

ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

На правах рукописи



Аунг Кхайн Мьинг

**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»

ДИССЕРТАЦИЯ

на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
доктор технических наук, доцент
Лепешкин Александр Роальдович

Москва – 2026

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	5
ГЛАВА 1 ОБЗОР И АНАЛИЗ ИССЛЕДОВАНИЙ СТОЛКНОВЕНИЙ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ С ПТИЦАМИ.....	17
1.1 Анализ столкновений авиационной техники с птицами в условиях эксплуатации.....	17
1.2 Общие сведения о птицестойкости и требования к сертификации авиационной техники.....	21
1.3 Исследования элементов крыльев летательных аппаратов на птицестойкость	28
1.4 Исследования лобового стекла летательных аппаратов на птицестойкость ..	34
1.5 Анализ зарубежного оборудования для испытаний авиационной техники на птицестойкость	39
1.5.1 Пневматическая пушка	40
1.5.2 Пневматическая пушка в Чешском центре аэрокосмических исследований	41
1.5.3 Оборудование для испытания остекления и подъемной крышки вентилятора.....	43
1.5.4 Пневматическая пушка.....	46
1.6 Заключение по Главе 1	48
ГЛАВА 2 МЕТОДЫ РАСЧЕТНОГО АНАЛИЗА ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ПТИЦЫ С ЭЛЕМЕНТАМИ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ.....	50
2.1 Методы численного моделирования.....	50
2.2 Расчетный анализ ударного взаимодействия птицы с твердыми преградами. Аналитические модели птицы	52
2.3 Сила и длительность удара птицы.....	53
2.4 Динамическое давление модели птицы при ударе по неподвижной и жесткой преградам	54

2.4.1	Динамическое давление модели птицы при ударе по неподвижной преграде.....	54
2.4.2	Динамическое давление модели птицы при ударе по подвижной жесткой преграде	54
2.5	Метод гидродинамики гладких частиц.....	55
2.6	Применение метода SPH для расчета удара птиц. Математическая модель материала птицы	57
2.7	Модель материала для птиц	59
2.8	Методики для расчетного моделирования высокоскоростного удара птицы с элементами авиационной техники	60
2.9	Методики для расчетного моделирования высокоскоростного удара птицы с лобовым стеклом самолета.....	65
2.10	Алгоритмы статистического и регрессионного анализа	68
2.10.1	Статистические анализ	68
2.10.2	Регрессионный анализ	70
2.10.2.1	Экспоненциальная регрессия.....	72
2.10.2.2	Полиномиальная регрессия	72
2.11	Заключение по Главе 2	73
ГЛАВА 3 РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПТИЦЕСТОЙКОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ		76
3.1	Расчетные исследования птицестойкости лобового стекла самолета	76
3.2	Расчетные исследования птицестойкости предкрылка самолета	84
3.3	Расчетные исследования птицестойкости вращающихся лопаток вентилятора	92
3.4	Заключение по главе 3	98
ГЛАВА 4 МЕТОДИКИ РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ЭЛЕМЕНТОВ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ НА ПТИЦЕСТОЙКОСТЬ С УЧЕТОМ УДАРНЫХ ДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ.....		101

4.1 Методика расчета напряженно-деформированного состояния деталей и исследований ударного динамического процесса лопаток вентилятора при имитации удара с птицей.....	101
4.1.1 Методика расчета напряженно-деформированного состояния деталей ...	101
4.1.1.1 Плоская задача теории упругости	101
4.1.1.2 Изгиб пластин	103
4.1.1.3 Методика расчета напряженно-деформированного состояния деталей в форме оболочек	105
4.1.2 Расчетно-экспериментальная методика исследования напряженно –деформированного состояния и ударного динамического процесса лопаток вентилятора при имитации удара с птицей	108
4.2 Расчетно-экспериментальная методика исследования характеристик ударного динамического процесса лопатки вентилятора при имитации удара с птицей	116
4.3. Методики исследований элементов летательных аппаратов на птицестойкость на основе анализа экспериментальных данных	120
4.3.1 Задачи и направления подготовительных работ и разработка методики выполнения исследований	120
4.3.2 Устройство для заброса птиц	122
4.3.3 Выбор конфигурации заряда и подготовка птицы	127
4.3.4 Калибровочные исследования	130
4.3.5 Исследование лобового стекла самолета на птицестойкость.....	134
4.3.6 Исследование передней части крыла с предкрылком	136
4.4. Исследования на птицестойкость вращающихся лопаток вентилятора на основе анализа экспериментальных данных	138
4.5 Заключение по Главе 4	151
ЗАКЛЮЧЕНИЕ	153
ПРИНЯТЫЕ СОКРАЩЕНИЯ.....	156
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.....	157

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования

Повреждения элементов авиационной техники при столкновениях с птицами существенно снижают уровень безопасности полетов в 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 серьезность таких 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 всей наглядности экспериментальных исследований с забросом птиц невозможно дать исчерпывающую оценку действительной стойкости элементов авиационной техники к столкновению с птицами. Такие 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: крыло, фюзеляж, оперение, лопасти вентилятора и компрессора и другие узлы при попадании в них посторонних предметов - птиц. Расчетный анализ используется недостаточно для

сравнения с экспериментами и для 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 соударении 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, такие как 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 и др., а также зарубежные ученые - J.S. Wilbeck, M-A Lavoie, M. Anghileri, Г.Г. Онгирский, М. Селезнева, J. Frischbier и др. Существенный вклад в разработку гидродинамической модели птицы внес J.S. Wilbeck. Им была предложена гидродинамическая модель материала птицы с учетом свойств жидкости (воды). В опубликованных расчетно-экспериментальных работах (Б.Ф. Шорр, С.С. Куканов, D. Chevrolet, M. Anghileri, J. Frischbier, M. Guida, M. Kim, M-A Lavoie, Г.Г. Онгирский, М. Selezneva и др.) моделирование птицы проводилось с использованием методов Лагранжа, Эйлера, сглаженных частиц (SPH) и узловых масс (NM), которые не учитывают в полной мере их возможности. В указанных работах приводятся результаты исследований на птицестойкость, в большей степени, моделей деталей и редко – натуральных элементов авиационной техники, которые недостаточно сравниваются с результатами расчетов. Следует, также отметить, что расчетный анализ также 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 показывает наличие часто встречающихся недостатков, таких как: 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. Кроме того, из анализа зарубежной литературы выявляются значительные погрешности в обеспечении заданных скоростей птиц $7\div 11$ м/с 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 выявляются 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;

- отсутствует 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 разными элементами самолета;

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

- известные, в литературных источниках, зависимости скорости пробития предкрылка самолета от угла удара птицы дают очень большие 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 процессе 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 экспериментов, 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 в процессе, представленный на блок-схеме (Рисунок 1.1).



Рисунок 1.1 – 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.
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. Предложить формулу для определения скорости непробития предкрылка самолета при выборе параметров конструктивно-силовой схемы агрегата и зависимость 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. Предложить расчетно-экспериментальную кривую и формулу 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.

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

3. Проведены 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 в процессе 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 и аналитические выражения могут быть использованы для анализа расчетных исследований и обработки экспериментальных данных птицестойкости элементов летательных аппаратов и узлов двигателей и условий соударения птицы с деталями авиационной техники с учетом ударных динамических процессов, которые обладают высокой степенью геометрических и физических нелинейностей.

Практическая значимость работы

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

- производить расчетно-экспериментальную оценку напряженного деформированного состояния и параметры 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 экспериментальных исследований и испытаний, при этом 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 и узлов двигателей;

- 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 применены численно-аналитические методы исследования птицестойкости элементов авиационной техники с применением методов конечных элементов, математической статистики и регрессионного анализа, а также 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 разными элементами авиационной техники: предкрылка, лобового стекла и др.

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 в процессе исследований 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 прошли апробацию в экспериментах на моделях и натурных 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-экспериментальных методик, а также 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.

ГЛАВА 1 ОБЗОР И АНАЛИЗ ИССЛЕДОВАНИЙ СТОЛКНОВЕНИЙ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ С ПТИЦАМИ

1.1 Анализ столкновений авиационной техники с птицами в условиях эксплуатации

По данным Международной организации гражданской авиации (ИКАО), ежегодно в мире происходит примерно 12200 столкновений самолетов с птицами (за период с 2008 по 2016 года). Установлено, что чаще всего самолеты сталкиваются с чайками – 1952 случаев (16 %). Наблюдаются столкновения с коршунами, ласточками, чибисами, воробьями, ястребами, голубями, ржанками и утками (перечислены в порядке убывания частоты столкновений). Подавляющее большинство столкновений – до 85% – происходит на высотах до 250 метров, на этапах разбега, отрыва и первичного набора высоты (40-52%), а также захода на посадку, касания и пробега (48-57%), то есть непосредственно в зоне аэродромов. На Рисунке 1.1 представлена диаграмма распределения числа столкновений с птицами по этапам полета. Половина таких инцидентов происходит ниже 30 м при взлете или посадке самолета. На высотах от 500 до 1500 м зарегистрировано около 13 % столкновений. Столкновения на высотах свыше 1500 м составляют не более 5%. Анализ данных об инцидентах убедительно показал, что, хотя число зарегистрированных столкновений с птицами быстро уменьшается с высотой, чем больше высота, тем больше доля столкновений, которые наносят серьезный ущерб. Самолеты сталкивались с одной птицей – 8296 инцидентов (68 %). С наступлением лета столкновения самолетов с птицами в Подмоскowie происходят все чаще. Пик числа столкновений приходится на август, когда начинает летать много молодых неопытных птиц, а также – с миграцией на юг (до 40% птиц, попадающих в самолет, перелетные). Российские самолеты сталкиваются с птицами от 35 до 85 раз в год. При этом треть

авиапроисшествий случается при посадке, четверть – при взлете (Рисунок 1.2) [1].

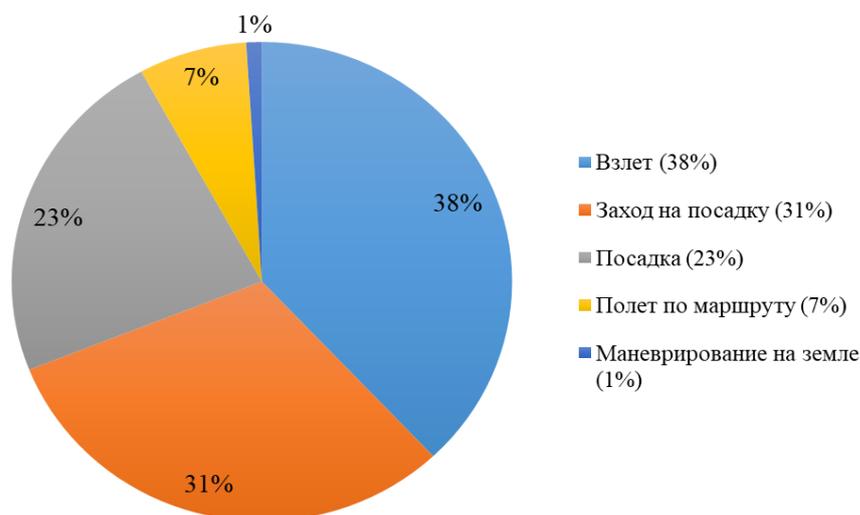


Рисунок 1.2 – Распределение числа столкновений по этапам полета

Столкновение с птицами летательных аппаратов влияет на безопасность полетов и экономику во всем мире, вызывая потери порядка 1.2 млрд. долл. ежегодно.

Что касается частей авиалайнера, на которые чаще всего приходятся удары, то 45-50% – это попадания в двигатель из-за его большой площади сечения входного канала воздухозаборника и его всасывающего действия. До 25% приходится на попадания в крыло, 7% – попадания в кабину пилотов, остальное – повреждения фюзеляжа, стоек шасси, носового обтекателя и хвостового оперения, что получено на основе анализа доклада Европейского агентства авиационной безопасности (EASA) [2] и отчета Международной организации гражданской авиации (ICAO) [3] за период 1999-2015 г.г. Диаграмма распределения столкновений по частям самолета представлена на Рисунке 1.3. Из всего числа столкновений лишь треть становится причиной повреждений самолета различной степени – от полной неисправности (0,05%), до практически незаметных царапин или вмятин (92%).

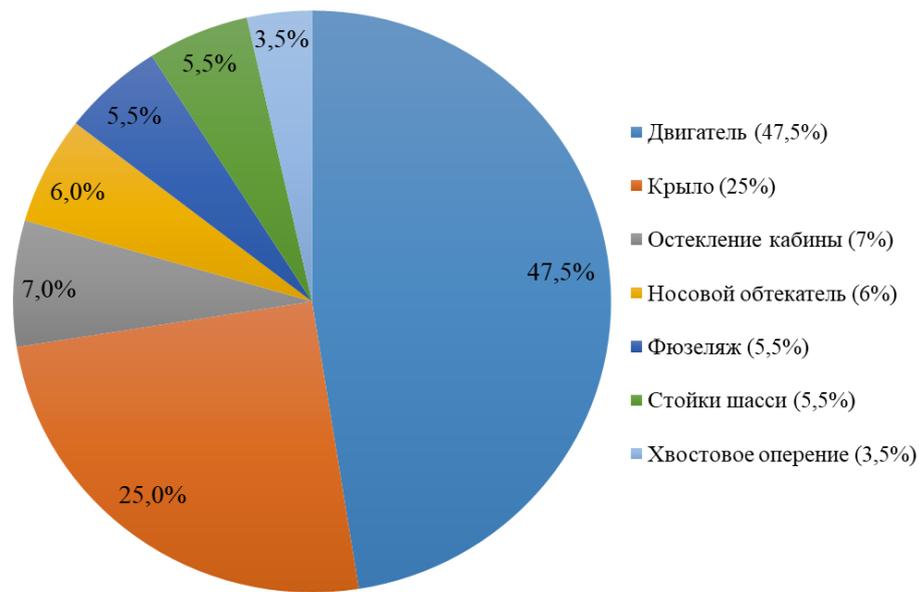


Рисунок 1.3 – Распределение числа столкновений по элементам авиалайнера

Наиболее опасным является попадание птицы в двигатель самолета. При таком столкновении высок риск деформации лопаток вентилятора и различных ступеней компрессора, так же возможен обрыв лопаток с повреждением газоздушного тракта и последующих ступеней (Рисунок 1.4), помпаж двигателя с последующим отказом, в особо тяжелых случаях возможно возникновение пожара в двигателе. Вероятность столкновения летательных аппаратов с птицами возросла в середине прошлого века, когда стали эксплуатироваться летательные аппараты с газотурбинными двигателями.

Вторым элементом, наиболее часто подвергающимся ударам птиц, является крыло (25% всех регистрируемых столкновений). В большинстве таких аварий удар птицы приводит к образованию вмятин на обшивке или повреждению лонжерона крыла, что вызывает частичную потерю подъемной силы, вибрации и в некоторых случаях становится причиной затруднения управления самолетом. В 4 из 23 случаев удар птицы в крыло приводит к пробитию топливного бака и, следовательно, к утечке топлива [3].



Рисунок 1.4 – Повреждения на входе ГТД, вызванные попаданием птиц

В этих случаях в самолет попадала одна крупная птица или стая крупных птиц. Попадание птицы в остекление кабины может вызвать его растрескивание, иногда даже разрушение, в этом случае пилоты могут получить серьезные травмы и лишиться возможности управлять самолетом. Столкновение птицы с хвостовым оперением может стать причиной повреждения или разрушения стабилизаторов и рулей высоты, что приведет к потере управления летательным аппаратом. Попадание птиц в другие части фюзеляжа обычно не представляет серьезной угрозы для безопасности полета, однако приводит к значительным повреждениям конструкции и может повлечь нарушение управления самолетом. Примеры повреждений планера при столкновениях с птицами представлены на Рисунке 1.5.



Рисунок 1.5 – Последствия столкновений с птицами для авиационной техники

Птицы становились частыми причинами авиапроисшествий и катастроф, повлекших списание воздушного судна и человеческие жертвы.

1.2 Общие сведения о птицестойкости и требования к сертификации авиационной техники

Характер повреждений авиационной техники зависит от ее конструктивных особенностей, скорости движения, массы птиц, высоты полета, от угла и места контакта птицы с летательным аппаратом, от расстояния между направляющим аппаратом и рабочим колесом. В зависимости от взаимного положения птиц и самолета в момент столкновений выделяют следующие физические явления: удар, пробивание, засасывание (захват) птицы и обломков деталей самолета работающим двигателем.

Результатом попадания птиц в двигатель являются вмятины и забоины на лопатках первых ступеней компрессора, дисбаланс ротора, очень часто помпаж и останов двигателя. Попадание в компрессор птицы весом до 50 г, как правило, не вызывает каких-либо повреждений деталей и узлов газоздушного тракта. В то же время попадание в компрессор птицы весом 300 г, летящей со скоростью 50-250 км/ч, приводит к кратковременному (на 0,5 с) изменению параметров работы двигателя, в частности к падению максимальных оборотов примерно на 8-10% с последующим восстановлением режима работы. С увеличением скорости попадания птицы, лопатки компрессора получают уже значительную деформацию. Увеличение веса птицы до 2 кг даже при средней скорости попадания ее в компрессор (около 300 км/ч) также приводит к отказу двигателя в работе (Рисунок 1.6).

Птиц различных видов, попадавших в двигатели, по массе разделяют на несколько групп: мелкие (воробьи, ласточки, скворцы) – до 150 г, средние (чайки, голуби, вороны) – 0,4-0,9 кг, крупные (утки, гуси) – до 2,0 кг, очень крупные (лебеди, орлы) – свыше 2 кг. Энергия удара крупной птицы массой 1,8 кг при скорости столкновения 450 км/ч (случай вполне вероятный) достигает около 15 кДж.

С появлением реактивного двигателя сразу был внедрен такой тип испытаний, как «заброс птиц» или же испытания на птицестойкость. Из специальной пневматической пушки на высокой скорости выстреливают тушкой птицы (обычно курицы) в работающий на стенде двигатель или другой элемент авиационной техники. Действующие стандарты сертификации воздушных судов включают требования по демонстрации стойкости как планера, так и двигателя к ударам птиц. Применяемые стандарты – это стандарты, действующие на момент введения нового типа воздушного судна или двигателя. Опыт аварий и инцидентов привел к постепенному ужесточению требований, хотя, как и в случае большинства стандартов сертификации, новые требования не применяются к

находящимся в эксплуатации самолетам и двигателям. Уверенность в том, что сертификационные стандарты соблюдены, достигается различными способами, включая наземные стендовые испытания с использованием тушек птиц определенного веса и количества при различных скоростях удара.

В соответствии с сертификационными требованиями CS-E 800, принятыми EASA, и авиационными правилами АП-33 по сертификации двигателей, разработанными межгосударственным авиационным комитетом (МАК), должно быть экспериментально доказано, что попадание одной крупной птицы (1,85-3,65 кг в зависимости от диаметра входного отверстия двигателя) не приведет к опасным повреждениям двигателя [5].



Рисунок 1.6 – Повреждения лопаток вентилятора и газоздушного тракта силовой установки при попадании птицы

Чтобы доказать стойкость двигателя к удару крупной одиночной птицы требуется, чтобы при ударе птицы, направленном в рабочие лопатки вентилятора или компрессора, не происходило снижения тяги ниже 50% от номинальной при взлете. При этом в течение периода времени, превышающего 20 минут после удара должна сохраняться возможность регулировки тяги двигателя.

Для птиц среднего размера (0,85 - 1,85 кг) необходимо доказать, что некоторое количество птиц различной массы может быть поглощено двигателем без снижения взлетной тяги более чем на 25%. Количество птиц и их масса варьируются в зависимости от диаметра входного устройства двигателя. Если в испытаниях участвует только одна птица, то она должна быть нацелена на вход в газогенератор двигателя. При забросе в испытаниях двух и более птиц, птица наибольшей массы должна быть нацелена на вход в газогенератор двигателя, а вторая птица – в наиболее критическую зону на рабочих лопатках I ступени ротора. Остальные птицы должны быть равномерно распределены по площади наименьшего сечения во входном канале в двигателя [5].

Испытания на попадание мелких птиц следует проводить так, чтобы имитировалось последовательное столкновение с несколькими птицами массой по 0,85 кг, либо со стаей из 16 птиц, исходя из расчета, что одна птица массой 85 г приходится на каждые 0,032 м² площади входного отверстия и на оставшуюся часть площади входа менее 0,032 м² [5]. Птицы должны быть нацелены так, чтобы они попадали во все подвергаемые воздействию критические зоны на рабочих лопатках вентилятора или I ступени ротора компрессора, а остальные птицы равномерно распределялись по площади наименьшего сечения во входном канале двигателя. При этом попадание не должно привести к потере мощности двигателя более чем на 25%, его выключению или ухудшению характеристик управления двигателем [2]. Требование по массе 0,85 кг охватывает большинство мелких птиц, представляющих опасность для авиации, таких как скворцы (средний вес 0,72 - 0,83 кг). Испытания по попаданию мелких птиц не требуются, если предписанное количество средних птиц проходит через рабочие лопатки ротора двигателя при испытаниях без особых повреждений. Требования, описанные выше, также проиллюстрированы на Рисунках 1.7 - 1.9.

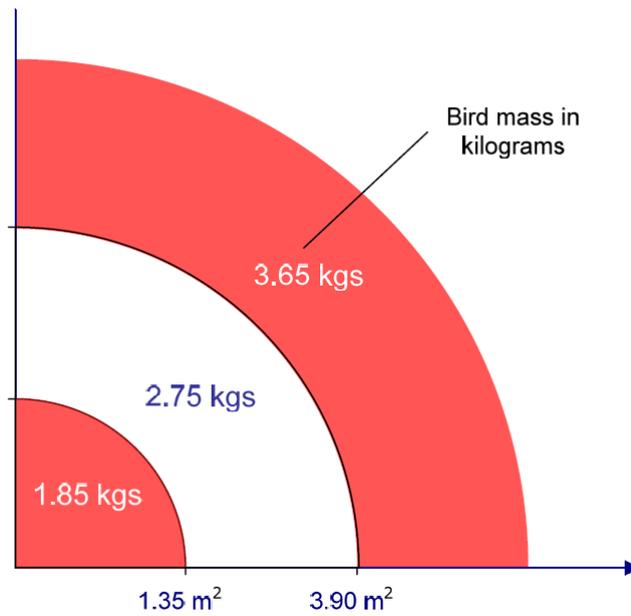


Рисунок 1.7 – Сертификационные требования к единичному попаданию крупной птицы

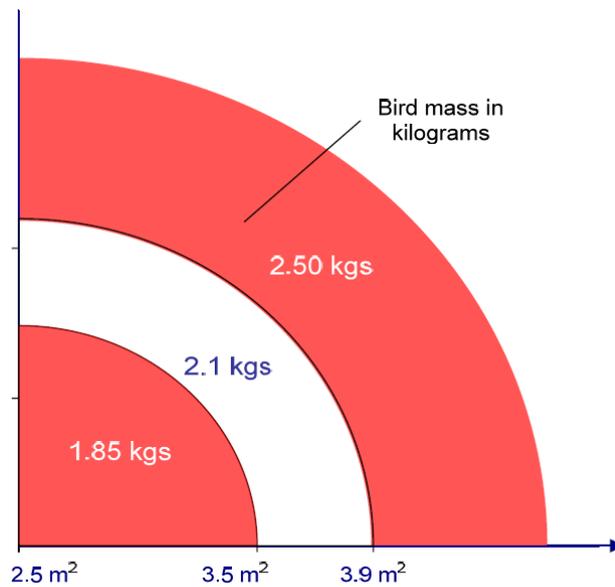


Рисунок 1.8 – Сертификационные требования к попаданию крупных стайных птиц - применяются только к двигателям с площадью входного отверстия более 2,5 м²

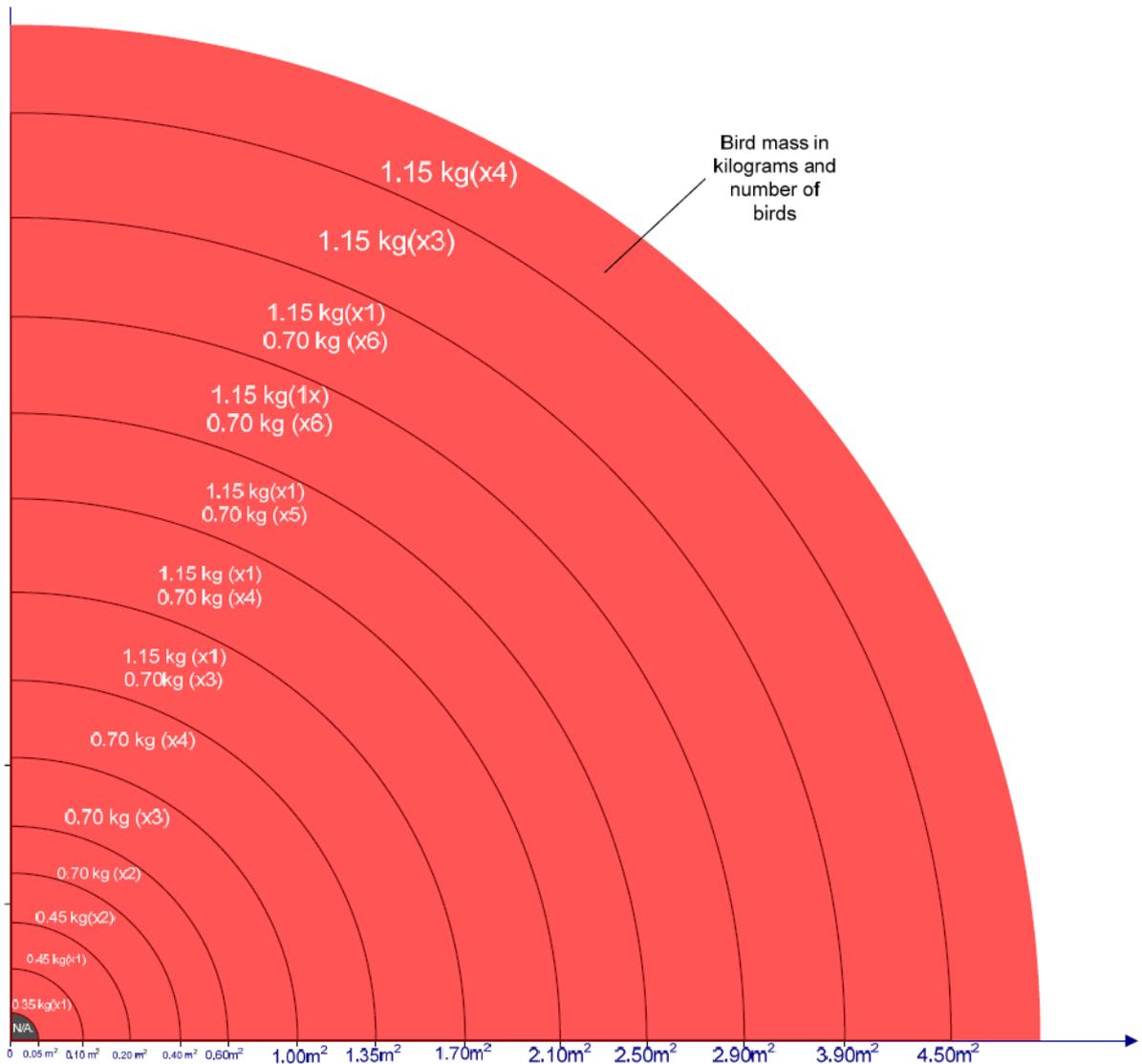


Рисунок 1.9 – Сертификационные требования к попаданию нескольких средних стайных птиц

В современных стандартах существуют требования, согласно которым самолет должен быть способен безопасно продолжить полет и приземлиться после удара в крыло птицы массой до 1,8 кг или хвостовое оперение одной птицы массой до 3,6 кг при крейсерской скорости на эшелоне и при 85% от крейсерской скорости на высоте ниже 8000 футов (2500 м) [5]. Кроме того, трубки Пито должны располагаться достаточно далеко друг от друга чтобы исключить повреждения от удара одной птицы. В соответствии с 14 CFR часть 29-631,

разработанными Федеральным управлением гражданской авиации США (FAA), вертолеты должны иметь структуру, которая позволит обеспечить безопасный полет и посадку после удара одиночной птицы массой до 1 кг на крейсерском режиме на высоте 8000 футов (2500 м). Нет никаких стандартов сертификации специально для зон топливных баков, кроме общего требования к стойкости удара птицы массой 1,8 кг.

Остекление кабины пилотов и несущие элементы конструкции должны быть спроектированы таким образом, чтобы после столкновения внутренний слой не раскалывался, а стекла непосредственно перед пилотами выдерживали удар на крейсерской скорости без пробития и позволяли продолжить полет с последующей посадкой. Для легких реактивных самолетов требуется выдерживать удар птицей массой не менее 0,9 кг при максимальной скорости захода на посадку с выпущенными закрылками. Для легких самолетов и легких винтокрылых летательных аппаратов таких требований нет.

Несмотря на то, что в последние годы число несчастных случаев со смертельным исходом, вызванных столкновениями с птицами, значительно снизилось, существенной проблемой является отсутствие требований по сертификации на птицестойкость для легких самолетов и легких вертолетов, хотя эти аппараты регулярно летают на высотах ниже 8000 футов (2500 м), где вероятность встречи с птицами максимальна. Высока доля аварий с участием тихоходных летательных аппаратов: турбовинтовых самолетов и вертолетов, приводящих к повреждениям остекления кабины и элементов планера, что так же требует разработки сертификационных требований для подобных случаев. Кроме того, не существует предписанных требований к подготовке летных экипажей в отношении столкновений с птицами и предотвращения этих столкновений.

1.2 Исследования элементов крыльев летательных аппаратов на птицестойкость

Исследования элементов крыльев ЛА из металлических материалов проводились в работах [42, 52, 64, 74, 77, 132], а из композиционных – в [66, 75-78, 90, 100, 120].

Кроме численного моделирования методом конечных элементов для исследований предкрылков ЛА на птицестойкость, в работе [42] использовались аналитические соотношения для определения скорости пробития обшивки предкрылка. Однако указанные соотношения являются приближенными, не учитывают кинетическую энергию птицы и могут использоваться в некоторых частных случаях, что ограничивает их применение.

В связи с необходимостью сокращения времени и затрат на проектирование все более сложных конструкций летательных аппаратов привлекательность приобретает возможность сертификации конструкций летательных аппаратов на птицестойкость с использованием современных числовых методов моделирования. Исходя из разработанной модели птицы, наиболее достоверным способом моделирования является метод конечных элементов с гидродинамикой сглаженных частиц (SPH метод). Результаты моделирования верифицировались с экспериментальными данными.

В качестве объекта испытаний выступает конфигурация передней кромки крыла, состоящая из алюминиевой обшивки и углепластикового ребра жесткости [77]. Для сертификации данной конструкции должна быть подтверждена способность обеспечить безопасное продолжение полета с последующей посадкой при столкновении с птицей. В данном случае была принята связанная SPH/конечно-элементная модель для численного моделирования удара птицы. В расчетной программе LS Dyna был смоделирован распад птицы на частицы при столкновении с конструкцией передней кромки крыла. Проведено сравнение

результатов моделирования с данными эксперимента.

На Рисунке 1.10 показаны результаты SPH моделирования и результат эксперимента. Максимальная деформация модели SPH составила 297 мм, что ниже реального значения, зафиксированного при экспериментальном испытании (390 мм) [77]. Однако SPH подход производит более реалистичную глобальную деформацию, чем классический лагранжевый метод [75].

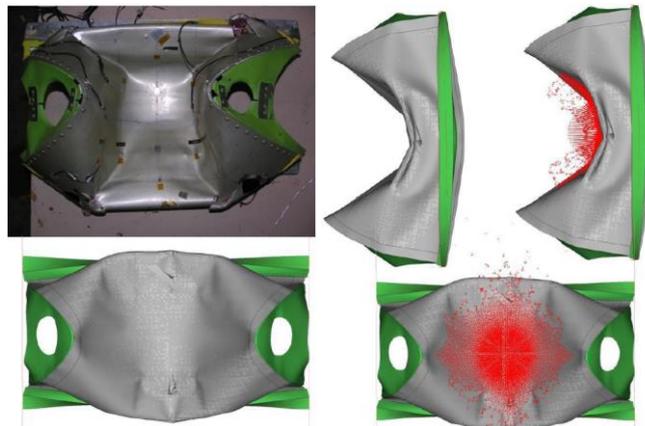


Рисунок 1.10 – Результаты численного моделирование методом сглаженных частиц и натурального испытания модели предкрылка

Таким образом был опробован подход лагранжевого метода для моделирования столкновения с птицами, показавший достоверность результатов, однако он привел к значительным искажениям конечных элементов. В то время как результаты, полученные с помощью модели SPH, показали более тесную корреляцию с экспериментальными данными, но показали меньшую величину деформаций, чем при реальном ударе. Тем не менее, данная модель позволяет спрогнозировать деформации передней кромки при столкновении с птицей. Недостатком модели конструкции предкрылка (Рисунок 1.10) является использование небольшой его секции с уменьшенными размерами. При расчетном исследовании и испытаниях указанного предкрылка на соударение с имитатором птицы был также недостаток, связанный с тем, что траектория птицы имела угол 90 градусов, что не соответствует реальному углу в эксплуатации.

Металлическая передняя кромка коммерческого самолета, конструктивно усиленная системой Y-образных и V-образных пластин, подвергается численному исследованию с целью изучения эффективности таких усилений против ударов, более известных в авиационной промышленности как удары птиц.

Guida и др. [77] выполнили расчет передней кромки крыла с помощью метода конечных элементов в сочетании с бессеточным методом, где классический подход FE был принят для моделирования передней кромки крыла, а гидродинамика гладких частиц (SPH) была использована для моделирования птицы.

Meguid и др. [98] исследовали три различные стандартные геометрии птиц, а именно: (а) цилиндрическую с прямым концом, (б) цилиндрическую с полусферическим концом и (в) эллипсоидную, и обнаружили, что площадь контакта между птицей и целью на ранней стадии удара оказывает решающее влияние на величину пиковой силы удара.

Численные результаты показывают, что благодаря наличию усиления обшивки передней кромки сдерживается от резкой деформации, и модель птицы разрывается на две части, требуя от модели передней кромки поглощения гораздо меньшей кинетической энергии.

Подробно рассматриваются сравнения по стойкости при столкновении с ведущим элементом без таких усилений на основе событий, связанных с ударом птиц, поглощением энергии и пластической деформацией. Кроме того, приводится сравнительный анализ имеющихся литературных данных, чтобы продемонстрировать эффективность таких усилений по сравнению с другими при ударах птиц [52].

Толщина обшивки передней кромки предполагается равной 2,7 мм и изготовлена из сплава Алюминий-2024-Т3, а толщина нервюра предполагается равной толщиной 2.1 мм из сплава Алюминий-7075-Т6. Толщина Y-образных и

V-образных пластин из сплава Алюминий-7075-Т6 составляет 2,4 мм. Тем не менее, V-образная арматура весит на 8,7% больше, чем Y-образная [52].

Для обоих типов сплавов выбрана модель материала Джонсона-Кука, которая лучше всего подходит, когда зависимость напряжения от деформации материалов значительно отличается при различных скоростях деформации.

В работе [52] оцениваются характеристики аварийной устойчивости двух различных усиления, установленных в металлической передней кромке крыла самолета при ударах птиц, и проводится сравнение с традиционной передней кромкой, на которой не было установлено усиление. Численные установки и результаты были проверены на соответствие экспериментальным данным с использованием как качественных, так и количественных методов. Интересно также заметить, что оба типа усиления имеют одинаковые показатели устойчивости при столкновении с птицей [52].

Показано, что новая конструкция, в которой в структуру передней кромки входит треугольный усиливающий элемент, значительно повышает эффективность защиты от ударов птиц. Проведено также моделирование и эксперименты по ударам птиц по горизонтальной хвостовой передней кромке коммерческого самолета с использованием новой конструкции. Проникновения в переднюю балочку не наблюдается, что позволяет предположить, что новая конструкция соответствует сертификационным требованиям CCAR, часть 25. Для повышения эффективности защиты передней кромки хвоста от ударов птиц можно использовать указанный треугольный усиливающий элемент. Результаты моделирования и экспериментов показывают, что усиливающий элемент уменьшает деформацию и повреждение передней кромки хвоста от удара птицы, отводя энергию удара от зоны поражения [52].

Конструктивные элементы передней кромки хвоста изготовлены из алюминиевых сплавов 2024-Т3 и 7075-Т6. Для описания этих материалов принят

упруго-пластический материал с изотропным повреждением для элемента тонкой оболочки, соответствующий модели материала 105 в PAM-CRASH [90].

Модель птицы Лагранжа с алгоритмом эрозии узлов и параметром сканирования материала Муни-Ривлина (Mooney–Rivlin) может быть успешно принята в качестве модели птицы для исследования утверждается в [52].

В работе [35] в качестве основного компонента имитатора птицы был выбран кремнийорганический полимерный компаунд холодного отверждения (силикон), плотность и упругие свойства которого аналогичны мышечной ткани птицы. Для моделирования полостей и скелета птицы в тренажере использовался структурный элемент, состоящий из соединенных между собой полых пластиковых шариков. Это позволило добиться средней плотности тренажера, соответствующей средней плотности птицы $0,93 \text{ г/см}^3$. Изучены конструкция имитатора и приведены данные натурных испытаний по воздействию имитатора и тушки птицы на жесткие плоские мишени, на нос киля, а также на остекление. Силиконовый имитатор птиц был использован для испытаний конструктивных элементов самолетов на птицестойкость. Во время испытаний имитатор не загрязняет испытательное помещение, а его остатки легко утилизируются.

В работе [74] предлагается рассмотреть явление удара птицы на каждой фазе удара и представить численную модель для его прогнозирования, чтобы разработать наилучшие методы создания структурных компонентов, устойчивых к ударам птиц. Гидродинамическая теория применяется для определения давления ударной волны, уравнения состояния ударной волны, стагнационного давления и уравнения стационарного состояния для воды с различной пористостью. Затем был проведен анализ конструкции птицы для различных геометрий и моделей мишеней. Этот анализ позволил спроектировать критические компоненты конструкции самолета, такие как передняя кромка хвостового конуса самолета С27J, в соответствии с действующими требованиями летной годности авиации. Обшивка самолета С27J имела начальную толщину

алюминиевого сплава 0,8 мм и весила 12,1 кг. Для получения разрешения на полеты толщина передней кромки из алюминиевого сплава была увеличена до 3,2 мм, а вес обшивки составил 36,8 кг. Безреберная конструкция передней кромки имеет длину 2970 мм, хорду, которая варьируется между 450 мм и 750 мм, и угол обратной стреловидности 63° . Безреберная передняя кромка состоит из двух основных частей: лонжерона из алюминиевого сплава 2024-T3 толщиной 0,8 мм и панели обшивки общей толщиной 8,0.

В [132] представлено экспериментальное и численное исследование деформации, вызванной ударом, для предварительного проектирования конструкций передней кромки крыла и плоских пластин, подвергающихся удару мягкого тела. Испытание на удар птицы по 45 плоским пластинам из алюминия (LY12) и стали проводилось с помощью пневматической пушки; целью эксперимента было измерение перемещений, деформаций и нагрузки, передаваемой на несущую конструкцию при ударе искусственной птицы по деформируемым мишеням. В частности, испытания на удар проводились с использованием искусственной птицы массой 0,2 кг со скоростью удара 150 м/с по трем различным конфигурациям металлических конструкций передней кромки крыла самолета. Для проведения экспериментов была выбрана программа PAM-CRASH с применением метода гидродинамики сглаженных частиц (SPH), используемая для моделирования птицы. Для получения параметров материала птицы были проведены испытания на удар со скоростью 70 –180 м/с по плоским пластинам из алюминия и стали, оснащенным приборами. Параметры материала искусственной птицы для гидродинамической модели материала (уравнение состояния Мурнагана) и упруго-пластического твердого тела с повреждением и разрушением были оптимизированы с помощью метода соединения ISIGHT и PAM-CRASH в комплексе с испытаниями на плоских пластинах.

1.4 Исследования лобового стекла летательных аппаратов на птицестойкость

Вероятность повреждения птицей лобового стекла самолета и кабины пилота составляет примерно 21,4%. Лобовые стекла военных самолетов, эксплуатирующихся на малых высотах, подвержены ударам птиц. По этой причине самолеты должны быть сертифицированы на известный уровень ударопрочности и обеспечивать безопасный взлет и посадку в случае столкновения с птицей.

Лобовое стекло является важным элементом самолета, от качества которого зависят некоторые основные характеристики. Важными качественными характеристиками лобового стекла являются обзорность через козырек, жесткость и надежность конструкции, устойчивость к ударам птиц. Наиболее распространенными материалами для изготовления лобового стекла самолета являются стекло и полимеры [116].

Федеральные авиационные правила (FAR/CS/25.775) определяют, что конструкция лобовых стекол должна выдерживать удар птицы весом 1,8 кг на крейсерском режиме без проникновения внутрь. Конструкция компонентов самолета против удара птицы основана на испытаниях на удар птицы, включая методы испытания воздушной пушки и ракетной упряжки.

Птица может ударить по конструкции с любого направления, и любая ее часть может взаимодействовать с конструкцией первой. Таким образом, различное расположение удара приводит к различной реакции конструкции [64].

Избежать столкновения с птицей не представляется возможным, но важно учитывать возможности лобового стекла в случае столкновения с птицей. Необходимо провести натурные эксперименты с ударом птицы, чтобы определить степень повреждения после удара птицы, оценить динамическое положение разрушения лобового стекла и получить критическую скорость птицы для

конфигурации конструкции, границы опоры и свойств материала лобового стекла при проектировании конструкции.

Проведение экспериментов с ударами птиц стоит больших денег и человеческих ресурсов, и, как правило, не имеет прямого отношения к проектированию нового лобового стекла. Причина в том, что большинство испытаний на удар птицы регистрируют только данные, измеренные в определенных точках поверхности образцов лобового стекла, а не общую реакцию деформации, особенно мгновенные характеристики разрушения конструкции в процессе удара [138].

Таким образом, идея заключается в том, чтобы заменить дорогостоящие эмпирические проверки компьютерным моделированием.

Если моделирование ударов птиц будет точно предсказывать их попадание в лобовое стекло, то конструкция лобового стекла может быть оптимизирована до проведения реальных испытаний. Это позволит снизить затраты и ускорить процессы проектирования и сертификации [116, 136, 138].

Столкновение птицы с лобовым стеклом самолета представляет собой динамическое явление, происходящее в течение миллисекунд или микросекунд. Оно включает в себя сложный ход материала и структуры, такой как переходная и высокоинтенсивная динамическая нагрузка, мягкий удар, большая деформация и высокая скорость деформации, и аналитические методы традиционной квазистатической упруго-пластической механики и механики разрушения не могут быть использованы. Для моделирования импульса существует взаимосвязанное явление между ударной нагрузкой и реакцией конструкции. Большая деформация вызовет геометрическую нелинейность. Высокая скорость удара создает высокую скорость деформации, что приводит к увеличению предела текучести и предела прочности лобового стекла. Поэтому необходимо учитывать зависимость материала от скорости деформации.

Для упрощения анализа удара птицы материал лобового стекла всегда моделируется как линейно-упругий или упруго-пластичный [126].

В работе [116] представлен метод анализа напряженно-деформированного состояния многослойного остекления самолетов при различных эксплуатационных факторах с испытаниями на птицестойкость. На рис. 1.11 показаны пневматическая пушка для запуска птиц перед испытанием и лобовое стекло после испытания.



Рисунок 1.11 – Пневматическая пушка (а) и ламинированное лобовое стекло после испытаний (б)

В соответствии с международными требованиями окна кабины пилотов должны выдерживать максимальное рабочее избыточное давление (разгерметизацию) и проектное. Таким образом, вместо динамической нагрузки рассматривается равномерно распределенное статическое давление. Максимальные нормальные растягивающие напряжения при рабочем и расчетном давлении составляют 8,6 МПа и 34,3 МПа, соответственно. Напряжения в лобовом стекле, вызванные разгерметизацией кабины, не превысили допустимых значений. Таким образом, лобовое стекло соответствует эксплуатационным требованиям.

Метод указанных испытаний включал в себя методику анализа прочности многослойного остекления самолета при ударе птицы и методику анализа избыточного давления в кабине. Численная модель многослойного остекления основана на уточненной теории первого порядка учета деформаций поперечного сдвига, уменьшения толщины и инерции вращения нормального элемента каждого слоя. На основе экспериментальных исследований построена математическая модель импульса давления, достоверно воспроизводящая удар птицы. Соударение птицы с жесткой целью, описывается с помощью гидродинамической модели. При высокоскоростном ударе птица ведет себя как жидкость со значительной вязкостью. С появлением высокоэффективных программных пакетов на основе МКЭ дальнейшее внимание было уделено проблеме совместной деформации птицы и мишени. При этом основное внимание уделялось точности описания процесса повреждения птицы. Широкое применение нашли формулы Лагранжа, произвольного лагранжева эйлера уравнения (ALE) и гидродинамики гладких частиц (SPH). Предлагается метод оценки напряженно-деформированного состояния многослойного лобового стекла самолета, основанный на уточненной модели лобового стекла, учитывающей влияние различных эксплуатационных факторов. Метод включает в себя процедуру расчета прочности ламинированных стекол кабины самолета при ударе птицы и разгерметизации кабины. Построена модель импульса нагрузки, возникающего при столкновении ламинированного лобового стекла с птицей. Усовершенствованный подход и результаты расчетов могут сократить затраты и время на расчеты, предварительное проектирование и натурные испытания многослойных лобовых стекол самолетов [116].

Модель птицы включает в себя больше физических компонентов, таких как голова, шея, крылья и хвост настоящей птицы. Настоящая птица состоит из плоти, крови, костей, перьев и внутренних органов, и численно сложно смоделировать все органы птицы с отдельными свойствами из-за недостатка доступных

материальных данных. Некоторые исследователи предложили подходы к моделированию гомогенного материала для точного прогнозирования поведения птиц с помощью законов упруго-пластического материала наряду с критериями разрушения при растяжении или сдвиге или подходов на основе уравнения состояния (EOS) с зависимостью давления и объема жидкости.

В области моделирования лобового стекла проведены также работы [64, 126].

В [64] структура лобового стекла-козырька на основе полиметилметакрилата (ПММА) была смоделирована с помощью конститутивной модели материала Дуана-Сайгала-Грейфа-Циммермана (DSGZ). DSGZ — это модель упруго-пластического материала, зависящая от скорости деформации и температуры, и способная определять деформационный отклик (ПММА) при средних скоростях деформации. Конструкция лобового стекла и козырька состоит из лобового стекла, козырька, уплотнителя и окружающей рамы.

В [126] конструкция лобового стекла состоит из лобового стекла, каркаса, дуговой рамы, уплотнителя и заклепок. Материал лобового стекла самолета представляет собой ПММА №2 [126]. Материал каркаса и дуги-рамы - деформируемый алюминиевый сплав LD5. В качестве их определяющих моделей принят изотропный упруго-пластический материал.

В [138] представлены испытательная установка и метод исследований. Установка для испытания на удар птицы состоит из пневматической системы, опорной системы, системы измерения и системы записи. Пневматическая система включает в себя воздушный компрессор, газовый баллон и пневматическую пушку. Измерительная система включает в себя датчик перемещения, динамический тензомер и высокоскоростную камеру. Датчики смещения, установленные под лобовым стеклом, используются для измерения смещения лобового стекла. Динамический тензомер используется для регистрации динамической реакции лобового стекла на деформацию, а датчики деформации

закреплены на внешней поверхности лобового стекла. Высокоскоростные камеры, расположенные под разными углами, используются для съемки переходных деформаций птицы и лобового стекла во время удара. Эксперимент показал, что для лобового стекла и его несущей конструкции критическая скорость разрушения птицы составляет от 345 км/ч до 365 км/ч в условиях заданной точки удара [138].

Результаты показали, что птица, падающая с нижней стороны, требует относительно меньшей скорости для начала разрушения лобового стекла, чем при других направлениях удара. Таким образом, удар птицы с нижней стороны был признан наиболее опасным для структурной целостности лобового стекла [64].

В [99] предложено использование компьютерной программы нелинейного конечно-элементного анализа MAGNA для сокращения числа полномасштабных испытаний на удар птицы, проводимых в рамках разработки системы лобового стекла для нового учебно-тренировочного самолета начальной подготовки Т-46. В результате конфигурация лобового стекла, выбранная для первых нескольких полетов, была установлена без проведения полномасштабных испытаний на столкновение с птицами на скорости 463 км/ч.

1.5 Анализ зарубежного оборудования для испытаний авиационной техники на птицестойкость

Столкновение с посторонними предметами необходимо учитывать при проектировании летательного аппарата. И в то время, как некоторые подобные столкновения могут привести к критическим повреждениям и крушению летательного аппарата, большинство случаев столкновений с птицами не так трагичны, но при этом имеют важные экономические последствия. Для снижения рисков, связанных с птицами, принимаются два вида мер безопасности. Первая мера заключается в отпугивании птиц в районе аэропортов, так как большая часть

столкновений происходит в непосредственной близости от них во время взлета и посадки [3]. Вторая мера заключается в подтверждении стойкости конструкции к удару птицы. Эта мера включена в стандарты сертификации воздушных судов, установленные авиационными властями, такими как МАК, FAA и EASA. При этом в ряде стран разработаны собственные стенды с оборудованием для проведения такого рода испытаний. В зависимости от технических возможностей и особенностей применяемого оборудования (в первую очередь пневматической пушки) масштаб испытаний может различаться от исследования малых моделей и образцов до масштаба испытаний полноценных самолетов.

1.5.1 Пневматическая пушка

Данная пневмопушка (Рисунок 1.12) расположена в исследовательском институте Institut Clément Ader во французском городе Тулуза.



Рисунок 1.12 – Внешний вид установки для испытаний

Пушка имеет внутренний диаметр ствола 100 мм и длину 6,4 м, позволяет запускать птицу массой 1,8-3,6 кг. Оборудована быстродействующим запорным клапаном в виде взрывной мембраны перед баком давления на 100 л/ 40 бар [15]. Внешний вид установки представлен на Рисунке 1.12.

Предварительные испытания показали, что эта газовая пушка способна запускать 2-килограммовый снаряд со скоростью 190 м/с при давлении в баке менее 20 бар. Установка позволяет выполнять полный спектр испытаний от небольших образцов до полноразмерных деталей. Оборудована камерами для высокоскоростной съемки. Также пушка имеет специальную камеру для изоляции зоны испытаний (рис 1.12).

Главными недостатками данной испытательной установки являются ограниченная размерами испытательной камеры зона испытаний и использование взрывной мембраны вместо клапана, что усложняет подготовку пушки к выстрелу.

1.5.2 Пневматическая пушка в Чешском центре аэрокосмических исследований

Внешний вид и модель пневматической пушки в Чешском центре аэрокосмических исследований (VZLÚ) в Праге представлены на рис. 1.13.

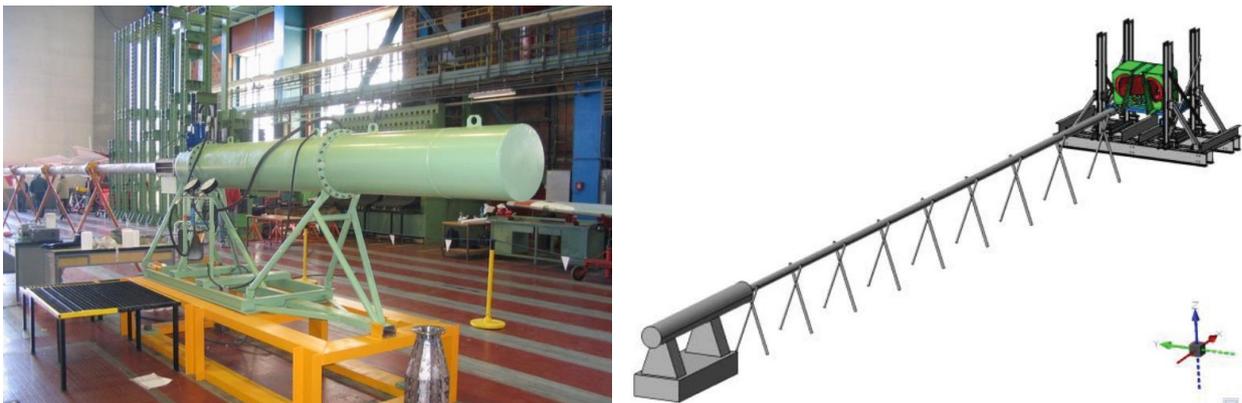


Рисунок 1.13 – Пневматическая пушка VZLÚ и ее компьютерная модель

Пневмопушка позволяет проводить испытания авиационной техники на столкновение с птицей массой от 0,5 кг до 4 кг и другими посторонними предметами (металл, камень, лед, град, резина) в широком диапазоне скоростей

30-280 м/с. Испытания проводятся в соответствии с международными стандартами FAA, EASA, ASTM, UIC 654, STANAG. Оборудование позволяет осуществлять скоростную видеосъемку момента столкновения.

Особенностью пневмопушки является то, что она составляется из сегментов, соединяемых между собой (Рисунок 1.13). Таким образом, в зависимости от необходимой скорости птицы и ее массой, можно выбирать между стволом диаметром 125 мм, состоящем из сегментов длиной до 25 м и стволом диаметром 250 мм, состоящем из сегментов длиной до 15 м. Измерение скорости осуществляется по скоростной видеокамере, и с помощью проволочных датчиков. Точность измерения скорости ± 7 м/с.

К недостаткам данной пневмопушки можно отнести относительно высокую погрешность измерений скорости, а также значительную длину ствола (15-25 м) для разгона птицы до высоких скоростей.

На Рисунках 1.14-1.16 показаны испытания остекления кабины самолете L-39NG. Испытания проводились птицей массой 3,6 кг на скорости 270 м/с.



Рисунок 1.14 – Остекление кабины перед испытанием



Рисунок 1.15 – Момент удара птицы



Рисунок 1.16 – Пробитие лобового стекла при ударе

1.5.3 Оборудование для испытания остекления и подъемной крышки вентилятора

Во время сертификации F-35B STOVL (самолет вертикального взлета и посадки) компании Lockheed Martin Aeronautics (США) были проведены испытания остекления на удар птицы, а также подъемной крышки вентилятора.

Согласно программе испытаний остекление должно выдерживать удар птицы массой 1,81 кг на скорости 250 м/с по передней части кабины и на скорости 180 м/с по верхней зоне стекла без разрушения и проникновения птицы в кабину, а также без ущерба, который может помешать безопасному завершению полета [16] (Рисунок 1.17).

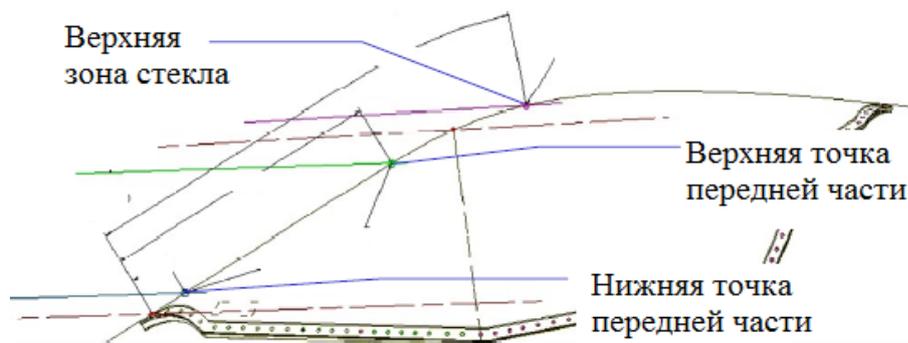


Рисунок 1.17 – Точки удара птицы при испытаниях остекления

Пневматическая пушка и оборудование для выполнения испытаний представлено на Рисунке 1.18. Стенд оборудован видеокамеры для ведения скоростной съемки.



Рисунок 1.18 – Подготовка оборудования к испытаниям

В качестве заряда используется усыпленная курица, упакованная в снаряженная в гильзу, которая останавливается в стволе пушки после выстрела (Рисунок 1.18).

В ходе проведенных испытаний (Рисунки 1.19 и 1.20) было подтверждено соответствие конструкции сертификационнфым требованиям

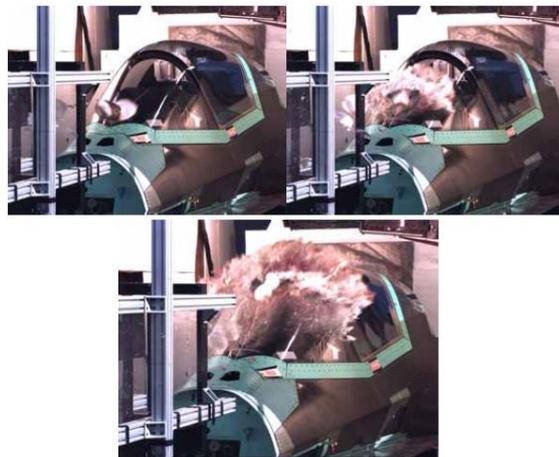


Рисунок 1.19 – Момент удара птицы по передней части стекла на скорости 250 м/с

Испытание подъемной крышки вентилятора (Рисунок 3.12) проводились с учетом следующих особенностей:

- подъемной крышки вентилятора открывается при вертикальном взлете или посадки;
- скорость движения самолета в это время относительно низкая;
- исследование проводится из-за угрозы попадания птицы или обломков крышки на вход вентилятора ГТД.



Рисунок 1.20 – Крышка вентилятора F-35B

Крышка вентилятора установлена в положение максимального раскрытия плюс приращение для имитации угла атаки самолета. Место удара птицы и общий вид объекта на стенде представлены на Рисунке 1.21. В ходе испытаний было проведено два выстрела. Первый – птицей массой 0,9 кг на скорости 75 м/с. Второй – желатиновым имитатором при тех же условиях [16]. Скоростная видеосъемка испытаний приведена на Рисунке 1.22. В ходе испытаний было выявлено возникновение значительного разброса по скорости при стрельбе с малыми скоростями (± 11 м/с).



Рисунок 1.21 – Точка удара птицы и общий вид стенда

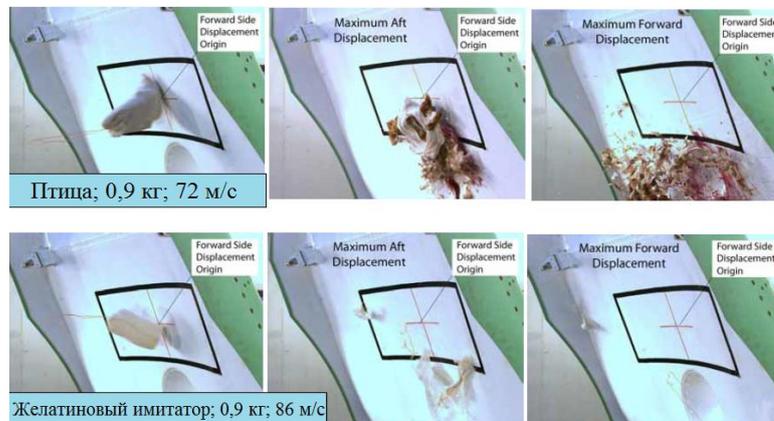


Рисунок 1.22 – Скоростная съемка момента испытаний

После испытания, как птиц, так и имитатором на крышке не обнаружено видимых повреждений.

Данный стенд успешно применяется при сертификационных испытаниях, но имеет недостатки, наблюдаемые у аналогичного оборудования: большая длина ствола (7-8 м) и появление разброса по скорости при скоростях стрельбы ниже 100 м/с.

1.5.4 Пневматическая пушка

Пневматическая пушка, разработанная в Институте устойчивого развития технологий в Польше (г. Радом) позволяет осуществлять заброс предметов массой до 7 кг на скоростях до 680 м/с, давая возможность имитировать столкновения на

сверхзвуковых скоростях полета что полезно при сертификации военных самолетов. Пушка имеет диаметр ствола 250 мм с общей длиной 9 м. Максимальное рабочее давление 35 бар, предельно допустимое – 40 бар. В работе используется сжатый воздух либо азот. Имеется возможность установки двух аккумуляторов давления емкостью 1000 литров каждый. Время зарядки баллонов до рабочего давления составляет 120 минут [17]. Пневмопушка с баллонами изображена на Рисунке 1.23. Птица, упакованная в гильзу, перед испытаниями загружается в ствол пушки. После выстрела гильза останавливается в ловителе, а птица продолжает полет к объекту испытаний.



Рисунок 1.23 – 250 мм пневматическая пушка

Птица, упакованная в гильзу, перед испытаниями загружается в ствол пушки (Рисунок 1.23). После выстрела гильза останавливается в ловителе, а птица продолжает полет к объекту испытаний. Для осуществления выстрела баллоны через патрубки подают воздух в коллектор и ресивер. Емкость коллектора 225 литров. Система ловитель – компенсатор – ствол – коллектор имеют общую ось симметрии и образуют один узел, опирающийся на кронштейн крепления ствола. Станина воспринимает отдачу при стрельбе от системы пушки и кронштейнов.

Осуществление выстрела возможно как в ручном, так и в автоматическом режимах. Птица при стрельбе характеризуется стабильностью положения в полете и практически точным воспроизведением траектории при выполнении серии

выстрелов, что говорит о точности позиционирования и достаточной жесткости конструкции. Ключевой особенностью пневмопушки является быстродействующий спусковой механизм, позволяющий быстро подавать сжатый воздух из баллонов и выбрасывать птицу массой до 7 кг со сверхзвуковой скоростью [18].

К недостаткам данной пушки можно отнести использование мембран вместо клапанов подачи воздуха из коллектора в канал ствола. Применение мембран является дорогостоящим и трудоемким решением, требующим демонтажа ствола или затвора всякий раз, когда требуется установить новый набор. Также ствол пушки установлен на постоянной высоте и жестко закреплен на станине, таким образом отсутствует мобильность установки. Прицеливание осуществляется путем выставки объекта испытаний относительно ствола. В результате выстрела выявлен высокий уровень шума, особенно при высоком рабочем давлении.

1.5.5 Заключение по Главе 1

1. Повреждения элементов авиационной техники при столкновениях с птицами существенно снижают уровень безопасности полетов в гражданской авиации, приводят к росту числа аварий и катастроф, увеличению затрат на эксплуатацию, связанных с необходимостью выполнения восстановительного ремонта поврежденных летательных аппаратов (ЛА) и узлов авиационной техники.

2. Обзор и анализ известных работ показал, что в указанных работах приводятся результаты исследований на птицестойкость, в большей степени, моделей деталей и редко – натуральных элементов ЛА и узлов авиационной техники, которые недостаточно сравниваются с результатами расчетов. Следует, также отметить, что расчетный анализ также используется недостаточно для обработки

результатов экспериментов, испытаний и исследований ударных динамических процессов при соударении элементов авиационной техники с птицей.

3. Среди всех рассмотренных зарубежных конструкций пневматических пушек для испытаний элементов авиационной техники на столкновение с посторонними предметами основными и часто встречающимися недостатками является:

- большая длина ствола (от 7 до 25 м), необходимая для разгона птицы до высоких скоростей и создания необходимого давления;

- доступ воздуха из ресивера в ствол открывается с помощью мембран, которые рвутся при достижении определенного давления вместо клапанов. Замена мембран довольно трудоемкий процесс, усложняющий подготовку пушки к выстрелу;

- накопительная емкость для сжатого воздуха имеет довольно большие габариты и, как правило, устанавливается рядом с пневмопушкой;

- у некоторых пушек наблюдается разброс по скорости при малых и средних скоростях полета птицы со значительной погрешностью $\pm 7\div 11$ м/с и ограниченные размеры объекта испытаний ввиду небольшой испытательной камеры;

- отсутствуют данные подготовки к испытаниям и калибровочных выстрелов по мишеням.

ГЛАВА 2 МЕТОДЫ РАСЧЕТНОГО АНАЛИЗА ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ПТИЦЫ С ЭЛЕМЕНТАМИ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

2.1 Методы численного моделирования

При численном моделировании птицы могут быть использованы такие методы как метод Лагранжа, метод Эйлера, комбинированный метод Лагранжа-Эйлера (ALE), бессеточный метод (SPH) и Галеркина (EFG) с учетом уравнений состояния. Метод Бубнова - Галеркина может использоваться для решения задач, связанных с ударом птицы о преграду, в численном моделировании процесса взаимодействия птицы с преградой. Метод применяется для приближённого решения краевых задач для дифференциальных уравнений, которые описывают процесс удара, с учётом особенностей взаимодействия птицы с преградой (кинематики и динамики процесса).

Метод Лагранжа является самым быстрым и стабильным. Несмотря на то что он не предназначен для моделирования значительных деформаций, метод был успешно применен при моделировании взаимодействия птицы со сложными объектами. Лагранжевая модель птицы относительно проста, нетребовательна к вычислительным ресурсам, но наименее точна по сравнению с другими методами.

Метод Эйлера позволяет улучшить точности решений, однако он приводит к значительному повышению сложности вычислительной работы из-за необходимости улучшения качества сетки моделей.

Методы ALE и SPH обладают значительно большей устойчивостью по сравнению с методом Лагранжа. Метод SPH позволяет получить более достоверный результат, чем метод ALE. При применении метода SPH возникают некоторые трудности с интерполяционным сопряжением и определением граничных условий из-за отсутствия КЭ-сетки [43, 55, 79, 87, 88, 89, 122]. Однако, указанный метод SPH имеет много достоинств по сравнению с другими методами.

При ударе жидкости о жесткую плоскость различают две стадии: режим ударной волны и стационарного потока. Давление в области скачка уплотнения выражается из уравнений сохранения [16, 49]:

$$\rho_1 u_s = \rho_2 (u_s - u_p), \quad (2.1)$$

$$p_1 + \rho_1 u_s^2 = p_2 + \rho_2 (u_s - u_p)^2, \quad (2.2)$$

$$p_2 - p_1 = p_H = \rho_1 u_s u_p, \quad (2.3)$$

где p_1 и p_2 – давление до и после скачка; p_H – давление Гюгонио; ρ_1 и ρ_2 – плотность до и после скачка; u_s – скорость распространения ударной волны в неподвижной жидкости, при низких скоростях удара может быть заменена скоростью изоэнтропической волны в материале $u_s = c_0$ (скорость звука в воде $c_0 \approx 1480 \text{ м/с}$); u_p – скорость частиц.

Давление в начальный момент удара:

$$p_H = \rho_0 u_0 u_s, \quad (2.4)$$

где ρ_0 – начальная плотность; u_0 – начальная скорость столкновения.

Скорость ударной волны и скорость частиц связаны линейным уравнением Гюгонио:

$$u_s = c_0 + k u_p. \quad (2.5)$$

где k – константа материала (для воды $k = 2$).

Упругие свойства не имеют значения, и птицу можно рассматривать как гидродинамическое тело, которое при ударе ведет себя как вода. Гидродинамическая связь между давлением и объемом может быть определена уравнением состояния (EOS) в виде полинома третьей степени:

$$P = C_0 + C_1 \mu + C_2 \mu^2 + C_3 \mu^3, \quad (2.6)$$

$$\mu = \frac{\rho}{\rho_0} - 1. \quad (2.7)$$

В уравнении μ – относительная плотность. Для такого материала, как вода, который демонстрирует линейную зависимость Гюгонио между скоростью скачка и скоростью частиц, EOS может быть выражена в виде следующих коэффициентов:

$$C_0 = 0, \quad (2.8)$$

$$C_1 = \rho_0 c_0^2, \quad (2.9)$$

$$C_2 = (2k - 1)C_1, \quad (2.10)$$

$$C_3 = (k - 1)(3k - 1)C_1. \quad (2.11)$$

где C_0 – начальное равновесное давление, которым можно пренебречь, ρ_0 – начальная плотность, c_0 – скорость звука в материале, а k – экспериментальная постоянная, выведенная Уилбеком. Основываясь на экспериментальных результатах, Уилбек предложил использовать EOS (уравнение состояния), соответствующее уравнению состояния воды с 10% пористостью (воздух) [16, 43, 48, 63, 108].

2.2 Расчетный анализ ударного взаимодействия птицы с твердыми преградами. Аналитические модели птицы

В качестве формы модели выбирают простое геометрическое тело или комбинацию таких тел, а отношение полной длины тела птицы (l_{nm}) к ее средней ширине (b_{nm}) обычно принимают равным двум, хотя в этом нет необходимости. Отношение $k_{nm} = l_{nm} / b_{nm}$. Объем модели $V_{nm} = m_{nm} / \rho_{nm}$ определяют исходя из массы (m_{nm}) и усредненной плотности (ρ_{nm}) ее тела [39].

1. В виде прямоугольного параллелепипеда с квадратным основанием при

отношении к сторонам основания $l / a = 2, a = \sqrt[3]{\frac{m_{nm}}{\pi \rho_{nm}}}$;

2. В виде эллипсоида с отношением полуосей $a / b = 2, a = \sqrt[3]{\frac{3m_{nm}}{\pi \rho_{nm}}}$;

3. В виде кругового цилиндра с отношением длины к диаметру $l/d = 2$,

$$d = \sqrt[3]{\frac{2m_{nm}}{\pi\rho_{nm}}};$$

4. В виде сочетания кругового цилиндра и двух концевых полусфер с отношением полной длины к диаметру $l_0/d = 2$, $r = \sqrt[3]{\frac{3m_{nm}}{10\pi\rho_{nm}}}$;

5. В виде цилиндра с полусферическими концами $l_0/r = 2$,

$$r = \sqrt[3]{\frac{3m_{nm}}{4\pi\rho_{nm}[1 + 1,5(k_{ld} - 1)]}}.$$

2.3 Сила и длительность удара птицы

Из закона сохранения импульса [39] за малый промежуток времени (dt) следует, что полная остановка элемента тела должна удовлетворять уравнению

$$dI = F(t)dt, \quad (2.12)$$

где $F(t)$ – текущая величина силы динамического давления ударника на преграду.

Начальное количество движения (импульс)

$$I_0 = \rho V_0 v, \quad (2.13)$$

где ρ – усредненная плотность тела; v – заданная постоянная скорость птицы в направлении удара.

С учетом соотношения получим

$$F(t) = \rho v^2 A[x(dt)], \quad (2.14)$$

т.е. сила давления на преграду меняется во времени так же, как площадь контактирующего поперечного сечения модели птицы меняется по ее длине, если отсчитывать координату сечения от точки начала контакта.

Контакт по текущему сечению $x(t) = vt$, что действующая по сечению средняя сила пропорциональна его площади:

$$F(x) = \rho v^2 A(x). \quad (2.15)$$

2.4 Динамическое давление модели птицы при ударе по неподвижной и подвижной жесткой преградам

2.4.1 Динамическое давление модели птицы при ударе по неподвижной преграде

Согласно уравнению $F(x) = \rho v^2 A(x)$, среднее по сечениям модели динамическое давление на пластину в процессе удара будет постоянным и составит

$$P_m = F(x) / A(x) = \rho v^2. \quad (2.16)$$

2.4.2 Динамическое давление модели птицы при ударе по подвижной жесткой преграде

Под подвижной жесткой преградой понимается такая преграда, которая сама не деформируется, но может перемещаться вместе с опорной как жесткое тело. При колебании опоры перемещение преграды может происходить в направлении удара с переменной скоростью $v_b(t) > 0$ или навстречу удару со скоростью $v_b(t) < 0$.

При постоянной скорости ударника (птицы) переменная скорость его внедрения в преграду уменьшится до $v - v_b(t) > 0$, так что контактирующее сечение переместится за время dt на величину $dx = [v - v_b(t)]dt$ и, следовательно, $dt = [v - v_b(t)]^{-1} dx$.

$$dI = \rho [v - v_b(t)] dV = \rho [v - v_b(t)]^2 A(t) dt. \quad (2.17)$$

$$F(x) = \rho [v - v_b(t)]^2 A(x). \quad (2.18)$$

а переменное давление –

$$p(t) = \rho [v - v_b(t)]^2. \quad (2.19)$$

Полученный преградой суммарный ударный импульс за время t определяется интегралом

$$I = \int_0^t F(\tau) d\tau, \quad (2.20)$$

2.5 Метод гидродинамики гладких частиц

Гидродинамика гладких частиц (SPH) — это бессеточный метод Лагранжа, используемый для моделирования уравнений движения жидкости с помощью метода интерполяции псевдо-частиц для вычисления гладких гидродинамических переменных. В 70-е годы этот метод использовался для моделирования астрофизических явлений, но в начале 90-х годов он стал применяться для решения других физических задач в механике сплошной среды, моделирования крушений, хрупкого и вязкого разрушения в твердых телах.

Благодаря отсутствию сетки этот метод позволяет решать многие задачи, которые трудно воспроизвести другими классическими методами, отбрасывая задачи с искажениями сетки и большими смещениями. Метод SPH успешно используется для моделирования с учетом свойств птицы при ее высокоскоростном ударе с элементами авиационной техники. Еще одним преимуществом метода SPH является то, что благодаря отсутствию сетки можно решать задачи с нерегулярной геометрией. В этой формулировке жидкость представляется в виде набора движущихся частиц, каждая из которых представляет собой точку интерполяции, где известны все свойства жидкости. Затем с помощью регулярной интерполяционной функции, называемой длиной сглаживания, можно вычислить решение искомых величин для всех частиц.

Реальная жидкость может быть смоделирована как множество частиц жидкости при условии, что частицы малы по сравнению с масштабом, на котором изменяются макроскопические свойства жидкости, но достаточно большие, чтобы содержать много молекул, так что макроскопические свойства могут быть определены разумно. Для SPH-расчетов необходимо большое количество частиц, поскольку при увеличении числа частиц до бесконечности восстанавливается континуальный предел. Частицы в методе SPH несут информацию о своих

гидродинамических и термодинамических свойствах, и это в дополнение к массе, необходимой для задания эволюции жидкости.

В методе сглаженных частиц гидродинамики пространственная функция $A(r)$ представляется интегралом виде

$$A(r) = \int A(r') \delta(r - r') dr', \quad (2.21)$$

где $\delta(r)$ – функция Дирака. Для вычислений функция $\delta(r)$ заменяется аппроксимацией $W(r, h)$, которую называют функцией ядра или сглаживающей функцией; h – радиус сглаживания.

Аппроксимация $W(r, h)$ должна обладать следующими свойствами:

$$\int W(r) dr = 1, \quad (2.22)$$

$$\lim_{h \rightarrow 0} W(r, h) = \delta(r). \quad (2.23)$$

Движущиеся частицы описываются следующим образом:

$$(x_i(t), m_i(t))_{i \in P}, \quad (2.24)$$

где P – набор движущихся частиц; $x_i(t)$ – местоположение частицы i ; $m_i(t)$ масса частицы.

Движение каждой частицы и изменение массы:

$$\frac{dm_i}{dt} = \nabla V(x_i, t) m_i. \quad (2.25)$$

Сглаживающую функцию можно выбирать в разной форме. В удобной для расчета форме кубического сплайна функция W записывается в виде [54]:

$$W = \frac{1}{a} \left\{ \begin{array}{l} 1 - \frac{3}{2}R^2 + \frac{3}{4}R^3, 0 \leq R < 1 \\ \frac{1}{4}(2 - R)^3, 1 \leq R < 2 \\ 0, R \geq 0 \end{array} \right\}. \quad (2.26)$$

Здесь $a = 1,5h; 0,7\pi h^2; \pi h^3$ в одномерном, двумерном и трехмерном случаях соответственно; $R = |r - r' / h|$ – относительный радиус.

Плотность массы:

$$\rho_i = \sum_j m_j W(r - r_j, h), \quad (2.27)$$

где r_j – радиус-вектор j -й частицы; m_j – ее масса; h – радиус сглаживания.

Уравнение движения i -й частицы:

$$\frac{dv}{dt} = - \sum_{j, j \neq i} m_j \left(\frac{P_i}{\rho_i^2} + \frac{P_j}{\rho_j^2} \right) \nabla W(r - r_j, h) + b_i, \quad (2.28)$$

где первый член показывает воздействие на нее всех входящих в ядро соседних частиц, b_i – ускорение i -й от действия внешней силы [39].

2.6 Применение метода SPH для расчета удара птиц. Математическая модель материала птицы

Одной из наиболее распространенных расчетных моделей материала для моделирования свойств птицы является метод SPH, который можно реализовать в пакете программ LS DYNA. С программными настройками по умолчанию данная модель материала не обладает сдвиговой жесткостью, однако девиаторная часть может быть введена при определении динамической вязкости.

Для описания движения жидкости используются уравнения в векторной форме:

Уравнение сохранения импульса:

$$\frac{dv}{dt} = -\nabla P + f, \quad (2.29)$$

где ρ – плотность; v – скорость; P – давление; f – внешняя сила, приложенная к единичному объему; $\nabla = \frac{\partial}{\partial x} \mathbf{e}_x + \frac{\partial}{\partial y} \mathbf{e}_y + \frac{\partial}{\partial z} \mathbf{e}_z$ – оператор градиента функции.

Уравнение сохранения массы (уравнение неразрывности)

$$\frac{dp}{dt} = -\rho \nabla u. \quad (2.30)$$

Для точного моделирования гидродинамического процесса необходимо использовать уравнение состояния (EOS) с моделью материала ИЕРН (Isotropic Elastic Plastic Hydrodynamic). Для этой цели было выбрано EOS в форме [39, 48, 55, 86, 100].

$$P = P_0 + B \left[\left(\frac{\rho}{\rho_0} \right)^\gamma - 1 \right]. \quad (2.31)$$

где $P_0 = 0$ – эталонное давление; B и γ – параметры материала, которые должны быть определены экспериментально.

Зависимость давления от плотности и энергии, а в общем виде и от температуры описывается уравнением состояния EOS (Equation of state). В форме и обозначениях Ми-Грюнайзена это уравнение для сред, сопротивляющихся только сжатию, имеет вид [55, 57, 79].

Реализация модели материала Джонсона-Кука в коде DYNA 3D такова, что требует определения уравнения состояния (EOS). В работе было принято уравнение состояния Ми-Грюнайзена [55, 57, 79]:

$$P = \frac{\rho_0 C^2 \mu \left[1 + \left(1 - \frac{\gamma_0}{2} \right) \mu - \frac{\alpha}{2} \mu^2 \right]}{\left[1 - (S_1 - 1) \mu - S_2 \frac{\mu^2}{\mu + 1} - S_3 \frac{\mu^3}{(\mu + 1)^3} \right]^2} + (\gamma_0 + \alpha \mu) E. \quad (2.32)$$

а для сред, частично сопротивляющихся расширению, оно дополняется уравнением:

$$P = \rho_0 C^2 \mu + (\gamma_0 + \alpha \mu) E. \quad (2.33)$$

где ρ_0 – начальная плотность; C – скорость звука; $\mu = (\rho / \rho_0) - 1$ – относительное изменение объема; γ_0 – постоянная Грюнайзена; S_i – аналитические коэффициенты для ударной адиабаты; α – корректирующий коэффициент; E – внутренняя энергия.

В модели пакета LS DYNA для расчета удара птиц используются свойства, близкие к свойствам воды), приведенные ниже в Таблице 2.1.

Таблица 2.1 – Свойства материала птицы (LS DYNA)

Параметры	Значения
Плотность	$\rho = 950 \text{ кг/м}^3$
Давление отрыва PC	-63 Па
Вязкость $K, \text{ Па}\cdot\text{с}$	0,0004
Относительное изменение объема при растяжении	1,1
при сжатии	0,8
Скорость звука $C,$	1483 м/с
S_1	2,56
S_2	1,98
S_3	0,27

2.7 Модель материала для птиц

Настоящая птица состоит из перьев, костей и плоти, что делает механические свойства птицы не однородными и не однородными. Трудно смоделировать птицу с ее реальной механической конститутивной моделью в численной программе. Многие исследования показали, что, когда скорость удара превышает 100 м/с , неоднородность и неоднородность птицы пренебрежимо мала, поскольку она представляет собой примерно однородную жидкость, падающую на цель.

Конститутивный закон материала для гомогенизированных гидродинамических жидких материалов может быть выражен как:

$$\sigma_{ij} = -P\delta_{ij} + 2\rho\gamma\dot{\epsilon}_{ij}, \quad (2.34)$$

Для точного моделирования гидродинамического процесса было использовано уравнение состояния (EOS):

$$P = f(\rho, E_m) \quad (2.35)$$

Плотность и диаметр моделей птиц:

$$\rho = -0,063 \times \log_{10} m + 1,148, \quad (2.36)$$

$$\log_{10} D = 0,335 \times \log_{10} m + 0,900. \quad (2.37)$$

где m – масса птицы; ρ – плотность птицы; D – диаметр тела птицы.

Объем птицы:

$$V = \frac{m}{\rho}. \quad (2.38)$$

Для цилиндра с полусферическим концом:

$$V = \frac{5\pi D^3}{12}. \quad (2.39)$$

Для эллипсоидной формы:

$$V = \frac{\pi D^3}{3}. \quad (2.40)$$

2.8 Методики для расчетного моделирования высокоскоростного удара птицы с элементами авиационной техники

Обшивка передней части крыла самолета изготовлена из алюминиевого сплава и лопасти вентиляторов авиационных двигателей обычно изготавливаются из титанового сплава. Для разработки и формирования методики расчетного моделирования поведения указанных материалов деталей при высокоскоростном ударе с птицей были выбраны модель материала Джонсона-Кука и уравнение состояния твердого тела Ми-Грюнайзена.

Уравнения, описывающие пространственное адиабатное движение прочной сжимаемой среды, являются дифференциальными следствиями фундаментальных законов сохранения массы, импульса и энергии. В общем случае они имеют следующий вид:

уравнение неразрывности

$$\frac{1}{\rho} \frac{d\rho}{dt} + \frac{\partial v_i}{\partial x_i} = 0, \quad (2.41)$$

уравнение движения

$$\frac{\partial v_i}{\partial t} = \rho F_i - \frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial S_{ij}}{\partial x_j}, \quad (2.42)$$

уравнение энергии

$$\rho \frac{dE}{dt} = S_{ij} e_{ij} + \frac{P}{\rho} \frac{d\rho}{dt}. \quad (2.43)$$

где x_i - координаты; t - время; ρ_0 - начальная плотность среды; ρ - текущая плотность среды; v_i - компоненты вектора скорости; F_i - компоненты вектора массовых сил; S_{ij} - компоненты девиатора тензора напряжений; E - удельная внутренняя энергия; e_{ij} - компоненты девиатора тензора скоростей деформаций; P - давление.

К уравнениям (2.4.1, 2.42 и 2.43) необходимо добавить уравнения, учитывающие соответствующие термодинамические эффекты, связанные с адиабатным сжатием среды и прочностью среды. В общем случае при воздействии сил на твердое деформируемое тело происходит изменение, как объема (плотности), так и формы тела, причем по различным зависимостям. Поэтому тензор напряжений представляется в виде суммы шарового тензора и девиатора тензора напряжений.

$$\sigma_{ij} = S_{ij} - P\delta_{ij}, \quad i, j = 1, 2, 3,$$

$$\delta_{ij} = 1, \quad i = j,$$

$$\delta_{ij} = 0, i \neq j,$$

где δ_{ij} - символ Кронекера.

Для описания сопротивления тела сдвигу, используем следующие соотношения

$$2\mu(e_{ij} - \frac{1}{3}e_{kk}\delta_{ij}) = \frac{DS_{ij}}{Dt} + \lambda S_{ij} \quad (2.44)$$

$$\frac{DS_{ij}}{Dt} = \frac{DS_{ij}}{dt} - S_{ik}\omega_{jk} - S_{jk}\omega_{ik} \quad (2.45)$$

$$2\omega_{ij} = \frac{\partial v_i}{\partial x_j} - \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \quad (2.46)$$

$$2e_{ij} = \frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i}, \quad (2.47)$$

а также условие пластичности

$$J_2 = \frac{1}{2}S_{ij}S_{ij} = \frac{1}{3}\sigma^2, \quad (2.48)$$

где e_{ij} - компоненты тензора скоростей деформаций; μ - модуль сдвига; σ - динамический предел текучести; D/Dt - производная Яумана.

Уравнение состояния твердого тела выбиралось по формуле Ми-Грюнайзена

$$P = \frac{K(1 - \Gamma_0\xi/2)}{(1 - c\xi)^2}\xi + \rho_0\Gamma_0E, \quad (2.49)$$

где Γ_0 - коэффициент Грюнайзена; c, K - константа материала; ρ_0 - начальная плотность среды; $\xi = 1 - \rho_0/\rho$, E - удельная внутренняя энергия (отнесенная к начальному объему).

Кроме того, учитывалось, что при высокоскоростном взаимодействии могут реализовываться два механизма разрушения: сдвиговой и откольный. В качестве критерия сдвигового разрушения использовались критерий предельной эквивалентной пластической деформации $\varepsilon_p = \varepsilon_p^*$. В этом случае при достижении

ε_p предельного значения ε_p^* расчетная ячейка считается разрушенной. Система уравнений (2.41)-(2.49) записана в общем виде для пространственного движения деформируемого тела.

Для расчета разрушения упруго-пластичных материалов (алюминий, титан) использовались соотношения модели Джонсона-Кука.

Согласно данной модели, предел текучести материала (эквивалентное напряжение) меняется в зависимости от накопленной пластической деформации, скорости деформирования и температуры определяется по формуле

$$\sigma = (A + B\varepsilon_p^n)(1 + C \ln e_p^*)(1 - T^{*m}), \quad (2.50)$$

где ε_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 (2.50) представляет собой кривую деформирования материала.

Первая часть выражения (2.50) в скобках показывает напряжение как функцию деформации при $e_p^* = 1c^{-1}$ и $T = 20^\circ C$ (т.е. 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 (2-50) показывает влияние скорости деформации на предел текучести материала.

Третья часть описывает 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 используется критерий, согласно которому разрушение конечного элемента происходит, когда параметр поврежденности D становится равным единице.

Критерий разрушения

$$D = \sum \frac{\Delta \varepsilon}{\varepsilon^f}, \quad (2.51)$$

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

$$\varepsilon^f = \left[D_1 + D_2 \exp(D_3 \sigma^*) \right] \left[1 + D_4 \ln e_p^* \right] \left[1 + D_5 T^* \right], \quad (2.52)$$

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

Свойства материала для титановой лопатки, используемые в рассмотренных алгоритмах, приведены в Таблицах 2.2 и 2.3.

Таблица 2.2 – Свойства материала Джонсон-Кука для титановой лопатки

Параметры	значения
Плотность	$\rho = 4420 \text{ кг/м}^3$
Напряжение текучести	$\sigma_y = 1098 \text{ МПа}$
Модуль сдвига	$G = 42 \text{ ГПа}$
Модуль деформационного упрочнения	$B = 1092 \text{ МПа}$
Экспонента деформационного упрочнения	$n = 0,93$
Коэффициент зависимости скорости деформации	$C = 0,014$
Экспонента температурной зависимости	$m = 1,1$
Температура плавления	$T_m = 1878 \text{ К}$
Комнатная температура	$T_r = 293 \text{ К}$
Удельная теплота	$C_p = 612 \text{ Дж/кг К}$
Теплоемкость	$C_v = 580 \text{ Дж/кг К}$
Параметры отказа	$D_1 = 0,112$

	$D_2 = 0,123$
	$D_3 = 0,48$
	$D_4 = 0,014$
	$D_5 = 3,87$

Таблица 2.3 – Параметры EOS Ми-Грюнайзена для титановой лопатки

Параметры	Значения
Пересечение кривой скорости	$C = 5,13 \times 10^3 \text{ м / с}$
Первый коэффициент наклона	$S_1 = 1,028$
Коэффициент Грюнайзена	$\gamma_0 = 1,23$
Коэффициент коррекции объема первого порядка	$b = 0,17$

2.9 Методики для расчетного моделирования высокоскоростного удара птицы с лобовым стеклом самолета

Для разработки и формирования методики расчетного моделирования высокоскоростного удара птицы с лобовым стеклом самолета с учетом вероятностного характера разрушения хрупких материалов (слоев силикатного стекла) использовались соотношения Джонсона-Холмквиста.

Материал в модели Джонсона-Холмквиста описывается, фактически, как упруго-пластический с резким накоплением поврежденности на коротком отрезке «текучести», под которой подразумевается накопление поврежденности D при выходе напряжений за круг текучести.

Предел текучести для частично разрушенного материала

$$[\sigma] = [\sigma]_i - D([\sigma]_i - [\sigma]_f), \quad (2.53)$$

где $[\sigma]_i = A(P^* + T^*)^N (1 + C \ln e^*)$ - предел текучести неразрушенного материала, $[\sigma]_f = B(P^*)^M (1 + C \ln e_p^*)$ - предел «текучести» полностью разрушенного материала, A, B, C, N, M, T^* - константы материала, e^* - интенсивность скорости деформации, $P^* = \frac{P}{P_{HEL}}$ - нормализованное давление.

При этом кинетика поврежденности описывается уравнением

$$\frac{dD}{dt} = \frac{1}{\varepsilon_p^f} \frac{d\varepsilon_p}{dt}, \quad (2.54)$$

где $\frac{d\varepsilon_p}{dt}$ - интенсивность скорости пластических деформации, $\varepsilon_p^f = D_1(P^* + T^*)^{D_2}$ - предельная интенсивность пластических деформаций, D_1, D_2 - константы материала.

Давление учитывает изменения в материале за счет «разбухания» при разрушении

$$P^{n+1} = \begin{cases} K_1\mu + K_2\mu^2 + K_3\mu^3 + \Delta P^{n+1}, \mu > 0 \\ K_1\mu, \mu \leq 0 \end{cases}, \quad (2.55)$$

где $\mu = \frac{\rho^{n+1}}{\rho_0} - 1$, ρ_0 - начальная плотность, K_1, K_2, K_3, β - константы материала,

$$\Delta P^{n+1} = -K_1\mu + \sqrt{(K_1\mu + \Delta P^n)^2 + 2\beta K_1 \Delta U}.$$

Уменьшение упругой энергии в разрушающемся материале

$$\Delta U = U(D_n) - U(D_{n+1}), \quad (2.56)$$

где $U(D) = \left[\frac{\sigma}{6G} \right]$, G - модель сдвига.

Система основных уравнений дополняется необходимыми начальными и граничными условиями. В начальный момент времени все точки ударника имеют осевую скорость V_0 с учетом ее знака, а состояние преграды предполагается невозмущенным. Граничные условия ставятся следующим образом: на границах,

свободных от напряжений, выполняются условия: $\sigma_n = \tau_n = 0$. На участке контакта между телами ставится условие идеального скольжения одного материала относительно другого вдоль касательной и условие непротекания по нормали: $\sigma_{n1} = \sigma_{n2}$, $v_{n1} = v_{n2}$, $\tau_{n1} = \tau_{n2} = 0$, где σ_n, τ_n - нормальная и касательная компоненты вектора напряжений; v_n - нормальная компонента вектора скорости в точке контакта; индексы 1 и 2 относятся к контактирующим телам.

Трехмерное моделирование взаимодействия преград с высокоскоростными ударниками (птицами) базируется на уравнениях, описывающих пространственное адиабатное движение прочной сжимаемой среды, которые являются дифференциальными следствиями фундаментальных законов сохранения массы, импульса и энергии. Для указанного расчета используется методика, реализованная на объемных конечно-элементных ячейках и базирующаяся на совместном использовании метода Уилкинса для расчета внутренних точек тела и метода Джонсона для расчета контактных взаимодействий. Разбиение трехмерной области на объемные конечные элементы происходит последовательно с помощью подпрограмм автоматического построения сетки. Процесс разрушения стекла рассматривался, как процесс разрушения хрупкого материала, без участка пластического деформирования, характерного для деформирования металлов.

Лобовое стекло самолета представляет собой пакет из чередующихся слоев силикатного стекла и клеевых полимерных слоев. Для моделирования НДС клеевых полимерных слоев при ударе птицы по лобовому пакету стекла используется модель материала Огдена.

В модели материала Огдена плотность энергии деформации выражается через главные деформации λ_j и $j = 1, 2, 3$ следующим образом:

$$W(\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3) = \sum_{p=1}^N \frac{\mu_p}{\alpha_p} (\lambda_1^{\alpha_p} + \lambda_2^{\alpha_p} + \lambda_3^{\alpha_p} - 3), \quad (2.57)$$

где N , μ_p и α_p - материальные константы. При условии несжимаемости можно переписать как

$$W(\lambda_1, \lambda_2) = \sum_{p=1}^N \frac{\mu_p}{\alpha_p} (\lambda_1^{\alpha_p} + \lambda_2^{\alpha_p} + \lambda_1^{-\alpha_p} \lambda_2^{-\alpha_p} - 3), \quad (2.58)$$

В целом модуль сдвига определяется как

$$2\mu = \sum_{p=1}^N \mu_p \alpha_p. \quad (2.59)$$

С помощью $N=3$ и подбора параметров материала можно очень точно описать поведение полимерных клеевых слоев. При определенных значениях материальных констант модель Огдена сводится либо к твердому телу по Гуку ($N=1$ и $\alpha=2$), либо к материалу Муни-Ривлина ($N=2$, $\alpha_1=2$, $\alpha_2=-2$, с условием $\lambda_1 \lambda_2 \lambda_3 = 1$).

Используя модель материала Огдена, теперь можно вычислить три главных значения напряжений Коши

$$\sigma_j = -p + \lambda_j \frac{\partial W}{\partial \lambda_j} = -p + \sum_{p=1}^N \mu_p \lambda_j^{\alpha_p} \quad (2.60)$$

2.10 Алгоритмы статистического и регрессионного анализа

Приведенные ниже алгоритмы статистического и регрессионного анализа, реализованные в виде комплекса программ, позволяют провести статистическую обработку экспериментальных данных по измеряемым параметрам: масса и скорость птицы, давление воздуха в ресивере, кучность стрельбы по мишеням в калибровочных лабораторных экспериментах и специальных испытаниях элементов летательных аппаратов и узлов силовых установок на птицестойкость.

2.10.1 Статистический анализ

Одномерный массив из N некоторых цифровых данных x_i характеризуется совокупностью статистических (одномерная статистика), перечисленных ниже.

Начальные моменты k -го порядка

$$m_k(x) = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N x_i^k. \quad (2.61)$$

Обычно $k = 1, 2, 3$ и 4 (точность вычисления m_k при $k > 1$ низкая).

Центральные моменты k -го порядка

$$M_k(x) = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N [x_i - m_1(x)]^k. \quad (2.62)$$

Момент $M_1(x) = 0$.

Связь центральных моментов с начальными устанавливается соотношениями (аргумент x в скобках опускаем)

$$M_2 = m_2 - m_1^2, \quad (2.63)$$

$$M_3 = m_3 - 3m_1m_2 + 2m_1^3, \quad (2.64)$$

$$M_4 = m_4 - 4m_1m_3 + 6m_1^2m_2 - 3m_1^4, \quad (2.65)$$

которые позволяют вычислять M_k по мере ввода x_i (без запоминания массива x_i).

Среднее значение

$$\bar{x} = m_1 = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N x_i, \quad (2.66)$$

есть наиболее вероятное значение числа в массиве.

Дисперсия смещенная

$$D = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x})^2, \quad (2.67)$$

является наиболее вероятной степенью отклонения x_i от среднего значения \bar{x} .

Стандартное отклонение смещенное $\sigma = \sqrt{D}$ определяет среднеквадратичную погрешность x_i , если за точное значение принять \bar{x} .

Дисперсия несмещенная

$$D_0 = M_2N / (N - 1) = \frac{1}{N - 1} \sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x})^2, \quad (2.68)$$

применяется при статистической обработке чисел x_i с нормальным распределением.

Стандартное отклонение несмещенное $\sigma_0 = \sqrt{D_0}$. вытянут правый, а при $A < 0$ – левый участок спада кривой $P(x)$.

Коэффициент эксцесса

$$E = \frac{1}{ND^2} \sum_{i=1}^N (x_i - \bar{x})^3 = \frac{M_4}{M_2^2} - 3, \quad (2.69)$$

характеризует степень остроты пика кривой $P(x)$ в сравнении с $P(x)$ для нормального распределения. Если $E > 0$, $P(x)$ имеет более острый пик, чем при нормальном распределении, если $E < 0$ – пик менее острый.

Вспомогательные коэффициенты

$$\alpha_3 = U_3 = \sqrt{\frac{6(N-1)}{(N+1)(N+1)}}, \quad (2.70)$$

$$\alpha_4 = U_4 = \sqrt{\frac{24(N-2)(N-3)}{(N+1)^2(N+3)(N+5)}}, \quad (2.71)$$

Служат для приближенной проверки гипотезы о нормальном распределении x_i .

Если $A < \alpha_3 / (2 \div 3)$ и $E < \alpha_4 / (2 \div 3)$, то распределение $P(x)$ для массива x_i можно считать нормальным.

При программировании вычислений одномерной статистики желательно предусмотреть следующие возможности: 1) накопление сумм x_i^k ; 2) возможность исключения ошибочно ввода x_i ; 3) подсчет N в ходе ввода x_i ; 4) выдачу статистических характеристик в любой момент (до окончания ввода всех x_i). Все это обеспечивает приведенная ниже программа.

2.10.2 Регрессионный анализ

Линейный парный регрессионный анализ заключается в определении параметров эмпирической линейной зависимости $y(x) = b_1x + b_0$, описывающей связь между некоторым числом N пар значений x_i и y_i , обеспечивая при этом

наименьшую среднеквадратичную погрешность. Графически эту задачу можно представить следующим образом – в облаке точек x_i, y_i плоскости x, y (Рисунок 2.1) требуется провести прямую так, чтобы величина всех отклонений отвечала условию

$$U = \sum_{i=1}^N [y_i - y(x_i)]^2 = \min, \quad (2.72)$$

где $y(x_i)$ – зависимость.

Для того нужно приравнять нулю частные производные

$$\frac{\partial U}{\partial b_0} = \sum_{i=1}^N [y_i - (b_0 + b_1 x_i)], \quad (2.73)$$

$$\frac{\partial U}{\partial b_1} = \sum_{i=1}^N [y_i - (b_0 + b_1 x_i)] x_i, \quad (2.74)$$

что дает для определения неизвестных коэффициентов b_0 и b_1 систему линейных уравнений

$$b_0 N + b_1 \sum_{i=1}^N x_i = \sum_{i=1}^N y_i, \quad (2.75)$$

$$b_0 \sum_{i=1}^N x_i + b_1 \sum_{i=1}^N x_i^2 = \sum_{i=1}^N x_i y_i. \quad (2.76)$$

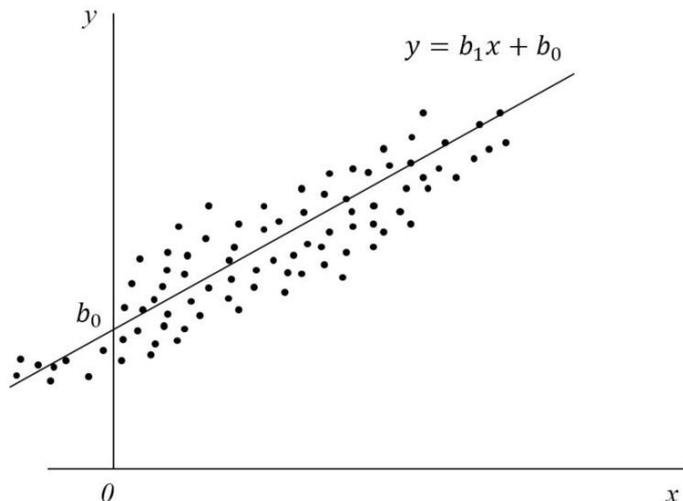


Рисунок 2.1 - Линейная регрессия

Решение этой системы:

$$b_1 = \frac{\sum_{i=1}^N x_i + \sum_{i=1}^N y_i - N \sum_{i=1}^N x_i y_i}{\left[\sum_{i=1}^N x_i \right]^2 - N \sum_{i=1}^N x_i^2}, \quad (2.77)$$

$$b_0 = \frac{1}{N} \left[\sum_{i=1}^N y_i - b_1 \sum_{i=1}^N x_i \right]. \quad (2.78)$$

2.10.2.1 Экспоненциальная регрессия

Экспоненциальная регрессия обеспечивает получение параметров функции

$$y = b_0 \exp(b_1 x), \quad (2.79)$$

По формулам

$$b_1 = \frac{\sum_{i=1}^N x_i + \sum_{i=1}^N \ln y_i - N \sum_{i=1}^N x_i \ln y_i}{\left[\sum_{i=1}^N x_i \right]^2 - N \sum_{i=1}^N x_i^2}, \quad (2.80)$$

$$b_0 = \exp \left[\frac{1}{N} \left(\sum_{i=1}^N \ln y_i - b_1 \sum_{i=1}^N x_i \right) \right]. \quad (2.81)$$

2.10.2.2 Полиномиальная регрессия

Полиномиальная регрессия (аппроксимация) обеспечивает нахождение коэффициентов полинома

$$y(x) = a_0 + a_1 x + a_2 x^2 + \dots + a_m x^m. \quad (2.82)$$

из решения системы уравнений

$$c_0 a_0 + c_1 a_1 + c_2 a_2 + \dots + c_m a_m = d_0,$$

$$c_1 a_0 + c_2 a_1 + c_3 a_2 + \dots + c_{m+1} a_m = d_1$$

$$c_m a_0 + c_{m+1} a_1 + c_{m+2} a_2 + \dots + c_{2m+1} a_m = d_m,$$

где

$$c_j = \sum_{i=1}^N x_1^j, \quad j=0,1,2,\dots,2m, \quad (2.83)$$

$$d_k = \sum_{i=1}^N x_1^k y_i, \quad k=0,1,2,\dots,2m. \quad (2.84)$$

Полином степени $m < N$, где N – число пар x_i и y_i , обеспечивает аппроксимацию (и интерполяцию) таблично заданной функции $y_i(x_i)$ с минимальной среднеквадратичной погрешностью:

$$E = \sqrt{\sum_{i=1}^N \varepsilon_i^2 / (N+1)}. \quad (2.85)$$

Если $m = N$, то имеет место обычная интерполяция, т.е. значения $y(x)$ при $x = x_i$ точно совпадают с заданными y_i . При $m < N$ такого совпадения в общем случае нет. Таким образом, аппроксимация $y_i(x_i)$ по методу наименьших квадратов имеет более универсальный характер, чем обычная интерполяция.

Если достаточно ограничиться вычислением лишь коэффициентов a_0, a_1, \dots, a_m полинома без вычисления значения E , то нет необходимости в хранении массивов x_i и y_i . При этом достаточно вычислить c_j (массив из $2m$ чисел) и d_k (массив из m чисел) с помощью (2.75) и (2.76) и решить полученную систему линейных уравнений методом Гаусса. Таким образом, составлена программа 2.74. Помимо вычисления коэффициентов a_0, a_1, \dots, a_m она обеспечивает нахождение $y(x)$ по заданному x с помощью полученного полинома (2.74).

2.11 Заключение по Главе 2

1. При численном моделировании птицы могут быть использованы такие методы как метод Лагранжа, метод Эйлера, комбинированный метод Лагранжа-Эйлера (ALE), бессеточный метод (SPH) с учетом уравнений состояния. Метод Лагранжа является самым быстрым и стабильным. Несмотря на то что он не

предназначен для моделирования значительных деформаций, метод был успешно применен при моделировании взаимодействия птицы со сложными объектами. Лагранжевая модель птицы относительно проста, нетребовательна к вычислительным ресурсам, но наименее точна по сравнению с другими методами.

2. Метод Эйлера позволяет улучшить точности решений, однако он приводит к значительному повышению сложности вычислительной работы из-за необходимости улучшения качества сетки моделей.

3. 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 метод Эйлера (материал «птицы» течет сквозь неподвижную сетку, узлы которой связаны с точками пространства и не перемещаются), либо комбинированный метод ALE, в котором форма наиболее деформированных элементов корректируется за счет перетекания материала из соседних элементов [77], либо более эффективные бессеточные методы SPH.

4. Методы ALE и SPH обладают значительно большей устойчивостью по сравнению с методом Лагранжа. Метод SPH позволяет получить более достоверный результат, чем метод ALE. При применении метода SPH возникают некоторые трудности с интерполяционным сопряжением и определением граничных условий из-за отсутствия КЭ-сетки. Однако, указанный метод SPH имеет много достоинств по сравнению с другими методами. Учет фактической усредненной плотности тела птицы в модели материала SPH является обязательным, а учет повышенной динамической вязкости – значимым для получения реалистических значений параметров удара.

5. Отмечаемая в ряде работ близость результатов расчета по гидродинамической модели удара и экспериментальных данных объясняется тем,

что общий характер деформаций твердых преград при ударе птиц, рассчитанных разными методами – Лагранжа, ALE, SPH – слабо зависит от физико-механических характеристик тела птицы, кроме плотности. В целом, можно отметить, что метод SPH позволяет более достоверно получить результаты процессов при соударении птицы с твердыми преградами и элементами летательных аппаратов и двигателей.

6. Расчетные кривые контактной силы (силы удара) во всех моделях значительно меняются по времени, а их различающиеся осцилляции и пиковые (в том числе максимальные) значения, по-видимому, связаны с особенностью используемых в расчетах характеристик тела птицы и вычислительных алгоритмов.

7. Численные алгоритмы расчетных моделей материала для моделирования птицы и метод SPH реализованы в пакете программ LS DYNA.

8. Для разработки и формирования методик расчетного моделирования высокоскоростного удара птицы с элементами передней части крыла ЛА и лопатками вентилятора авиационного двигателя были выбраны и использованы уравнения Джонсона-Кука и Ми-Грюнайзена и с элементами лобового стекла – модели Джонсона-Холмквиста и Огдена. Указанные методики реализованы в пакете программ LS DYNA.

9. Алгоритмы статистического и регрессионного анализа, реализованные в виде комплекса программ, позволяют провести статистическую обработку экспериментальных данных по измеряемым параметрам: масса и скорость птицы, давление воздуха (при выстреле), кучность стрельбы по мишеням в калибровочных лабораторных экспериментах и специальных испытаниях элементов летательных аппаратов и узлов силовых установок на птицестойкость.

ГЛАВА 3 РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПТИЦЕСТОЙКОСТИ ЭЛЕМЕНТОВ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

3.1 Расчетные исследования птицестойкости лобового стекла самолета

Одним из важнейших факторов появления в международных и отечественных стандартах требований по повышению безопасности и прочностной надёжности [1, 2, 53, 58, 59, 61, 68, 70, 97] при выполнении гражданских авиаперелетов является возможное столкновение с птицами в полете. При этом необходимо обеспечить требования по обеспечению высоких прочностных и оптических свойств и минимизации весовых характеристик авиационного остекления.

Конструкция лобового стекла играет важную роль в изучении проблемы птицестойкости остекления, поэтому большое внимание при исследованиях уделяется не только разработке конечно-элементных моделей остекления и птицы, но и анализу различных геометрий и материалов. В результате удара, в соответствии с международными сертификационным стандартами, лобовое стекло должно не только выдерживать удар проникновения птицы, но и не допускать полной фрагментации всех прозрачных материалов, обеспечивать приемлемую видимость для безопасного продолжения полета и посадки. Эти стандарты играют решающую роль в случае, если лобовое стекло состоит только из двух панелей, потому что удар по одной стороне может привести к выходу из строя другой панели, или удар по контрбалке, которая разделяет две панели, может привести к фрагментации обоих материалов панелей остекления одновременно с последующей потерей видимости.

Разработана методика расчетного моделирования динамического процесса удара птицы по полной структуре лобового стекла (одной панели) самолета в пакете программ ANSYS LS DYNA. В методике численного моделирования птицестойкости остекления использован SPH метод сглаженных частиц для учета параметров птицы. Стекло в расчетной модели рассматривается как

упругопластичный хрупкий материал, в то время как полимерная прослойка ведет себя как вязкая среда, обеспечивающая высокую деформацию перед разрушением и хорошую 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. В соответствии с требованиями отказобезопасности лобовое стекло является многослойным из трех силикатных слоев, скрепленных из склеенных двух слоев полимерной пленки. При ударе в такое стекло и его разрушении, осколки остаются соединенными с полимерными прослойками. Стекло рассматривается как упругопластический материал с очень коротким пластическим участком кривой типичного хрупкого материала. Такая кривая напряжения-деформации представляет собой предельное растягивающее напряжение, равное напряжению разрушения и пределу текучести из-за хрупкости материала. Напротив, полимерный материал, расположенный между слоями стекла, ведет себя как вязкоупругая прослойка. Этот тип материала демонстрирует хорошие характеристики прочности и прозрачности, обеспечивая высокую деформацию перед разрушением и хорошую прочность на разрыв.

Конечно-элементная модель панель лобового стекла, где каждый слой моделируется сплошными восьмиузловыми элементами с учетом кривизны лобового стекла. Используются стандартные литературные характеристики полимерного материала.

Ниже приводятся результаты численного исследования ударного динамического процесса и напряженно-деформированного состояния (НДС) лобового стекла. С использованием комплекса программы конечных элементов ANSYS LS-DYNA было выполнено численное моделирование, чтобы оценить способность конструкции лобового стекла безопасно и эффективно поглощать энергию удара птицы в соответствии со спецификациями сертификации стандартов EASA и др.

Для моделирования птицы используется подход SPH. Модель птицы имеет плотность 950 кг/м^3 и пористость 10%, т.е. состоит из 90% воды и 10% воздуха. Она

ударяется о лобовое стекло со скоростью 158 м/с и с массой 1,8 кг, как того требуют международные стандарты сертификации.

С учетом выбранного метода моделирования для птицы использовалась идеализация гидродинамического материала. В частности, были использованы определяющее соотношение напряжения и деформации материала и уравнение состояния для зависимости давления от объема.

На Рисунке 3.1. показано положение точки удара птицы по панели лобового стекла кабины самолета.

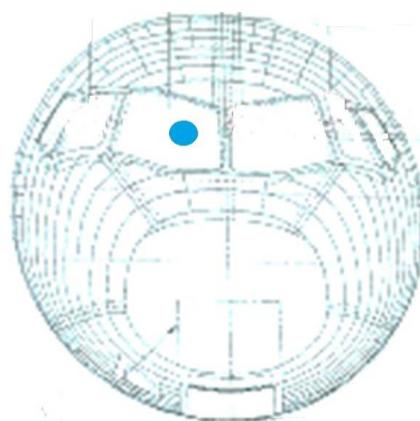


Рисунок 3.1 – Положение точки удара птицы по панели лобового стекла кабины самолета

Окантовка лобового стекла распределена по всему периметру. Такое граничное условие было смоделировано путем фиксации каждой поступательной и вращательной степени свободы окружающего контура (зажатое состояние). На Рисунке 3.2 показана конечно-элементная модель панели лобового стекла и положение птицы в начале процесса удара, $\tau = 1$ мс (Рисунок 3.2,*а*) и в процесса удара, $\tau = 5$ мс (Рисунок 3.2,*б*).

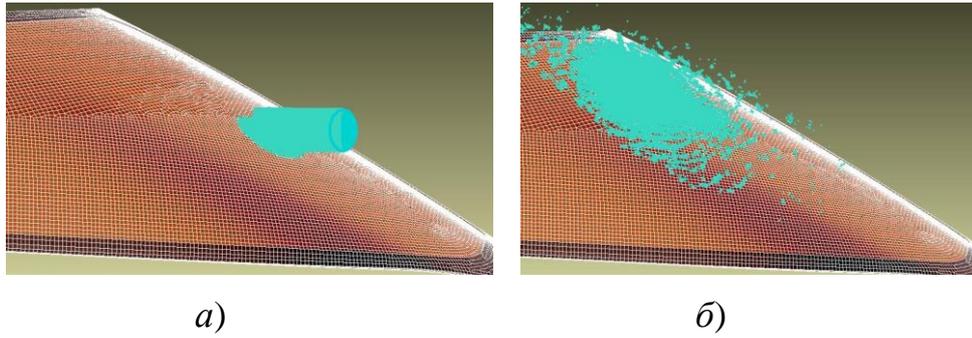


Рисунок 3.2 – Лобовое стекло и положение птицы в моменты времени:

а) $\tau = 1$ мс, б) $\tau = 5$ мс

На Рисунках 3.3, 3.4 и 3.5 показаны результаты расчета напряженно-деформированного состояния в точке удара птицы по панели лобового стекла: распределение напряжений в момент времени $\tau = 1.5$ мс (Рисунок 3.3), изменение перемещений (Рисунок 3.4) и напряжений в наружном и среднем слое силикатного стекла (Рисунок 3.5). В точке удара птицы по лобовому стеклу (рис. 3.3) запас прочности имеет величину $\eta = \sigma_{\text{доп}} / \sigma_{\text{max}} = 370 / 150 = 2.47$.

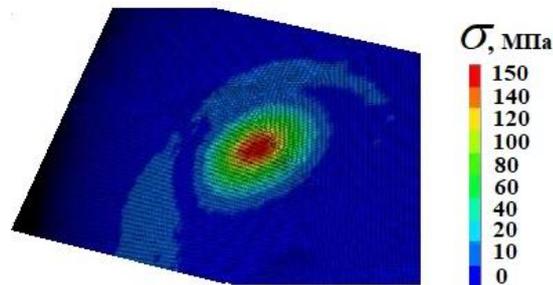


Рисунок 3.3. Распределение напряжений $\sigma_{\text{экв}}$ в точке удара птицы на поверхности лобового стекла

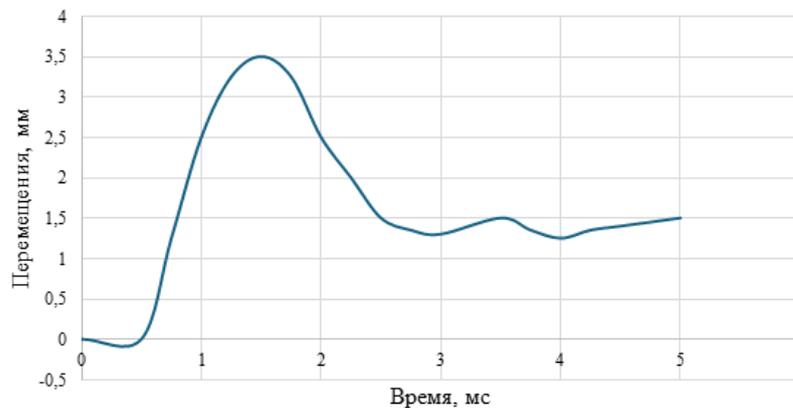


Рисунок 3.4 – Изменение перемещений в лобовом стекле

в зависимости от времени

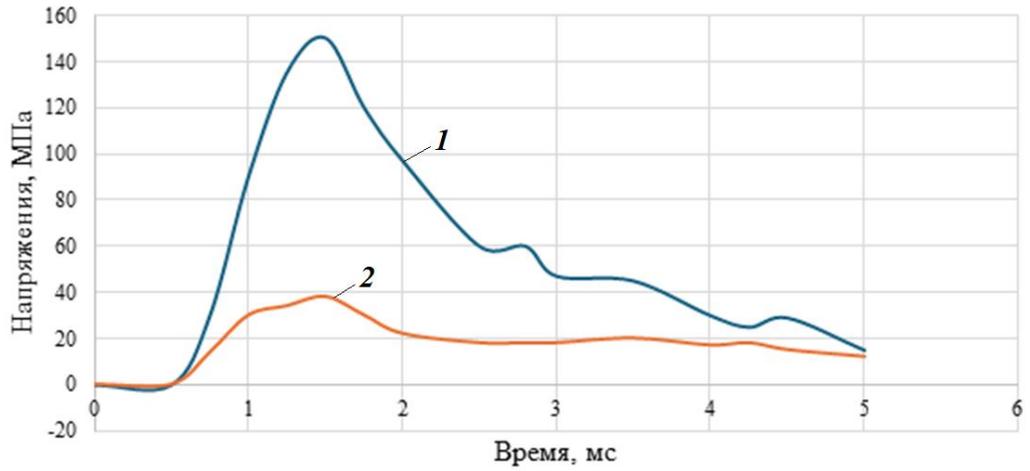


Рисунок 3.5 – Изменение напряжений ($\sigma_{\text{экв}}$) лобового стекла в зависимости от времени: 1 – наружный слой силикатного стекла, 2 – средний слой силикатного стекла

Результаты расчета изменения кинетической энергии птицы при соударении с лобовым стеклом представлены на Рисунке 3.6.

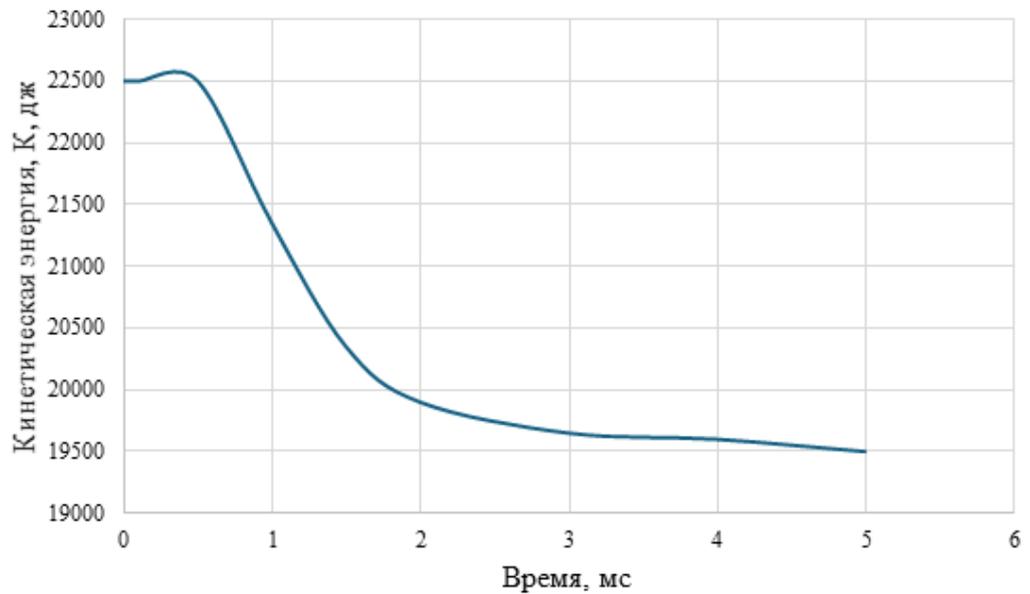


Рисунок 3.6 – Изменение кинетической энергии лобового стекла в зависимости от времени

Результаты экспериментальных исследований лобового стекла самолета на птицестойкость на специальном стенде с пневматической пушкой с указанными выше параметрами массы и скорости птицы подтвердили результаты расчетного моделирования. После проведенных испытаний повреждений лобового стекла не обнаружено. Расчетное моделирование также позволило расширить полученную информацию об указанном ударном динамическом процессе при испытаниях лобового стекла самолета на птицестойкость.

Энергия, передаваемая изогнутой панели во время удара, сильно зависит от угла удара, и для того, чтобы спроектировать конструкцию, способную безопасно поглощать энергию удара, возникающую во время удара птицы, предпочтительно иметь конструкцию лобового стекла с меньшим углом удара, например, 30 или 45°. Это справедливо для всех конфигураций кривизны лобового стекла и для каждой компоновки. Численное моделирование дало интересный результат. Последняя временная диаграмма показана на Рисунке 3.6 напоминает еще один ключевой аспект взаимодействия лобового стекла при столкновении с птицей. Фактически это показывает, что кинетическая энергия птицы в конце моделирования ударного динамического процесса остается значительной в процентах от энергии до удара. В данном конкретном случае только 13 % энергии удара птицы передается лобовому стеклу, а большая часть рассеивается в других формах энергии, таких как тепло, упругость, энергия скольжения и так далее. В основном это является следствием угла удара птицы и двойной кривизны лобового стекла, что приводит к желаемым конструктивным параметрам, позволяющим избежать проникновения птицы и фрагментации стекла.

На Рисунке 3.7 показана схема расположения поверхности лобового стекла и вектора скорости птицы при ее ударе по лобовому стеклу.

Были проведены дополнительные расчеты и на Рисунке 3.8 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 и с одинаковой скоростью 158 м/с. Под углом удара птицы принят угол

между вектором скорости движения птицы и горизонтальной плоскостью (Рисунок 3.7).

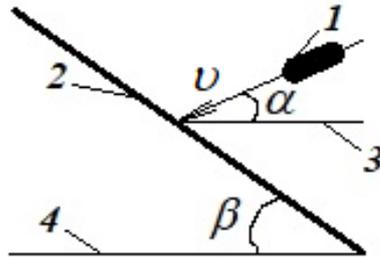


Рисунок 3.7 – Схема положения лобового стекла и вектора скорости птицы при ее ударе по лобовому стеклу: 1 – птица, 2 – поверхность лобового стекла, 3 – горизонтальная плоскость, 4 – горизонтальная плоскость, v – скорость птицы 1, α – угол между вектором скорости v птицы 1 и горизонтальной плоскостью 3, β – угол между поверхностью лобового стекла 2 и горизонтальной плоскостью 4

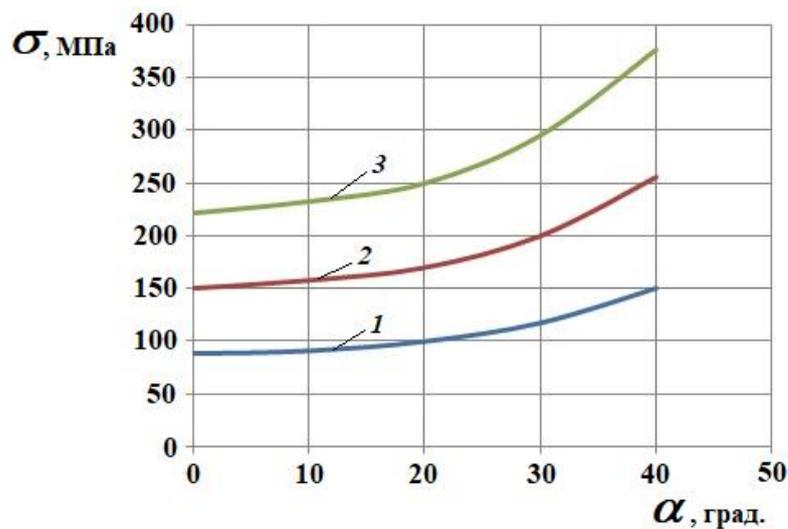


Рисунок 3.8 – Кривые напряжений $\sigma_{экв}$ на поверхности лобового стекла в области удара птицы со скоростью 158 м/с в зависимости от углов удара птиц с разной массой: 1 – 1 кг, 2 – 1.8 кг, 3 – 2.5 кг

Анализ кривых напряжений на Рисунке 3.8 показывает, что с ростом угла удара птиц разной массы напряжения на поверхности лобового стекла возрастают, т.к. угол вектора скорости птицы приближается к углу нормали к поверхности лобового стекла. При этом указанные напряжения меньше предела прочности

лобового стекла 370 МПа, что дополнительно подтверждает надежность лобового стекла для обеспечения безопасности полетов. Кривая 2 на Рисунке 3.8 характеризуется зависимостью

$$\sigma = 0.0568\alpha^2 - 0.9923\alpha + 150.9. \quad (3.1)$$

На основе расчетных исследований получена также зависимость (Рисунок 3.9) 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.

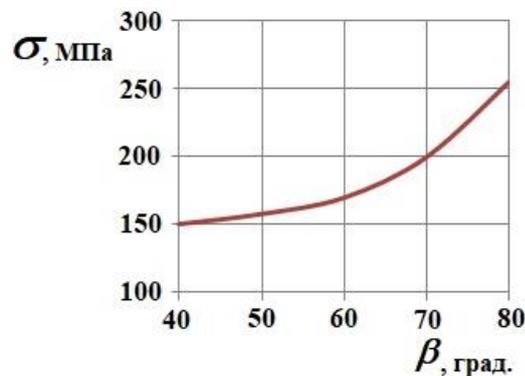


Рисунок 3.9 – Зависимость напряжения $\sigma_{\text{экв}}$ на поверхности лобового стекла от угла его наклона при ударе птицей, летящей с горизонтальной скоростью

На Рисунке 3.9 зависимость напряжения на поверхности лобового стекла от угла его наклона при ударе птицей определяется формулой

$$\sigma = 0.08\beta^2 - 7.12\beta + 308.21. \quad (3.2)$$

Полученные результаты расчетов (Рисунок 3.8 и Рисунок 3.9) и формулы (3.1 и 3.2) можно использовать при проектировании конструкции лобового стекла. При этом необходимо также учитывать, что напряжения на поверхности лобового стекла при ударе птицей, летящей с горизонтальной скоростью (Рисунок 3.9) начинают резко возрастать при увеличении угла его наклона после 60 градусов.

На основе результатов численных расчетов также получена кривая напряжений на поверхности лобового стекла в заданной точке удара птицей,

летающей в горизонтальном направлении, в зависимости от разных скоростей полета, которая представлена на Рисунке 3.10 и определяется формулой

$$\sigma = 0.058v^{2.0077} . \quad (3.3)$$

На этом же графике (Рисунок 3.10) показаны также экспериментальные данные (точки). Сравнение расчетных и экспериментальных данных показывает, что указанные данные согласуются с погрешностью, не превышающей 10 %.

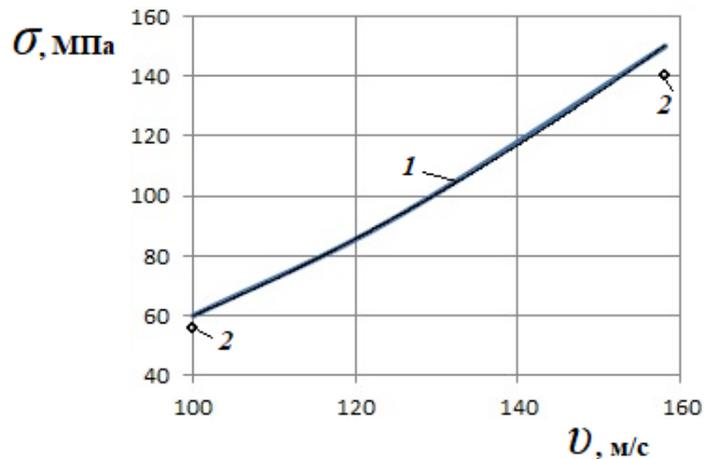


Рисунок 3.10 –Зависимость напряжения на поверхности лобового стекла:

1 – расчетная кривая, 2 – экспериментальные данные

3.2 Расчетные исследования птицестойкости предкрылка крыла самолета

Для конструкций крыльев в настоящее время применяются алюминиевые сплавы, угле- и стеклопластики. При этом алюминиевые сплавы и углепластики применяются преимущественно на больших самолетах. Для малых самолетов более характерным является стеклопластик - в силу его технологичности и дешевизны при достаточно высокой прочности. Свойства этих материалов приведены в справочной литературе. В некоторых случаях используются комбинированные материалы. Так, в работе [78, 100 и др.] обсуждается слоистый материал из алюминия и стекловолокна, отличающийся высоким сопротивлением распространению трещин. Обсуждаются также различные слоистые (сэндвич-)

конструкции для сопротивления удару на основе алюминиевых пен, 3-мерных композитов и т.п. [51 и др.], но они слишком дороги для применения в конструкциях малых самолетов.

При высоких скоростях, характерных для самолетов с газотурбинными двигателями на режимах взлета, посадки и на крейсерских режимах для задачи моделирования попадания птицы в элементы ЛА основную роль играет масса птицы. В этом случае птицу также моделируют набором отдельных слабо связанных частиц с использованием метода SPH, что позволяет корректно описать ее разрушение и воздействие птицы на детали самолета.

При натурном моделировании в подготовительных экспериментах часто используют не тушки реальных птиц, а желатиновые модели. Например, в работе [132] авторы использовали пористый желатин с различной пористостью (0%, 10%, 15%) с начальной плотностью 930 кг/м^3 . Это позволяет повысить стабильность результатов подготовительных экспериментов. В качестве формы такой «птицы» обычно принимается простейшая цилиндрическая форма или цилиндр с полусферическими концами [16, 98, 132].

Моделирование удара птицы по конструкции элемента 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 [132]. 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 связаны 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 [77], либо более эффективные бессеточные методы, например, SPH [77, 132].

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

Выполненный обзор [51, 52, 64, 66, 74-78, 90, 100, 120, 132] показал, что существующие работы по птицестойкости ориентированы прежде всего на самолеты, летящие со скоростями 80-180 м/с (посадочная скорость пассажирских самолетов с газотурбинными двигателями) и выше.

Разработанная методика расчета предкрылка на птицестойкость содержит задание механических свойств и геометрии предкрылка и свойств и геометрии птицы. 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 [11], в котором предъявляются высокие требования к качеству сетки. Само построение конечно-элементной сетки проводилось с помощью препроцессора пакета ANSYS и на Рисунке 3.11 представлена полученная конечно-элементная сетка предкрылка.

Результаты расчета птицестойкости предкрылка передней части крыла самолета приведены: модель птицы с полусферическими торцами перед ударом по предкрылку - на Рисунке 3.12, удар птицы по предкрылку в момент времени $\tau = 1.5$ мс - на Рисунке 3.13, картина перемещений предкрылка в момент удара $\tau = 4$ мс и состояние предкрылка с повреждениями после испытаний - на Рисунке 3.14,

изменение кинетической энергии в зависимости от времени при соударении птицы с предкрылком - на Рисунке 3.15, изменение силы удара птицы по предкрылку в зависимости от времени - на Рисунке 3.16.

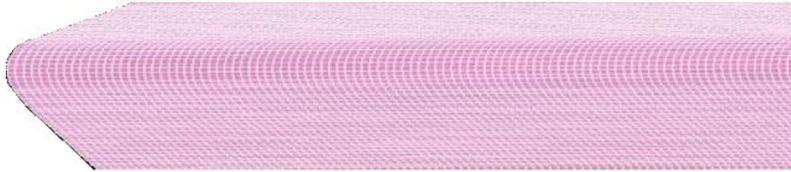


Рисунок 3.11 – Конечно-элементная сетка предкрылка

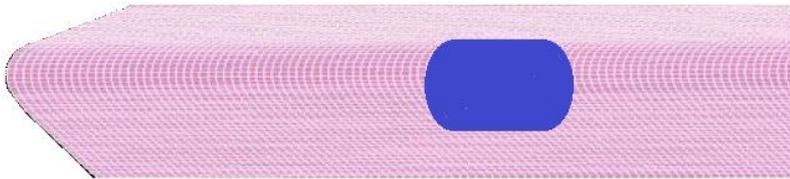


Рисунок 3.12 – Модель птицы перед ударом по предкрылку

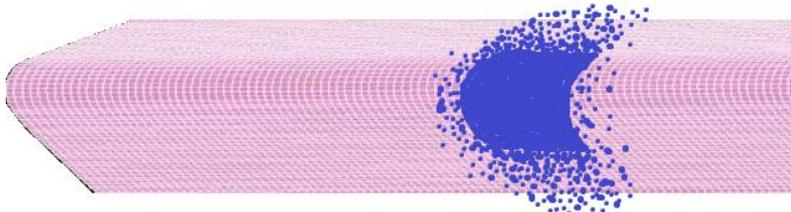


Рисунок 3.13 – Удар птицы по предкрылку ($\tau = 1.5$ мс)

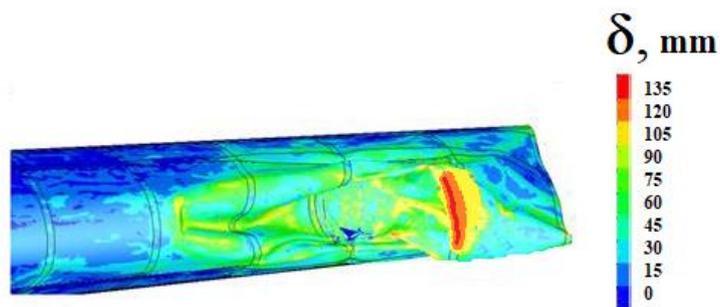


Рисунок 3.14 – Картина перемещений ($\tau = 4$ мс) предкрылка и предкрылок после испытаний

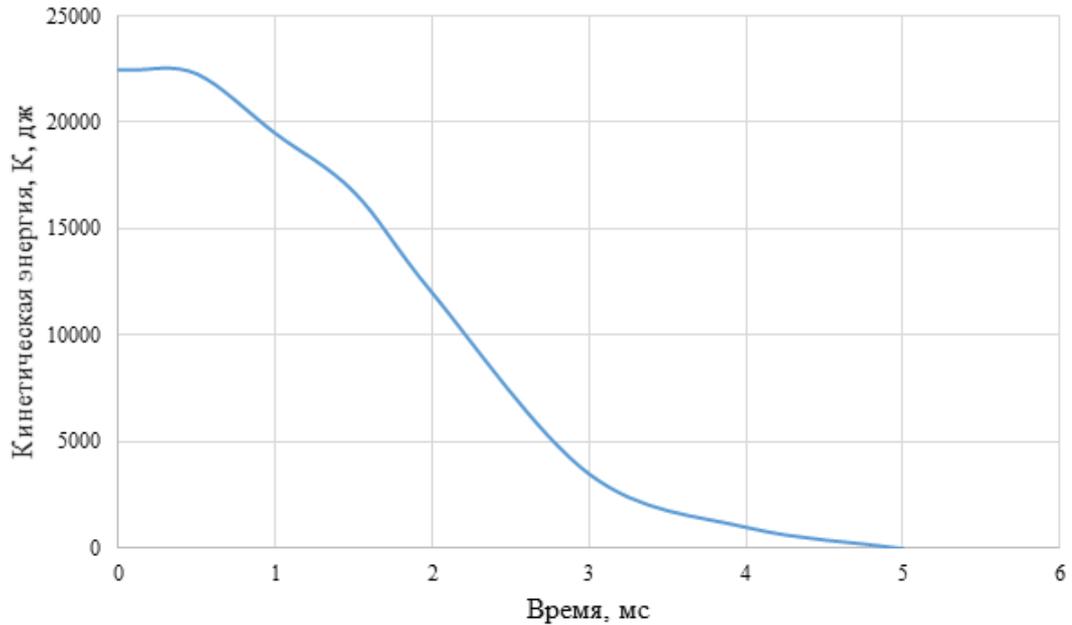


Рисунок 3.15 – Изменение кинетической энергии в зависимости от времени при соударении птицы с предкрылком

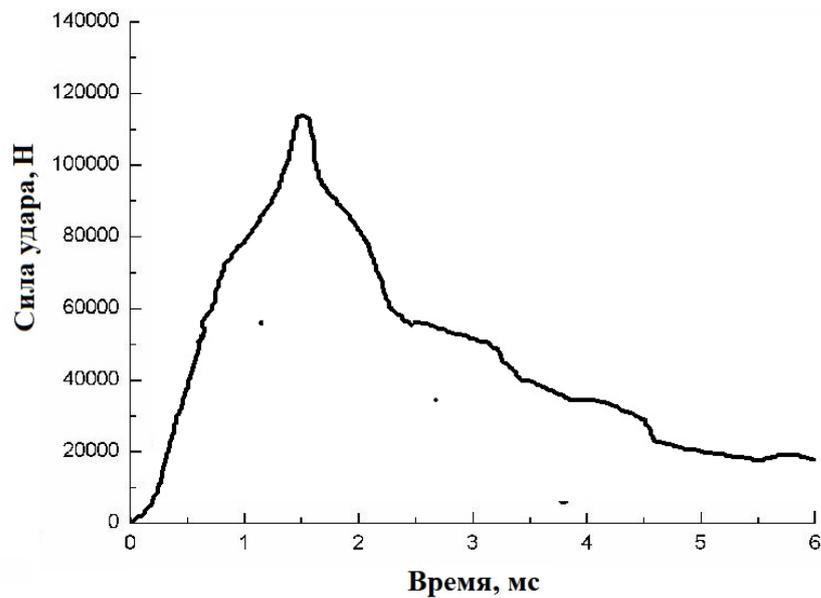


Рисунок 3.16– Изменение силы удара птицы по предкрылку в зависимости от времени

Анализ результатов расчета птицестойкости предкрылка передней части крыла самолета показал, что максимальная величина кинетической энергии составляет 22500 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 Рисунке 3.14 показывает удовлетворительное совпадение.

Интересный новый анализ можно сделать, если сравнить изменение кинетической энергии в зависимости от времени при соударении птицы с лобовым стеклом и предкрылком при одинаковых параметрах птицы: масса птицы 1.8 кг и скорость птицы 158 м/с. На Рисунке 3.17 приведены две кривые указанных изменений кинетической энергии. Из анализа данных Рисунка следует, что максимальная кинетическая энергия (кривая 1 на Рисунке 3.17) в первом случае снижается на 13 % через 5 мс, т.е. 13 % кинетической энергии переходит в лобовое стекло, а во втором случае (кривая 2 на Рисунке 3.17) кинетическая энергия также снижается и полностью на 100 % переходит в предкрылок.

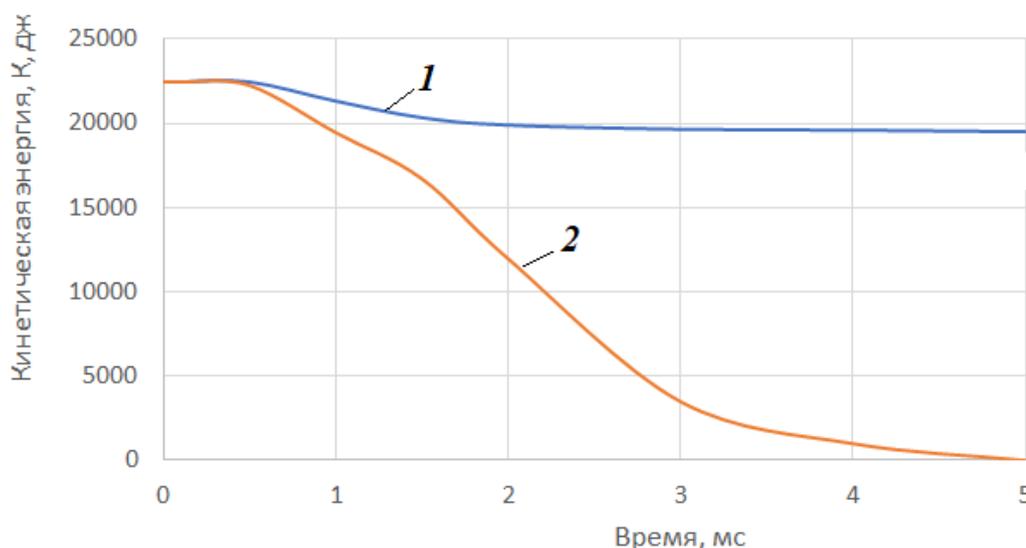


Рисунок 3.17 – Изменение кинетической энергии лобового стекла и предкрылка в зависимости от времени, параметры птицы: масса 1.8 кг, скорость 158 м/с

Также проведены дополнительные расчетные исследования при увеличении толщины предкрылка для тех же параметров массы и скорости птицы и геометрии предкрылка (Рисунок 3.11, Рисунок 3.12). Для толщины 3.2 мм предкрылка получена картина перемещений (Рисунок 3.18).

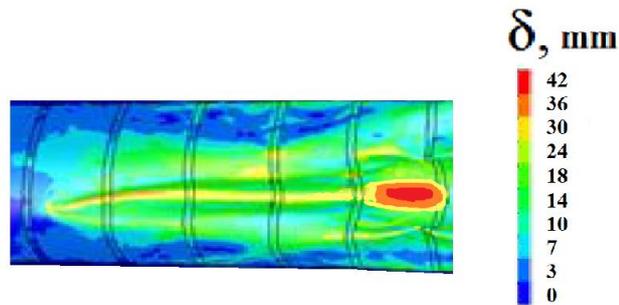


Рисунок 3.18 – Картина перемещений ($\tau = 4$ мс) предкрылка при толщине 3.2 мм обшивки

Анализ дополнительных результатов расчета и Рисунок 3.18 показал, что предкрылок выдержал удар птицы, что является важным результатом для усиления его конструкции. При этом на предкрылке образовалась вмятина (Рисунок 3.18).

В работе [42] приведена формула для определения скорости пробития предкрылка под разными углами удара птицы и имеет следующий вид:

$$v = 82.3\delta^{1/2}m^{-1/3}\cos\alpha^{-1}, \quad (3.4)$$

где v - скорость пробития предкрылка, м/с; δ - толщина обшивки предкрылка, мм; масса птицы, кг; α - угол между вектором скорости полета птицы и горизонтальной плоскостью.

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

$$v = 105.21(\delta - 1)^{0.7436}m^{-1/3}\cos\alpha^{-1}, \quad (3.5)$$

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 (3.4) и (3.5) и результаты расчетов представлены на Рисунке 3.19 для массы 1.8 кг и скорости 158 м/с.

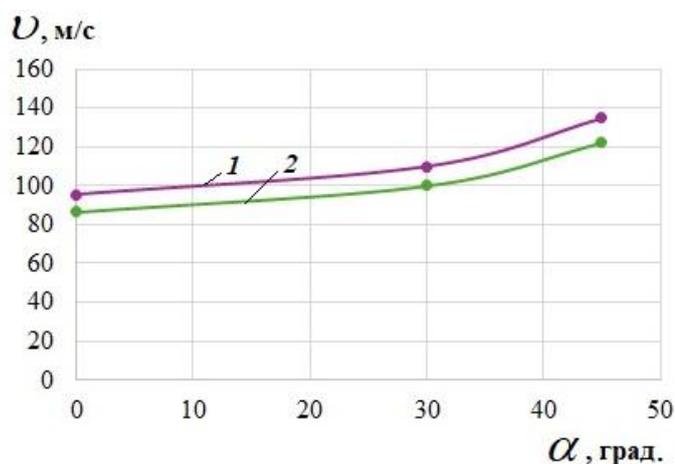


Рисунок 3.19 – Кривые скорости пробития (1) и непробития (2) в зависимости от углов удара птицы

Проведено сравнение результатов расчетов скоростей непробития по предложенной формуле (3.5) для массы 1.8 кг птицы, которая выбрана из условий сертификационных требований, и, например, для других масс 2.5 кг и 3.6 кг также с учетом разных углов удара птицы. Указанное сравнение представлено на Рисунке 3.20.

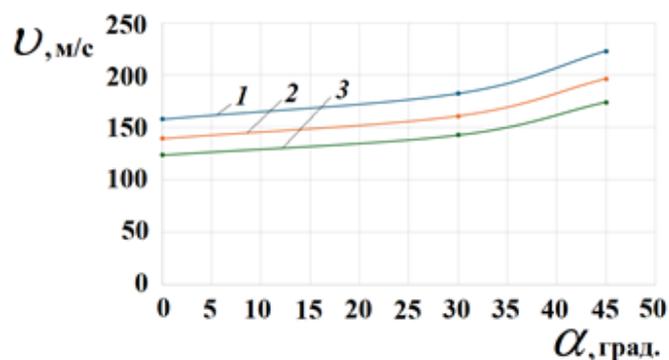


Рисунок 3.20 – Кривые скорости непробития в зависимости от углов удара птицы для массы 1.8 кг (1), массы 2.5 кг (2) и 3.6 кг (3)

С использованием формулы (3.5) также можно оценена величина толщины предкрылка для усиления его конструкции при заданных параметрах массы и скорости птицы. На Рисунке 3.21 представлена кривая скорости непробития птицы в зависимости от толщины обшивки предкрылка (при массе 1.8 кг). Из анализа

данных на рис. 3.21 для скорости 158 м/с и массы 1.8 кг птицы можно выбрать увеличенную толщину 3.2 мм обшивки предкрылка, что соответствует предыдущим полученным результатам дополнительных расчетных исследований (Рисунок 3.18). По формуле (3.4) получаются завышенные значения толщины (более 5 мм) обшивки предкрылка.

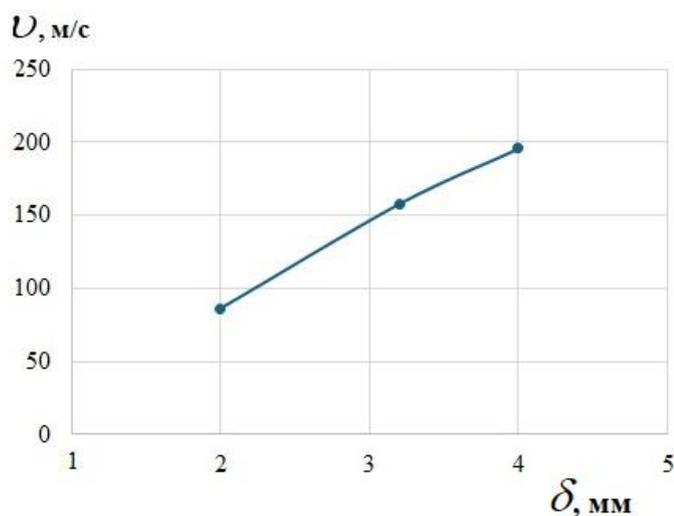


Рисунок 3.21 – Кривая скорости непробития в зависимости от толщины обшивки предкрылка

3.3 Расчетные исследования птицестойкости вращающихся лопаток вентилятора

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 на эксплуатацию, связанных с необходимостью выполнения восстановительного ремонта поврежденного летательного аппарата. При таком столкновении высок риск деформации лопаток вентилятора и различных ступеней компрессора, так же возможен обрыв лопаток с повреждением газовой воздушного тракта и последующих ступеней, помпаж двигателя с последующим отказом [1, 2, 11, 12, 15, 20, 39, 53]. Испытания и исследования по забросу птиц призваны решить задачи, относящиеся

к проблеме птицестойкости деталей авиационных силовых установок: обосновать расчетную модель тела птицы, разрушающегося при ударе по твердой преграде, и обосновать применение методов компьютерного расчета для анализа соударения разрушающейся птицы с лопатками или другими твердыми преградами. Под твердыми понимаются преграды (детали), которые при ударе деформируются существенно слабее, чем птицы.

Известны многие универсальные программные комплексы (Nastran, ANSYS, LS-DYNA и др.) конечно-элементного анализа конструкций и многофазных систем, имеющих возможности расчета нестационарных динамических и переходных процессов, которые могут использоваться для расчета птицестойкости. Наличие в таких пакетах обширных банков данных по моделям материалов и методам вычислений, а также развитых компьютерных средств введения исходной информации и наглядного представления результатов расчета делает эти комплексы удобными для практического применения. Возникает актуальная задача соединения полученных пользователями более или менее достоверных экспериментальных характеристик тела птицы с имеющимися в программных пакетах или специальной литературе моделями материалов и расчетными процедурами многофазных систем. Необходимо принять модель птицы как мягкого разрушающегося при ударе тела, и другие вопросы, относящиеся к компьютерному моделированию ударного взаимодействия птиц с твердыми поверхностями деталей. Наличие в теле птицы большого количества жидкости приводит к тому, что усредненная по объему тела плотность мало отличается от плотности воды и это можно использовать в расчетном моделировании. Процесс соударения птицы или ее имитатора с преградой рассматривается как единичный удар из начального ненагруженного состояния движущейся птицы, позволяющий описать ее разрушение и разлет фрагментов. Низкая прочность тела птицы как единого целого, по сравнению с прочностью деталей двигателя, приводит к тому, что тело птицы в расчетах на удар можно считать полностью разрушающимся, точнее полностью распадающимся на отдельные части. Результаты расчетов могут быть распространены на расчеты вращающегося колеса вентилятора, когда птица

последовательно разрезается лопатками на отдельные части, которые до удара продолжают начальное движение. Возможные дальнейшие столкновения останков птицы и фрагментов лопаток при этом обычно рассчитываются по тем же моделям, что и удар целой птицы.

Для учета значительного изменения геометрии птицы и лопатки вентилятора при их повреждениях от соударения и тем более при разрушениях целесообразно использовать бессеточные методы расчета. Из разных подходов к построению таких моделей наиболее успешным оказался метод сглаженных частиц, особенно его вариант, относящийся к задачам гидродинамики, который получил несколько условное название метода сглаженных частиц гидродинамики SPH (smooth particles hydrodynamics). Развитие этого метода показало, что он применим не только к гидродинамике, но и к другим проблемам, в том числе к задачам соударения и разрушения твердых деформируемых тел [34, 74, 77, 79, 100, 118, 125, 135].

В разработанной методике расчета используются метод SPH для модели птицы и конечно-элементное моделирование процесса удара птицы с лопатками вентилятора в программном комплексе LS DYNA. В указанной методике учитывается процесс удара птицы по вращающимся лопаткам рабочего колеса вентилятора. Методика учитывает следующие условия вращения рабочего колеса, которые влияют на птицестойкость лопаток: относительная скорость удара птицы по лопатке и ее направление меняются в зависимости от окружной скорости колеса и ее отношения к осевой скорости попадания птицы; натяжение пера лопатки центробежными силами повышает ее жесткость, особенно в верхних сечениях, что приводит к уменьшению как максимальных прогибов во время удара, так и остаточных прогибов; компоненты напряжений от центробежных сил алгебраически суммируются с динамическими напряжениями от удара, что влияет на уровень максимальных напряжений и на появление трещин в наиболее напряженных зонах пера лопатки; после появления трещины центробежные силы способствуют отрыву фрагментов пера лопатки, траектории оторвавшихся в этот момент кусков отличаются от траекторий кусков, оторвавшихся при ударе без вращения; при попадании во вращающееся рабочее колесо птица взаимодействует

с несколькими последовательно стоящими лопатками, захватывая область колеса, превосходящую собственные размеры птицы. Кроме того, в данной методике выполняются принципы учета в общем расчетном алгоритме удара контактной задачи в виде меняющихся граничных условий. Учет изменений условий удара осуществляется на каждом расчетном шаге путем последовательных приближений в конечно-элементном анализе.

С использованием разработанной методики получены следующие результаты расчета. Предварительные результаты статического расчета распределения механических напряжений от центробежных сил перед ударом показывают, что верхняя часть и почти вся область у входной кромки лопатки вентилятора СУ статически мало нагружены (Рисунок 3.22).

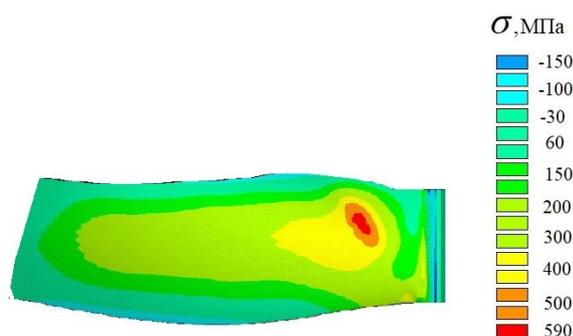


Рисунок 3.22 – Распределение напряжений $\sigma_{\text{экв}}$ во вращающейся лопатке вентилятора под воздействием центробежных сил

При принятом в расчете направлении удара с учетом отношения скоростей птицы и колеса вентилятора тело птицы вначале разрезается входной кромкой лопатки почти пополам. Под давлением действующей на корыто пера соответствующей половины тела птицы очень тонкий верхний конец пера лопатки резко отгибается в сторону спинки, и тогда вся верхняя часть корыта пера подвергается давлению обеих половин птицы, что приводит к сильному деформированию верхней части пера у входной кромки. В дальнейшем надорванный уголок под действием центробежных сил отрывается от лопатки.

Далее сравниваются результаты расчета при ударе птицы по вращающейся (Рисунок 3.23) и не вращающейся (Рисунок 3.24) лопатке вентилятора. В результате удара все перо не вращающейся лопатки изогнулось гораздо сильнее, чем при вращении, и область высоких напряжений распространилась до корневой области лопатки (Рисунок 3.23). Это связано с тем, что после удара под действием сил упругости лопатка несколько распрямилась, но общие деформации пера остались значительными. При сравнении видно, что напряжения от растягивающих центробежных сил тонкой верхней части вращающейся лопатки препятствует ее значительному деформированию. Максимальные суммарные напряжения от центробежных сил и удара больше, чем только от удара в не вращающейся лопатке (Рисунок 3.23). Значительная пластичность материала лопатки и податливость верхней половины пера привели к сильному различию деформаций и последствий удара по исследуемой вращающейся и не вращающейся лопаткам. Но даже в этом случае расчеты подтвердили прочность нижней части лопатки.

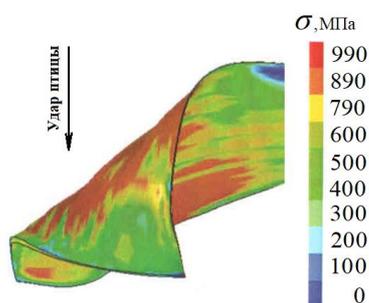


Рисунок 3.23 – Напряжения $\sigma_{\text{ЭКВ}}$ во вращающейся лопатке (верхняя часть) вентилятора при соударении с птицей

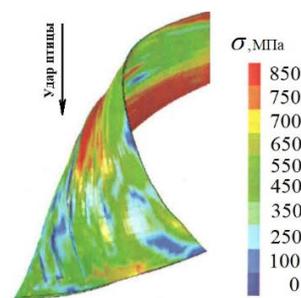


Рисунок 3.24 – Напряжения $\sigma_{\text{ЭКВ}}$ в не вращающейся лопатке (верхняя часть) вентилятора при соударении с птицей

На Рисунке 3.25 представлены результаты расчета – напряженного состояния лопаток вращающегося колеса вентилятора при соударении с птицей. На Рисунке 3.25 также видны фрагменты птицы и отгибы и деформации кромок лопаток после удара птицы.

При сравнении расчетных и экспериментальных результатов исследований на птицестойкость колеса вентилятора получено, что количество поврежденных лопаток в расчете и эксперименте совпало.

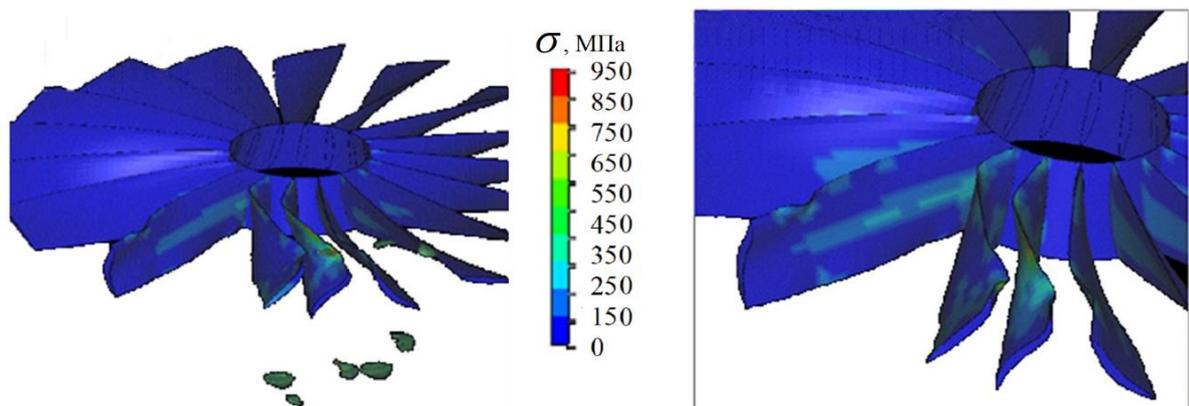


Рисунок 3.25 – Напряженное состояние ($\sigma_{\text{экв}}$) лопаток вентилятора при соударении с птицей

Предложены расчетно-экспериментальная кривая (Рисунок 3.25) и формула для определения количества лопаток N с повреждениями в зависимости от скорости птицы и параметров рабочего колеса вентилятора:

$$N = k(\omega R_n / v) , \quad (3.6)$$

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

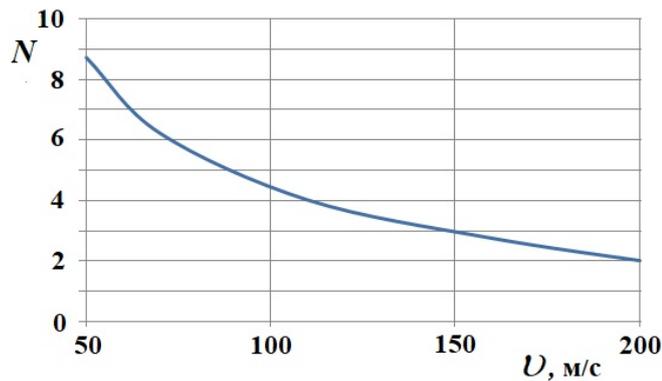


Рисунок 3.26 – Кривая количества лопаток с повреждениями от скорости птицы

3.4 Заключение по Главе 3

В расчетных исследованиях использовались разработанные методики численного подхода к исследованию проблемы столкновения с птицами для проектирования и проверки лобового стекла и предкрылка самолета, защищающих от птиц. Было подтверждено, что подход SPH является наиболее подходящим и осуществимым методом моделирования ударного динамического процесса столкновения с птицей на высокой скорости.

Модель SPH птицы и конечно-элементные модели были разработаны с помощью программного обеспечения комплекса ANSYS LS DYNA.

Получены результаты численного моделирования ударного динамического процесса и напряженно-деформированного состояния лобового стекла. Анализ распределений НДС лобового стекла показал, что максимальные напряжения наблюдаются в первые моменты времени 1-2 мсек ударного динамического процесса. Результаты, полученные путем численного моделирования указанного динамического процесса, подтверждают способность стекла выдерживать удар птицы с учетом своих свойств материала и геометрических характеристик (малые углы удара и двойная кривизна), что позволяет птице скользить вдоль лобового стекла и тем самым снизить передающуюся ему кинетическую энергию. По результатам расчетного моделирования лобовое стекло выдержало удар птицы, а предкрылок был пробит птицей.

Проведен новый анализ сравнения изменений кинетической энергии в зависимости от времени при соударении птицы с лобовым стеклом и предкрылком при одинаковых параметрах птицы: масса птицы 1.8 кг и скорость птицы 158 м/с. В частности, получено, что максимальная кинетическая энергия в первом случае снижается на 13 %, т.е. 13 % кинетической энергии переходит в лобовое стекло, а во втором случае кинетическая энергия также снижается, но полностью переходит в предкрылок.

Получена зависимость напряжения на поверхности лобового стекла самолета от углов его наклона при ударе птицы. Сравнение расчетных и экспериментальных данных по напряжениям в области удара птицы по лобовому стеклу показывает, что указанные данные согласуются с погрешностью, не более 10 %.

Предложена формула для определения скорости непробития предкрылка самолета.

Приведены также результаты дополнительных расчетных исследований при увеличении толщины обшивки предкрылка от 2 мм до 3.2 мм, которые показали, что предкрылок при толщине обшивки 3.2 мм выдержал удар птицы, что является важным результатом для улучшения проектирования и усиления конструкции предкрылка и повышения безопасности полетов.

Предложена формула для определения скоростей непробития обшивки предкрылка в зависимости от углов удара и массы птицы и толщины обшивки. Получены результаты сравнения кривых скорости непробития по предложенной формуле и по формуле (3.1) [42] 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 получена толщина 3.2 мм, а по формуле [42] – завышенное значение толщины (более 5 мм).

Представлены результаты расчета напряженно-деформированного состояния лопаток вращающегося колеса вентилятора при соударении с птицей.

Одним из важных выводов этой работы стали полученные результаты и рекомендации, которые можно использовать для проектирования и проверки

конструкций лобового стекла и предкрылка самолета и вращающихся лопаток рабочего колеса вентилятора силовой установки на птицестойкость, соответствующих требованиям правил летной годности.

Приведены результаты расчета напряженного состояния не вращающихся и вращающихся лопаток, а также вращающегося колеса вентилятора при соударении с птицей. При сравнении расчетных и экспериментальных результатов исследований на птицестойкость колеса вентилятора получено, что количество поврежденных лопаток в расчете и эксперименте совпало. Предложены расчетно-экспериментальная кривая и формула для определения количества лопаток с повреждениями в зависимости от скорости птицы и параметров рабочего колеса вентилятора.

ГЛАВА 4 МЕТОДИКИ РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ЭЛЕМЕНТОВ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ НА ПТИЦЕСТОЙКОСТЬ С УЧЕТОМ УДАРНЫХ ДИНАМИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ

4.1 Методика расчета напряженно-деформированного состояния деталей и исследований ударного динамического процесса лопаток вентилятора при имитации удара с птицей

4.1.1 Методика расчета напряженно-деформированного состояния деталей

4.1.1.1 Плоская задача теории упругости

При решении плоской задачи теории упругости с использованием метода конечных элементов использован треугольный элемент. В качестве переменных в узлах выбираются перемещения «U» и «V» вдоль осей координат. При этом использовались следующие зависимости:

$$\begin{aligned}\sigma_x &= \frac{E}{1-\nu^2} \varepsilon_x^* + \frac{E\nu}{1-\nu^2} \varepsilon_y^*; \quad \varepsilon_x^* = \varepsilon_x - \alpha T; \quad \varepsilon_x = \frac{\partial U}{\partial x}; \\ \sigma_y &= \frac{E\nu}{1-\nu^2} \varepsilon_x^* + \frac{E}{1-\nu^2} \varepsilon_y^*; \quad \varepsilon_y^* = \varepsilon_y - \alpha T; \quad \varepsilon_y = \frac{\partial U}{\partial y}; \\ \tau_x &= \frac{E}{2(1+\nu)} \gamma_{xy}; \quad \gamma_{xy} = \frac{\partial U}{\partial y} + \frac{\partial V}{\partial x},\end{aligned}\tag{4.1}$$

где $\sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy}$ – напряжения; $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \gamma_{xy}$ – деформации, E – модуль Юнга, ν – коэффициент Пуассона; U, V – перемещения; α – коэффициент линейного расширения; $T = (T_{тек} - T_{нал})$ – разность температур между текущим состоянием и исходным.

Тогда потенциальная энергия формулируется следующим образом.

$$\Pi = \iint_S \frac{h(x, y)}{2} (\sigma_x \varepsilon_x^* + \sigma_y \varepsilon_y^* + \tau_{xy} \gamma_{xy}^*) - \iint_S (q(x, y)U + P(x, y)V) dx dy$$

$$\Pi = \iint_S \frac{Eh(x, y)}{4(1-\nu^2)} (2\varepsilon_x^{*2} + 4\nu\varepsilon_x^* \varepsilon_y^* + 2\varepsilon_y^{*2} + (1-\nu)\gamma_{xy}^2) dx dy - \iint_S (q(x, y)U + P(x, y)V) dx dy, \quad (4.2)$$

где $h(x, y)$ – толщина; $q(x, y)$, $P(x, y)$ – поверхностные нагрузки.

Функция формы для перемещений в элементе следующие:

$$U = \sum_{i=1}^3 L_i U_i,$$

$$V = \sum_{i=1}^3 L_i V_i,$$

где U_i , V_i – перемещения в узлах треугольника; $L_i - L$ – координаты ($L_i = L_i(x, y)$), L – координаты представлены в работе [9].

Толщина, нагрузки и температура в пределах элемента меняются аналогичным образом:

$$h(x, y) = \sum_{i=1}^3 h_i L_i, \quad P(x, y) = \sum_{i=1}^3 P_i L_i, \quad T(x, y) = \sum_{i=1}^3 T_i L_i, \quad q(x, y) = \sum_{i=1}^3 q_i L_i, \quad (4.3)$$

где h_i – значения толщин в узлах; q_i , P_i – значения поверхностной нагрузки в узлах; T_i – значения температур в узлах.

Упругие константы в пределах элемента считаются постоянными. В самой конструкции температуры, нагрузки, упругие константы считаются переменными и распределенными по определенному закону по конструкции. При задании кинематических граничных условий задаются перемещения U_i, V_i в соответствующих узлах (U_i и V_i вместе либо одна из переменных, причем не обязательно в направлении “x” и “y”, а и в любом другом наклоненном к осям координат. Это достигается путем перехода к локальной системе координат в узлах конечно-элементной сетки.

4.1.1.2 Изгиб пластин

В задаче изгиба основной переменной является W – перемещения вдоль оси Z . Температуры, коэффициенты линейного расширения, Модуль Юнга предполагаются переменными по толщине. Модуль Юнга (E) считается линейным по толщине. Если α – коэффициент линейного расширения, $T = (T_{тек} - T_{нал})$ – разность температур, то предполагается:

$$\alpha T = \alpha_0 T_0 + Z \alpha_1 T_1, \quad (4.4)$$

где α , T_0 , α_1 , T_1 – выражаются через α , T на двух сторонах пластины, Z – координата, направление оси которой перпендикулярно поверхности оболочки.

Эта координата отсчитывается от некоторой нейтральной поверхности, делящей оболочку толщины h на две части с толщинами h_1 и h_2 , где $h_1 + h_2 = h$. Положение нейтральной поверхности определяется из условия:

$$\int_{-h_1}^{h_2} E(Z) dZ = 0. \quad (4.5)$$

Если на нижней поверхности $E = E_1$, на верхней $E = E_2$, то:

$$h_1 = \frac{2E_2 + E_1}{3(E_2 + E_1)} h, \quad h_2 = \frac{2E_1 + E_2}{3(E_2 + E_1)} h. \quad (4.6)$$

Можно ввести обозначения:

$$k_1 = \frac{2E_2 + E_1}{3(E_2 + E_1)}; \quad k_2 = \frac{2E_1 + E_2}{3(E_2 + E_1)}; \quad (k_1 + k_2 = 1), \quad (4.7)$$

Тогда вводится приведенный модуль упругости:

$$E^* = 4(k_1 E_2 + k_2 E_1)(k_2^3 + k_1^3) + 3(E_2 - E_1)(k_2^4 - k_1^4), \quad (4.8)$$

при помощи которого вычисляется цилиндрическая жесткость:

$$D = \frac{E^* h^3}{12(1 - \nu^2)}, \quad (4.9)$$

где ν – коэффициент Пуассона.

В таком случае потенциальная энергия изгиба определяется:

$$\Pi = \iint_S \frac{1}{2} D \left[\left(\frac{\partial^2 W}{\partial x^2} \right)^2 + \left(\frac{\partial^2 W}{\partial y^2} \right)^2 + 2\nu \left(\frac{\partial^2 W}{\partial x^2} \right) \left(\frac{\partial^2 W}{\partial y^2} \right) + 2(1-\nu) \left(\frac{\partial^2 W}{\partial x \partial y} \right)^2 + 2(1+\nu) \alpha_1 T_1 \left(\frac{\partial^2 W}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 W}{\partial y^2} \right) \right] dx dy - \iint_S q(x, y) W dx dy, \quad (4.10)$$

где $q(x, y)$ – поверхностная нагрузка (постоянные члены здесь отброшены).

Деформации и напряжения определяются зависимостями:

$$\begin{aligned} \varepsilon_x^* &= - \left(\frac{\partial^2 W}{\partial x^2} + \alpha_1 T_1 \right) Z, \quad \sigma_x = \frac{E}{1-\nu^2} \varepsilon_x^* + \frac{E\nu}{1-\nu^2} \varepsilon_y^*; \\ \varepsilon_y^* &= - \left(\frac{\partial^2 W}{\partial y^2} + \alpha_1 T_1 \right) Z, \quad \sigma_y = \frac{E\nu}{1-\nu^2} \varepsilon_x^* + \frac{E}{1-\nu^2} \varepsilon_y^*; \\ \varepsilon_x &= - \frac{\partial^2 W}{\partial x^2} Z; \quad \varepsilon_y = - \frac{\partial^2 W}{\partial y^2} Z; \quad \gamma_{xy} = -2 \frac{\partial^2 W}{\partial x \partial y} Z; \quad \tau_{xy} = \frac{E}{2(1+\nu)} \gamma_{xy}, \end{aligned} \quad (4.11)$$

где $\sigma_x, \sigma_y, \tau_{xy}$ – напряжения; $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \gamma_{xy}$ – деформации.

Для решения задачи изгиба, конечный элемент, также как и для плоской задачи теории упругости взят треугольный. В качестве переменных в узлах выбираются величины V_x, V_y, W .

где $V_x = \frac{\partial W}{\partial y}, V_y = -\frac{\partial W}{\partial x}$ – углы поворота поверхности.

Функции формы в элементе для W выбраны:

$$W = N_1 V_{x_1} + N_2 V_{y_1} + N_3 W_1 + N_4 V_{x_2} + N_5 V_{y_2} + N_6 W_2 + N_7 V_{x_3} + N_8 V_{y_3} + N_9 W_3, \quad (4.12)$$

$$N_1 = -y_{12} \left(L_1^2 L_2 + \frac{1}{2} L_1 L_2 L_3 \right) + y_{31} \left(L_1^2 L_3 + \frac{1}{2} L_1 L_2 L_3 \right),$$

$$N_2 = -x_{21} \left(L_1^2 L_2 + \frac{1}{2} L_1 L_2 L_3 \right) + x_{13} \left(L_1^2 L_3 + \frac{1}{2} L_1 L_2 L_3 \right),$$

$$N_3 = L_1 (1 + L_1 L_2 + L_1 L_3 - L_2^2 - L_3^2),$$

$N_4, N_5, N_6, N_7, N_8, N_9$ – получаются далее циклической перестановкой 1, 2, 3. Здесь $y_{ij} = y'_i - y'_j$, $x_{ij} = x'_i - x'_j$, $L_i - L$ – координаты [9].

Толщина, нагрузка, перепад температур, упругие константы (E_1, E_2, V) распределяются по элементу и по подконструкции также как и для случая плоской задачи теории упругости. При задании кинематических граничных условий задаются угловые и линейные перемещения V_{x_i}, V_{y_i}, W_i в соответствующих узлах (либо все переменные, либо две или одна). Перемещения V_{x_i}, V_{y_i} можно задавать не обязательно в направлениях x и y . Это также достигается путем перехода к локальной системе координат.

4.1.1.3 Методика расчета напряженно-деформированного состояния деталей в форме оболочек

Методика расчета напряженно-деформированного состояния деталей (лопаток турбомашин) в форме оболочек с использованием метода конечных элементов разработана и реализована на основе алгоритма в конечно-элементной программе Lag Shell [4].

В соответствии с соображениями, изложенными в [4, 9] в указанном алгоритме для расчета оболочек применен плоский элемент. Форма элемента треугольная. Таким образом, возникает необходимость представления оболочки в виде совокупности таких конечных треугольных элементов. Реализация такого представления в автоматическом режим рассмотрена в [9].

В качестве узловых переменных взяты три составляющих вектора перемещений и три составляющих вектора углов поворота в каждом узле. В ряде узлов или часть этих переменных или все определяются из кинематических граничных условий (причем переменные можно задавать не обязательно в направлениях осей координат x, y, z , а в любых направлениях, заданных относительно этих осей).

Согласно общей методологии конечных элементов необходимо получать матрицу жесткости и вектор нагрузочных членов для произвольно расположенного в пространстве треугольного конечного элемента. После решения задачи, по заданным переменным в узлах элемента вычисляются напряжения. Для получения матрицы жесткости и вектора нагрузочных членов элемента, а также вычисления направлений удобно перейти в локальную систему координат (x', y', z') , такую, что плоскость элемента совпадает с плоскостью (x', y') . Преобразование матрицы жесткости и вектора нагрузочных членов при переходе из одной системы координат в другую изложено в [9].

При рассмотрении элемента в системе координат (x', y', z') задача распадается на изгибную и мембранную. При этом в отличие от работы, в мембранной задаче по физической соображениям предполагается наличие углов поворота в плоскости (x', y') в узлах элемента и соответствующих им моментов (m_z – составляющая силового фактора соответствующего повороту в узле вокруг оси z'). Для изгибной задачи перемещения представляются, как для задачи изгиба. Для мембранной задачи основные перемещения относительно осей x' и y' – U и V .

Основные переменные в элементе для мембранной задачи следующие:

$$U_1, U_2, U_3, V_1, V_2, V_3, \delta'_{z_1}, \delta'_{z_2}, \delta'_{z_3}.$$

Тогда перемещения представляются в виде:

$$\begin{aligned}
U = & U_1 \left(L_1 - \frac{x_{23}}{2c} M \right) + V_1 \left(-\frac{y_{23}}{2c} M \right) + \delta_{z'_1} M_1 + U_2 \left(L_2 - \frac{x_{31}}{2c} M \right) \\
& + V_2 \left(-\frac{y_{31}}{2c} M \right) + \delta_{z'_2} M_2 + U_3 \left(L_3 - \frac{x_{12}}{2c} M \right) + V_3 \left(-\frac{y_{12}}{2c} M \right) + \delta_{z'_3} M_3,
\end{aligned} \tag{4.13}$$

$$\begin{aligned}
V = & U_1 \left(-\frac{x_{23}}{2c} N \right) + V_1 \left(L_1 - \frac{y_{23}}{2c} N \right) + \delta_{z'_1} N_1 + U_2 \left(-\frac{x_{31}}{2c} N \right) \\
& + V_2 \left(L_2 - \frac{x_{31}}{2c} N \right) + \delta_{z'_2} N_2 + U_3 \left(-\frac{x_{12}}{2c} N \right) + V_3 \left(L_3 - \frac{y_{12}}{2c} N \right) + \delta_{z'_3} N_3,
\end{aligned} \tag{4.14}$$

где $y = y'_i - y'_j$, $x = x'_i - x'_j$, $c = y_{31}x_{23} - x_{31}y_{23}$, $L_i - L$ – координаты.

$$M_1 = y_{12}L_1^2L_2 - y_{31}L_1^2L_3;$$

$$M_2 = y_{23}L_2^2L_3 - y_{31}L_2^2L_1;$$

$$M_3 = y_{31}L_3^2L_1 - y_{23}L_3^2L_2;$$

$$M = M_1 + M_2 + M_3;$$

$$N_1 = x_{12}L_1^2L_2 - x_{31}L_1^2L_3;$$

$$N_2 = x_{23}L_2^2L_3 - x_{12}L_2^2L_1;$$

$$N_3 = x_{31}L_3^2L_1 - x_{23}L_3^2L_2;$$

$$N = N_1 + N_2 + N_3.$$

Функции формы для мембранной задачи выбирались авторами из тех же соображений, по каким в функции формы для изгибной задачи вставлен множитель $\frac{1}{2}L_1L_2L_3$.

Для автоматического представления оболочки в виде совокупности треугольных элементов поверхность оболочки представляется в виде поверхности, заданной параметрической от двух параметров α и β :

$$x = x(\alpha, \beta); \quad y = y(\alpha, \beta); \quad z = z(\alpha, \beta), \tag{4.15}$$

где функция $x(\alpha, \beta)$; $y(\alpha, \beta)$; $z(\alpha, \beta)$ – задаются при помощи двумерных кубических сплайнов. Таким образом поверхность оболочки отображается на плоскость (α, β) , где

самой оболочке соответствует некоторая область на этой плоскости. Это область разбивается на треугольные элементы.

В пределах элемента толщина, поверхностные нагрузки и температура на каждой стороне элемента предполагаются линейными функциями. Упругие константы в пределах элемента считаются постоянными. В самой конструкции температуры, толщины, нагрузки, упругие константы, считаются переменными и распределенными по определенному закону. Сосредоточенные силы можно прикладывать непосредственно к узлам.

4.1.2 Расчетно-экспериментальная методика исследования напряженно-деформированного состояния и ударного динамического процесса лопаток вентилятора при имитации удара с птицей

Требования к прочностной надежности силовых установок летательных аппаратов при столкновении с птицами или обрыве лопатки вентилятора должны быть подтверждены при специальных испытаниях [1, 2]. Наиболее распространенным способом подтверждения птицестойкости силовой установки является проведение испытаний с забросом в работающий двигатель птиц, соответствующих по числу и массе. Однако при всей наглядности испытаний с забросом птиц невозможно дать исчерпывающую оценку действительной стойкости силовой установки к столкновению с птицами. Кроме того, такие испытания характеризуются высокой стоимостью экспериментов в натурном исполнении. Расчетный анализ позволяет расширить знания и представления об ударном процессе взаимодействия птицы с лопаткой вентилятора и позволяет сократить количество экспериментов и, соответственно, снизить стоимость испытаний. Имеется достаточное количество аналитических и численных моделей [3], описывающих поведение лопатки вентилятора при попадании в нее посторонних предметов - птиц. Однако расчетный

анализ используется для некоторого косвенного сравнения с экспериментом и не используется для обработки результатов экспериментов.

В связи с этим, в работе предлагается расчетно-экспериментальный метод исследования напряженно-деформированного состояния лопадки вентилятора при имитации удара с птицей на специальной установке. Предлагаемый разработанный метод позволяет исследовать ударные процессы и явления в лопатках вентилятора при имитации соударения с птицей. Известно, что при исследовании ударных явлений необходимо осуществить запуск регистрирующей аппаратуры до того, как ударник (имитатор птицы) войдет в соприкосновение с исследуемой лопаткой или её моделью. Это необходимо для того, чтобы регистрация процесса началась в момент контакта или в любое заданное время после начала события. Таким образом, при использовании голографической интерферометрии [36, 41] появляется возможность получить временную последовательность событий (картин интерферограмм и перемещений) в любой момент времени после начала удара с помощью ударника, получающего импульс энергии от электромагнитной катушки.

Регистрация развертки исследуемого процесса производилась с использованием цифровой камеры с ПЗС-матрицей на специальной установке. Таким образом была получена последовательность интерферограмм лопатки, соответствующих каждому моменту времени (Рисунок 4.1), то есть с учетом времени задержки после начала удара.

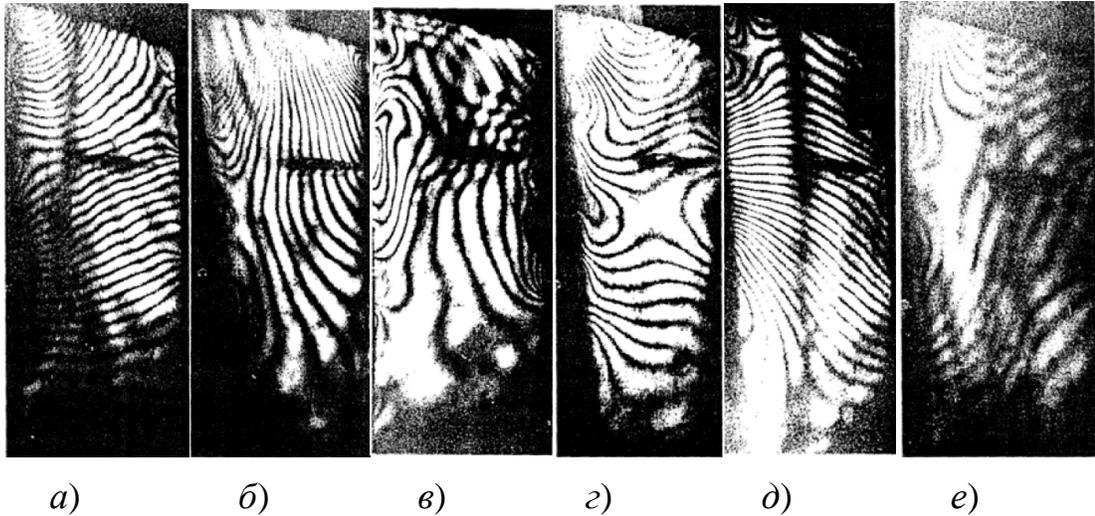


Рисунок 4.1 - Последовательность интерферограмм лопатки вентилятора при имитации соударения с птицей: а) $\tau = 0.5$ мс, б) $\tau = 0.5$ мс, в) $\tau = 0.5$ мс, г) $\tau = 0.5$ мс, д) $\tau = 0.5$ мс, е) $\tau = 0.5$ мс

Далее приведена расчетная часть разработанного расчетно-экспериментального метода.

На первом этапе расчета каждая интерферограмма (соответствующая своему моменту времени) обрабатывается по специальному алгоритму для получения картины перемещений по поверхности лопатки вентилятора.

На втором этапе расчета исходные данные в виде картины перемещений, а также механические свойства титановой лопатки вентилятора вводятся в конечно-элементную программу Lar Shell [4].

Специализированная программа Lar Shell предназначена для расчета напряженно-деформированного состояния деталей и лопаток в форме оболочек с использованием треугольных элементов.

Подготовка исходных данных и более простое формирование конечно-элементной сетки модели лопатки вентилятора в форме оболочки значительно упрощает работу с программой Shell и снижает время получения результатов расчета по сравнению, например, с пакетом программ ANSYS.

С использованием Lar Shell (на основе данных по перемещениям) рассчитаны и получены картины напряженного и деформированного состояния лопатки вентилятора в разные моменты времени ударного процесса.

Для проведения расчетных исследований на Рисунке 4.2 представлена геометрия лопатки вентилятора с указанием нумерации узлов по периметру лопатки.

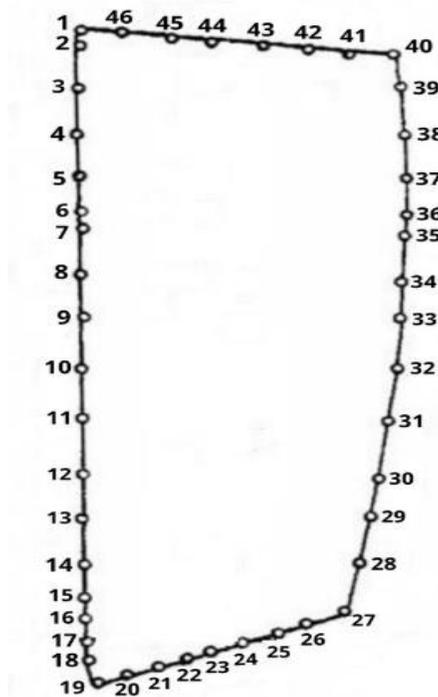


Рисунок 4.2 - Геометрия лопатки вентилятора

Для примера одного из проведенных расчетов на Рисунке 4.3 представлены интерферограмма (Рисунок 4.3,*а* – время задержки 10 мс) и соответствующие ей картина перемещений (Рисунок 4.3,*б*) и результаты расчета напряжений σ_1 (Рисунок 4.3,*в*) и σ_2 (Рисунок 4.3,*г*) в МПа.

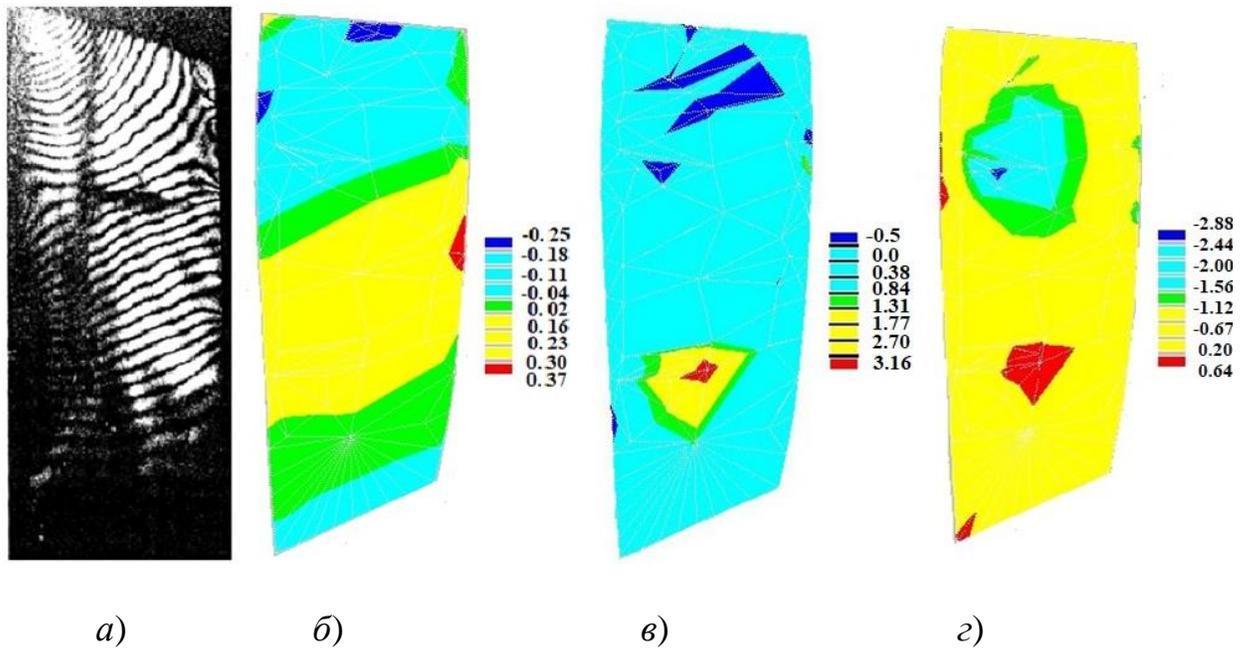


Рисунок 4.3 - Интерферограмма (а), картины перемещений (б) и напряжений σ_1 и σ_2 (в, г)

В результате проведенной работы с использованием расчетно-экспериментального метода для лопатки первой ступени вентилятора были получены голографические интерферограммы с различными временами задержки относительно начала удара (Рисунок 4.1), зависимости максимальных перемещений (Рисунок 4.4) и напряжений σ_1 (Рисунок 4.5) от времени в зоне удара (узел 4) и зависимости напряжений σ_1 во всех узлах периферии (Рисунок 4.2) лопатки вентилятора от времени ударного динамического процесса (Рисунок 4.6, Рисунок 4.7, Рисунок 4.8, Рисунок 4.9). Несмотря на снижение напряжений после 3 мс в зоне удара (Рисунок 4.5) ниже будет показано, что повышенные напряжения в лопатке вентилятора будут наблюдаться в последующие моменты времени, что характеризуется сложным ударным динамическим и колебательным процессом.

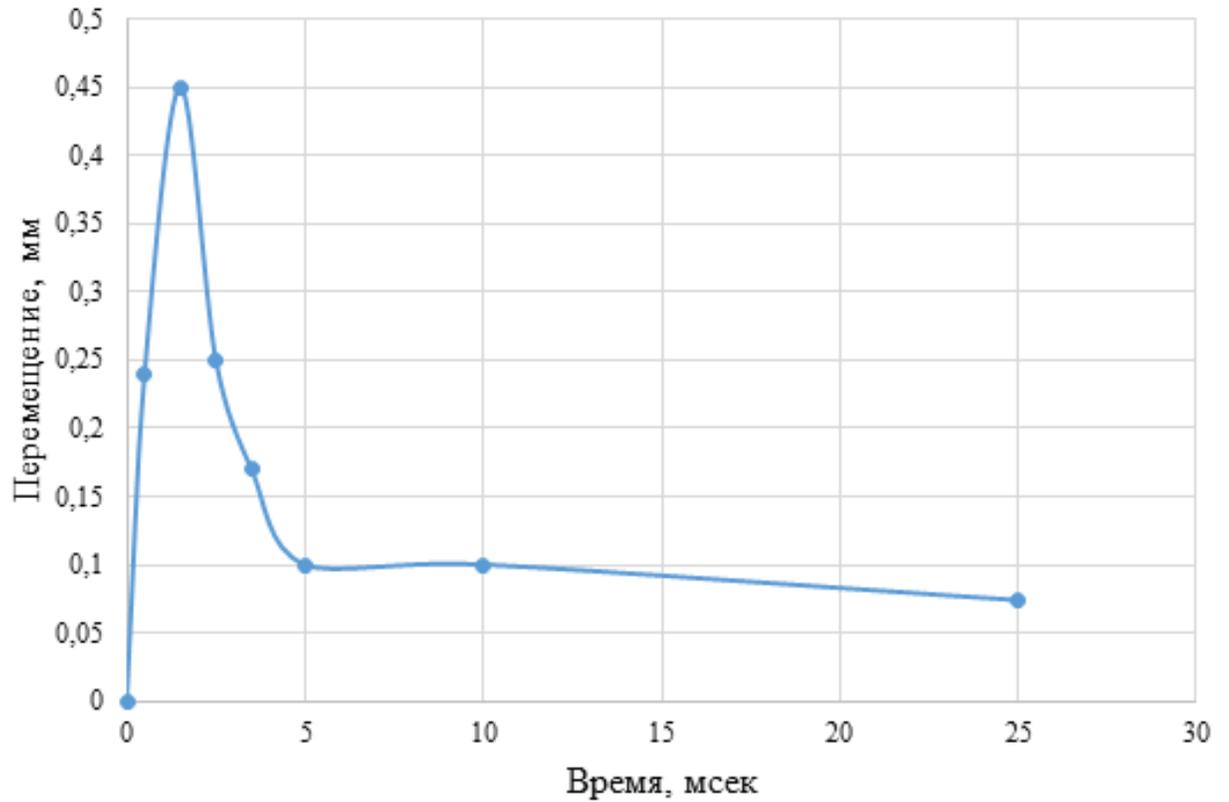


Рисунок 4.4 – Зависимость перемещений в зависимости от времени ударного динамического процесса

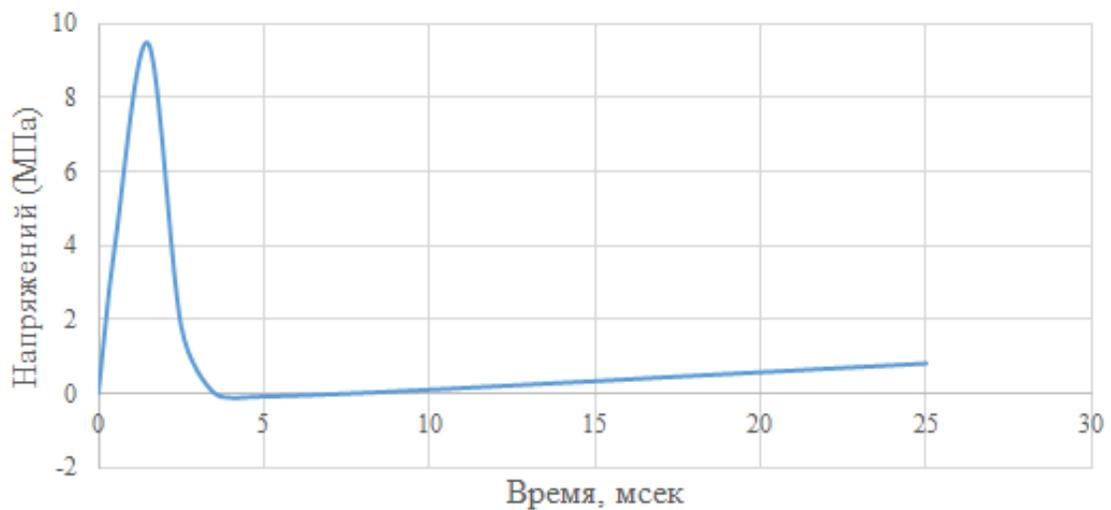


Рисунок 4.5 – Зависимость напряжений в зависимости от времени ударного динамического процесса

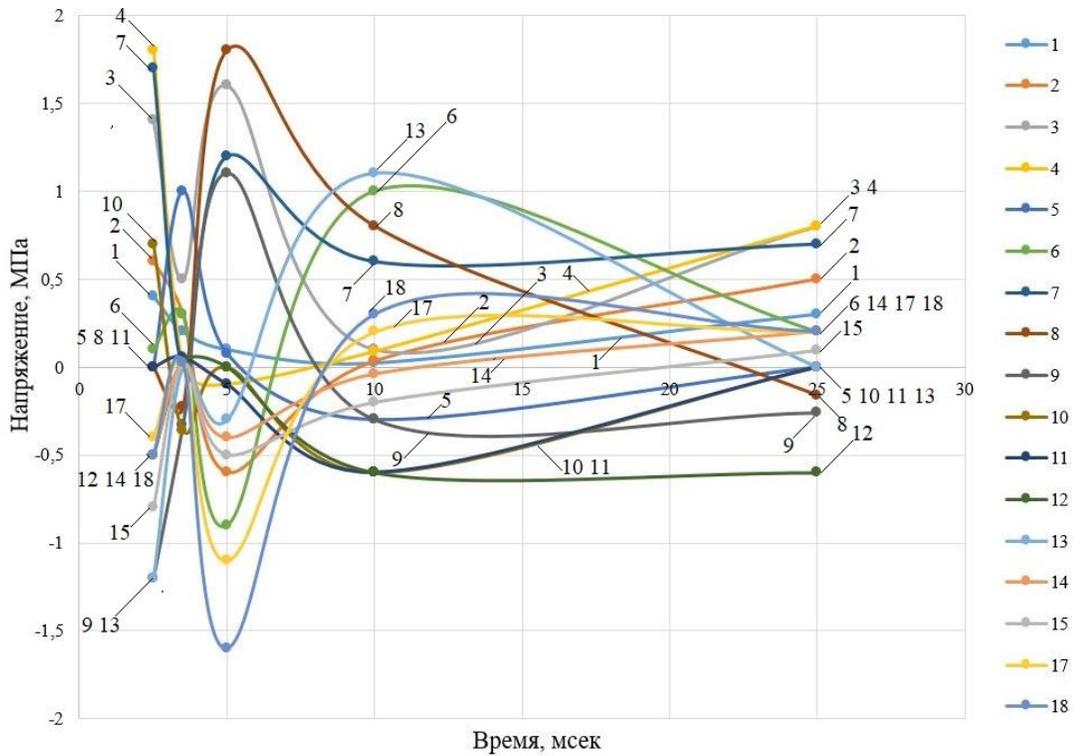


Рисунок 4.6 – Зависимости напряжений в узлах 1-18 периферии лопатки вентилятора от времени ударного динамического процесса

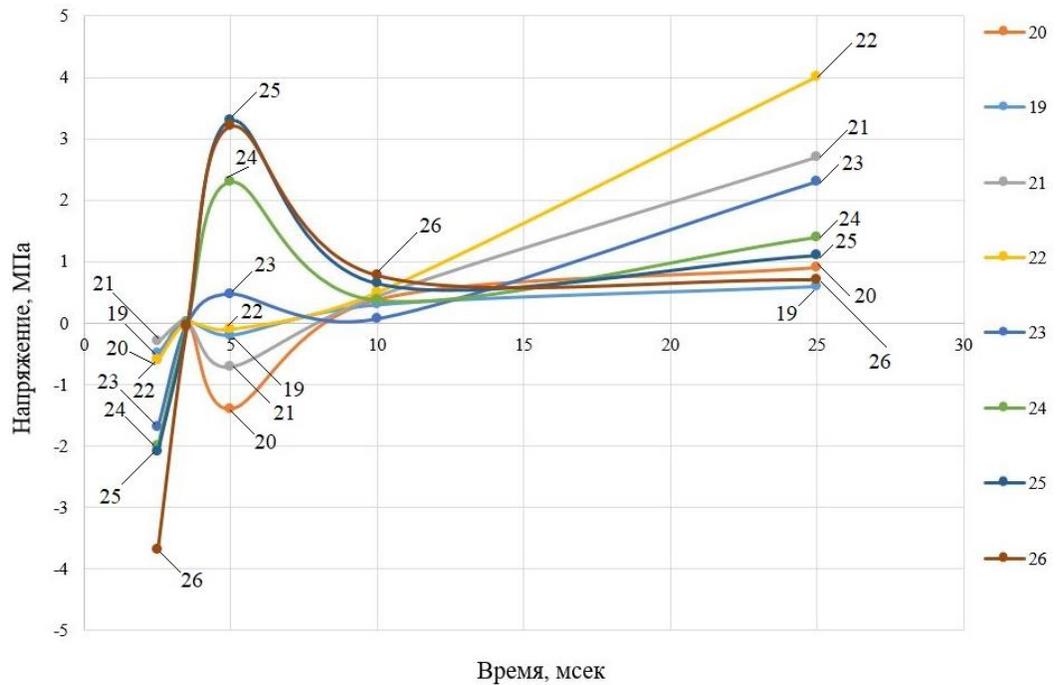


Рисунок 4.7 – Зависимости напряжений в узлах 19-26 периферии лопатки вентилятора от времени ударного динамического процесса

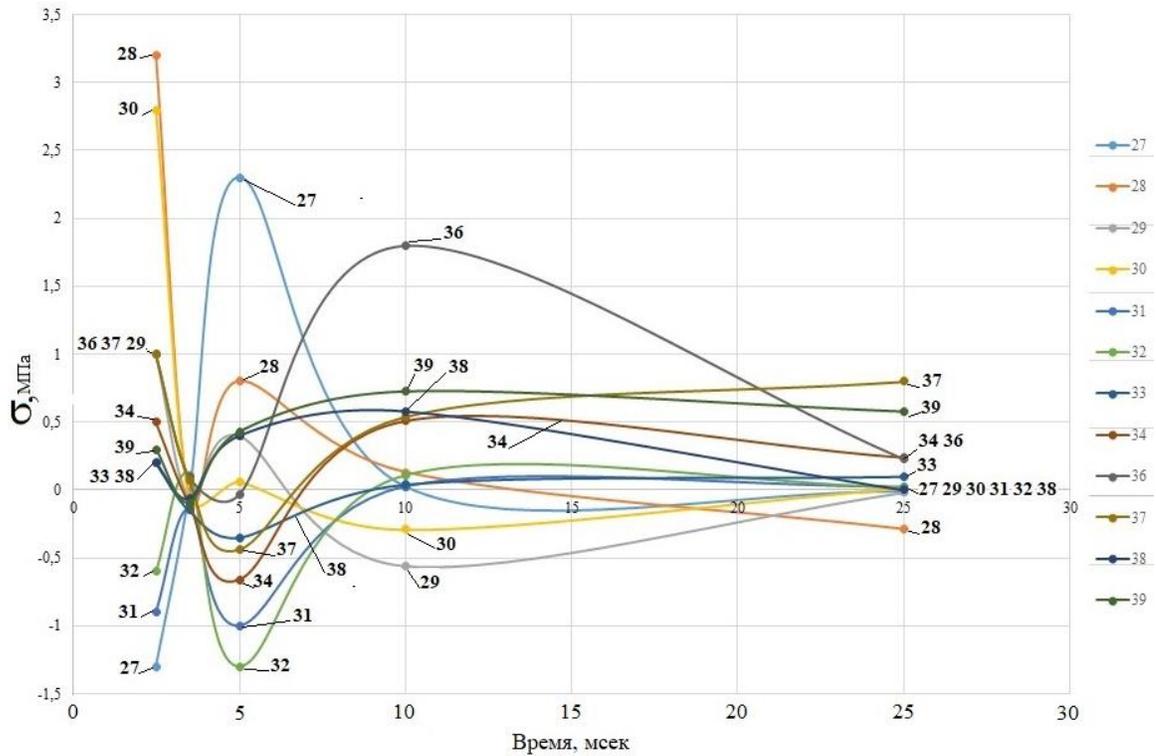


Рисунок 4.8 – Зависимости напряжений в узлах 27-39 периферии лопатки вентилятора от времени ударного динамического процесса

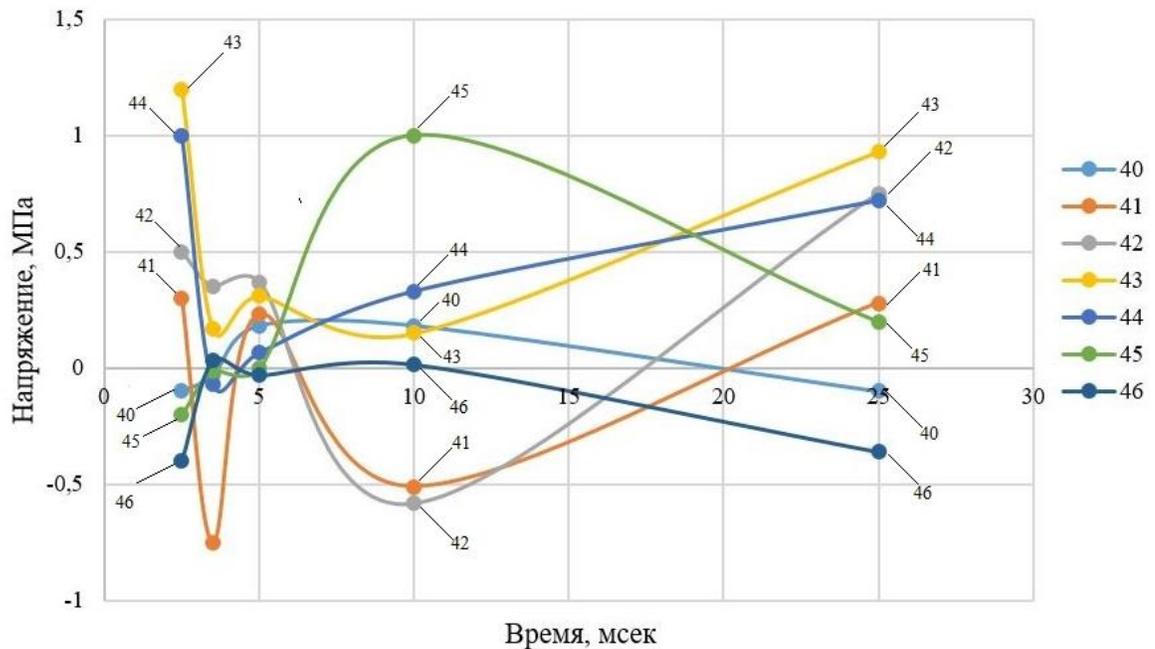


Рисунок 4.9 – Зависимости напряжений в узлах 40-46 периферии лопатки вентилятора от времени ударного динамического процесса

Полученные результаты позволяют наглядно представить механизм развития ударного динамического процесса.

Анализ исследований напряженно - деформированного состояния лопатки вентилятора при имитации соударения с птицей с использованием разработанного расчетно-экспериментального метода показал, что по входной кромке, по которой производится удар, относительно большие напряжения возникают в узле 4 на отрезке времени $0.5 \div 2.5$ мс (Рисунок 4.6), а также в узлах 4, 7 в момент времени 2.5 мс и в узле 8 в момент времени 5 мс не только в этой кромке (Рисунок 4.6), но и на выходной кромке (узлы 28, 30, 27 Рисунка 4.8) вблизи корневой части лопатки в момент времени 2.5 мс, в корневой части в моменты времени: 2.5 мс (узел 26, 25 Рисунка 4.7), 5 мс (узлы 25, 24, 26 Рисунка 4.7), 25 мс (узлы 22, 21, 23 Рисунка 4.7) и на среднем участке в нижней половине лопатки в момент времени 10 мс (Рисунок 4.3,в).

4.2 Расчетно-экспериментальная методика исследования характеристик ударного динамического процесса лопатки вентилятора при имитации удара с птицей

В литературе известно, что при ударе, например, деревянным молотком с мягким наконечником по лопатке турбомашины можно получить спектр ее собственных частот колебаний и высших гармоник. Колебания регистрируются с помощью акселерометра, подключённого на вход виброанализатора. При этом в корневой части лопатки устанавливается акселерометр (датчик вибраций), с помощью которого и исследуются частоты колебаний лопатки. Такая методика применяется и иногда бывает эффективной. Современные анализаторы имеют функцию измерения частот собственных колебаний (ЧСК) ударным методом. Из отечественных приборов такого класса наибольшее распространение получили виброанализаторы типа "Агат", "Кварц" фирмы "Диамех", в которых реализуется такая функция. Порядок работы с

помощью данной функции приведён в техническом описании используемого анализатора. Такой метод эффективен и при определении резонансных свойств опорных конструкций агрегатов. Снятие ЧСК с помощью акселерометра и анализатора при ударном возбуждении лучше производить в режиме измерения ускорения, а не скорости и смещения. В режиме измерения скорости и смещения осуществляется одно или двукратное интегрирование. При этом следует учитывать, что затухающий процесс имеет широкий частотный спектр.

Имитация удара птицы по лопатке вентилятора обеспечивалась с помощью устройства (Рисунок 4.10). В верхней концевой части и нижней корневой части лопатки вентилятора устанавливались верхний 1 и нижний 2 вибродатчики и верхние и нижние концы соединительных проводов в местах соединения 3 и 4 с материалом лопатки. Соединительные кабели от вибродатчиков 1 и 2 и от мест соединения 3 и 4 подключены ко входам 5 - многоканального чувствительного отечественного анализатора спектра МІС-200.

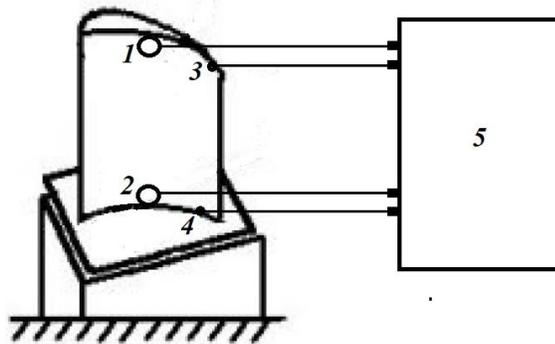


Рисунок 4.10 – Устройство для измерения характеристик ударного динамического процесса лопатки вентилятора: 1, 2 – датчики вибраций; 3, 4 – соединительные провода от концевой и корневой части материала лопатки вентилятора; 5 – анализатор спектра

После удара имитатора птицы по лопатке с помощью анализатора спектра МІС-200 были получены амплитудные сигналы от датчиков вибраций и амплитудный

сигнал от материала лопатки. После математической обработки с использованием расчетного алгоритма (по методу быстрого преобразования Фурье) указанных сигналов на аппаратуре МІС-200 были получены спектры частот этих сигналов.

Результаты проведенного эксперимента: амплитудные сигналы от материала лопатки и от датчиков вибраций представлены на Рисунке 4.11. Анализ показывает, что сигнал от материала лопатки (Рисунок 4.11,а) и сигнал верхнего датчика вибраций (Рисунок 4.11,б) хорошо совпадают и согласуются по времени.

Причем, максимальная величина сигнала наблюдается в момент времени $0.3 \div 0.5$ мс после начала удара, что является хорошим показателем имитации удара от имитатора птицы. Сигнал от нижнего датчика вибраций также является затухающим, но имеет другую форму (Рисунок 4.11,в), которая отличается от сигнала материала лопатки.

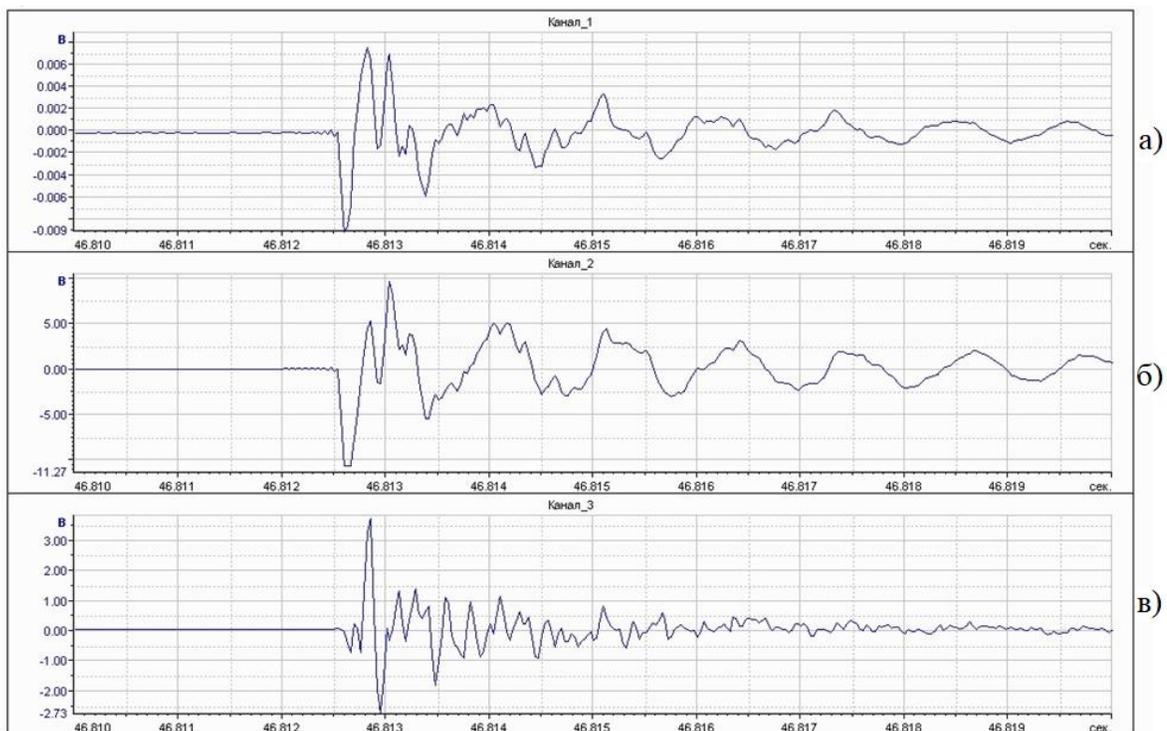


Рисунок 4.11 – Сигналы ударного процесса: а) от материала лопатки, б) от верхнего вибродатчика, в) от нижнего вибродатчика

На Рисунке 4.12 представлены расчетно-экспериментальные спектры частот сигналов от материала лопатки и верхнего датчика вибраций на Рисунке 4.13.

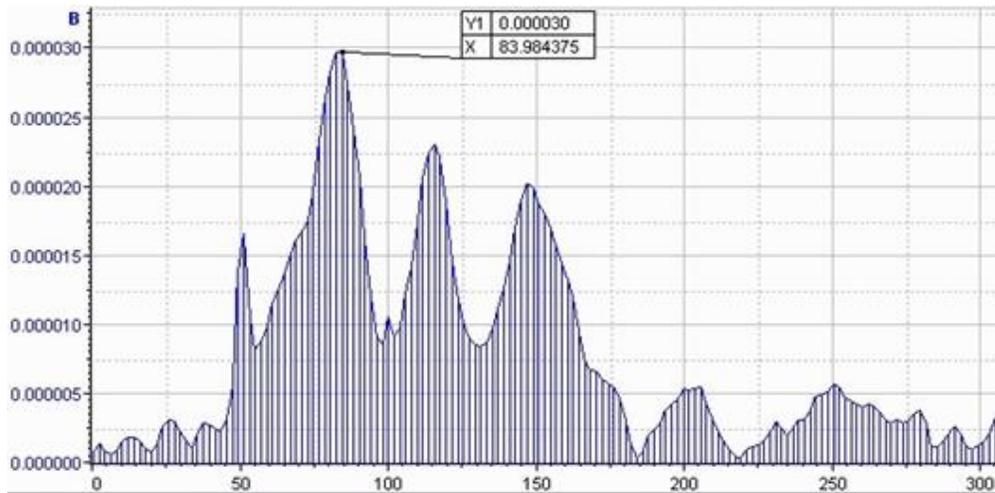


Рисунок 4.12 – Спектр частот колебаний сигнала от материала лопатки

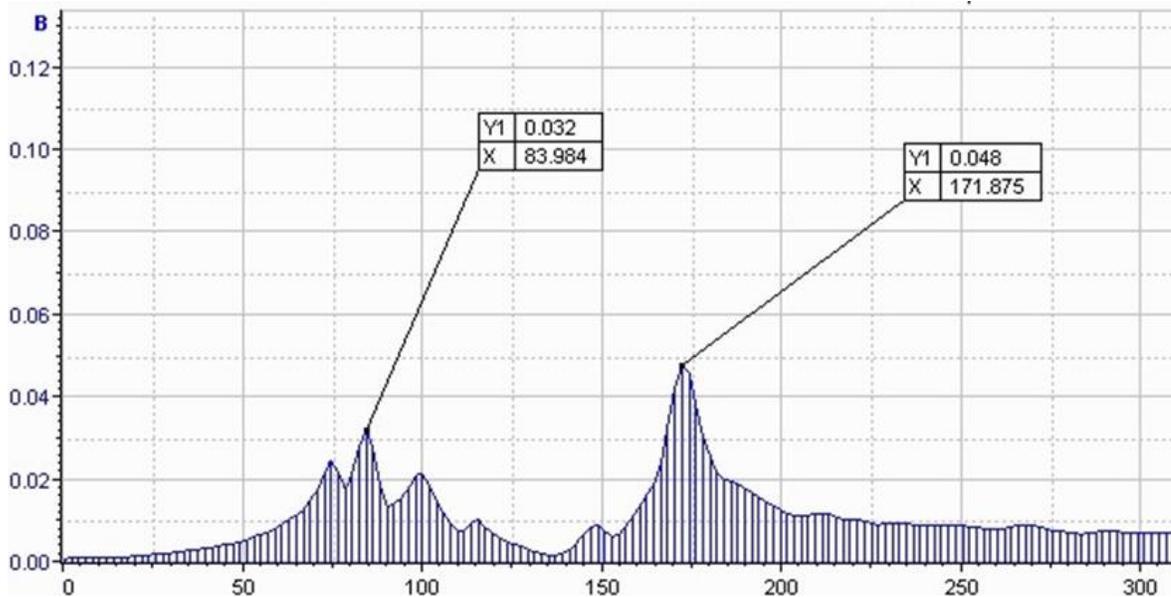


Рисунок 4.13 – Спектр частот колебаний сигнала
от верхнего датчика вибраций

Анализ указанных спектров (Рисунок 4.12 и Рисунок 4.13) показал, что они имеют одну и ту же собственную частоту колебаний 84 Гц лопатки вентилятора, что еще раз подтверждает правильность информации от полученного электрического сигнала материала лопатки. В итоге разработан и получен новый расчетно-

экспериментальный метод исследования характеристик ударного динамического процесса лопасти вентилятора при имитации удара с птицей без применения датчиков вибраций или других типов датчиков. Физический принцип формирования сигнала от материала лопасти заключается в том, что под действием механических колебаний (вибраций) появляются два влияющих фактора: инерционные силы и энергия колебаний от атомов кристаллической решетки, которые увеличивают скорость дрейфа электронов в материале, а, следовательно появляется электронно-инерционный электрический ток или сигнал в материале лопасти, который несет в себе информацию об амплитудах и частотах сигналов лопасти вентилятора, т.е. сам материал лопасти становится датчиком.

4.3 Методики исследований элементов летательных аппаратов на птицестойкость на основе анализа экспериментальных данных

4.3.1 Задачи и направления подготовительных работ и разработка методики выполнения исследований

Опасность столкновения элементов корпуса самолета или силовой установки с посторонними предметами (птицы, фрагменты льда, град, фрагменты двигателя самолета или шасси), существенно влияют на безопасность полетов. При этом попадание на вход силовой установки крупных предметов представляет наибольшую опасность. В силу чего возникает необходимость стендовых экспериментальных исследований данных явлений в условиях, приближенных к реальным.

С целью обеспечения проведения испытаний элементов авиационной техники на удар птицы в соответствии с нормативными документами АП-33 [2] использовалась специальная исследовательская установка. Установка включает в себя следующие компоненты: пневматическую пушку калибром 153 мм, стационарный регулируемый лафет, показанные на Рисунке 4.14, воздушную систему высокого

давления для питания пушки, систему измерения скорости птицы, гильзу из композиционного материала для позиционирования контейнера с птицей в стволе пушки, устройство для улавливания гильзы на выходе из пушки.

Установка опубликована и защищена патентом РФ на изобретение в 2012 году [19]. Все компоненты исследовательской установки были экспериментально апробированы.

Проведены ниже эксперименты и испытания по удару птицы по элементам конструкции самолета на проверку соответствия нормам НЛГ-25, CS-25 и FAR-25. В экспериментах и испытаниях участвовал научный руководитель. Анализ и обработку экспериментальных данных проводил соискатель.

Для выполнения комплексной программы испытаний остекления кабины пилотов, передней части крыла самолета, вертикального и горизонтального оперения, а также лопаток вентилятора были разработаны методы испытаний элементов планера и агрегатов конструкции летательного аппарата на птицестойкость. Методы предписывают обязательные операции (и особые требования к операциям) и процедуры, а также последовательность их выполнения на этапах подготовки стенда к эксперименту, подготовки заряда с птицей к выстрелу, проведения испытания, и регистрации результатов испытаний. Методы также содержат требования к испытаниям и их результатам, к используемым средствам измерения и методам обработки экспериментальных данных.

Для обеспечения правильного функционирования оборудования, обозначены следующие требования по проведению исследований:

- расстояние от ствола пневмопушки до измерителя скорости - 1 м. Уменьшение этого расстояния может вызывать сбои в работе измерителя скорости (выход птицы из ствола пневмопушки сопровождается потоком воздуха, который обгоняет птицу и может преждевременно разрушать проволочные датчики-сигнализаторы пролета птицы);

- длина измерителя скорости движения птицы - 1,5 м. Этот размер измерителя

выбран для получения необходимых метрологических характеристик в широком диапазоне скоростей при использовании доступных микропроцессоров для обработки сигналов;

- расстояние от измерителя скорости до точки удара на объекте испытаний должно быть минимальным, но не менее 1 м (зона безопасности для измерителя скорости и свободная зона для видео наблюдений) и не более 1,5 м. Таким образом, расстояние от пневмопушки до точки удара для всех объектов испытаний, кроме кабины экипажа постоянно - 3,9 м. Для разных точек удара на кабине экипажа - находится в пределах от 3,6 до 4,2 м. Относительно узкий диапазон вариации дистанции от пневмопушки до объекта испытаний позволил минимизировать объем калибровочных испытаний;

- габаритные размеры пневматической пушки, объектов испытаний и помещения установки должны быть согласованы;

- требования к размещению аппаратуры для скоростной видеосъемки и средств освещения объектов видеосъемки.

-

4.3.2 Устройство для заброса птиц

Пневматическая пушка, изображенная на Рисунке 4.14, представляет собой устройство для заброса птиц и других посторонних предметов в заданную точку объекта испытаний с соответствующей скоростью.

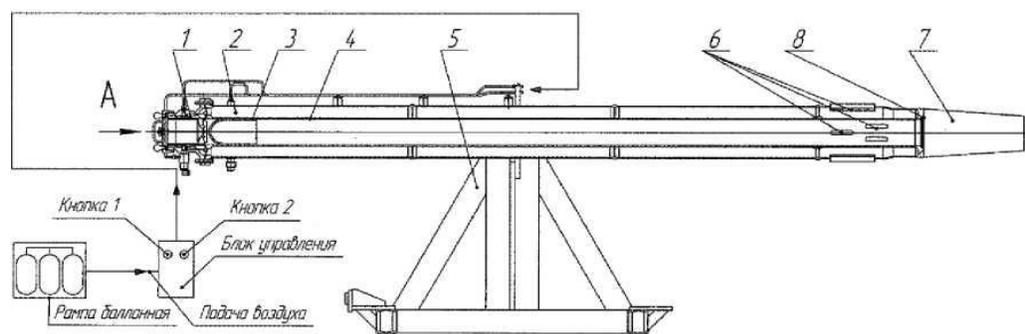


Рисунок 4.14 – Схема пневматической пушки

Ключевыми отличиями данной пневмопушки от зарубежных или отечественных аналогов является укороченная длина ствола, составляющая 5,6 метров (Рисунок 4.14) против 8-15 метров у аналогичного зарубежного оборудования. Изучение образцов зарубежной и отечественной испытательной техники показывает наличие часто встречающихся недостатков, таких как: 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. Кроме того, из анализа зарубежной литературы выявляются значительные погрешности в обеспечении заданных скоростей птиц $7 \div 11$ м/с при испытаниях авиационной техники на птицестойкость и не приводится анализ точности выстрелов по мишеням перед испытаниями. Пневматическая пушка (Рисунок 4.14) достаточно мобильная и может использоваться на двигательных стендах и на специальных и разгонных стендах. Ресивер, выполненный концентрично на стволе пушки, что повышает ее компактность и быстродействие при испытаниях, а также позволяет сократить время на подготовку к выстрелу [45]. У разработанной пушки универсальный диапазон скоростей выстрела: от 20 м/с до 300 м/с. Повышенная надежность бесконтактного пневматического спускового механизма с предохранителем выстрела и механизмом закрытия ресивера до и после выстрела. Данная пневмопушка (Рисунок 4.14 и Рисунок 4.15) разработана и защищена патентом РФ [42] под руководством профессора Лепешкина А.Р. и содержит следующие элементы.

Затвор 1 предназначен для организации выстрела, т.е. подачи рабочего воздуха из ресивера в ствол, а также для закладки снаряженной гильзы со стороны казенной части устройства заброса.

Ресивер 2 расположен непосредственно на стволе 4 концентрично и является накопительной емкостью рабочего воздуха для выстрела, давление в которой настраивается во время пристрелочных стрельб согласно программе испытаний. Ресивер снабжен мембранным предохранительным клапаном, рассчитанным на

максимально допускаемое давление пневмопушки и оборудован фланцами крепления к корпусу затвора.

Ствол 4 расположен внутри ресивера 2 и предназначен для разгона упакованной гильзы до требуемой скорости.

Лафет 5 предназначен для наведения пушки на объект испытания и демпфирования при выстреле. Состоит из фланца с резиновым амортизатором для крепления пушки и сварной рамы.

Разгрузочные окна 6 предназначены для сброса давления в стволе перед ловителем гильзы 7, снижения влияния усилия воздушной струи на силовые элементы ловителя гильзы и аппаратуру замера скорости заряда.

Гильза 3 предназначена для уплотнения ствола при забросе птицы с массой, равной или менее 1,6 кг, стайки птиц, льда и т.п. Гильза выполнена в виде тонкостенной оболочки с дном, снабжена внутри специальными ложементами из вспененного пенопласта, а в середине снаружи дна приварено кольцо для крепления разрывной нити (лески).

Фланец 8 предназначен для крепления ловителя гильзы 7.

Установка снабжена предохранителем выстрела с механизмом закрытия ресивера во время выстрела для исключения возможности самопроизвольного выстрела и дозировки сжатого воздуха на один выстрел и предохранительным клапаном, ограничивающим максимальную величину давления, подаваемого в ресивер.

Выстрел производится оператором при помощи двух кнопок. При нажатии первой кнопки включается световая и звуковая сигнализация, аппаратура видеосъемки, аппаратура замера скорости и открывается клапан подачи давления в полость предохранителя и снимается блокировка включения спускового механизма. При нажатии второй кнопки подается давление воздуха в полость спускового механизма, при этом открывается полость затвора. Поршень, под действием давления в ресивере, перемещается, открывая доступ рабочего воздуха в ствол и прекращая

подачу воздуха в полость предохранительного механизма. Под действием давления воздуха снаряженная гильза рвет гибкую тягу и начинает разгоняться в стволе. На выходе из ствола гильза останавливается в ловителе, а птица движется к объекту испытаний. При этом в ресивере остается порядка 30% воздуха под давлением.

На Рисунке 4.15 представлена мнемосхема главного экрана автоматизированной системы (АИИС [32]) стенда, на которой отображаются основные технологические параметры испытаний (скорость и масса птицы, давление сжатого воздуха в пневмопушке, параметры окружающей среды и др.).



Рисунок 4.15 – Основной экран системы, на котором отображаются основные технологические параметры

Видеокамеры применяются для ведения скоростной съемки и измерения скорости птицы. После выстрела птица пролетает участок траектории, где установлен измеритель скорости. Время пролета птиц дистанций между первым и вторым датчиком по каждому из двух независимых измерительных каналов поступает от системы измерения скорости по интерфейсу в компьютер системы статических измерений, где производится расчет скорости полета птицы и ее отображение на мониторе. После регистрации видеоизображений и соответствующих им значений

параметров процесса испытаний программное обеспечение АИИС предоставляет возможность замедленного воспроизведения всего цикла испытаний для детального анализа развития событий.

Для достижения необходимой точности измерения скорости полета птицы применяется три способа. Первый способ - измерение по скоростной видеокамере. В двух других случаях скорость птицы вычисляется по времени пролета известного расстояния (в данном случае - 1 м), но для повышения достоверности применены одновременно два способа измерения - с помощью оптопар (фотодиодов и лазерных источников), и с помощью проволок, обрываемых пролетаемым зарядом. Увеличенное расстояние между пушкой и датчиками снижает риск попадания посторонних предметов в зону срабатывания датчиков. Чтобы исключить срабатывание оптических датчиков от конденсата, была значительно увеличена мощность засветки фотоприемников, для чего в качестве источников света были применены лазерные излучатели.

Система состоит из механической части, электронного блока регистрации и двух пар датчиков. Было необходимо обеспечить достаточную жесткость как самой рамы с установленными на ней датчиками, так и ее крепление к полу установки, чтобы не допустить перемещение рамы или сбои в работе оптических датчиков из-за ее деформации при разрыве проволочных датчиков пролетающим объектом и воздействии воздушной волны при выстреле. Рама устанавливается таким образом, чтобы ее продольная ось совпадала с осью ствола пушки и траекторией вылетающего объекта. Датчики размещаются на двух рейках по боковым сторонам рамы. Принцип действия оптического датчика скорости основан на прерывании светового потока между излучателем и фотоприемником, пролетающим объектом. Для устранения влияния посторонней засветки (в том числе от приборов освещения, используемых при фото и видеосъемке) фототранзистор помещен внутри канала диаметром 40 мм и длиной 15 мм.

Проволочные датчики - это проволока диаметром 0,35 мм из бронзы. Датчики

закрепляются на раме (но электрически изолированы от неё) поперек траектории движения птицы с одинаковым усилием прогиба проволок. Блок регистрации фиксирует моменты разрыва проволок. Однотипные датчики установлены на точно измеренном расстоянии друг от друга (1000 мм) и со смещением около 200 мм относительно датчиков другого типа. Последовательное расположение датчиков обеспечивает последовательную обработку событий микроконтроллером блока регистрации.

4.3.3 Выбор конфигурации заряда и подготовка птицы

При проведении экспериментов на удар птицы с использованием пневматической пушки, для выполнения требований международных стандартов, должны быть выполнены следующие условия:

- тушка птицы после выстрела должна оставаться целой, недопустимо ее расчленение на отдельные фрагменты;
- движение тушки от пневмопушки до объекта испытаний должно быть поступательным, без вращения вокруг любой из осей;
- все компоненты заряда должны выходить из ствола пневмопушки в не разрушенном состоянии. Разрушение, например, гильзы в стволе пушки свидетельствует о появлении дополнительных сил сопротивления движению заряда, и будет сопровождаться неуправляемой потерей скорости;
- при выходе заряда из ствола пневмопушки нежелательно наличие мелких легких фрагментов заряда (перья, гранулы материала гильзы и т.п.). Такие фрагменты выносятся истекающим из ствола воздухом со скоростью большей, чем скорость тушки, и инициируют ложные сигналы в подсистеме измерения скорости птицы.

Первоначально выбранная, исходя из условий программы испытаний, технических характеристик пневмопушки и требований нормативных документов, конфигурация заряда отрабатывалась в части выбора материалов, технологии

изготовления деталей заряда опытным путем. По результатам экспериментальных стрельб (более 50 выстрелов) была окончательно сформирована конфигурация заряда, который состоит из тушки свежезабитой птицы, обернутой пищевой пленкой и упакованной в контейнер из хлопчатобумажной ткани и гильзы.

Обертывание тушки птицы пищевой пленкой нужно для предотвращения потери жидкой фазы из птицы при подготовке и в процессе выстрела, а также для улучшения гигиенических условий на стенде.

Контейнер необходим для предотвращения повреждения тушки птицы силами трения при движении в стволе пушки, а главное, для предотвращения разрушения тушки в момент выхода из ствола. В одном из отладочных опытов тушка гуся не упаковывалась в контейнер, только обертывалась пищевой пленкой. При выходе из ствола пневмопушки тушка разорвалась, образовав несколько крупных фрагментов и облако брызг.

Контейнер представляет собой мешок цилиндрической формы с диаметром 153 мм (т.е. под калибр ствола) и длиной 280 мм для птицы массой 1,81 кг и 400 мм для птицы массой 3,63 кг. Материалом для изготовления контейнера выбран тонкий брезент. Тушку птицы помещают в контейнер с помощью специальной воронки. После этого открытая сторона контейнера зашивается и завязывается шпагатом. Масса контейнеров для птицы весом 1,81 кг и для птицы весом 3,63 кг равна 0,07 кг и 0,11 кг соответственно. Это удовлетворяет требованиям нормативных документов (не более 10 % массы птицы).

Гильза нужна для:

- обеспечения равномерного по всему сечению канала распределения давления воздуха действующего со стороны казенной части пушки на заряд;
- стабилизации величины утечки сжатого воздуха через заряд при его движении в стволе пушки (т.е. для стабилизации зависимости скорости птицы от давления в ресивере пушки);
- исключения вращения упакованной птицы во время полета.

Актуальность последней из функций гильзы подтверждается результатами отладочных стрельб: при опробовании гильз, изготовленных из легких, но не прочных пенопластов ($\sigma_{сж} = 5 \text{ кгс/см}^2$) наблюдался вылет птицы со значительной скоростью вращения (до 50 об/с), причем потерявшая форму гильза часто выходила из ствола раньше птицы. Действительно, вектор сил давления обычно не проходит через центр массы заряда и при выстреле появляется момент силы, стремящийся поворачивать заряд. Тушка птицы имеет малое сопротивление деформации и при ее повороте в пушечном стволе не возникает встречного момента достаточного, чтобы парировать тенденцию к вращению.

Эту функцию должна выполнять гильза, но в описанных опытах и она не имела достаточного сопротивления деформации.

Исходя из функционального предназначения, гильза была спроектирована, как поршень, сопряженный с каналом ствола пушки с зазором 1 мм на сторону. Для проведения сертификационных испытаний был выбран вариант, показавший удовлетворительные результаты в 20 отладочных опытах с птицами массой 1,81 и 3,63 кг. Материалом для изготовления гильз был выбран специальный пенопласт, выдерживающий давление до 15-17 кгс/см². Масса гильз составляет 175-82 г. Для улавливания гильз в казенной части пушки имеется полость, где размещена шпуля для крепления одного конца кордового шнура и формирования бухты шнура длиной 3,3 м. Другой конец шнура должен крепиться к гильзе. При выходе гильзы из ствола пушки шнур должен натянуться, деформироваться с нарастающей силой натяжения шнура и через 0.33 м оборваться. При этом импульс силы натяжения шнура должен уменьшить скорость и изменить направление движения гильзы. Конечно, для отладки технологии подготовки системы улавливания требовалось 10-20 специальных опытов, и только после этого можно было проводить калибровку стенда. Один из способов улавливания гильзы, который не использовался в калибровочных и сертификационных испытаниях.

Процедура подготовки птицы и всего заряда детально описана в

международном стандарте ASTM F 330-89 Standard Test Method for Bird Impact Testing of Aerospace Transparent Enclosures [53]. Данная процедура выдвигает специфические требования: можно использовать только живую птицу, убитую не более, чем за 0.5 часа до выстрела.

Перечень действий при подготовке птицы следующий:

- 1) Убой птицы.
- 2) Контроль веса (Птица перед убоем и после него взвешивается на электронных весах. Чтобы получить требуемый вес, можно либо урезать тушку, либо добавить воды (или гель, содержащий 98% воды), но не более 10% от веса тушки).
- 3) Упаковка птицы (забитая птица упаковывается пищевой пленкой и для сохранения целостности помещается в контейнер (матерчатый мешок). Вес заряда должен соответствовать нормативным значениям.
- 4) Закладка заряда (птицы) в пневмопушку.

4.3.4 Калибровочные исследования

Целью калибровочных исследований является определение реальных характеристик стенда, а именно:

- определение зависимости скорости полета птицы (снаряда) от давления в ресивере пневмопушки;
- определение точностных характеристик метательной системы (лафет- пушка-прицел-заряд).

По результатам серии калибровочных выстрелов для диапазона птицы 100÷180 м/с построена на Рисунке 4.16 калибровочная зависимость скорости полета птицы в зависимости от величины избыточного давления в ресивере пневмопушки, деленного на полную массу заряда (птица + контейнер + гильза).

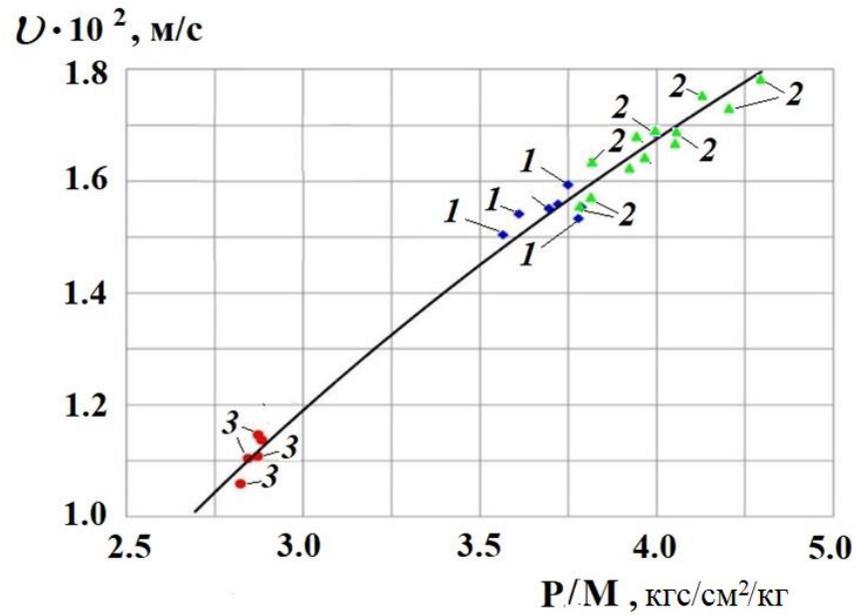


Рисунок 4.16 – Эмпирическая кривая скорости птицы в зависимости от давления воздуха и массы птицы 1.81 кг: 1, 2, 3 –серии экспериментов

По результатам серии калибровочных выстрелов (Рисунке 4.16) получена эмпирическая кривая скорости полета птицы в зависимости от величины воздуха при выстреле, деленного на полную массу заряда с учетом массы птицы и гильзы:

$$v = 168.49 \cdot \ln\left(\frac{P}{M}\right) - 66.291. \quad (4.22)$$

Построенный график (Рисунок 4.16) и формулу (4.22) удобно использовать при назначении давления воздуха в пневмопушке с учетом известной массы подготовленного заряда с птицей для данного диапазона скоростей.

Экспериментальные точки группируются около регрессионной зависимости, соответствующей крупной птице среднеквадратичным отклонением по скорости 1.3 %. В соответствии с данными Рисунка 4.16 на Рисунке 4.17 показано положение точек ударов птицы по мишени во всех трех сериях выстрелов (соответственно данным 1, 2 и 3).

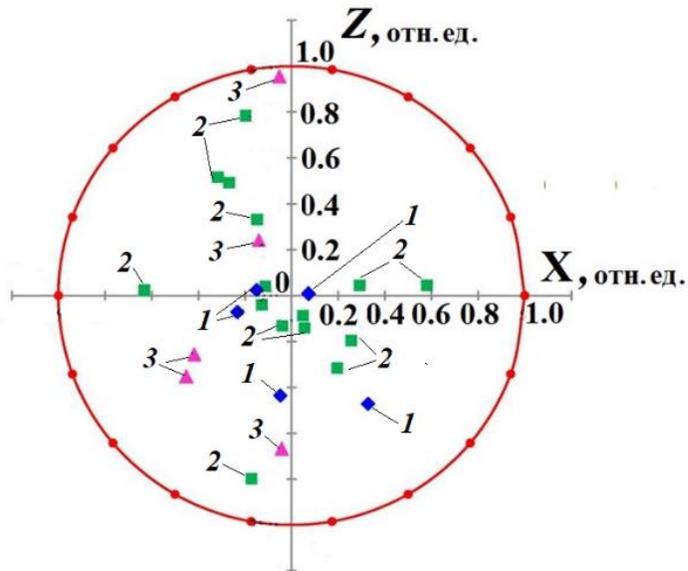


Рисунок 4.17 - Положение точек ударов птицы по мишени:

1, 2, 3 –серии экспериментов

На основе данных Рисунка 4.17 построены функции плотностей распределения вероятностей (точек ударов птицы по мишени) по оси Z (Рисунок 4.18) и по оси X (Рисунок 4.19).

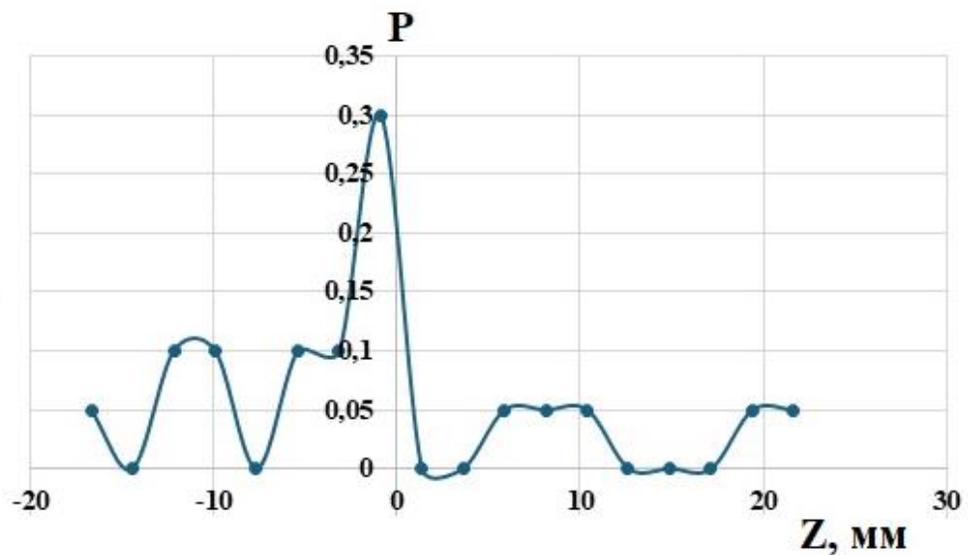


Рисунок 4.18 - Функция распределений плотности вероятностей по координате Z

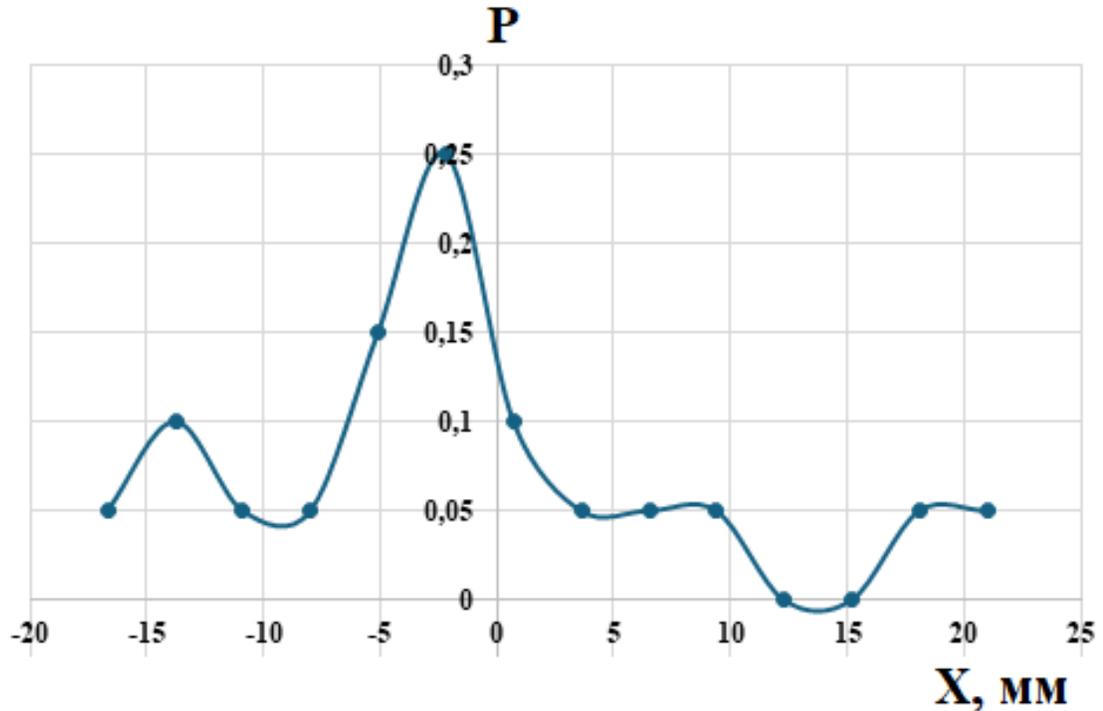


Рисунок 4.19 - Функция распределений плотности вероятностей по координате X

По совокупности данных (Рисунок 4.17) первой и третьей серии опытов центр группирования ударов (математическое ожидание точки удара) имеет координаты: $X_{\text{ср}} = - 0.72$ мм, $Z_{\text{ср}} = + 0.71$ мм и среднеквадратические отклонения координат точек удара от соответствующих координат центра группирования составили $S_x = 6.2$ мм, $S_z = 10.3$ мм.

Центр группирования ударов второй серии (Рисунок 4.17) имеет координаты: $X_{\text{ср}} = - 3.9$ мм, $Z_{\text{ср}} = +1.3$ мм и среднеквадратические отклонения координат точек удара от центра группирования составили $S_x = 4.5$ мм, $S_z = 12.4$ мм. Отклонение центра ударов от центра мишени - незначительно.

Следовательно, весь массив данных о точностных характеристиках следует считать однородным и можно определить по всей выборки данных калибровочных исследований (Рисунок 4.17): координаты центра группирования ударов: $X_{cp} = - 1.4$ мм, $Z_{cp} = - 1.1$ мм; среднеквадратические отклонения координат точек удара от соответствующих координат центра группирования: $S_x = 6.2$ мм, $S_z = 8.4$ мм; отклонение центра ударов от центра мишени - незначимо. Таким образом, среднестатистическая траектория полета птицы практически совпадает с геометрической осью ствола пушки. Корректировка прицела пневмопушки не требуется.

4.3.5 Исследование лобового стекла самолета на птицестойкость

Остекление кабины экипажа является ответственной частью самолета, воспринимающая на себя основные аэродинамические и тепловые нагрузки, следовательно, его толщина и композиция, обеспечивающие необходимую прочность, являются определяющими параметрами. Перед проведением эксперимента в области заданной точки лобового стекла были наклеены фольговые тензорезисторы для измерений деформаций и напряжений стекла в процессе удара птицей при скоростях. В рамках проведения исследований на птицестойкость остекления кабины были выполнены выстрелы в заданную точку лобового стекла (рисунок 4.20). Выстрелы выполнялись птицей массой 1.81 кг при скоростях удара 100 м/с и 158 м/с. Исследования проводились в соответствии с требованиями международных стандартов ASTM F 330-89 [21] с целью подтверждения соответствия конструкции самолета требованиям авиационных правил АП-25, АП-33.

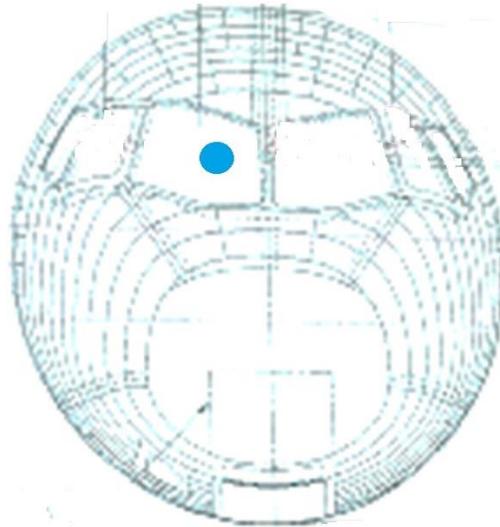


Рисунок 4.20 – Расположение точки удара птицы по остеклению
кабины экипажа

При исследованиях давление в ресивере пневмопушки составляло 7.6 кг/см^2 .

Измеренная (на втором режиме) скорость птицы составила при ударе:

- на основании электромеханического измерителя (разрыв проволоки): $V_{\text{пров}} = 156.7 \text{ м/с}$;
- на основании фотоэлектрического измерителя (оптический датчик): $V_{\text{ф}} = 157.5 \text{ м/с}$;
- на основании данных скоростной видеосъемки: $V_{\text{видео}} = 158 \text{ м/с}$.

После обработки данных по тензоизмерениям на скоростях 100 м/с и 158 м/с в области удара напряжения составили соответственно 54 МПа и 140 МПа (рис. 3.10), что согласуется с результатами численных расчетов с погрешностью, не превышающей 10% .

После проведения исследований и удара птицы по лобовому стеклу самолета его внешний вид представлен на Рисунке 4.21.



Рисунок 4.21 – Лобовое стекло самолета после удара птицей

По результатам осмотра целостность каркаса фюзеляжа и испытываемого стекла не нарушены. Проникновение останков птицы в салон отсутствует.

Испытания остекления прошли успешно, пробития стекла не наблюдалось.

4.3.6 Исследование передней части крыла с предкрылком

Исследование передней части крыла самолёта на удар птицы при убранном положении предкрылка проведено с целью подтверждения соответствия конструкции требованиям авиационных правил.

В процессе исследований был выполнен выстрел из пневматической пушки по передней части крыла с предкрылком в убранном положении птицей массой 1.81 кг при скорости удара 158.3 м/с.

Общий вид объекта исследований представлены на Рисунках 4.22 и 4.23.

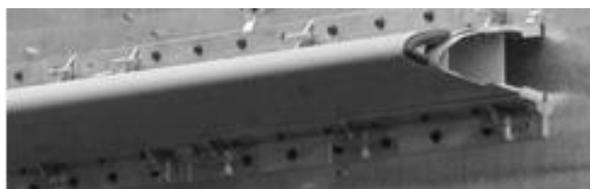


Рисунок 4.22 – Предкрылок перед экспериментом

Давление (избыточное) ресивера перед выстрелом $P_{\text{рес}} = 7.6 \text{ кг/см}^2$.

Масса птицы с упаковкой 1.81 кг, упаковка - тканевый чехол, масса гильзы 0.171 кг.

По результатам внешнего визуального осмотра после выполненного выстрела объект исследований получил следующие повреждения (Рисунок 4.23):

- произошло пробитие лобовой (внешней) обшивки предкрылка с максимальным перемещением на 150 мм и отрыв внешней обшивки предкрылка по нижней кромке;
- произошло разрушение диафрагмы предкрылка;
- пробитие лонжерона крыла отсутствует. Целостность и несущая способность лонжерона не нарушены.

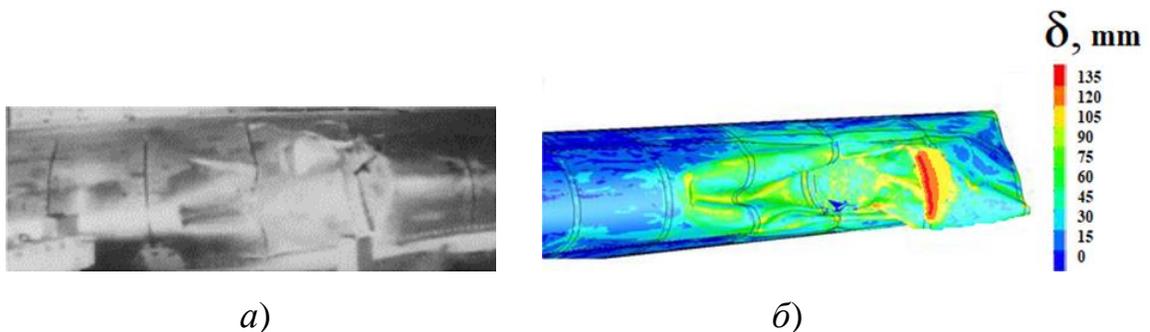


Рисунок 4.23 – Предкрылок в зоне повреждений после эксперимента (а) в сравнении с расчетом (б)

В результате смятия передней части крыла возможен выход из строя систем самолёта, расположенных в зоне диафрагм. Поэтому был проведен дополнительный расчетный анализ, который показал, что необходимо увеличить толщину обшивки предкрылка до 3.2 мм для его непробиваемости, при этом максимальное перемещение предкрылка в эксперименте составило 50 мм. Сравнение расчетных и экспериментальных данных по перемещениям в области удара птицы по предкрылку показывает, что указанные данные согласуются с погрешностью, не более 10-12 %.

4.4 Исследования на птицестойкость вращающихся лопаток вентилятора на основе анализа экспериментальных данных

В связи с ужесточением требований при проведении исследований на столкновение с посторонними предметами, в особенности с птицами, важное значение приобретают специальные установки.

Такие исследования целесообразно проводить как первый этап сертификационных испытаний и использовать их для доводки исследуемых колес вентиляторов, перед проведением испытаний на полноразмерной силовой установке. Кроме того, исследование на установке позволяет получить более достоверные результаты измерений, чем испытание непосредственно на двигателе, т.е. дает дополнительные данные для доработки расчетных моделей [19, 27]. При попадании в двигатель крупной птицы успешным испытание считается, если разрушения локализованы, то есть лопатки сломались, но не вылетели за пределы корпуса двигателя и не повредили летательный аппарат.

На установке (Рисунок 4.24) установлена пневматическая пушка, в которую закладывается гильза с забрасываемой птицей. Гильза выталкивается предварительно подготовленным сжатым воздухом и разгоняется до необходимой скорости.

Скорость снаряда регулируется в широких пределах изменением давления воздуха. Прицеливание для обеспечения точного попадания снаряда в заданную точку обеспечивается регулированием угла установки пушки [27]. В отличие от испытаний неподвижных объектов на вертикальной установке затруднительно использовать массивный лафет, поэтому особое значение имеет обеспечение неподвижности ствола пушки в момент заброса снаряда. Схема разгонной установки показана на Рисунке 4.24.

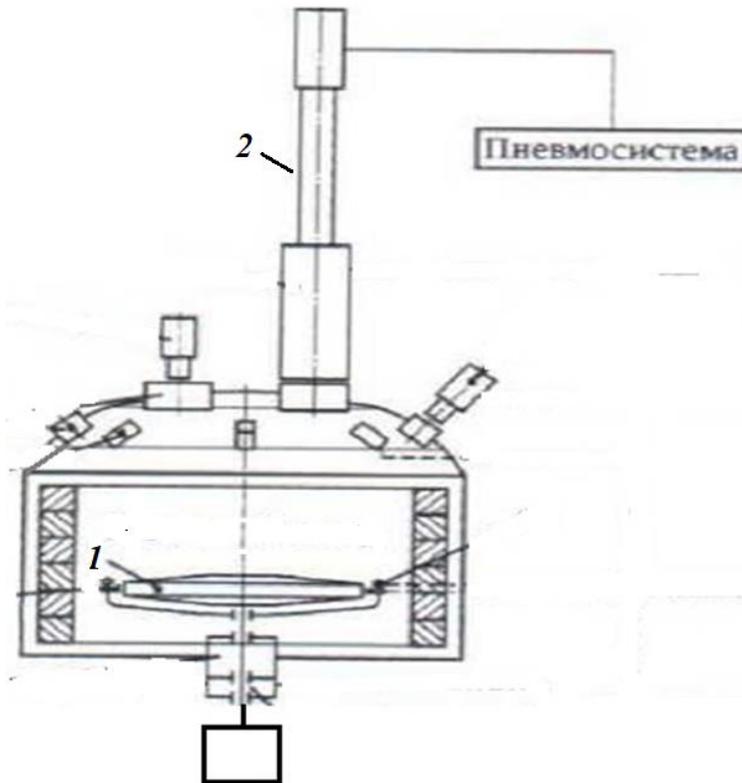


Рисунок 4.24 – Схема установки:

1 – рабочее колесо вентилятора, 2 - пневмопушка

При проведении исследований отбалансированное рабочее колесо вентилятора с лопатками монтируется в бронекамере установки на подшипниковой опоре, которая через вал соединяется с электроприводом, разгоняющим рабочее колесо до требуемой частоты вращения (Рисунок 4.24). Гильзоулавливатель в пневматической пушке обеспечивает полную остановку углепластиковой гильзы (Рисунок 4.25) до попадания в испытываемый объект. Тушка птицы, после остановки гильзы, должна продолжать полет в заданную точку объекта исследований без потери скорости. Конструкция гильзоулавливателя является съемной. Гильзоулавливатель не препятствует перемещению оси ствола пневмопушки в горизонтальной и вертикальной плоскостях.



Рисунок 4.25 – Внешний вид гильзы для упаковки птицы

Конструкция гильзоулавливателя представляет собой последовательный набор пластин (до 8 штук) расположенных на четырех шпильках на выходе из ствола пневмопушки. Каждая пластина имеет отверстие с диаметром от 134 мм до диаметра гильзы ~ 154 мм и за счет этой разницы обеспечивается торможение гильзы при ее попадании в отверстия пластин без разрушения гильзы. Это является важным условием работы гильзоулавливателя, так как попадание частей разрушенной гильзы на вход в вентилятор не допускается. При этом заряд заложенный в гильзу продолжает полет.

Методика исследований заключается в следующем. Предварительно подготовленный к выстрелу заряд (тушка или имитатор птицы) закладывается в ствол пневмопушки на установке (Рисунок 4.24). В полость затвора от баллона подается сжатый воздух с давлением $P_{затв}$ и запорный клапан прижимается к торцу ресивера, в котором вмонтировано уплотнительное кольцо. Далее от баллонной батареи ресивер наполняется воздухом до давления $P_{рес} < P_{затв} + 10 \text{ кгс/см}^2$. Выстрел из пневмопушки начинается с того, что запорный клапан освобождается от фиксатора.

Для этого из полости стравливается воздух, фиксатору под поршень подается сжатый воздух и шток фиксатора выходит из фиксирующего гнезда запорного клапана. Далее принудительно открывается предохранительный клапан затвора.

Под действием давления воздух из ресивера поступает в ствол, на заряде создается перепад давления, заряд начинает разгоняться и вылетает из ствола пушки.

Скорость полета зависит от многих факторов, основными из которых являются длина ствола, объем ресивера, давление воздуха в ресивере и масса заряда.

Перед проведением исследований необходимо провести вакуумирование камеры установки. Создание значительного разрежения позволяет использовать для раскручивания ротора вентилятора электродвигатель мощностью 250-300 кВт.

Для откачивания воздуха из камеры требуется работа двух насосов.

Первый - создает предварительное понижение давления (ниже 100 мбар), второй - форвакуумный насос - дальнейшее разрежение до 6-8 мбар.

График изменения давления по времени при создании вакуума представлен на Рисунке 4.26, а при стравливании вакуума - на Рисунке 4.27.

При подготовке заряда к испытаниям необходимо учитывать время на убой и упаковку птицы и время, необходимое на создание разрежения (понижения давления среды) в вакуумной разгонной камере, так как в исследованиях должна использоваться птица, подготовленная не позднее, чем за 30 минут до выстрела, после чего она теряет свои свойства.

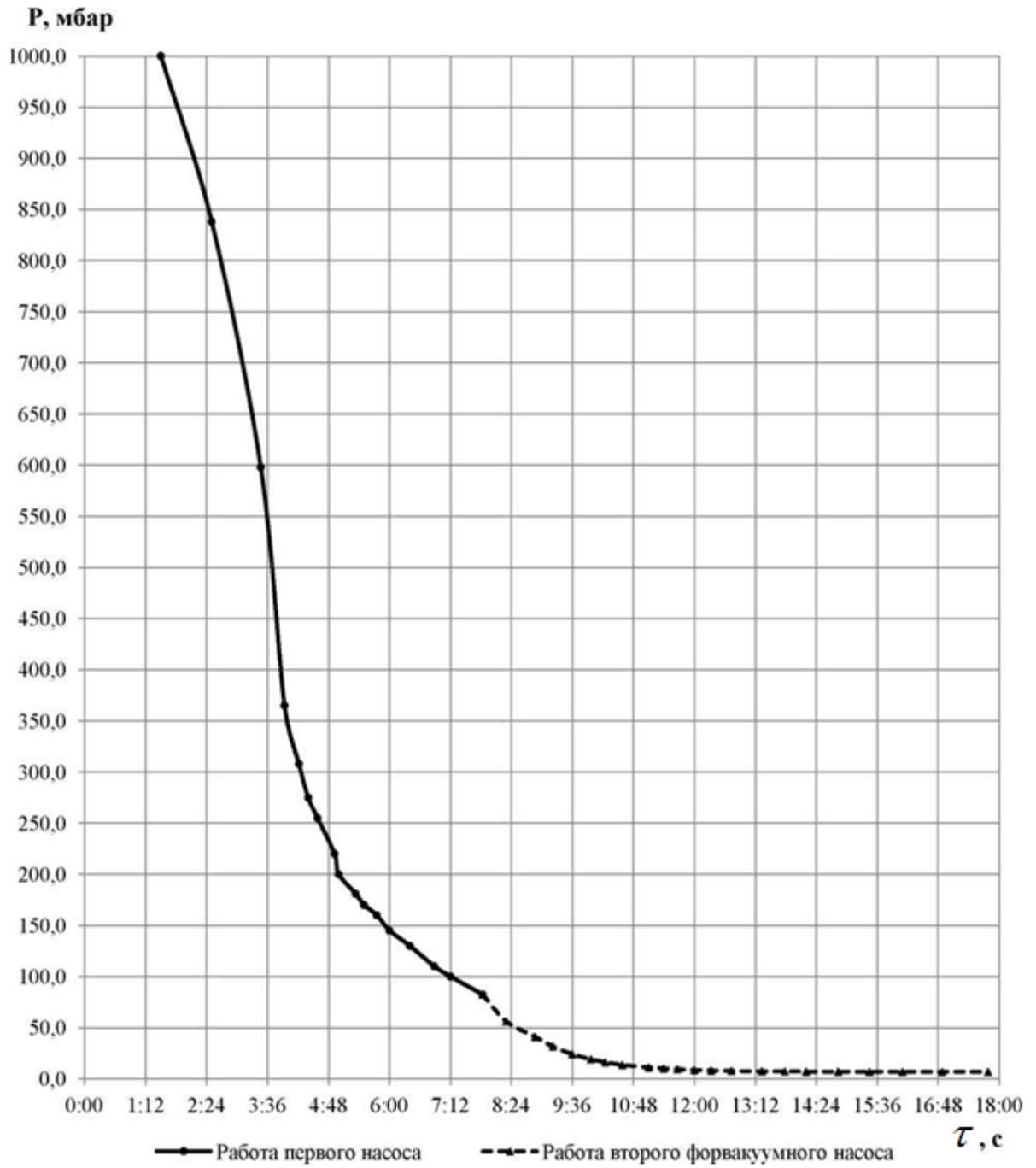


Рисунок 4.26 – Уменьшение давления по времени в вакуумной камере

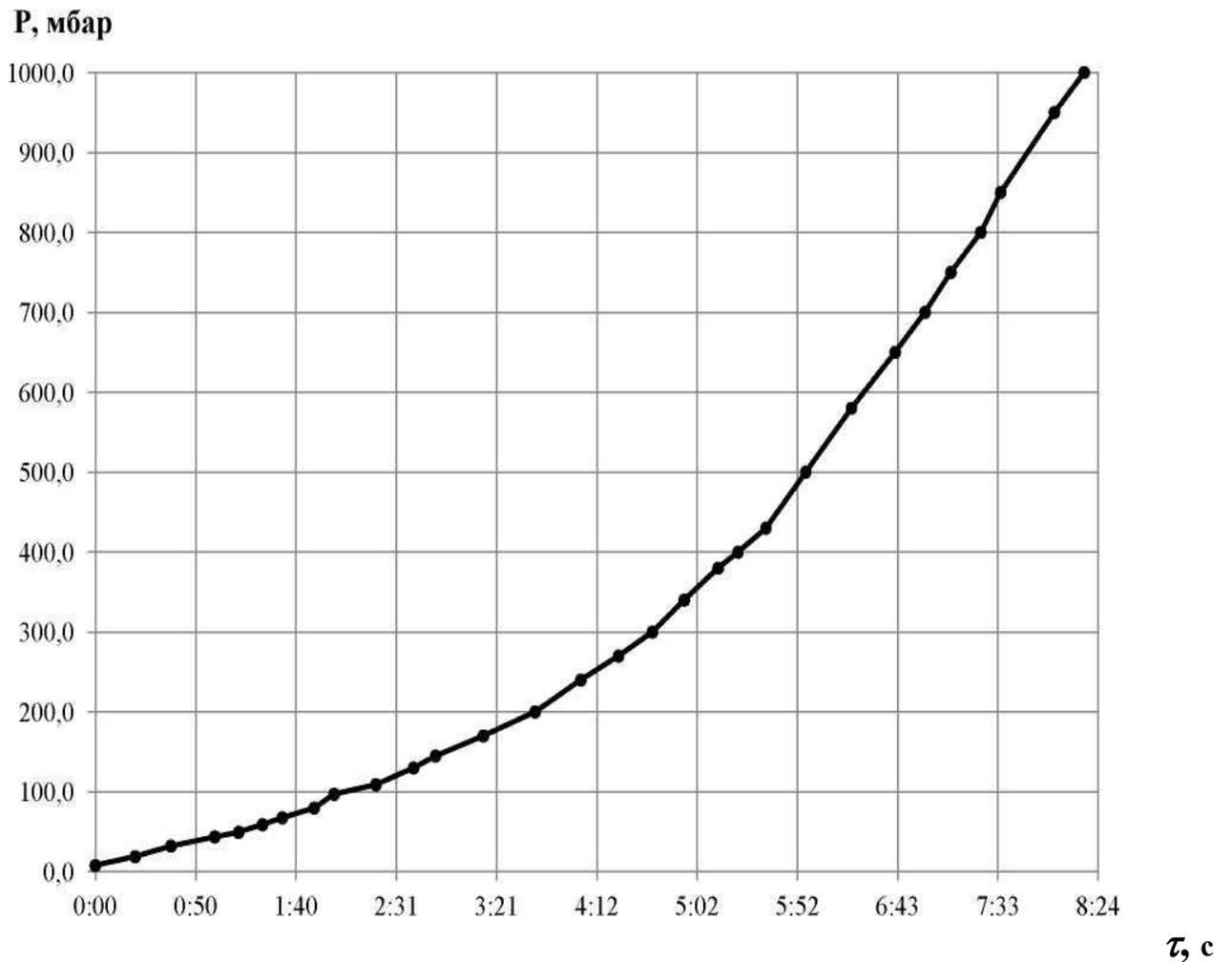


Рисунок 4.27 – Увеличение давления по времени в вакуумной камере

При подготовке птицы к стрельбе выяснилось, что при создании разрежения, птица значительно теряет массу - на 25 % при снижении давления до 200 мбар (Рисунок 4.28). Поэтому птица перед испытаниями упаковывается в полиэтиленовую пленку - пакет, препятствующую потере массы в вакуумной камере и брезентовый мешочек. После упаковки в полиэтиленовый пакет при создании такого же разрежения масса птицы снижается на 4÷5 г. В этом случае таким небольшим снижением массы птицы можно пренебречь при испытаниях на птицестойкость.

Калибровочные исследования проводятся для определения зависимости скорости полета снаряда (птицы) от давления воздуха (при выстреле). Они включали в себя две серии выстрелов. Для проведения калибровочных исследований в

вакуумной камере устанавливается специальная мишень.

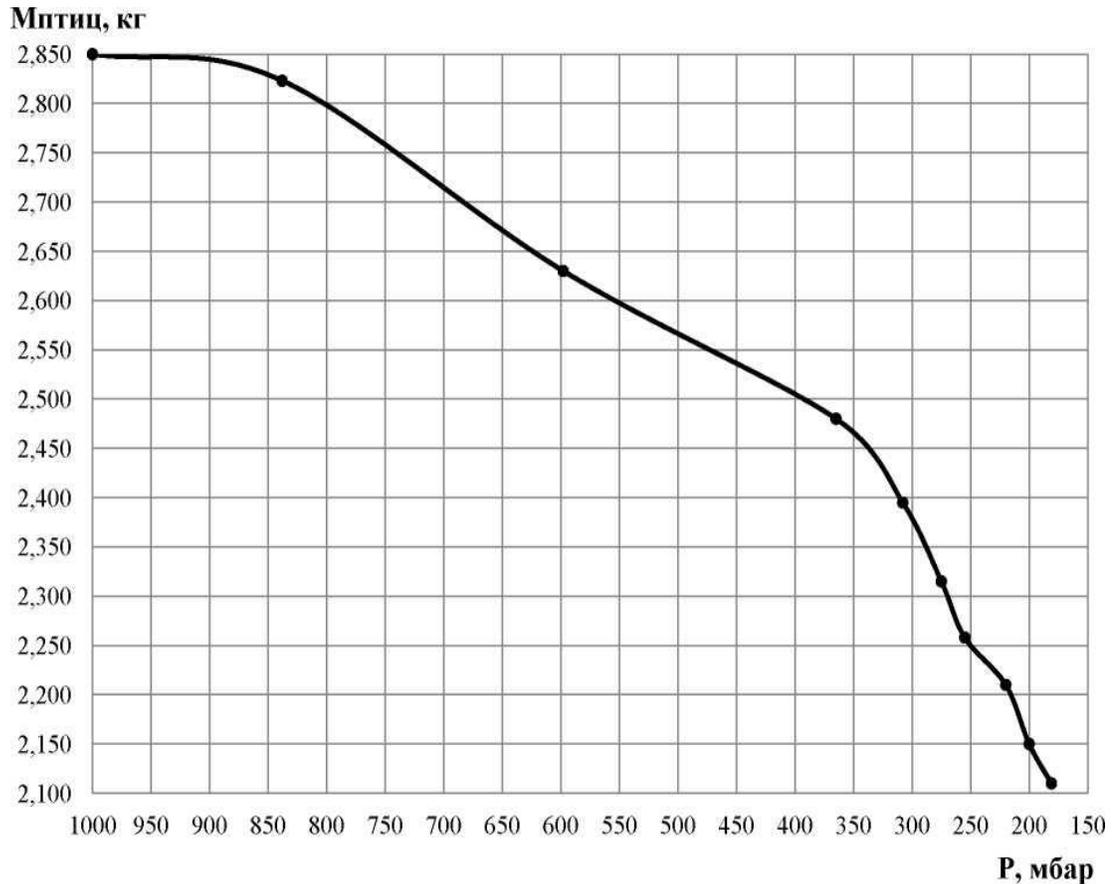


Рисунок 4.28 – Уменьшение массы птицы в зависимости от разрежения давления

В первой серии выстрелов снаряд состоял из гильзы и имитатора птицы. Имитатор представлял собой набор резиновых дисков, помещенных в мешок. Использовалась укороченная гильза из углепластика. Имитатор был привязан к гильзе через проделанные отверстия в дне гильзы. В ходе исследований проведено четыре выстрела имитатором с гильзой без гильзоулавливателя (масса заряда 3.2 кг) и один выстрел с гильзоулавливателем в условиях соответствующих натурным испытаниям (масса заряда 2.2 кг).

Вторая серия калибровочных исследований выполнялась птицей массой 2.6 кг. По результатам трех выстрелов составлена калибровочная зависимость скорости движения птицы в зависимости от величины давления сжатого воздуха (при

выстреле), деленного на массу заряда (птица + гильза). Определив величину $P/M_{\text{зар}} = 1.28$, были выполнены еще три выстрела, направленные на подтверждение полученного значения.

Калибровочные зависимости для стрельбы имитатором и птицей представлены на Рисунках 4.29 и 4.30. Полученную в ходе экспериментов калибровочную зависимость удобно использовать при выполнении испытаний лопаток вентилятора на удар птицы для назначения давления ресивера пушки с учетом известной массы подготовленного заряда в диапазоне скоростей 100-115 м/с.

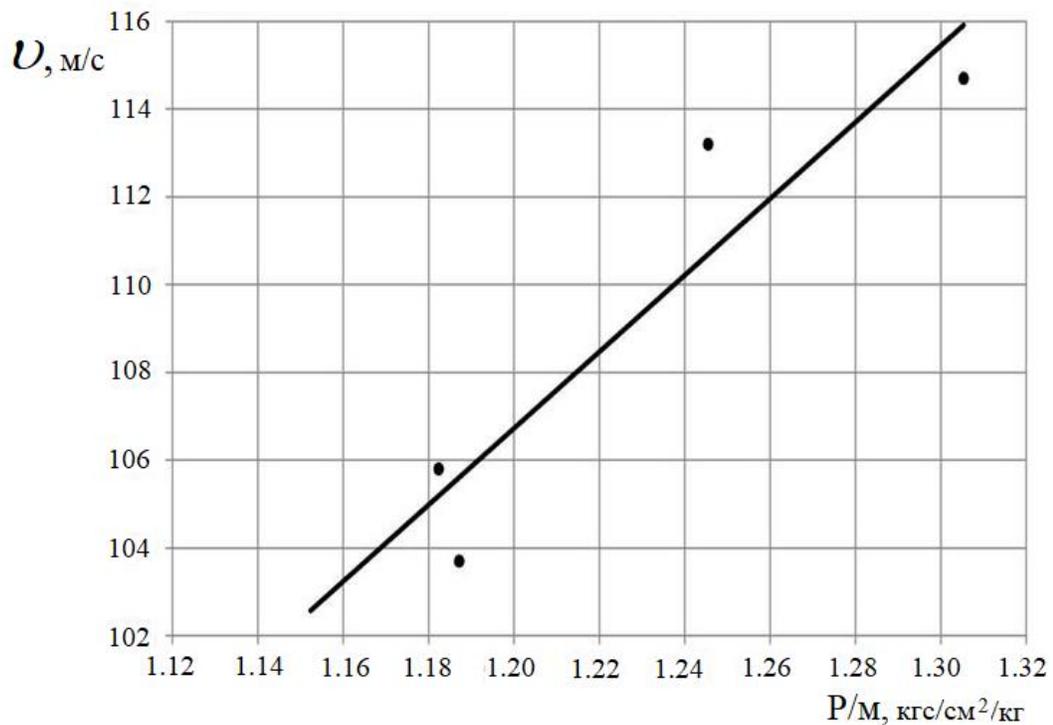


Рисунок 4.29 – Зависимость скорости полета имитатора от отношения давления к массе заряда (3.2 кг)

При испытаниях необходимо получить заданную скорость птицы, поэтому на стенде должны быть надежные измерители скорости.

Измерение скорости птицы является важнейшей частью испытаний. Одновременно используются две измерительные системы: два оптических канала с лазерами и фотопреобразовательной техникой и высокоскоростные видеокамеры.

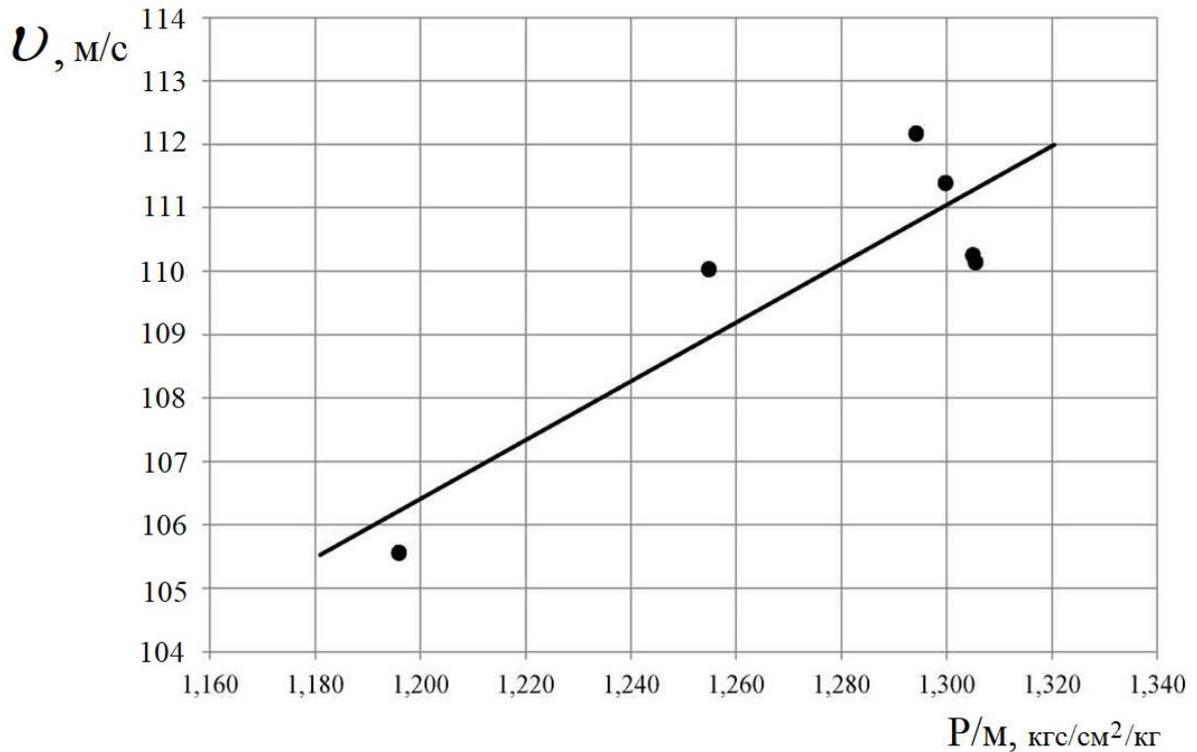


Рисунок 4.30 – Зависимость скорости полета птицы от отношения давления к массе заряда (3.1 кг)

Перед исследованиями на разгонной установке, производился расчет ударного взаимодействия лопаток вентилятора и птицы в программе ANSYS. По результатам моделирования повреждения получили 4 рабочие лопатки (Рисунок 4.31). Результаты натурных исследований сравнивались с результатами численного моделирования для подтверждения их достоверности.

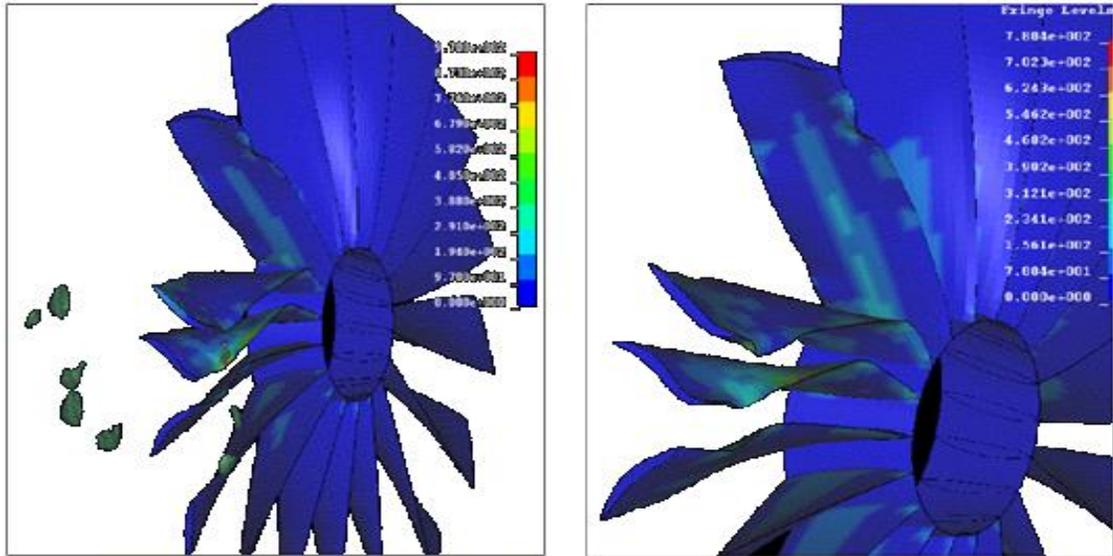


Рисунок 4.31 – Расчет ударного взаимодействия рабочего колеса вентилятора
и ПТИЦЫ

Для исследований на разгонной установке диск вентилятора с рабочими лопатками устанавливался в вакуумной камере (Рисунок 4.24) на подшипниковой опоре с приводом от электродвигателя мощностью 300 кВт, обеспечивающим частоту вращения ротора, свыше 4000 об/мин. Стрельба проводилась птицей массой 2.8 кг на скорости 110 м/с. В процессе испытаний с помощью высокоскоростной камеры получена картина ударного взаимодействия птицы с лопатками вентилятора (Рисунок 4.32).



Рисунок 4.32 – Картина взаимодействия птицы и лопаток рабочего колеса

Момент взаимодействия лопаток вентилятора с птицей показан на Рисунке 4.32. Испытания лопаток прошли успешно. Лопатки вентилятора выдержали удар. Причем количество лопаток (четыре лопатки), деформированных при взаимодействии с птицей, совпало с результатами расчетного моделирования птицестойкости. Что говорит о сходимости результатов реального испытания с результатами численного моделирования. Рабочее колесо вентилятора перед проведением испытаний и после него представлено на Рисунке 4.33.

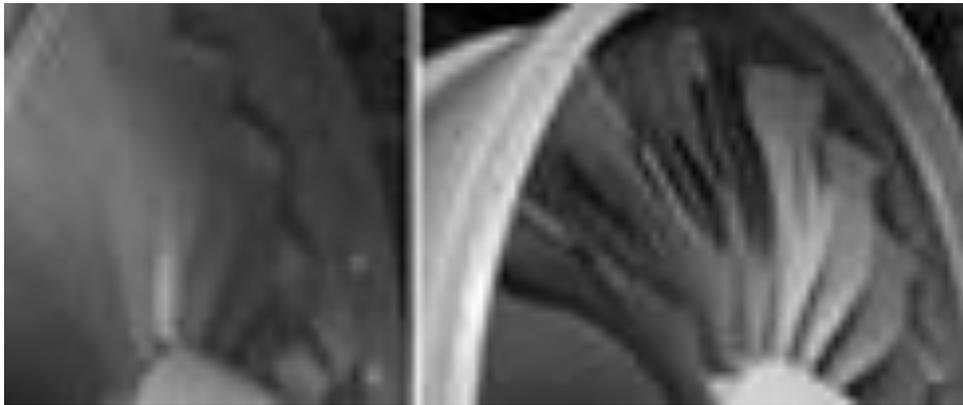


Рисунок 4.33 – Рабочее колесо вентилятора до и после эксперимента

В процессе эксперимента регистрировались динамические процессы изменения параметров электропривода, такие как ток, напряжение, мощность и частота вращения вентилятора. На основе зафиксированных данных построен график изменения основных параметров в момент столкновения с птицей (Рисунок 4.34).

На приведенном Рисунке 4.34 момент удара птицы по лопаткам вентилятора, произошедший на 5 секунде испытания, выделен жирной вертикальной линией. В результате удара произошло уменьшение частоты вращения ротора с 4070 до 3900 об/мин. Чтобы удержать заданную частоту система автоматического управления (САУ) увеличила мощность и ток. Потребляемая мощность выросла в 6,5 раз, а перегрузка по току со 120 А до 830 А (в 7 раз).

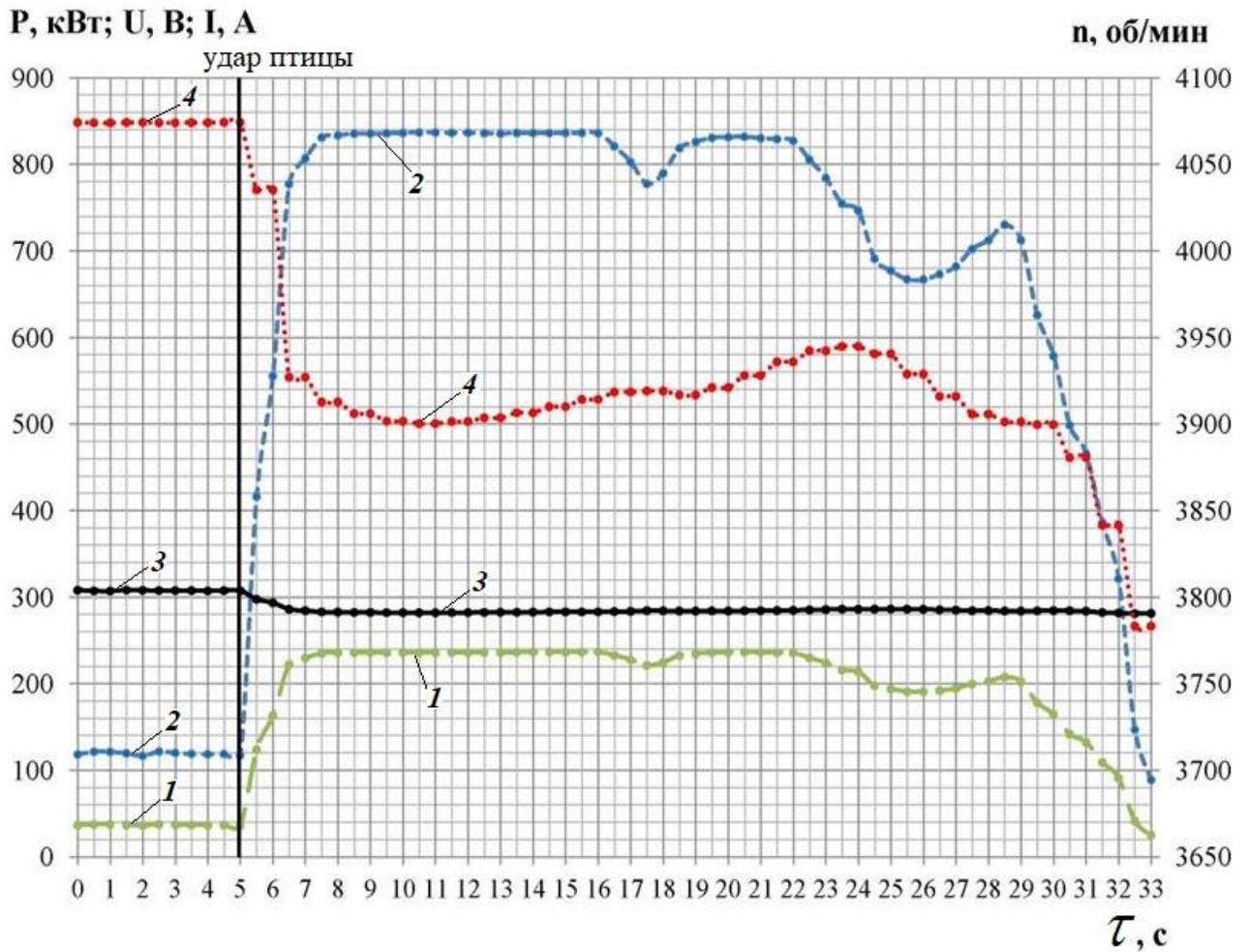


Рисунок 4.34 – Зависимости параметров электропривода до и после соударения птицы с лопатками рабочего колеса вентилятора: 1 - мощность, 2 – ток, 3 – напряжение, 4 – частота вращения лопаток колеса

Вибрационные нагрузки подшипниковой опоре по датчикам вибрации возросли до нескольких десятков g. Однако САУ все равно не удалось полностью восстановить частоту вращения. Приблизительно на 30 секунде была дана команда на отключение установки. Испытания прошли успешно. На графике Рисунка 4.35 отдельно представлено изменение частоты вращения ротора вентилятора в процессе всего испытания от начала раскрутки до полной остановки. Момент удара птицы изображен на Рисунке 4.35 в виде толстой вертикальной линии.

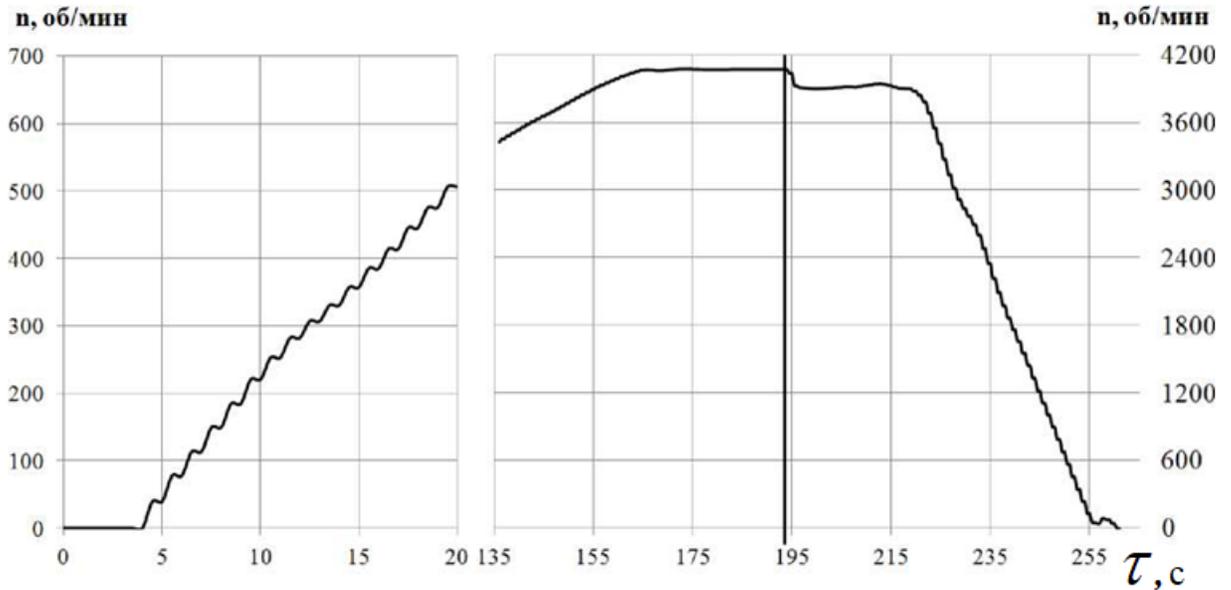


Рисунок 4.35 - Изменение частоты вращения вентилятора с момента начала испытаний до полной остановки после попадания птицы: удар птицы произошел на 194 секунде эксперимента

На Рисунке 4.36 представлены динамические процессы изменения параметров: изменения частоты вращения, мощности, напряжения и тока в процессе всего эксперимента от момента запуска электропривода, до момента отключения. На графике видно, что в момент достижения величины рабочего напряжения электропривода около 307 В происходит падение тока и мощности и выход их на номинальный режим. Время выхода установки на рабочий режим 170-175 секунд. Момент удара птицы зафиксирован на 194 секунде с начала испытания и обозначен пунктирной вертикальной линией на графике, при этом наблюдается скачок величины тока в пике до 837А и мощности электропривода до 237 кВт. Исходя из опыта проведения калибровочных и натурных исследований вращающегося колеса вентилятора были разработаны требования и рекомендации, которые необходимо учитывать при подготовке электропривода и других гибридных систем и установок с электродвигателем при проведении указанных исследований.

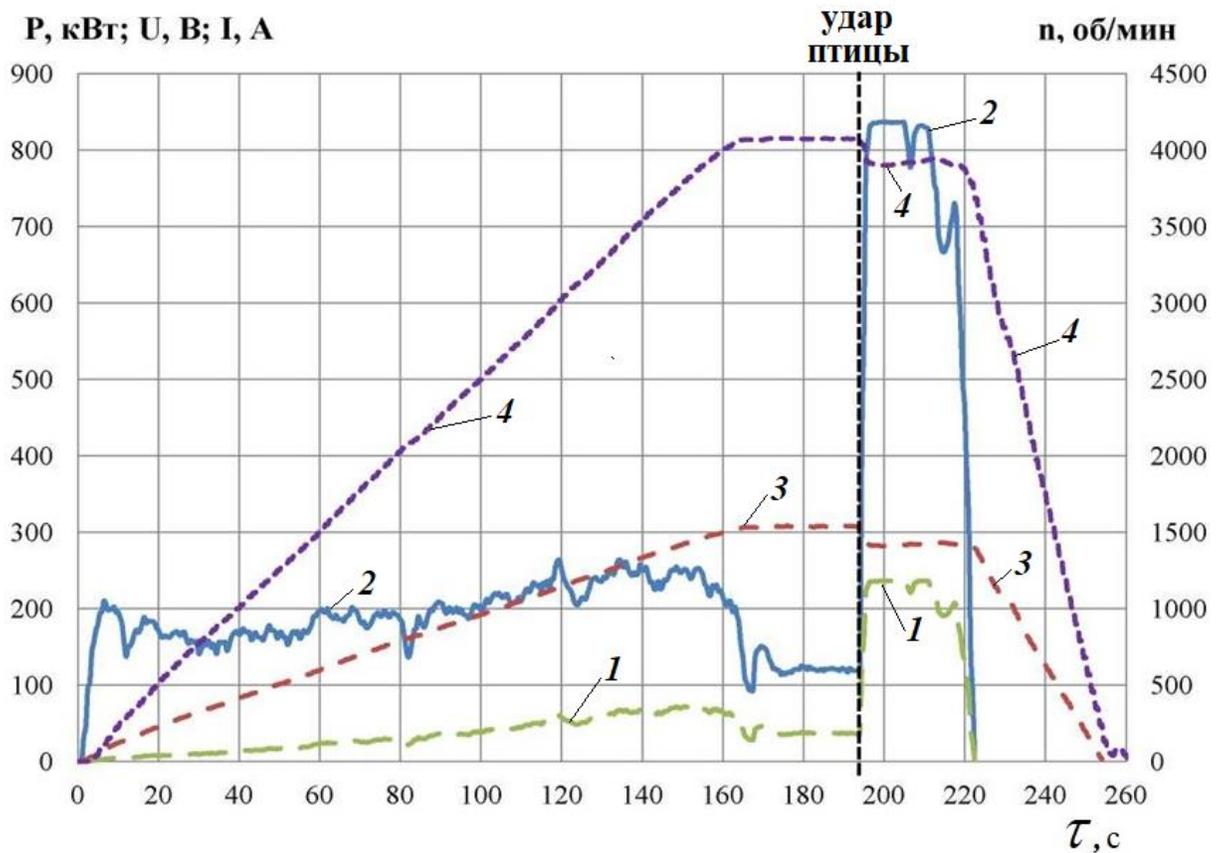


Рисунок 4.36 – Изменение мощности (1), тока (2), напряжения (3), частоты вращения (4) вентилятора в процессе всего эксперимента, включая момент запуска электропривода, выхода его на рабочий режим, попадания птицы на вход вентилятора и выключение установки

4.5 Заключение по Главе 4

1. Разработаны расчетно-экспериментальные методики исследований и оценки птицестойкости элементов авиационной техники.
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. Сравнение расчетных и экспериментальных данных по напряжениям в области удара птицы по лобовому стеклу показывает, что указанные данные согласуются с погрешностью, не более 10 %.

5. Сравнение расчетных и экспериментальных данных по перемещениям в области удара птицы по предкрылку показывает, что указанные данные согласуются с погрешностью, не более 10-12 %.

6. 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. Причем, 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.

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

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

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.

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 данном 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. Причем, 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 может быть ориентировано на разработку расчетно-экспериментальных методов исследований на птицестойкость элементов и конструкций летательных аппаратов и силовых установок, изготавливаемых с использованием композитных материалов.

Принятые сокращения

НЛГ – нормы летной годности

АП – авиационные правила

ЛА – летательный аппарат

САУ – система автоматического управления

НДС – напряженно-деформированное состояние

SPH – метод гидродинамики сглаженных частиц

NM – метод узловых масс

МАК – Международный авиационный комитет

FAA – Федеральным управлением гражданской авиации США

ALE – Лагранжева-Эйлера уравнение

EOS – уравнения состояния

ПММА – материал на основе полиметилметакрилата

DSGZ – модель упруго-пластического материала Дуана-Сайгала-Грейфа-Циммермана

MAGNA – компьютерная программа нелинейного конечно-элементного анализа

LS DYNA – пакет программ конечно-элементного анализа

ANSYS – пакет программ конечно-элементного анализа

EASA – Европейское агентство безопасности полетов

VZLÚ – Чешский центр аэрокосмических исследований

ASME – Американское общество инженеров-механиков

ASTM – Американское общество испытаний и материалов

STANAG – Соглашение по стандартизации

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Авиационные правила. Часть 25. Нормы летной годности самолетов транспортной категории. (утв. Постановлением 28-й сессии Совета по авиации и использованию воздушного пространства от 11.12.2008). – 2008.
2. Авиационные правила. Часть 33. Нормы летной годности двигателей воздушных судов. (утв. Постановлением 32-й сессии Совета по авиации и использованию воздушного пространства от 17.02.2012). – 2012.
3. Азаров Ю.А., Григорьев В.Д., Дзюба А.С., Дударьков Ю.И., Ишмуратов Ф.З., Камышов Ю.А., Козырев Н.Б., Меркурьев А.В., Панков А.В., Писарев В.С., Семышев С.В., Хватан А.М. Результаты применения программных продуктов фирмы MSC для моделирования и расчета характеристик деформируемых конструкций // Сборник докладов I всероссийской конференции пользователей программных продуктов фирмы MSC. 29 Октября 1998. – 1998. – С. 21-23.
4. Аунг К.М. Расчетно-экспериментальный метод исследования напряженно-деформированного состояния лопатки вентилятора при имитации удара с птицей // Девятые Колачѳвские чтения: материалы IX Всероссийской молодежной научно-практической конференции, посвященной 90-летию со дня рождения Ю.А. Гагарина. 4 апреля 2024 г. Москва. – 2024. – С. 90-91.
5. Аунг К.М., Лепешкин А.Р. Методика расчетного моделирования ударного динамического процесса и НДС лобового стекла самолета при испытаниях на птицестойкость // 51 школа-конференция «Актуальные проблемы механики» – Великий Новгород, 19 - 21 июня 2024 г. – 2024. – С. 15-16.
6. Аунг К.М., Лепешкин А.Р. Методика расчета напряженно-деформированного состояния 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.

7. Лили В., Сисюн Ч. и др. Исследование некоторых проблем динамики удара при столкновении птицы с лобовым стеклом самолета, движущегося с высокой скоростью // Перевод из журнала AIAA. – 1990. – 10 с.
8. Вышинский В.В. Столкновение самолета с птицей // Физический факультатив: Квант. – 2009. – №6. – С. 30-31.
9. Гинесин Л.Ю. Сравнение расчетных моделей анализа ударного взаимодействия лопасти ГТД с птицей // Четвертая Российская конференция пользователей программных продуктов фирмы MSC "MSC. Сборник докладов Форума. 25 Октября 2001 г. – 2001. – С. 22-28.
10. Голощапов В.Н., Лебединский В.И., Якоби В.Э., Янчина В.И. Некоторые результаты обобщения физических, геометрических и весовых характеристик птиц, необходимых для оценки динамических процессов при соударении с преградой // Защита материалов и технических устройств от птиц. Сер. Биологические повреждения. – М.: Наука, – 1984. – С. 201-214.
11. Динамика статистических показателей воздушного транспорта Российской Федерации в области столкновений с птицами. Вторая отраслевая конференция «Птицы и полеты авиации». – 2019. – 15 с.
12. Динамика статистических показателей воздушного транспорта Российской Федерации в области столкновений с птицами. Вторая отраслевая конференция «Птицы и полеты авиации». – 2021. – 16 с.
13. Дроздова О. Е., Олимов Б. В., Фейгенбаум Ю. М. Статический анализ эксплуатационных данных о повреждениях воздушных судов при столкновении с птицами. // Научный вестник ГосНИИ ГА. – 2017. – № 18. – С. 27-36.
14. Ивченко Д. В., Меркулов В. М., Сметанкина Н. В. Разработка модели птицы-ударника для математического моделирования процессов повреждения деталей турбореактивного двухконтурного двигателя // Авиационно-космическая техника и технология. – 2020. – № 8 (168). – С. 82-90.
15. Информация по безопасности полетов №11: письмо от 19 августа 2019 г. № Исх-27957/02/М-во транспорта Рос. Федерации, Федеральное Агентство Воздушный Транспорт. Ред. От 04.09.2019. – 2019. – 16 с.

16. Кирсанов А. Р., Кузьмин М. В. Валидация модели заброса птицы на вход в авиационный газотурбинный двигатель. // Научный вестник МГТУ ГА. – 2015. – № 212. – С. 120-126.
17. Кирсанов А.Р., Кузьмин М. В. Описание модели разрушения материала рабочих лопаток вентилятора. // Научный вестник ГосНИИ ГА. – 2014. – № 4. – С. 62-67.
18. Кирсанов А.Р., Кузьмин М.В. Расчетная оценка повреждаемости газотурбинного двигателя при попадании на вход птиц. // Научный вестник МГТУ ГА. – 2015. – № 212. – С.127-133.
19. Кирсанов А.Р., Кузьмин М.В. Численное моделирование деформирования рабочих лопаток КНД при попадании птицы на вход в ГТД // IV Международная научно-техническая конференция «Проблемы динамики и прочности в турбомашиностроении»: Сборник тезисов. – Киев. – 2011. – С. 101-102.
20. Колесников Ю. М. Столкновения самолетов с пернатыми нередко приводит к авариям. // Научный вестник авиации и космонавтики. – 2008. – № 1. – С. 52.
21. 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.
22. 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. – 110-118.
23. 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.
24. 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.

25. Лепешкин А.Р., Поперечный С.С., Ильинская О.И. Испытания авиационной техники на птицестойкость // Авиация и космонавтика. Тезисы 22-ой Международной конференции. Москва, – 2023. – С. 102.

26. Лепешкин А.Р., Ильинская О.И., Маликов С.Б. Динамика и прочность авиационных газотурбинных двигателей: учебное пособие. – М.: Изд-во МАИ, – 2020. – 100 с.

27. Лепешкин А.Р., Кувалдин А.Б. Скоростные режимы индукционного нагрева и термонапряжения в изделиях. М.: Инфра-М. – 2024. – 273 с.

28. Лепешкин А.Р. Технология разгонных испытаний рабочих колес ГТД из разных материалов на птицестойкость // Новые материалы и технологии – НМТ-2008. Материалы Всероссийской научно-технической конференции. В 3-х томах. Т. 2. – М.: ИЦ МАТИ. – 2008. – С. 83

29. Лепешкин А.Р. Исследования параметров стендовых систем при испытаниях рабочих колес ГТД // Сборник материалов КИМИЛА-2020. Дополнение к материалам IV Отраслевой конференции по измерительной технике и метрологии КИМИЛА-2020. Жуковский. ЦАГИ. 2021. С. 94-109.

30. Математическая статистика: Учебник для вузов / Под редакцией В.С. Зарубина, А.П. Крищенко. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана. – 2001. – 424 с.

31. Меркулов В. М., Шереметьев А. В., Петров А. В., Придорожный Р. П., Донченко В. В. Компьютерное моделирование ударного взаимодействия крупной птицы с рабочими лопатками вентилятора ТРДД. //Авиационно-космическая техника и технология. – 2017. – № 7 (142). – С. 76-83.

32. Моргачев К.В. Стендовые испытания авиационной техники на столкновение с посторонними предметами (птицестойкость) // Автоматизация в промышленности. – 2015. – № 10. – С. 32-25.

33. Нарыжный А. Г., Павленко В. Н., Светличный С. П. Анализ факторов, связанных со случаями попадания птиц в авиационных двигателе. //Авиационно-космическая техника и технология. – 2011. – № 6 (83). – С. 62-67.
34. Нихамкин М. Ш., Любчик О. Л., Воронов Л. В., Семенова И. В. Отработка способа моделирования повреждения лопадки вентилятора биомассой на основе бессеточного метода сглаженных частиц. // Вестник ПНИПУ, Аэрокосмическая техника. – 2012. – № 32. – С. 7–24.
35. Онгирский Г.Г., Шупиков А.Н. Угримов С.В. Экспериментальное исследование птицестойкости элементов конструкций самолета // Труды Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков. – 2011. – С. 49-59.
36. Островский Ю.И., Бутусов М.М., Островская Г.В. Голографическая интерферометрия -М: Наука, – 1977. – 339 с.
37. 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.
38. Прейс А. А., Федотов М. М., Анализ случаев столкновения самолетов с птицами. // Сборник трудов IX Международной научно-практической конференции, Актуальные проблемы и перспективы развития гражданской авиации. – 2020. – С. 44-50.
39. Птицестойкость авиационных газотурбинных двигателей: монография / под общей редакцией Б. Ф. Шорра. – Москва. – 2022. – 205 с.
40. Сайгина Л. С., Новоселов А. В., Расчет на птицестойкость элементов конструкции газотурбинных двигателей в трехмерной постановке с помощью численных методов моделирования. // сборник научных трудов XI Международной научно-практической конференции: Современные инструментальные системы, информационные технологии и инновации. – Том.4. МТО-15. – 2014. – С. 43-47.
41. Селезнев В.Г., Головченко И.Ю., Ильинская О.И. Определение декремента колебаний компрессорных и турбинных лопаток методом

голографической интерферометрии // *Авиационная промышленность*. – 2016. – № 4. – С. 17-20.

42. Семышев С.В. Численное моделирование с помощью MSC/DYTRAN процесса соударения птицы с элементом конструкции летательного аппарата // *Сборник докладов II всероссийской конференции пользователей программных продуктов фирмы MSC*. 28 Октября 1999 г. – 1999. – С. 41-44.

43. Сиротин Н. Н., Марчуков Е. Ю., Кирсанов А. Р. Кузьмин М. В. Особенности построения аналитической и численной модели птицы для моделирования повреждаемости газотурбинного двигателя при взаимодействии его с птицей. // *Научный вестник ГосНИИ ГА*. – 2016. – № 12. – С. 91-102.

44. Уилбек Дж.С., Ренд Дж.Л. Разработка модели птицы для ударных испытаний авиационных двигателей // *Энергетические машины*. – 1981. – Т. 103, – № 4. – С. 126–133.

45. Шершаков С.М., Лепешкин А.Р., Кулаков В.В., Петров СБ. и др. Устройство для заброса птиц и других посторонних предметов при испытаниях летательных аппаратов. Патент РФ № 2452931. – 2012. Бюл. – №16.

46. Шорр Б.Ф., Гладкий И.Л., Мельникова Г.В., Петров С.Б. Стендовые испытания по забросу птиц на невращающуюся лопатку вентилятора // *Авиационные двигатели*. – 2020. – № 1(6). – С. 31-38.

47. Шорр Б. Ф., Мацаренко В.С., Серебряков Н. Н., Проектно-экспериментальные работы по созданию установки для стендовых испытаний невращающихся лопаток на птицестойкость. // *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета*. – 2015. – № 3, – Ч.1. – С. 88-98.

48. Abrate S. Soft impacts on aerospace structures // *Progress in Aerospace Sciences*. – 2016. – Vol. 81. – 2016. – pp. 1-17.

49. Airoidi A., Cacchione B. Modelling of impact forces and pressures in Lagrangian bird strike analyses // *International Journal of Impact Engineering*. – 2004. – 32. – pp. 1651-1677.

50. Marco A., Luigi C, Fabio I., Marco M. Bird strike onto the composite intake of a turbofan engine // *5th European LS-DYNA users Conference*. – 2005. – pp. 55-57.

51. Arachchige B, Ghasemnejad H, Yasaee M. Effect of bird-strike on sandwich composite aircraft wing leading edge // *Adv Eng Softw.* – 2020. – 148. – 102839.
52. Aslam M.A., Rayhan S.B., Zhang K. Dynamic response of structurally reinforced wing leading edge against soft impact // *Aerospace.* – 2022. – 9(5). – P. 260.
53. ASTM F330-16, Standard Test Method for Bird Impact Testing of Aerospace Transparent Enclosures, ASTM International, West Conshohocken, PA, – 2016. – 85 p.
54. Audic S., Berthillier M., Bonini J. Prediction of bird impact in hollow fan blades // *American Institute of Aeronautics & Astronautics*, Yuntsville, Alabams, USA, – 2000. – 9 p.
55. Saeed B., Ahsan N., Farhan R.A., Ihsan H., Abdullah M.S. Numerical study on the critical frequency response of jet engine rotors for blade of conditions against bird strike. *Appl. Sci.* – 9. – 5568. – 2019.
56. Baughn T.V., Graham L.W. Simulation of a birdstrike impact on aircraft canopy material. // *J. Aircraft.* – 1988. V. 25 (7). – pp. 659-664
57. Bin Wu, Reza Hedayati, Zhehua li, Mahsa Aghajanjpour, Guichang Zhang, Junhong Zhang and Jiewei Lin. Effect of impact and bearing parameters on bird strike with aero-engine fan blades, *MDPI.* – 2022. – 12(7). – pp. 1-20.
58. Bird Ingestion Certification Standard, U. S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration, AC – No: 33.76-1B, –2023. – 52 p.
59. Richard B. The Development of a substitute artificial bird by the international bird strike research group for use in aircraft component testing // *International Bird Strike Committee*, Amsterdam, – 2000. – IBSC25/WP-IE3. – pp. 544-550.
60. Kelly C.S., Charles L., Dorothy C.V. Aircraft Engine Blade-Out Dynamics, 7th International LS-DYNA Users Conference. – 2015.
61. Certification specifications and acceptable means of compliance for engines (CS-E). European Union Aviation Safety Agency. Amendment 5, 13 December 2018. – 2018. – 225 p.

62. Challita A., West B. Effects of bird orientation at impact on load profile and damage level // USAF Fit. Dyn. Lab. – 1980. – 85 p.
63. Chuan Z., Xiang-hua J., Xiang-hai C., Tong-cheng S. TC4 Hollow Fan Blade Structural Optimization Based on Bird-Strike Analysis // Procedia Engineering. – 2014 – Vol. 99, – No. 2015, – pp. 1385–1394.
64. 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 // Proc. Inst. Mech. Eng., Part G: J Aerosp. Eng. – 2019. – 233 (14). – pp. 5150-5163.
65. Demers C. Large air transport jet engine design considerations for large and for flocking bird encounters // Proc., 11th Joint Meeting of Bird Strike Committee. Victoria BC, Canada. East Hartford, CT: Pratt and Whitney. – 2009. – 11 p.
66. Di Caprio F., Cristillo D., Saputo S. et al. Crashworthiness of wing leading edges under bird impact event // Compos. Struct. – 2019. – 216 (February). – pp. 39-52.
67. Doubrava R., Oberthor M., Raška J., Bělský P., Doubrava K., Dvořák M. Verification and numerical simulation of advanced composite inlet in compliance of airworthiness impact requirements // 13th Research and Education in Aircraft Design Conference. Brno, Czech Republic, 7th - 9th November 2018. – 2018. – pp. 7-14.
68. European Aviation Safety Agency, CS-25.631 Bird strike damage – certification specifications and acceptable means of compliance for large aeroplanes, Annex to ED Decision 2011/004/R. – 2011. – 1 p.
69. Federal Aviation Administration, Dept. of Transportation. Bird strike damage. Part 25 Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes, Sec. 25.631, 2003. Washington, D.C. – 2003. – 140 p.
70. Federal Aviation Regulations, Part 25. Airworthiness Standards, Transport Category Airplanes, FAA. – 1991. – 110 p.
71. Georgiadis S., Gunnion A.J., Thomson R.S., Cartwright B.K. Birdstrike simulation for certification of the boeing 787 composite moveable trailing edge // Comput. Struct. – 2008. – 86. – pp. 258-268.
72. Gong Y., Qian C. New model of bird impact response analysis and its engineering solution // ICAS-1992. – 1992. – ICAS-92-6.7.2. – pp. 1476-1481.

73. Yella G., Jadhav P., Lande C. Bird-strike analysis on hybrid composite fan blade: blade-level validation // *Aerospace*. – 2023. – 10, – 435, MDPI, Basel, Switzerland, –13 p.
74. Guida M., Marulo F., Belkhefha F.Z. et al. A review of the bird impact process and validation of the SPH impact model for aircraft structures // *Prog. Aerosp. Sci.* – 2022. – 129. – 100787.
75. Guida M., Marulo F., Meo M. and Riccio M. Analysis of bird impact on a composite tailplane leading edge // *App. Comput. Mat.*, – 2008. – 15 (4-6). – pp. 241-257.
76. Guida M., Marulo F., Meo M., Russo S. Certification by birdstrike analysis on C27J fullscale ribless composite leading edge // *Int. J. Imp. Eng.*, – 2013. – 54. – pp. 105-113.
77. Guida M, Marulo F, Meo M, et al. SPH - Lagrangian study of bird impact on leading edge wing // *Compos Struct.* – 2011. – 93(3). – pp. 1060-1071.
78. Guida M., Marulo F., Polito T. et al. Design and testing of a fiber-metal-laminate bird-strike-resistant leading edge // *J. Aircraft.* – 2009. – 46(6). – pp. 2121-2129.
79. Hedayati R., Ziaei-Rad Saeed. Effect of bird geometry and orientation on bird-target impact analysis using SPH method // *International Journal of Crashworthiness*, – 2012. – Vol. 17. – No. 4. – pp. 1-15.
80. Naidan H., Yulong L., Jun L. Numerical simulation of bird impact on hollow blades of titanium fan assembly // *Journal of Aerospace Engineering.* – 2019. – 32(4). – pp. – 89-99.
81. Howard A. Samuel, Hammer T. Jeremiah, Carney S. Kelly., Pereira J. Michael. Jet engine bird ingestion simulations: comparison of rotating to non-rotating fan blades. ASME turbo Expo 2013: Turbine technical conference and exposition, Texas, USA, – 2013. – GT2013-95998. – 20 p.
82. Husainie S. Bird Strike and Novel Design of Fan Blades. In *Proceedings of the 2017 Science in the Age of Experience*, Chicago, IL, USA, 15–18 May 2017. – 2017. – pp. 26-40.

83. Jadhaf P. Design Methodologies for Composite Structures in Aircraft Engines. In *Advanced Composites in Aerospace Engineering Applications // Springer International Publishing: Cham, Switzerland. – 2022. – pp. 93-108.*
84. Jadhav P. Feasibility of Composite Compressor Blade Using Sub-element Level Bird Strike Tests and Analysis // *Recent Advances in Applied Mechanics; Springer: Singapore. – 2022. – pp. 195-209.*
85. Jadhaf P. Trailing Edge Feasibility for Aircraft Engine Composite Fan Blade // *Mater. Sci. Forum. – 2022. – 1060. – pp. 51-56.*
86. Jin Y. A review of research on bird impacting on jet engines, IOP Conference Series: Materials science and engineering, volume 326, 3rd International Conference on Mechanical and Aeronautical Engineering (ICMAE 2017), Dubai, UAE, – 2017.
87. Kim M., Zammit A. and Bayandor J. Bird Strike Damage Tolerance Analysis of Composite Turbofan Engines, 27th Congress of the international Council of the Aeronautical Sciences, Proceedings of ICAS-2010, Nice, France. – 2010. – pp. 19-24.
88. Lakshman N., Raj R., Mukkamala Y. Bird strike analysis of jet engine fan blade. IEEE Aerospace Conference, USA. – 2014. – pp. 68-73.
89. Lavoie M.A., Gakwaya A., NejadEnsan M., Zimcik D.G. Validation of Available Approaches for Numerical Bird Strike Modeling Tools // *International Review of Mechanical Engineering (IREME). – 2017. – 1(4). – 11 p.*
90. Liu J., Li Y., Yu X. et al. A novel design for reinforcing the aircraft tail leading edge structure against bird strike // *Int. J. Impact Eng. – 2017. – 105. – pp. 89-101.*
91. LS-DYNA. Keyword user's manual. Version 971 R6.1.0// Livermore Software Technology Corporation (LSTC), – 2012. – P. 1953.
92. Ludovic B., Michel B., Jean-Francois F. Bird strike shielding materials: development of a high velocity impact test platform // *SAMPE Europe. – 2015. – 8 p.*
93. Luo G., Ma C., Chen W., Liu L., Zhenhau Z.. Transient analysis and safety assessment –of turbofan engine structures during bird ingestion. *Hindawi, International journal of aerospace engineering, Egypt. – 2020. – Article ID 7404587. – 17 p.*

94. Mao R.H., Meguid S.A., Ng T.Y. Effects of incidence angle in bird strike on integrity of aero-engine fan blade // *Int. J. Crashworth.* – 2009. – pp. 295-308.
95. Mao R. H., Meguid S.A., Ng T.Y.: Finite element modeling of a bird striking an engine fan blade // *AIAA J. Aircr.* – 2007. – 44(2). – pp. 583-596.
96. Mao R. H., Meguid S. A., Ng T. Y. Transient three dimensional finite element analysis of a bird striking a fan blade // *International journal of mechanics and materials in design.* – 2008. – V. 4. – pp. 79-96.
97. Maragakis I. Bird population trends and their impact on Aviation safety 1999-2008 // *Safety Analysis and Research E.T004-00.* European Aviation Safety Agency. – 2009. – 5 p.
98. Meguid S.A., Mao R.H., Ng T.Y. FE analysis of geometry Effects of an artificial bird striking an aero engine fan blade // *Int. J. Impact Eng.* – 2008. – 35. – pp. 487-498.
99. McCarty R.E., Gran M.G., Baruch M.J. MAGNA non-linear finite element analysis of T-46 aircraft windshield bird impact // *AIAA.* –1986. – AIAA-86-2732. – 10 p.
100. 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 // *Appl. Compos. Mater.* – 2004. – 11(5). – pp. 317-340.
101. Merculov V., Kostin M., Martynenko G., Smetankina N., Vfirtyenko V. Force simulation of bird strike issues of aircraft turbojet engine fan blades // *International conference on reliable systems engineering (ICoRSE).* – Bucharest. – Romania. – 2021.
102. Shah M., Soni D., Sutariya R., Varma Y. Effect of cumulative stress in jet engine blade due to bird strike impact at high altitude // *International journal of research in aeronautical and mechanical engineering.* –2019. – Vol. 7. – pp. 25-31.
103. Monaghan J.J. Smoothed particle hydrodynamics // *Ann. Rev. Astron. Astrophys.* – 1992. – 30, – pp. 543-574.
104. Prakash R. A study on bird impact damages on shrouded fan blades of an aero-engine // *Proceedings of the ASME 2013 Gas Turbine India Conference.* –2013. – V001T05A022. – 10 p.

105. Rangaiah B., Jeevarathinam D., Samikkannu R, Karisiddappa. High-Velocity Impact Studies on Scaled Leading Edges of Horizontal Tail with Smart Composite Layers // *Advances in Aerospace Science and Technology*. – 2022. – 7, – pp. 32-51.
106. Rzadkowski R., Gnesin V., Drewczyński M., Szczepanik R. Aeroelasticity analysis of rotor blades in the first two stages of axial compressor in the case of a bird strike // *International Journal of Mechanical and Mechatronics Engineering*. – 2013. – Vol. 7, –No. – 3.
107. Saputo S, Sellitto A, Riccio A, et al. Crashworthiness of a composite wing section: numerical investigation of the bird strike phenomenon by using a coupled eulerian–lagrangian approach // *J Mater Eng Perform*. – 2019. – 28(6). – pp. 3228-3238.
108. Selezneva M., Stone P., Moffat T. et all. Modeling Bird Impact on a Rotating Fan: The Influence of Bird Parameters // *11th International LS-DYNA Users Conference*, June 6-8. – Dearborn, – 2010. – pp. 37-46.
109. Shahimi Sharis-Shazzali, Abdullah Nur Azam, Hrairi Meftah, Meor Iqram Meor Ahmad. Numerical investigation on the damage of whirling engine blades subjected to bird strike impact // *J Aeronautics, Astronautics and Aviation*. – 2021. – 53(2). – pp. 193-200.
110. Shahimi Sharis-Shazzali, Abdullah Nur Azam, Hrairi Meftah, Ameen Topa, Ahmad Faris Inmail. Numerical modelling of bird strike on rotating engine blades based on variation of porosity density // *IIUM Engineering Journal*. – 2022. – Vol.23, – No.1, Malaysia.
111. Shorr B., Melnikova G., Tishchenko N. Numerical and Experimental Analysis of a Large Bird Impact on Fan Blades for the Certification Purpose. Russia. International Bird Strikes Committee, Athens 23-27 2005. – 2005. – IBSC27/WP VII-3. – 8 p.
112. Shorr B.F., Serebriakov N.N., Melnikova G.V. et al. Computational and experimental study of bird failure at different speeds of collision with a flexible plate // *The International Conference on Aviation Motors (ICAM 2020)*. *Journal of Physics: Conference Series*. – 2021. – Vol. 1891. – 012050. – 20 p.

113. Shorr B.F., Inosemtzev A.A., Rudavetz V.A. Numerical and experimental analysis of the bird strike fan resistance // Bird Strike Committee Europe Proceedings and Working Papers 22nd Meeting, Vienna. – 1994. – pp. 491-498.

114. Sinha K.S., Turner K.E., Jain N. Dynamic loading on turbofan blades due to bird strike. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power // ASME 2011 Turbo Expo: Turbine Technical Conference and Exposition. – 2011. – 133(12). – GT2011-45572. – pp. 1017–1031.

115. Sinha K.S. Transient Dynamics of Slicing-Impact Loading on Jet Engine Fan Blades during a Bird-strike // Event, 5th International LS-DYNA. Users Conference, Detroit, USA, 2011. – 133(12). – pp. 1-16.

116. Smetankina N., Kravchenko I., Merculov V. et al. Modelling of Bird Strike on an Aircraft Glazing // Integrated Computer Technologies in Mechanical Engineering. Series “Advances in Intelligent Systems and Computing”. – Vol. 1113. – Springer: Cham, – 2020. – pp. 289-297.

117. Shmotin Y.N., Chupin P.V., Gabov D.V., Ryabov A.A., Romanov V.I. Bird strike analysis of aircraft engine fan // 7th European LS-DYNA Users’ Conference. – 2009. – pp. 54-62.

118. Souli M. Smooth Particle Hydrodynamics SPH Method in LS-DYNA. STRELA. – 2012. – pp. 23-31.

119. Owens S.D., Caldwell E.O., Woodward M.R. Bird strike Certification Tests of F-35 Canopy and Airframe Structure // Aircraft Structural Integrity Program (ASIP) Conference. –2009. – pp. 45-54.

120. Su K., Bai R., Bai H. Numerical research on the effect of aircraft leading-edge curvature on bird strike resistance // J. Phys. Conf. Ser. – 2021. – 1798(1). – 012044.

121. Youchao S., Yuemei Z, Yadong Z., Haitao Z., Haijun Z., Kun Y. Evaluating Impact Damage of Flat Composite Plate for Surrogate Bird-Strike Testing of Aero engine Fan Blade // J. Compos. Sci. –2021. – 5(7). – pp. 171-180.

122. Cheng-Ho T., Smith M.R. Accurate Bird strike simulation methodology for BA609 Tilt rotor // American Helicopter Society, 64th Annual Forum, Montréal, Canada, April 29 – May 1, – 2008. – 56(1). – pp. 12007-1-12007-10.

123. TUSAŞ Unveiled its bird strike Test Center. – 2022. – 4 p.
<https://turdef.com/article/tusas-unveiled-its-bird-strike-test-center>.
124. Vignjevic R., Orłowski M., Vuyst T.D., Campbell J.S. A parametric study of bird strike on engine blades // *International Journal of Impact Engineering*, – 2013, – Vol. 60. – pp. 44–57.
125. Vignjevic R., Reveles J.R., Campbell J. SPH in a total Lagrangian formalism // *CMC-Tech Sci. Press.* – 2006. – V. 14. – No. 3 – pp. 181-198.
126. Wang F., Yue Z. Numerical simulation of damage and failure in aircraft windshield structure against bird strike // *Mater Des.* – 2010. – 31(2). – pp. 687–695.
127. Wilbeck J.S. Impact Behavior of Low Strength Projectiles // *Air Force Materials Laboratory.* – 1978. – 10 p.
128. Wilbeck J.S., Rand J.L. The development of a substitute bird model // *ASME Eng. Power.* – 1981. – Vol. 103/725. – pp. 1-6.
129. Wildlife strike analyses 2008 - 2015 (IBIS) // *International Civil Aviation Organization.* – 2017. – EB 2017/25.– 30 p.
130. Wildlife strike analyses 2016 - 2021 (IBIS) // *International Civil Aviation Organization.* – EB 2023/30. – 2023. – 20 p.
131. Wisnom M.R. Prediction of penetration of curved metal stiffened panels due to birdstrike // *The Aeronautical Journal*, November. – 2016. – 94(939). – pp. 313-317.
132. Zakir S.M., Li Y. Dynamic response of the leading edge wing under soft body impact // *Int. J. Crashworthiness.* – 2012. – 17(4). – pp. 357– 376.
133. Zbrowski A. Research Instruments for Aircraft Impact Tests // *BiTP.* – 2014. – Vol. 35. – Issue 3. – pp. 61-71.
134. Zbrowski A., Samborski T., Zacharski S. The method for high-energy throwing of the objects in impact testing // *Instytut Technologii Eksploatacji Radom. Poland.* – 2012. – pp. 619-627.
135. Zhang D., Qingguo F. Effect of bird geometry and impact orientation in bird striking on a rotary jet-engine fan analysis using SPH method // *Aerosp. Sci. Technol.* – 2016. – V. 54. – pp. 320-329.

136. Zhang Z., Yao W. Research on dynamic analysis of bird impact on aircraft windshield // *Acta Aeronautica ET Astronautica Sin.* – 2004. – 25(6). – pp. 577-580.

137. Zhou Y., Sun Y., Huang T. Impact responses of slender composite plates for bird-strike testing of fan blades // *Latin American Journal of Solids and Structures.* –2019. – Volume 16, – No. 9. – pp. 1-12.

138. Zhu S., Tong M., Wang Y. Experiment and Numerical Simulation of a Full-Scale Aircraft Windshield Subjected to Bird Impact // 50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. 4 - 7 May 2009, Palm Springs, California. – 2009. – AIAA 2009-2575. – pp. 1-9.