) обшивки предкрылка и лопаток вентилятора использованы соотношения модели Джонсона-Кука. Согласно модели Джонсона-Кука предел текучести материала меняется в зависимости от накопленной пластической деформации, скорости деформирования и температуры и определяется по формуле

$$\sigma = (A + B\varepsilon_p^n)(1 + C \ln e_p^*)(1 - T^{*m}), \quad (2)$$

где  $\varepsilon_p$  – эквивалентная пластическая деформация,  $T^{*m} = (T - T_r)/(T_m - T_r)$  – гомологическая температура;  $T_m$  – температура плавления;  $T_r$  – комнатная температура;  $e_p^* = e_p / e_0$  – нормализованная скорость пластической деформации;  $A, B, C, n, m, e_0$  – параметры модели материала.

Формула (2) представляет собой кривую деформирования материала. Первая часть выражения (2) в скобках определяет напряжение как функцию деформации при  $e_p^* = 1c^{-1}$  и  $T = 20^\circ C$  для лабораторных экспериментов при комнатной температуре. Константа  $A$  является начальным пределом текучести материала при медленном нагружении, параметры  $B$  и  $n$  отвечают за деформационное упрочнение. Вторая часть выражения (2) показывает влияние скорости деформации на предел текучести материала. Третья часть характеризует термическое разупрочнение, при котором предел текучести снижается до нуля при достижении температуры плавления.

Для характеристик разрушения материала по модели Джонсона-Кука в использованном для численного моделирования пакете LS-DYNA по умолчанию применяется критерий, согласно которому разрушение конечного элемента происходит, когда параметр поврежденности  $D$  становится равным единице.

Критерий разрушения

$$D = \sum \frac{\Delta \varepsilon}{\varepsilon^f}, \quad (3)$$

где  $\Delta \varepsilon$  – приращение эквивалентной пластической деформации в течение цикла интегрирования,  $\varepsilon^f$  – деформация разрушения при данной скорости деформации, температуре, давлении, эквивалентном напряжении и вычисляется по формуле

$$\varepsilon^f = \left[ D_1 + D_2 \exp(D_3 \sigma^*) \right] \left[ 1 + D_4 \ln e_p^* \right] \left[ 1 + D_5 T^* \right], \quad (4)$$

где  $\sigma^* = P / \sigma_{eff}$ ,  $D_1, D_2, D_3, D_4, D_5$  – параметры,  $\sigma_{eff}$  – эффективное напряжение,  $P$  – давление в рассматриваемом конечном элементе.

Лобовое стекло самолета представляет собой пакет из чередующихся слоев силикатного стекла и клеевых полимерных слоев. Для разработки и формирования методики расчетного моделирования высокоскоростного удара птицы с лобовым стеклом самолета с учетом вероятностного характера разрушения хрупких материалов, – слоев силикатного стекла – использованы соотношения Джонсона-Холмквиста. Для моделирования НДС клеевых полимерных слоев при ударе птицы по лобовому пакету стекла использована модель материала Огдена.

В **третьей Главе** рассмотрены расчетные исследования птицестойкости элементов летательных аппаратов и силовых установок.

Разработана методика расчетного моделирования динамического процесса удара птицы по полной структуре одной панели лобового стекла самолета в пакете программ ANSYS LS DYNA. В методике численного моделирования птицестойкости остекления использован SPH метод сглаженных частиц для учета параметров птицы. Силикатное стекло в расчетной модели рассматривается как упругопластичный хрупкий материал, полимерная прослойка ведет себя как вязкая среда, обеспечивающая высокую деформацию перед разрушением и достаточную прочность на разрыв. В расчетном моделировании, согласно сертификационным требованиям, использовалась птица массой 1.8 кг при скорости удара 158 м/с. В качестве модели птицы выбран цилиндр с полусферами.

Приведены результаты численного исследования ударного динамического процесса и напряженно-деформированного состояния лобового стекла (Рисунок 2) с использованием разработанной методики. На Рисунке 2 приведено распределение напряжений в наружном слое стекла в точке удара при соударении с птицей в момент времени  $\tau = 1.5$  мс, на Рисунке 3 – изменение кинетической энергии птицы в точке удара от времени при соударении с лобовым стеклом, на Рисунке 4 – перемещения в точке удара от времени в лобовом стекле, на Рисунке 5 – напряжения в точке удара в зависимости от времени в лобовом стекле: 1 – в наружном силикатном слое стекла, 2 – в среднем силикатном слое стекла.

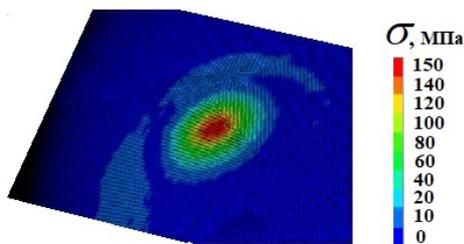
На Рисунке 6 представлена схема расположения поверхности лобового стекла и вектора скорости птицы при ударе птицы по лобовому стеклу. Проведены

дополнительные расчеты, на Рисунке 7 получены кривые напряжений на поверхности лобового стекла в области удара в зависимости от разных углов удара птиц с разными массами 1, 1.8 (кривая 2) и 2.5 кг по лобовому стеклу с одинаковой скоростью 158 м/с. Под углом удара птицы принят угол  $\alpha$  между вектором скорости движения птицы и горизонтальной плоскостью (Рисунок 6). Анализ кривых напряжений на Рисунке 7 показывает, что с ростом угла удара птиц разной массы напряжения на поверхности лобового стекла возрастают, так как угол вектора скорости птицы приближается к углу нормали к поверхности лобового стекла. Указанные напряжения меньше предела прочности лобового стекла 370 МПа, что дополнительно подтверждает надежность лобового стекла для обеспечения безопасности полетов. Кривая 2 на Рисунке 7 характеризуется зависимостью

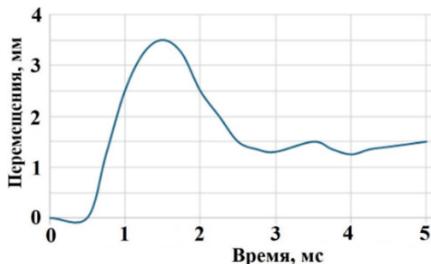
$$\sigma = 0.0568\alpha^2 - 0.9923\alpha + 150.9. \quad (5)$$

На основе расчетных исследований получена зависимость (Рисунок 8) для определения напряжений на поверхности лобового стекла от угла его наклона при ударе птицы массой 1.8 кг с горизонтальной скоростью 158 м/с по лобовому стеклу самолета.

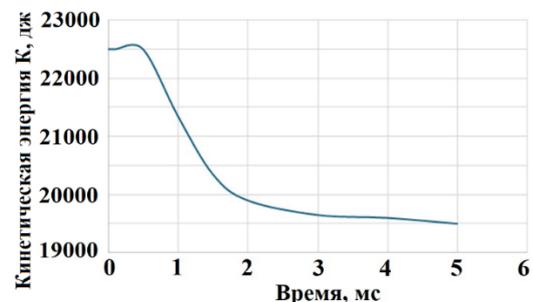
Разработана методика расчетного моделирования динамического процесса удара птицы по предкрылку передней части крыла самолета в пакете программ ANSYS LS DYNA с использованием метода SPH. Материал предкрылка самолета Д16Т и толщина обшивки 2 мм. Заданы масса птицы 1.8 кг и скорость 158 м/с. В качестве модели птицы использован цилиндр с полусферами.



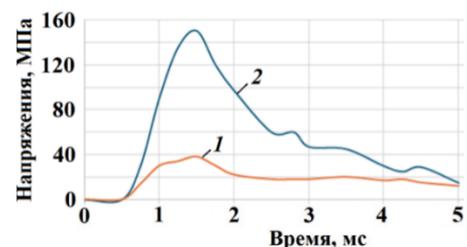
**Рисунок 2** – Распределение напряжений в точке удара птицы на поверхности лобового стекла



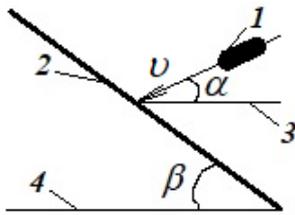
**Рисунок 4** – Перемещения в лобовом стекле в зависимости от времени



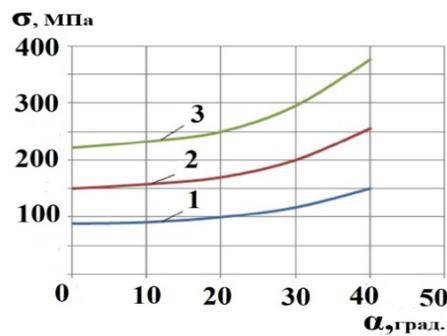
**Рисунок 3** – Изменение кинетической энергии птицы при соударении с лобовым стеклом



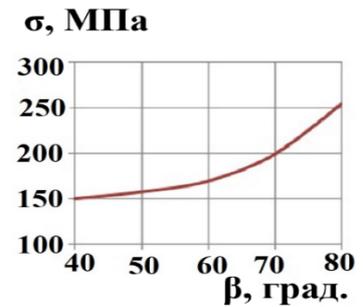
**Рисунок 5** – Напряжения в лобовом стекле в зависимости от времени: 1 – в среднем слое стекла, 2 – в наружном слое стекла



**Рисунок 6** – Схема положения лобового стекла и вектора скорости птицы



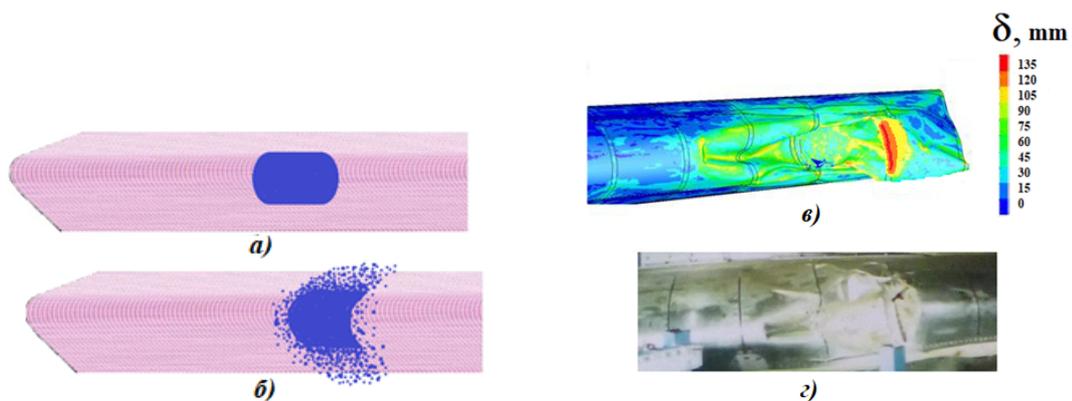
**Рисунок 7** – Кривые напряжений  $\sigma_{\text{экв}}$  на поверхности лобового стекла в области удара птицы



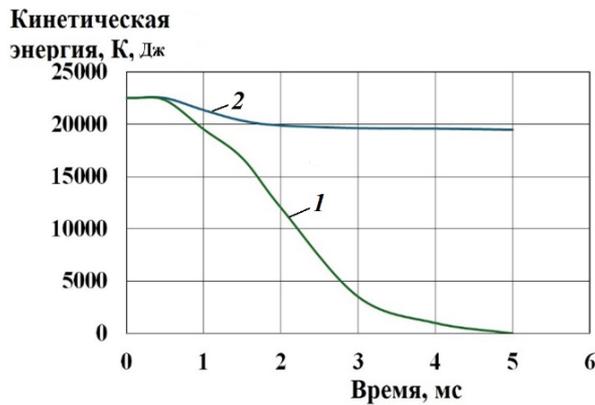
**Рисунок 8** – Зависимость напряжения  $\sigma_{\text{экв}}$  на поверхности лобового стекла от угла его наклона при ударе птицы, летящей с горизонтальной скоростью

Построение конечно-элементной сетки проведено с помощью препроцессора пакета ANSYS (Рисунок 9,а). Результаты расчета птицестойкости предкрылка и передней части крыла самолета показаны на Рисунках 9÷13. Представлены: модель птицы с полусферическими торцами перед ударом по предкрылку – на Рисунке 9,а, удар птицы по предкрылку в момент времени  $\tau = 1.5$  мс – на Рисунке 9,б, поверхность перемещений предкрылка в момент удара  $\tau = 4$  мс – на Рисунке 9,в и состояние предкрылка с повреждениями после испытаний - на Рисунке 9,г.

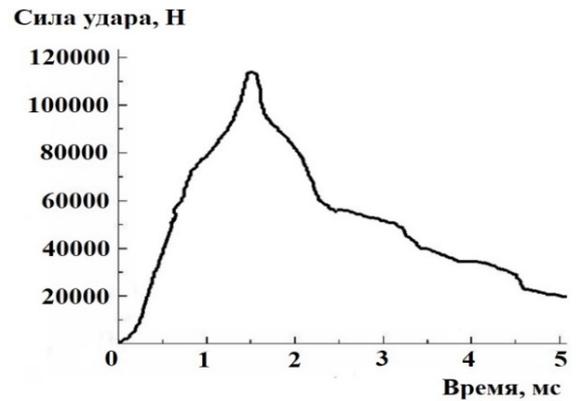
На Рисунке 10 приведены результаты численного исследования ударного динамического процесса: изменение кинетической энергии (Рисунок 10, кривая 1) и изменение силы удара (Рисунок 11) в зависимости от времени при соударении птицы с предкрылком передней части крыла самолета. На Рисунке 10 для сравнения показано изменение кинетической энергии лобового стекла (кривая 2).



**Рисунок 9** – Результаты расчета птицестойкости предкрылка и передней части крыла: а) конечно-элементная сетка предкрылка и птица,  $\tau = 0$ ; б) соударение птицы с предкрылком,  $\tau = 1,5$  мс; в) распределение перемещений в предкрылке,  $\tau = 4$  мс; г) поврежденный предкрылок после эксперимента



**Рисунок 10** – Кинетическая энергия в зависимости от времени при соударении птицы с предкрылком (1) и лобовым стеклом (2)



**Рисунок 11** – Сила удара в зависимости от времени при соударении птицы с предкрылком

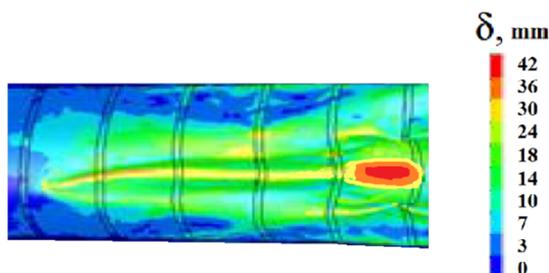
Анализ дополнительных численных результатов расчета НДС и распределения перемещений на Рисунке 12 показал, что конструкция предкрылка с увеличенной толщиной обшивки 3.2 мм выдержала удар птицы, что является важным результатом для усиления конструкции при проектировании. При этом на обшивке предкрылка образовалась вмятина.

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

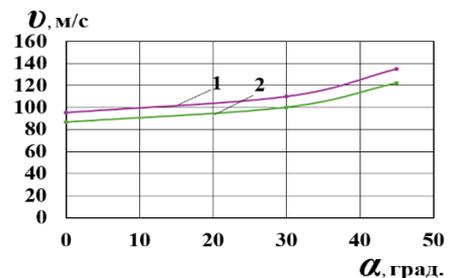
$$v = 105.21(\delta - 1)^{0.7436} m^{-1/3} \cos \alpha^{-1}, \quad (6)$$

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

Проведено сравнение расчетов скоростей пробития и непробития предкрылка с учетом разных углов удара птицы по литературным данным и по формуле (6). Результаты указанных расчетов представлены на Рисунке 13 для птицы массой 1.8 кг и скорости 158 м/с и при толщине 2 мм обшивки предкрылка.

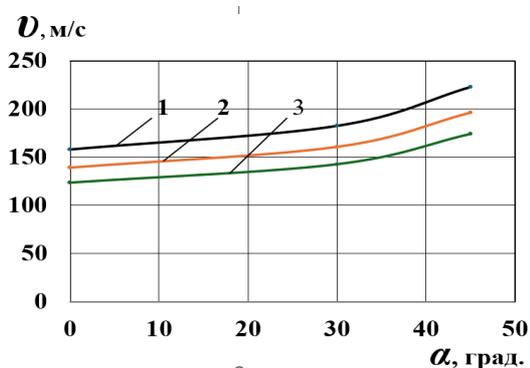


**Рисунок 12** – Распределение перемещений ( $\tau = 4$  мс) предкрылка при толщине 3.2 мм обшивки

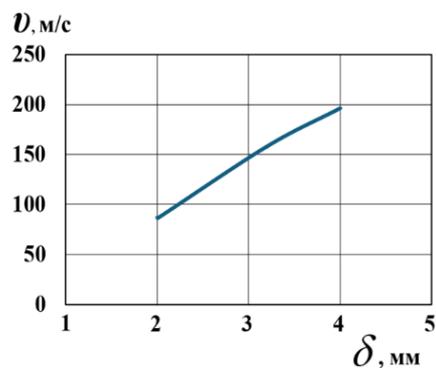


**Рисунок 13** – Кривые скорости пробития (1) и непробития (2) в зависимости от углов удара птицы времени: 1 – по формуле (6); 2 – по литературным данным

Проведено сравнение результатов расчетов скоростей непробития по предложенной формуле (6) для массы 1.8 кг птицы, которая выбрана из условий сертификационных требований, и для других масс 2.5 кг и 3.6 кг, а также с учетом разных углов удара птицы. Указанное сравнение представлено на Рисунке 14. С использованием формулы (6) оценена величина толщины предкрылка для усиления конструкции при заданных параметрах массы и скорости птицы. На Рисунке 15 представлена кривая скорости непробития птицы в зависимости от толщины обшивки предкрылка при массе птицы 1.8 кг. Из анализа данных на Рисунке 15 для скорости 158 м/с и массы 1.8 кг птицы выбрана увеличенная толщина 3.2 мм обшивки предкрылка, что соответствует предыдущим полученным результатам дополнительных численных расчетов (Рисунок 12).



**Рисунок 14** – Кривые скорости непробития в зависимости от углов удара птицы для массы 1.8 кг (1), массы 2.5 кг (2) и 3.6 кг (3)

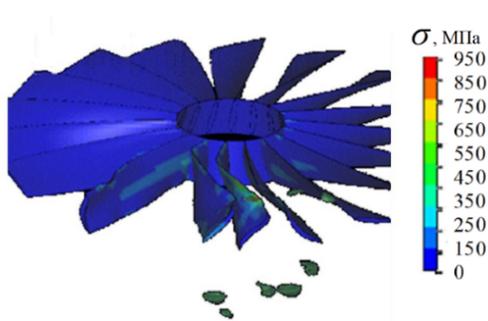


**Рисунок 15** – Кривая скорости непробития в зависимости от толщины обшивки предкрылка

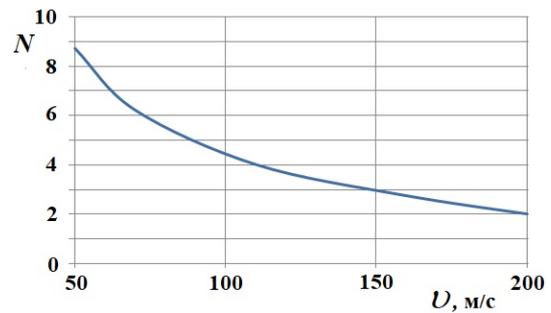
В разработанной методике расчета использован метод SPH для модели птицы и конечно-элементное моделирование процесса удара птицы с лопатками вентилятора в программном комплексе LS DYNA. На Рисунке 16 представлены результаты расчета – напряжения лопаток вращающегося колеса вентилятора при соударении с птицей. На Рисунке 16 зафиксированы фрагменты птицы и отгибы кромок лопаток после удара птицы. При сравнении расчетно-экспериментальных результатов исследований и испытаний на птицестойкость колеса вентилятора получено, что количество поврежденных лопаток в расчете и эксперименте совпало. Предложены расчетно-экспериментальная кривая (Рисунок 17) и формула для определения количества лопаток  $N$  с повреждениями в зависимости от скорости птицы и параметров рабочего колеса вентилятора:

$$N = k(\omega R_n / v), \quad (7)$$

где  $k$  – эмпирический коэффициент ( $k = 1.3 \div 1.5$ ),  $\omega$  – угловая частота вращения рабочего колеса вентилятора,  $R_n$  – радиус колеса, на котором произошел удар птицей по лопаткам,  $v$  – скорость птицы.



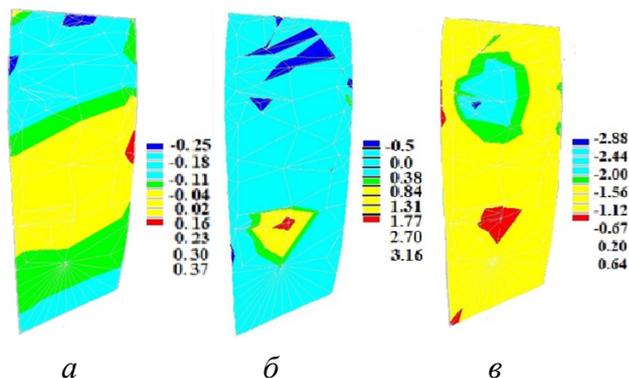
**Рисунок 16** – Напряжения в лопатках вентилятора при соударении с птицей



**Рисунок 17** – Кривая количества лопаток с повреждениями от скорости птицы

В четвертой Главе представлены расчетно-экспериментальная методика исследования напряженно-деформированного состояния лопатки вентилятора при имитации удара с птицей на специальной установке, расчетно-экспериментальная методика исследования динамических процессов в лопатке вентилятора при имитации удара с птицей и методики расчетно-экспериментальных исследований элементов летательных аппаратов на птицестойкость с учетом ударных динамических процессов.

В разработанном расчетно-экспериментальном методе получена временная последовательность событий - картин интерферограмм и перемещений в любой момент времени после начала удара с помощью специального ударника – имитатора птицы. Приведена расчетная часть разработанного метода. На первом этапе расчета каждая интерферограмма, соответствующая своему моменту времени, обрабатывается по специальному алгоритму для получения распределения перемещений по поверхности лопатки вентилятора. На втором этапе расчета исходные данные в виде распределения перемещений, а также механические свойства титановой лопатки вентилятора вводятся в разработанную конечно-элементную программу Lar-shell для определения НДС. На Рисунке 18 представлены поверхности перемещений (Рисунок 18,а), напряжений (МПа)  $\sigma_1$  (Рисунок 18,б) и напряжений  $\sigma_2$  (Рисунок 18,в), соответствующие интерферограмме с задержкой времени 10 мс.



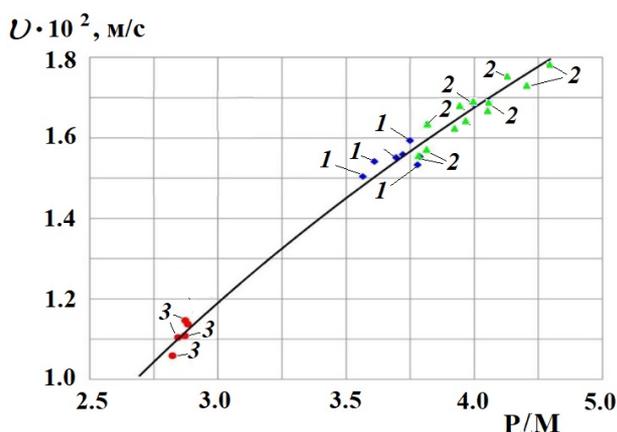
**Рисунок 18** – Распределения перемещений (а) и напряжений  $\sigma_1$  (б) и  $\sigma_2$  (в)

Результаты исследования НДС лопатки в ударном процессе показали, что в верхней части входной кромки, по которой производится удар, относительно большие напряжения возникают не только во входной кромке (времена задержки 1.5, 2.5 мс), но и также в корневой части и в выходной кромке в угловой точке вблизи прикорневого сечения (время задержки 25 мс) и в середине нижней части (время задержки 10 мс) лопатки вентилятора.

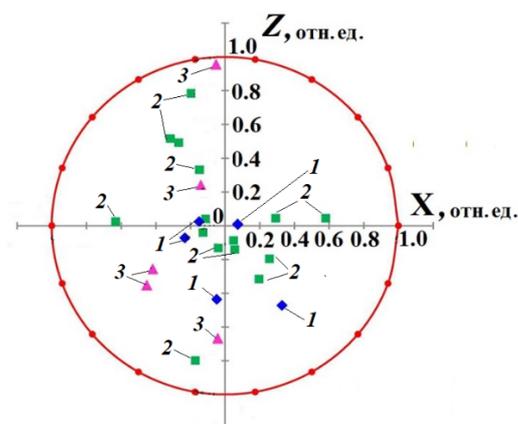
Проведены экспериментальные исследования динамических процессов в лопатке вентилятора при имитации удара с птицей с использованием разработанного расчетно-экспериментального метода. Проведен анализ указанных динамических процессов и спектров частот механических колебаний лопатки вентилятора.

Представлены разработанные методики и результаты экспериментальных исследований элементов летательных аппаратов на птицестойкость и методики лабораторных калибровочных исследований с использованием методов статистического анализа, линейной и нелинейной регрессии.

Целью калибровочных исследований является определение реальных характеристик установки с пневмопушкой, определение эмпирических кривых скорости полета птицы в зависимости от соотношения давления воздуха к массе птицы при выстреле и оценка точности выстрелов по мишени (Рисунок 19 и Рисунок 20). Калибровочные исследования включали три серии экспериментов с птицами массой 1.81 кг, давление воздуха при выстреле устанавливалось из расчета получения статистических данных в заданном диапазоне скоростей птиц (Рисунок 19).



**Рисунок 19** – Эмпирическая кривая скорости птицы в зависимости от давления воздуха и массы птицы 1.81 кг: 1, 2, 3 – серии экспериментов



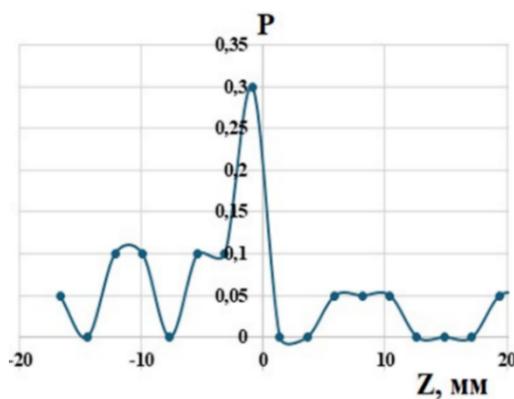
**Рисунок 20** – Положение точек ударов птицы по мишени: 1, 2, 3 – серии экспериментов

По результатам серии калибровочных выстрелов на Рисунке 19 получена эмпирическая кривая скорости полета птицы в зависимости от величины воздуха

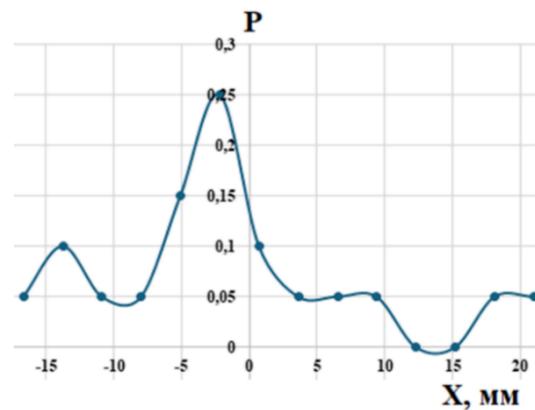
при выстреле, деленного на полную массу заряда с учетом массы птицы и гильзы:

$$v = 168.49 \ln\left(\frac{P}{M}\right) - 66.291. \quad (8)$$

Представляется целесообразным использовать построенные графики и формулу (8) при назначении давления воздуха в пневмопушке с учетом известной массы подготовленного заряда с птицей. Экспериментальные точки группируются около регрессионной зависимости со среднеквадратичным отклонением по скорости 1.3 %. На Рисунке 20 показано положение точек ударов птицы по мишени во всех трех сериях экспериментов. На основе данных Рисунка 20 построены функции плотностей распределения вероятностей точек ударов птицы по мишени по оси Z (Рисунок 21) и по оси X (Рисунок 22).



**Рисунок 21** – Функция распределений плотностей вероятностей по координате Z



**Рисунок 22** – Функция распределений плотностей вероятностей по координате X

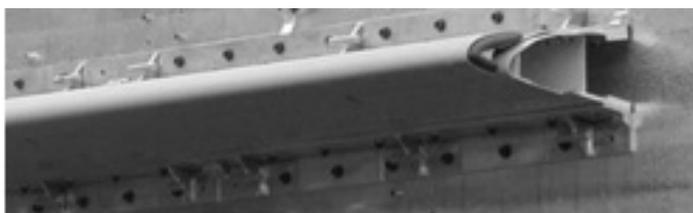
По совокупности данных экспериментов центр группирования ударов, – математическое ожидание точки удара – имеет координаты:  $X_{\text{ср}} = -1.4$  мм,  $Z_{\text{ср}} = -1.1$  мм. Среднеквадратические отклонения координат точек удара от соответствующих координат центра группирования составили  $S_x = 6.2$  мм,  $S_z = 8.4$  мм. Отклонение центра ударов от центра мишени является незначительным. Следовательно, среднестатистическая траектория полета птицы практически совпадает с геометрической осью ствола пушки. Корректировка прицела пушки не требовалась.

Исследования элементов самолета, – лобового стекла и передней части крыла на птицестойкость – проведены с использованием пневмопушки при следующих параметрах: масса птицы 1.8 кг, скорость птицы 158 м/с. На Рисунке 23 представлено лобовое стекло после эксперимента, который показал: лобовое стекло выдержало удар птицы, что согласуется с результатами численного моделирования.

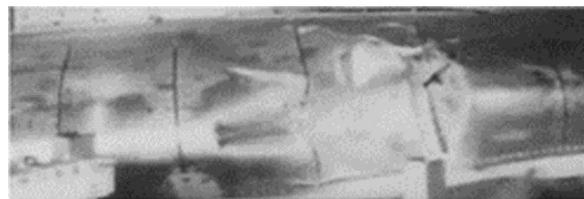


**Рисунок 23** – Лобовое стекло после эксперимента

Исследование предкрылка передней части крыла самолёта (Рисунок 24,*а*) на удар птицы на стенде с пневмопушкой проведено с целью подтверждения соответствия конструкции требованиям авиационных правил. При экспериментальных исследованиях элемента передней части крыла самолёта на птицестойкость использована масса птицы 1.8 кг и масса гильзы 0.160 кг со скоростью 158 м/с. Попадание птицы в заданную точку объекта исследований зарегистрировано высокоскоростной камерой. По результатам внешнего визуального осмотра после выполненного выстрела объект исследований получил следующие повреждения: произошло пробитие лобовой внешней обшивки предкрылка передней части крыла (Рисунок 24,*б*).



*а)*



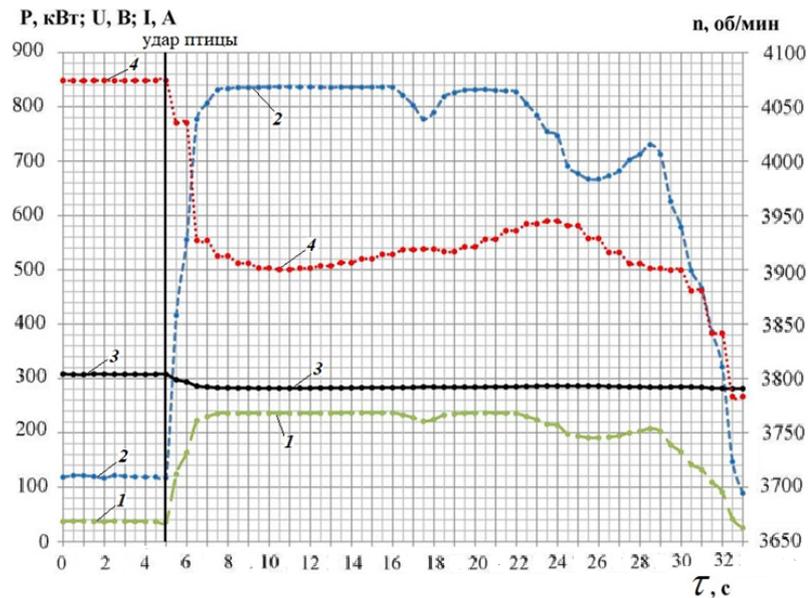
*б)*

**Рисунок 24** – Общий вид элемента передней части крыла перед экспериментом (*а*) и повреждения передней части крыла после соударения с птицей (*б*)

Представлены разработанная методика, результаты расчетно-экспериментальных исследований вращающихся лопаток вентилятора на птицестойкость и результаты лабораторных калибровочных исследований.

Для исследований вращающегося колеса вентилятора с рабочими лопатками на заданной частоте вращения стрельба проводилась птицей массой 2.8 кг на скорости 110 м/с. В процессе исследований проведена высокоскоростная видеосъемка момента ударного взаимодействия птицы с лопатками вентилятора.

В процессе исследований зарегистрированы динамические процессы изменения параметров электропривода: ток, напряжение, мощность и частота вращения вентилятора. На основе зафиксированных данных построены зависимости изменения указанных исследовательских параметров в момент столкновения с птицей (Рисунок 25).



**Рисунок 25** – Зависимости параметров электропривода до и после соударения птицы с лопатками рабочего колеса вентилятора: 1 – мощность, 2 – ток, 3 – напряжение, 4 – частота вращения лопаток колеса

После выхода и выдержки рабочего колеса вентилятора на заданной частоте вращения обеспечен выстрел из пневмопушки. В результате удара произошло снижение частоты вращения ротора с 4070 до 3900 об/мин (Рисунок 25). Для поддержания заданной частоты вращения система автоматического управления (САУ) увеличила мощность и ток электропривода. Потребляемая мощность выросла в 6.5 раз, САУ не удалось полностью восстановить частоту вращения. Экспериментальные исследования лопаток вентилятора прошли успешно, лопатки выдержали удар крупной птицы. Количество лопаток (четыре лопатки), деформированных при взаимодействии с птицей, совпало с результатами расчетного моделирования птицестойкости, что удовлетворяет сходимости результатов экспериментальных исследований с результатами численного моделирования.

Исходя из опыта проведения калибровочных и натурных исследований вращающегося колеса вентилятора разработаны требования и рекомендации, которые необходимо учитывать при подготовке электропривода колеса и гибридных систем при проведении указанных исследований.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработан расчетно-экспериментальный метод оценки птицестойкости элементов авиационной техники для обеспечения эксплуатации летательных аппаратов.

**В диссертационной работе получены следующие новые научные результаты:**

1. Разработан расчетно-экспериментальный метод исследований и оценки птицестойкости элементов авиационной техники, позволяющий уточнить условия обеспечения эксплуатации летательных аппаратов при столкновении с птицами.

2. Получены эмпирические кривые скорости птицы в зависимости от соотношения давления воздуха к массе птицы при выстреле на основе анализа и обработки данных калибровочных лабораторных исследований.

3. Получены и обработаны результаты калибровочных лабораторных исследований с использованием методов математической статистики и регрессионного анализа.

4. Предложена зависимость для определения напряжений на поверхности лобового стекла с учетом наклона от угла удара птицы по лобовому стеклу самолета.

5. Получены результаты расчетных исследований напряженно-деформированного состояния и динамических ударных процессов при соударении птицы с лобовым стеклом кабины и с предкрылком. Получены результаты сравнения изменений кинетических энергий птицы при соударении с лобовым стеклом и предкрылком. В конкретном случае 13 % кинетической энергии удара птицы передается лобовому стеклу. Сравнение расчетных и экспериментальных данных по напряжениям в области удара птицы по лобовому стеклу показывает, что указанные данные согласуются с погрешностью, не более 10 %. Сравнение расчетных и экспериментальных данных по перемещениям в области удара птицы по предкрылку показывает, что указанные данные согласуются с погрешностью, не более 10-12 %. В целом результаты расчетных исследований лобового стекла и предкрылка на птицестойкость совпадают с результатами экспериментов. На основе анализа результатов численных исследований улучшено проектирование и получено усиление конструкции предкрылка с увеличенной толщиной обшивки 3.2 мм.

6. Предложена формула для определения скорости непробития предкрылка самолета в зависимости от углов удара и массы птицы и толщины обшивки. Получены результаты сравнения кривых скорости непробития по предложенной формуле и по литературным данным 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 получена толщина 3.2 мм, что соответствует результатам численных расчетов.

7. Получены результаты расчетных исследований напряженно-деформированного состояния при соударении птицы с лопатками вращающегося колеса вентилятора. Предложены расчетно-экспериментальная кривая и формула для определения количества лопаток с повреждениями в зависимости от скорости птицы и параметров рабочего колеса вентилятора.

8. Получены результаты оценки влияния ударного взаимодействия птицы с вращающимися лопатками на динамические процессы изменения частоты вращения и параметров электропривода колеса вентилятора в процессе исследований на птицестойкость и влияния понижения давления среды на изменение массы птицы в экспериментальных условиях. Количество лопаток, деформированных при взаимодействии с птицей, совпало с результатами расчетного моделирования птицестойкости, что удовлетворяет сходимости результатов численного моделирования с результатами экспериментов. Анализ

экспериментальных данных показал, что исследования вращающихся лопаток вентилятора на птицестойкость прошли успешно и они выдержали удар крупной птицы.

9. Разработана расчетно-экспериментальная методика и получены результаты исследования напряженно-деформированного состояния лопатки вентилятора при имитации удара с птицей с учетом динамических процессов.

10. Разработана расчетно-экспериментальная методика и получены результаты исследования динамических процессов в лопатке вентилятора при имитации удара с птицей.

#### **Перспективы дальнейшей разработки темы**

Дальнейшее развитие темы ориентировано на разработку расчетно-экспериментальных методов исследований на птицестойкость элементов и конструкций летательных аппаратов и силовых установок, изготавливаемых с использованием композитных материалов.

#### **Основные научные результаты диссертации изложены в работах, опубликованных соискателем учёной степени:**

**Научные статьи в ведущих рецензируемых научных журналах и изданиях, входящих в Перечень Высшей аттестационной комиссии Российской Федерации по специальности 2.5.13.**

1. 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.

2. Лепешкин А. Р., Аунг К.М. Расчетно-экспериментальная методика исследования лобового стекла самолета на птицестойкость // Научный Вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации. – 2025. – Т. 28. – № 5. – С. 76-89.

3. Лепешкин А.Р., Аунг К.М. Расчетно-экспериментальный метод исследования напряженно-деформированного состояния лопатки вентилятора при имитации удара с птицей // Надежность и качество сложных систем. – 2025. – № 3. – С. 110-118.

#### **Свидетельства о регистрации программ для ЭВМ:**

4. Лепешкин А.Р., Аунг К.М. Программа для расчета деформаций и напряжений в лопатке вентилятора при имитации удара с птицей – Lar Shell. Свидетельство № 2025665734 о регистрации программы для ЭВМ, 19.06.2025.

#### **Материалы международных и всероссийских научных конференций:**

5. Лепешкин А.Р., Аунг К.М. Методы расчета и испытаний элементов авиационной техники на птицестойкость // Сборник трудов XXII Всероссийской научно-технической конференции «Научные чтения по авиации, посвященные памяти профессора Н. Е. Жуковского». – М. – 2025. – № 13. – С. 115-131.

6. Аунг К.М. Методика расчетного моделирования и исследование птицестойкости передней части крыла самолета с учетом удара птицы под разными углами // Десятые Колачёвские чтения: материалы IX Всероссийской молодежной

научно-практической конференции, посвященной 95-летию МАИ. 2 апреля 2025 г. – М.: Инфра-М. – 2025. – С. 151-153.

7. Аунг К.М. Расчетно-экспериментальный метод исследования напряженно-деформированного состояния лопасти вентилятора при имитации удара с птицей // Девятое Колачёвские чтения: материалы IX Всероссийской молодежной научно-практической конференции, посвященной 90-летию со дня рождения Ю.А. Гагарина. 4 апреля 2024 г. – М.: Инфра-М. – 2024. – С. 90-91.

8. Лепешкин А.Р., Аунг К.М. Методика специальных испытаний элементов летательного аппарата // Сборник трудов XXI Всероссийской научно-технической конференции «Научные чтения по авиации, посвященные памяти профессора Н. Е. Жуковского». – М. – 2024. – № 12. – С. 35-50.

9. Аунг К.М., Лепешкин А.Р. Расчетно-экспериментальные методы исследований элементов летательных аппаратов на птицестойкость // Авиация и космонавтика. Сборник тезисов 23-ой Международной конференции. – М.: Изд-во МАИ. – 2024. – С. 7.

10. Поперечный С.С., Аунг К.М. Сертификационные и специальные испытания авиационной техники на птицестойкость // Сборник тезисов работ международной молодежной научной конференции «L Гагаринские чтения». Москва, 9-12 апреля 2024 г. – М.: Издательство «Перо», – 2024. – С. 126-127.

11. Аунг К.М., Лепешкин А.Р. Методика расчетного моделирования ударного динамического процесса и НДС лобового стекла самолета при испытаниях на птицестойкость // Сборник материалов 51 школы-конференции «Актуальные проблемы механики». – Великий Новгород, 19 - 21 июня 2024 г. – 2024. – С. 15-16.

12. Лепешкин А.Р., Аунг К.М. Методика испытаний авиационного двигателя и его элементов на птицестойкость // Сборник материалов XI Международного аэрокосмического конгресса. Посвящается 90-летию со дня рождения Первого космонавта Земли Ю.А. Гагарина. – Москва, 28-31 августа 2024 г. – М.: Издательство «Перо», – 2024. – С. 64-65.

13. Лепешкин А.Р., Аунг К.М. Методика испытаний вращающихся лопаток вентилятора ГТД на птицестойкость // Сборник материалов XVIII Международной конференции «Механика, ресурс и диагностика материалов и конструкций». – Екатеринбург, 27 - 31 мая 2024 г. – Екатеринбург: ИМАШ УрО РАН, – 2024. – С. 186.

14. Аунг К.М., Лепешкин А.Р. Методика расчета НДС лопаток вентилятора ГТД при соударении с птицей // Сборник трудов VIII Российской конференции - школы молодых ученых с международным участием «Многофазные системы: модели, эксперимент, приложения». – Уфа, 24 -28 июня 2024 г. – 2024. – С. 14-15.