

На правах рукописи



Чухлебов Руслан Владимирович

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНО-ТЕОРЕТИЧЕСКИЙ МЕТОД ОЦЕНКИ
ВИБРАЦИОННОЙ ПРОЧНОСТИ АВИАЦИОННЫХ ИЗДЕЛИЙ
ПРИ ДЕЙСТВИИ ПОЛЕТНЫХ НАГРУЗОК**

Специальность 01.02.06 – Динамика, прочность машин, приборов
и аппаратуры

Автореферат диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва – 2019

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном учреждении высшего образования «Национальный исследовательский университет «МЭИ».

Научный руководитель: **Чирков Виктор Петрович**
доктор технических наук, профессор, профессор кафедры «Робототехника, мехатроника, динамика и прочность машин» Федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Национальный исследовательский университет «МЭИ»

Официальные оппоненты: **Геча Владимир Яковлевич**
доктор технических наук, профессор, заместитель генерального директора Акционерного общества «Научно-производственная корпорация «Космические системы мониторинга, информационно-управляющие и электромеханические комплексы имени А.Г. Иосифьяна»

Фельдштейн Валерий Адольфович

доктор технических наук, главный научный сотрудник Акционерного общества «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения»

Ведущая организация: **Федеральное государственное унитарное предприятие «Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем»**

Защита состоится 12 февраля 2020 г. в 15 ч. 00 мин. на заседании диссертационного совета Д 212.125.05, созданного на базе ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)», по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» https://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=107925

Автореферат разослан «__» _____ 2019 г.

Отзывы на автореферат в двух экземплярах, заверенные печатью учреждения, просьба направлять по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4, отдел ученого и диссертационного советов

Ученый секретарь
диссертационного совета



Г.В. Федотенков

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

В условиях современных требований к увеличению ресурса конструкций проблема обеспечения надежности и безопасности применения авиационных изделий на этапе совместной эксплуатации с самолетом-носителем имеет актуальное значение. При совместной эксплуатации изделия подвергаются действию комплекса динамических нагрузок, которые могут вызывать разрушение элементов конструкции изделия до исчерпания назначенного ресурса. При этом опасность представляет не только разрушение изделия, но и возможное повреждение носителя. Наиболее нагруженными элементами конструкции изделия, в которых наиболее вероятны разрушения в результате действия циклически изменяющихся нагрузок, являются их несущие поверхности (крылья, перья и рули).

Для оценки надежности и подтверждения ресурса проводятся лабораторные вибрационные испытания, которые имеют значительную стоимость и продолжительность. Испытания изделий проводятся на специальных виброустановках, имитирующих условия, близкие к условиям эксплуатации. Для реализации разнообразных программ испытаний виброустановки комплектуются сложной задающей и измерительной аппаратурой.

Обеспечение требуемого качества изделий напрямую зависит от степени совершенства методов вибрационных испытаний, которые являются основным способом контроля надежности. При эксплуатации авиационной техники наиболее распространенным видом нагрузки является широкополосная случайная вибрация (ШСВ). Применение этого вида испытаний дает возможность сократить время по сравнению с испытаниями на качающейся частоте. Это происходит за счет ужесточения условий, обуславливаемых тем, что при случайной широкополосной вибрации все резонансные частоты испытываемого изделия возбуждаются одновременно. Одновременное возбуждение всех резонансов испытываемого изделия позволяет выявить их взаимное влияние, что невозможно при других видах испытаний.

Изучением вопроса поведения конструкции при различных типах динамического нагружения, а также совершенствованием методов и средств экспериментальных исследований в последнее время занимались А.С. Сидоренко, А.И. Гудков, М.Д. Клячко, И.Н. Овчинников, М.З. Коловский, С.К. Арутюнов, Tom Irvine, Matjaz Mrsnik, Janko Slavic and Miha Boltezar, Jaap Wijker и др.

Приоритетными считаются режимы испытаний, которые сформированы по результатам измерений, полученных при специальных летных испытаниях на режимах, учитывающих все эволюции типовых полетов носителей. Такой вид нагружения позволяет достигать уровней напряжений, соответствующих реальным уровням при совместной эксплуатации с носителем, а также решать вопросы прогнозирования долговечности объектов авиационной техники при существенном снижении стоимости, сокращении продолжительности и повышении достоверности результатов испытаний.

Изучением проблем оценки долговечности конструкций при действии случайного нагружения занимались такие российские ученые-исследователи как В.В. Болотин, В.П. Когаев, В.Л. Райхер, С.В. Серенсен, В. Н. Стебнев, В. Е. Стрижиус, С. В. Бутушин, В. В. Никонов и др. Ведущими иностранными деятелями в вопросах изучения усталости являются О. Н. Basquin, А. М. Miner, W. Weibull, L. F. Coffin and S. S. Manson, M. W. Brown and K. J. Miller.

Однако, в настоящее время испытания на вибропрочность, виброустойчивость, а также испытания по подтверждению ресурса авиационных изделий в большинстве своем проводятся на режимах, приведенных в государственных и отраслевых стандартах, учитывающие лишь динамическую составляющую нагружения конструкции при эксплуатации. Испытания на действие аэродинамических нагрузок проводятся отдельно от вибрационных испытаний, при этом аэродинамические нагрузки заменяются действием квазистатических сил. Вследствие такого разделения испытаний возникает проблема определения реального напряженно-деформированного состояния конструкции, соответствующего действию эксплуатационных нагрузок.

Для получения адекватных оценок долговечности и виброн нагруженности авиационных конструкций необходимо разработать экспериментально-теоретический метод оценки вибрационной прочности авиационных изделий при действии полетных нагрузок, что подтверждает большую **значимость** проведенных исследований и является **актуальной** задачей в данное время. Разрабатываемый метод, включающий формирования режимов нагружения при испытаниях конструкций авиационных изделий, должен учитывать долевого состав эксплуатационной нагруженности (вибрационные и аэродинамические нагрузки), именно он определяет не только вид и характер разрушений по месту возникновения и направлению развития усталостных трещин, но также виды и очередность появления разрушений.

Степень разработанности темы исследования. В настоящее время отсутствуют методы, которые позволяют формировать режимы вибрационных испытаний авиационных изделий на действие полетных нагрузок, учитывающие долевого состав нагружения при транспортировке самолетом-носителем, а также давать достоверную оценку долговечности конструкции на основе результатов проведения лабораторных ресурсных испытаний на выявленных режимах нагружения.

Целью диссертационной работы является разработка и реализация экспериментально-теоретического метода оценки вибрационной прочности авиационного изделия, подвергнутого действию полетных нагрузок, а также расчетно-экспериментальная оценка долговечности конструкции.

Для достижения поставленной цели, проведены численные исследования, направленные на определение динамического напряжено-деформированного состояния конструкции при действии реального нагружения изделия на основных этапах типового полета носителя на основе метода конечных элементов (МКЭ) и оценка долговечности конструкции с использованием скорректированной гипотезы линейного суммирования и спектрального суммирования усталостных повреждений.

Для подтверждения результатов численного анализа на каждом этапе исследования проведены лабораторные вибрационные испытания, включая ресурсные испытания отсека авиационного изделия (получена усталостная трещина).

Основными особенностями разработанного метода являются: формирование новых режимов вибрационного нагружения отсека конструкции авиационного изделия, достаточно полно отражающих характер реального нагружения изделия в типовом полете по основным вероятностным характеристикам такого нагружения с точки зрения накопления усталостных повреждений конструкции и появления отказов, связанных с функционированием изделия, а также получение расчетно-экспериментальных оценок долговечности исследуемой конструкции.

Объектом исследования в диссертационной работе является конструкция авиационного изделия.

Предметом исследования являются характеристики напряженно-деформированного состояния (НДС) объекта и ресурсные характеристики силовой конструкций авиационного изделия при действии полетных нагрузок.

Научная новизна диссертационной работы заключается в следующем:

– на основе анализа результатов измерений при летных испытаниях сформированы новые режимы лабораторных испытаний авиационного изделия, соответствующие вибрационному нагружению изделия на всех этапах полета самолета-носителя;

– установлено несоответствие уровней нагруженности изделия на режимах лабораторных испытаний, рекомендуемых отраслевым стандартом, и при эксплуатации;

– разработан и реализован новый экспериментально-теоретический метод оценки вибрационной прочности авиационных изделий при действии полетных нагрузок;

– сформированы новые режимы лабораторных испытаний отсека, обеспечивающие получение уровней напряжений, соответствующих реальным уровням при совместной эксплуатации с носителем;

– проведена численная оценка долговечности конструкции авиационного изделия при действии полетных нагрузок, достоверность которой подтверждена экспериментально.

Теоретическая и практическая значимость диссертационной работы заключается в том, что:

– проведено комплексное расчётно-экспериментальное исследование вибрационной прочности авиационного изделия при действии полётных нагрузок;

– разработан и реализован новый экспериментально-теоретический метод оценки вибропрочности авиационных изделий при действии полетных нагрузок;

– разработаны и внедрены новые крепежные приспособления для проведения вибрационных испытаний авиационных изделий в сборе и их отсеков;

– результаты исследований внедрены в систему разработки программ и методик по проведению испытаний на вибропрочность, а также ресурсных испытаний образцов авиационной техники в АО «НПО «Базальт»;

– результаты исследований могут быть положены в основу уточнения нормативных документов.

Методология и методы исследования. Для решения поставленных задач использовались методы механики деформируемого твердого тела, теории усталостного разрушения, теории надежности, теории вероятностей и теории случайных функций. Расчет конструкции проводился с применением метода конечных элементов. Для построения геометрической модели использовался программный комплекс SolidWorks, для решения задач вибрационной прочности – программный комплекс ANSYS. Для построения реализаций случайных процессов, а также для схематизации случайных процессов использовался программный комплекс MatLab. Схематизация случайных процессов проходила с

применением метода «дождя». Прочие аналитические вычисления проводились с применением программных комплексов MathCad и MicrosoftExcel.

Положения, выносимые на защиту:

– разработанный экспериментально-теоретический метод оценки вибропрочности авиационных изделий при действии полетных нагрузок;

– разработанная методика и количественные оценки усталостной долговечности конструкции авиационного изделия, подвергнутого воздействию новых режимов вибрационного нагружения;

– количественные и качественные результаты расчетно-экспериментальных исследований проводимых при формировании режимов нагружения и оценки долговечности конструкции.

Степень достоверности и апробация результатов:

Достоверность полученных результатов подтверждается:

– сходимостью результатов вычислений и их физической корректностью при изменении параметров конечно-элементного (КЭ) моделирования;

– соответствие результатов вибрационных испытаний, численного моделирования и данных летных испытаний подтверждает работоспособность разработанного метода формирования режимов нагружения конструкции изделия, при которых воспроизводятся уровни динамических напряжений в элементах хвостового оперения, соответствующие реальным значениям в полете на внешней подвеске носителя;

– корректность расчетной методики оценки долговечности и достоверность полученных результатов подтверждена удовлетворительным соответствием расчетных значений ресурса конструкции с данными лабораторных ресурсных вибрационных испытаний.

Основные результаты диссертационной работы доложены на международных научных конференциях, семинарах и симпозиумах:

– XX Международный симпозиум «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» имени А.Г. Горшкова, 2014 г;

– на XXI международной научно-технической конференции студентов и аспирантов «РАДИОЭЛЕКТРОНИКА, ЭЛЕКТРОТЕХНИКА И ЭНЕРГЕТИКА», 2015 г.;

– на конференциях ученых и молодых специалистов АО «НПО «Базальт», 2015 г., 2016 г., 2017 г.;

– на научном семинаре кафедры Робототехники, мехатроники, динамики и прочности машин НИУ «МЭИ», 2018 г.;

– III Всероссийской научно-технической конференции «Моделирование авиационных систем», Гос. НИИ авиационных систем, 2018 г.

Результаты исследований внедрены в систему разработки программ и методик по проведению испытаний на вибропрочность, а также ресурсных испытаний образцов авиационной военной техники в АО «НПО «Базальт».

Публикации

Основные результаты диссертационной работы опубликованы в различных периодических изданиях. Всего по теме диссертации опубликовано 8 печатных работ, в числе которых 3 статьи в научных журналах из перечня ВАК РФ, 2 тезиса докладов на научных конференциях.

Структура диссертационной работы.

Диссертационная работа состоит из введения, трех глав, заключения и списка литературы. Объем работы – 98 с, включая 56 рисунков и 11 таблиц. Список литературы включает 90 наименований.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении представлен обзор литературы по теме, рассматриваемой в данной диссертационной работе. Проведен анализ работ, посвященных расчетно-экспериментальным исследованиям напряженно-деформированного состояния конструкций, подверженных действию динамического случайного нагружения, используемых в различных отраслях промышленности. Также рассмотрены современные исследования, направленные на совершенствование мето-

дик, режимов и средств проведения вибрационных испытаний. Описаны преимущества и недостатки различных подходов воспроизведения нагружения, которое эквивалентно реальному эксплуатационному. Приведены примеры различных подходов к оценке долговечности при действии стационарного и нестационарного случайного нагружения, включая широко используемые: методы обработки и разбиения временных реализаций на блоки нагружения в сочетании с гипотезой линейного суммирования Минера-Пальмгрена и ее модификациями; гипотезы спектрального суммирования повреждений, Дирлика, Тово-Бенасчутти (два типа), Жао-Бейкер (два типа), эмпирический $\alpha_{0.75}$. Следует отметить, что во всех работах отмечается необходимость экспериментального подтверждения результатов оценки долговечности.

Обоснована актуальность темы диссертационной работы, описана степень разработанности темы исследования, изложены цели работы, ее научная новизна, а также теоретическая и практическая значимость. Описаны методология и методы исследования, описана степень достоверности и апробация полученных результатов, кратко изложена структура работы.

В первой главе представлено расчетно-экспериментальное исследование вибрации конструкции авиационного изделия при действии полетных нагрузок.

Для достоверного определения характеристик и уровней вибронапряжений и виброускорений в конструкциях авиационных изделий в условиях их транспортирования на внешних подвесках носителей представлен анализ результатов летных испытаний.

В качестве носителя используется самолет СУ-24М, оборудованный системой бортовых измерений (СБИ).

Для проведения измерений используется габаритно-массовый макет изделия, оборудованный тензорезистивными и виброизмерительными преобразователями (датчиками). Измерительный комплекс обеспечивает измерение процессов виброускорений на балочном держателе, а также деформаций элементов оперения изделия в заданном диапазоне частот.

При измерении деформаций применяется мостовая схема с одним рабочим тензорезистором, наклеиваемым на объект, и тремя компенсационными тензорезисторами, наклеенными на недеформируемую пластину. Схема размещения тензорезисторов на хвостовом оперении с указанием координат точек измерения показана на рис.1.

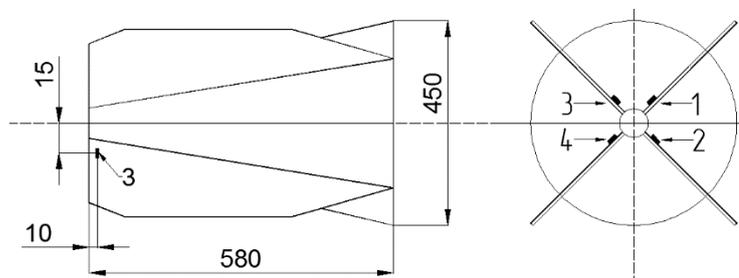


Рис. 1. Схема размещения тензорезисторов на хвостовом оперении

Измерение виброускорений проводится с использованием однокомпонентных пьезорезисторных акселерометров, установленных на верхней плоскости держателя в поперечном сечении, соответствующем расположению центра масс изделия. Частотный диапазон измерительных каналов составлял 0-500 Гц.

Определение параметров динамического нагружения макета изделия проводится для типового полета курса учебно-боевой подготовки. Результаты измерений напряжений и ускорений на отдельных этапах полета представлены в таблице 1. Здесь для каждого этапа приведены скорость V и высота H полета, суммарная дисперсия виброускорения D_a и средние квадратические значения (СКЗ) σ_a виброускорения по вертикальной оси на держателе, СКЗ напряжений в элементах оперения хвостового отсека. Регистрация параметров нагружения вибромакета выполняется на протяжении всего полета продолжительностью 60 минут с начала взлета до окончания пробега при посадке.

Таблица 1. Результаты измерений напряжений и ускорений на этапах полета

Участок полета	V , км/час	H , м	D_a , м ² /с ⁴	σ_a , м/с ²	СКЗ напряже- ния, МПа
Взлет	500	200	102,1	10,10	4,00
Набор высоты	500	200	18,66	4,32	10,20
Разгон	1000	200	69,56	8,34	9,00
Горизонтальный полет	1000	200	118,59	10,89	11,10

Разгон	893	6000	60,06	7,75	9,10
Возврат	857	10508	35,76	5,98	14,70
Снижение	506	200	22,18	4,71	9,40
Посадка	-	-	102,10	10,10	3,10

В результате летных испытаний установлено, что при совместном полете в конструкции изделия возникают существенные динамические деформации, которые могут вызвать усталостное разрушение. Наибольший уровень деформаций наблюдается на элементах хвостового оперения при размещении изделия на внешней подвеске самолета-носителя.

Следующим этапом работы является проведение лабораторных вибрационных испытаний конструкции в сборе. Первоначально проводятся измерения амплитудно-частотных характеристик (АЧХ) и фазо-частотных характеристик (ФЧХ) и устанавливаются значения резонансных частот конструкции во всем нормируемом диапазоне от 0 до 300 Гц.

В результате определения АЧХ и ФЧХ конструкции в исследуемых точках выявлены три резонансные частоты в диапазоне 0-300 Гц: 103 Гц, 190 Гц и 283 Гц.

Основным этапом лабораторных вибрационных испытаний являются испытания на действие динамических полетных нагрузок (рис. 2). Режимы испытаний формировались на основе данных измерений вибрационных процессов в конструкции изделия при выполнении совместного типового полета с самолетом-носителем.



Рис. 2. Приспособление для вибрационных испытаний с закрепленным изделием

В результате обработки результатов измерений при испытаниях определены вероятностные характеристики виброускорений и вибронапряжений в конструкции изделия.

В таблице 2 представлены значения σ_a в точке, расположенной на верхней плоскости держателя в поперечном сечении, соответствующей расположению центра масс изделия при летных и лабораторных испытаниях, а также максимальные СКЗ вибронапряжений σ_s элементов хвостового оперения при лабораторных испытаниях.

Таблица 2. Значение СКЗ напряжений по этапам полета

Участок полета	Максимальные σ_s , МПа	σ_a , м/с ² (летные испытания)	σ_a , м/с ² (лабораторные испытания)
Взлет	0,184	10,10	10,32
Набор высоты	0,132	4,32	4,41
Разгон	0,199	8,34	8,53
Горизонтальный полет	0,198	10,89	11,13
Разгон	0,140	7,75	8,01
Возврат	0,133	6,98	6,17
Снижение	0,124	4,71	4,81
Посадка	0,184	10,10	10,29

Из анализа проиллюстрированных результатов следует, что разработанная методика лабораторных вибрационных испытаний изделия позволяет обеспечивать хорошее соответствие режимов нагружения изделия при лабораторных испытаниях реальному вибрационному нагружению в типовом полете по основным вероятностным характеристикам.

Установлено, что рассмотренные условия лабораторных вибрационных испытаний изделия в сборе не позволяют воспроизводить уровни динамических напряжений в элементах хвостового оперения, соответствующие реальным значениям в полете на внешней подвеске носителя. Это обусловлено тем, что при этом уровни динамического деформирования хвостового оперения в основном определяются действием аэродинамических сил. Поэтому для оценки вибропрочности конструкции изделия необходимо разработать метод виброиспыта-

ний, обеспечивающий воспроизведение уровней напряжений в наиболее нагруженных элементах конструкции, близких к уровням напряжений в условиях совместного полета на внешней подвеске носителя.

Во второй главе представлен Экспериментально-теоретический метод оценки вибрационной прочности авиационных изделий при действии полетных нагрузок (рис. 3).

Измерения, проведенные при летных испытаниях, показали, что при совместном полете возникают существенные динамические деформации конструкции изделия, которые могут вызывать усталостное разрушение. Наибольший уровень деформаций при размещении изделия на внешних подвесках самолета-носителя наблюдается на элементах хвостового оперения изделия. Таким образом, усталостная долговечность конструкции изделия в целом определяется уровнями вибронапряжений в элементах хвостового оперения.



Рис. 3. Методика обоснования режимов лабораторных испытаний

В среде ANSYS разработана КЭ модель хвостового отсека, закрепленного в приспособлении для вибрационных испытаний (рис. 4), и проведен модальный анализ конструкции. При моделировании использовались конечные элементы: квадратичные 20-узловые SOLID 186 и квадратичные 10-узловые SOLID 187. Общее количество элементов, обеспечивающее сходимость результатов – 47974, узлов – 190337. Граничные условия – заделка на нижней поверхности приспособления. В модели использовались контакты типа «bonded» – жесткое приращение по всей поверхности контакта.

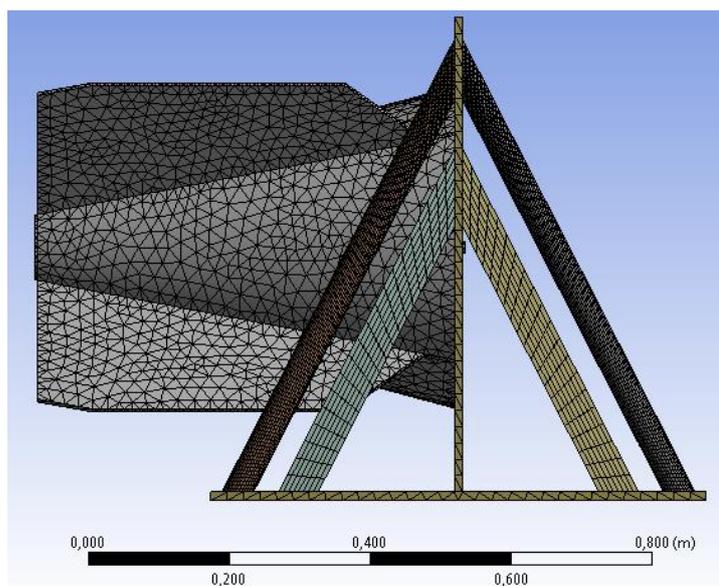


Рис. 4. КЭ модель хвостового отсека, закрепленного в приспособлении

В результате модального анализа в диапазоне от 0 до 300 Гц выявлены две резонансные частоты хвостового отсека: 96 и 197 Гц. Первой частоте соответствует изгибная форма, второй – крутильная форма колебаний оперения. Для подтверждения адекватности построенной КЭ модели проводятся экспериментальные исследования по определению собственных частот конструкции.

Перед испытаниями отсек устанавливается в крепежном приспособлении, имитирующем реальные условия закрепления при эксплуатации в составе изделия (рис. 5).

В результате испытаний определены амплитудная и фазовая частотные характеристики (АЧХ и ФЧХ) конструкции по ускорениям в исследуемых точках и выявлены две резонансные частоты в диапазоне 0-300 Гц: 101 и 206 Гц.

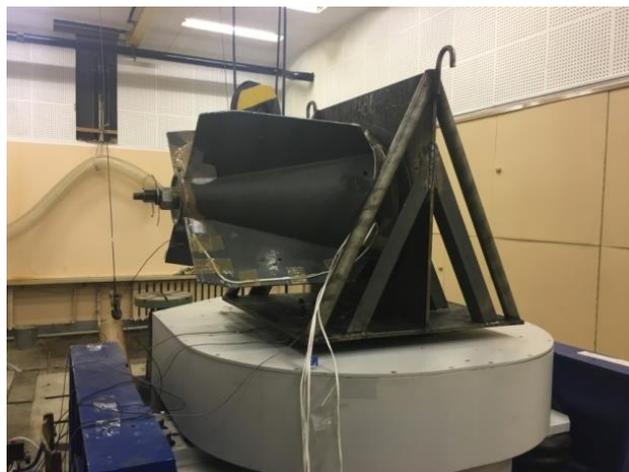


Рис. 5. Хвостовой отсек, закрепленный в приспособлении на вибростенде

Получено, что относительное расхождение расчетных и экспериментальных значений резонансных частот отсека не превышает 10 %, что подтверждает адекватность построенной КЭ модели отсека. Также определяется общее демпфирование конструкции с помощью применения резонансного метода.

Разработанная и скорректированная КЭ модель хвостового отсека, закрепленного в приспособлении, используется для определения режимов нагружения, которые обеспечивают получение уровней напряжений, близких к реальным, возникающих при совместной эксплуатации с носителем.

При проведении численного анализа с использованием модуля ANSYS «Random Vibration» в качестве нагружения для каждого этапа полета используются режимы широкополосной случайной вибрации (ШСВ) с постоянным значением дисперсии.

На рис. 6 представлен характер распределения вибронапряжений в отсеке для этапа «Горизонтальный полет», который характерен и для других этапов полета. Видно, что максимальные значения напряжения наблюдаются вблизи мест соединения обечайки корпуса хвостового отсека с оперением и составляют от 3 до 14,7 МПа. Следует отметить, что зоны максимальных напряжений, определенные при численном анализе, совпадают с местами расположения тензорезисторов на хвостовом отсеке при летных испытаниях (рис. 1).

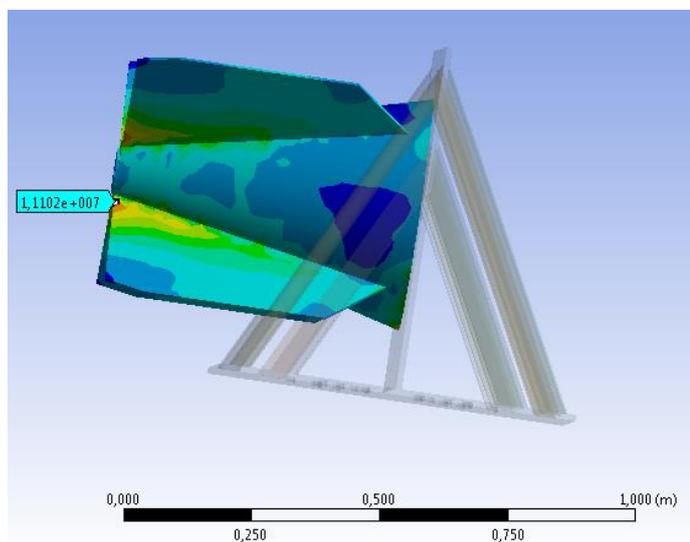


Рис. 6. Распределение СКЗ напряжений.

Этап полета «Горизонтальный полет»

На основе проведенного численного моделирования сформированы режимы лабораторных вибрационных испытаний отсека, при которых достигаются СКЗ вибронапряжений, соответствующие значениям, полученным при летных испытаниях (таблица 2). Эти режимы, представленные в таблице 3, подбирались таким образом, чтобы относительное расхождение между СКЗ напряжений, полученных в результате численного анализа и при летных испытаниях, не превышало 1 %.

Таблица 3. Сформированные режимы лабораторных вибрационных испытаний

Этап полета	Спектральная плотность ускорения, $(\text{м/с}^2)^2/\text{Гц}$				СКЗ напряжения, МПа
	5-50 Гц	50-100 Гц	100-200 Гц	200-300 Гц	
Взлет	0,178	0,327	0,242	0,323	4,0
Набор высоты	1,200	2,204	1,636	2,182	10,2
Разгон	0,889	1,633	1,212	1,616	9,0
Горизонтальный полет	1,389	2,551	1,894	2,525	11,1
Разгон	0,911	1,673	1,242	1,657	9,1
Возврат	2,311	4,245	3,152	4,202	14,7
Снижение	1,000	1,837	1,364	1,818	9,4
Посадка	0,100	0,184	0,136	0,182	3,1

Для подтверждения корректности режимов, сформированных на основе численного анализа и данных летных испытаний изделия, проводятся лабораторные испытания отсека конструкции авиационного изделия.

Характеристики напряжений, соответствующие измерениям при лабораторных и летных испытаниях и численному анализу, представлены в таблице 4.

Таблица 4. Характеристики напряжений, определенные различными подходами

Этап полета	СКЗ напряжений, МПа		
	Летные испытания	Численный анализ	Лабораторные испытания
Взлет	4,0	4,0	2,84
Набор высоты	10,2	10,2	7,72
Разгон	9,0	9,0	6,95
Горизонтальный полет	11,1	11,1	9,80
Разгон	9,1	9,1	6,82
Возврат	14,7	14,7	11,90
Снижение	9,4	9,4	7,17
Посадка	3,1	3,1	2,18

Данные, представленные в таблице 4 показывают, что разработанная методика лабораторных вибрационных испытаний изделия позволяет воспроизводить уровни динамических напряжений в элементах хвостового оперения, соответствующие реальным значениям в полете на внешней подвеске носителя.

Применение предлагаемого метода позволяет получать обоснованные расчетные и экспериментальные оценки долговечности конструкции изделия в целом на основе лабораторных вибрационных испытаний и численного моделирования отсека.

В третьей главе приводятся методика и результаты оценки долговечности отсека конструкции с применением скорректированной линейной гипотезы суммирования повреждений и гипотезы спектрального суммирования.

Входными данными для оценки ресурса отсека конструкции авиационного изделия на действие полетных нагрузок по скорректированной линейной гипотезе являются полученные сведения о повторяемости амплитуд циклов напряжений, а также параметры кривой усталости материала исполнения.

Для получения повторяемостей амплитуд циклов напряжений моделируются реализации процесса изменения напряжений во времени в опасной точке конструкции для основных этапов полета.

Распределение смоделированных временных реализаций близко к нормальному, а также для всех этапов полетов справедливо соотношение $\sigma(t)_{\max} \approx 3D_{\sigma}^{0,5}$, где D_{σ} - суммарная дисперсия процесса напряжений, определяемая по спектральной плотности. Следовательно, модельные временные реализации удовлетворительно соответствуют спектральным плотностям напряжений, по которым они моделировались.

Следующим этапом методики оценки долговечности по скорректированной линейной гипотезе является схематизация данных процессов, в результате которой зависимости приводятся к набору регулярных циклов, эквивалентных по повреждающему действию случайному процессу.

Для схематизации полученных временных реализаций применяется метод «дождя», который позволяет учитывать как основные, так и наложенные циклы. В результате вычислений, реализованных в системе MatLab, получены графики функций удельной повторяемости амплитуд приведенных симметричных циклов напряжений для основных этапов полета. В качестве примера на рис. 7 представлена удельная повторяемость амплитуд напряжений для этапа «Горизонтальный полет».

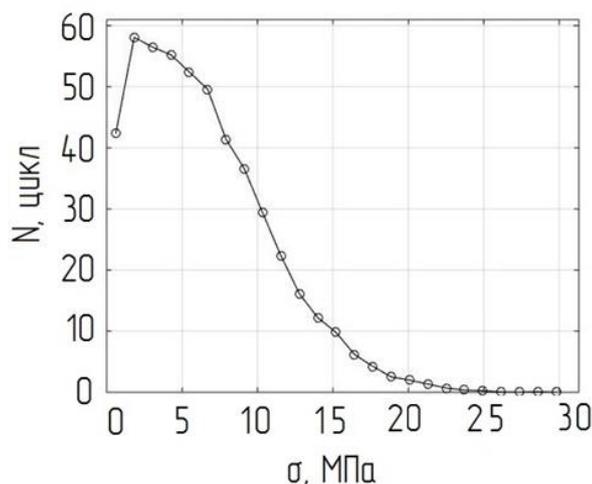


Рис. 7. Удельная повторяемость амплитуд напряжений.

Этап – «Горизонтальный полет»

Для всех рассмотренных этапов полета распределение амплитуд циклов напряжений близко к распределению Релея. Следовательно, полученные модельные процессы являются узкополосными, что подтверждает адекватность результатов моделирования процессов вибронапряжений.

Используя усталостные характеристики металла исполнения и основное соотношение скорректированной гипотезы спектрального суммирования для функции повторяемости напряжений, соответствующей типовому полету носителя длительностью один час, получено значение корректировочного коэффициента $a_p = 0,143$. Медианный ресурс отсека конструкции (в часах полета или количестве полетов) определен по формуле:

$$L = \lambda l_b = 12,24,$$

где λ - количество блоков нагружения до появления усталостной трещины, l_b - длительность периода нагружения – 1 час (1 полет).

Альтернативным методом оценки долговечности является применение гипотезы спектрального суммирования повреждений. В данном подходе отсутствует необходимость моделирования временных реализаций случайных процессов и решения проблемы с определением понятия цикла, включая процедуры их разбиения на блоки нагружения.

Рассчитанные значения средней долговечности и удельной повреждаемости по гипотезе спектрального суммирования для каждого этапа полета приведены в таблице 5.

Таблица 5. Рассчитанные значения средней долговечности и удельной повреждаемости

Этап полета	t, с	Средняя долговечность, $c \times 10^4$	Удельная повреждаемость, %	Суммарная удельная повреждаемость на 1 час (полет), %
Взлет	60	7,500	0,08	5,95
Набор высоты	120	3,870	0,31	
Разгон	60	2,995	0,19	
Горизонтальный полет	1500	6,648	2,25	

Этап полета	t, с	Средняя долговечность, $c \times 10^4$	Удельная повреждаемость, %	Суммарная удельная повреждаемость на 1 час (полет), %
Разгон	120	2,995	0,19	5,95
Возврат	1200	7,068	2,08	
Снижение	480	5,994	0,78	
Посадка	60	8,571	0,07	

Учитывая, что за один полет суммарная удельная повреждаемость составляет 5,95 %, значение усталостной долговечности отсека конструкции авиационного изделия, посчитанное по гипотезе спектрального суммирования, составляет **16,8 часов** (полетов).

Для оценки корректности результатов, полученных при оценке ресурса с использованием скорректированной линейной гипотезы и гипотезы спектрального суммирования повреждений, проводятся ресурсные лабораторные вибрационные испытания исследуемого объекта на разработанных режимах до разрушения (появления трещины).

После прохождения каждого режима, соответствующего этапу полета, проводился осмотр отсека на наличие усталостных макротрещин. На 11 часу (11 полет) испытаний в результате осмотра после этапа «Возврат» была обнаружена трещина на стыке соединения оперения отсека с корпусом. Вид трещины представлен на рис. 8.



Рис. 8. Трещина в оперении хвостового отсека

Сопоставление расчетных и экспериментальных результатов оценки ресурса конструкции отсека авиационного изделия представлены в таблице 6.

Таблица 6. Сопоставление расчетных и экспериментальных результатов оценки ресурса конструкции

Метод оценки	Долговечность, час (полетах)
Расчётный. Корректированная линейная гипотеза суммирования повреждений	12,24
Расчётный. Гипотеза спектрального суммирования	16,80
Экспериментальный	10,85

Таким образом, при применении корректированной гипотезы суммирования повреждений, в данном случае, имеется хорошее соответствие расчетной оценки долговечности с экспериментальными результатами.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ

1. Установлено, что при вибрационных испытаниях изделия на режимах, рекомендованных отраслевым стандартом, уровни вибронапряжений в элементах хвостового оперения существенно ниже реальных уровней напряжений в условиях совместного полета на внешней подвеске носителя.

2. Разработан и реализован новый экспериментально-теоретический метод оценки вибропрочности авиационных изделий при действии полетных нагрузок.

3. Сформированы новые режимы лабораторных вибрационных испытаний авиационного изделия и его отсеков, соответствующие вибрационному нагружению изделия на каждом этапе полета самолета-носителя.

4. Разработаны и внедрены в эксплуатацию крепёжные приспособления для виброиспытаний изделий в сборе и их отсеков.

5. Получены оценки ресурса отсека конструкции авиационного изделия с применением корректированной линейной гипотезы накопления повреждений и гипотезы спектрального суммирования.

6. Результаты сопоставления оценки показателей долговечности расчётными и экспериментальными методами показывают, что корректированная ли-

нейная гипотеза суммирования повреждений дает более близкую оценку ресурса конструкции.

7. Результаты данной работы внедрены в систему разработки программ и методик по проведению испытаний на вибропрочность, а также ресурсных испытаний образцов авиационной техники в АО «НПО «Базальт».

8. Результаты проведенных исследований могут быть использованы при разработке нового поколения нормативных документов.

СПИСОК ОПУБЛИКОВАННЫХ РАБОТ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Публикации в научных изданиях, рекомендуемых ВАК РФ:

1. Лошкарев, А.Н. Современные методы исследования напряженно-деформированного состояния конструкции авиационных бомб / А.Н. Лошкарев, Р.В. Чухлебов // Научно-технический журнал «Боеприпасы и спецхимия». М.: – 2015. – №4. – С. 173-177.

2. Чухлебов, Р.В. Экспериментальное исследование вибрации конструкции авиационного изделия при действии полетных нагрузок / Р.В. Чухлебов, А.Н. Лошкарев, А.С. Сидоренко, В.Г. Дмитриев // Вестник МАИ. – 2017. – Т. 24. – № 3. – С. 51-59.

3. Сидоренко, А. С. Расчетно-экспериментальные исследования напряженного состояния отсека авиационного изделия при действии полетных нагрузок / А. С. Сидоренко, А. Н. Лошкарев, Р. В. Чухлебов, Д. А. Юдин // Труды Гос. НИИ авиационных систем, серия «Вопросы авионики». – 2018. – С. 50-61.

Публикации в прочих изданиях:

4. Хроматов, В.Е. Расчетно-экспериментальные исследования напряженно-деформированного состояния авиационных изделий при динамическом нагружении / В.Е. Хроматов, Р.В. Чухлебов, В.Н. Щугорев // Прогрессивные технологии и системы машиностроения. – 2014. – № 3 (49). – С. 211-215.

5. Сидоренко, С.А. Расчетно-экспериментальное исследование вибрации конструкции авиационного изделия / С.А. Сидоренко, Р.В. Чухлебов // Материалы XX международного симпозиума «Динамические и технические

проблемы механики конструкций и сплошных сред» им. А.Г. Горшкова. – М: Изд-во МАИ, 2014.

6. Чухлебов, Р.В. Экспериментальные исследования элемента авиационной конструкции при динамическом нагружении /Р.В. Чухлебов, В.Е. Хроматов // РАДИОЭЛЕКТРОНИКА, ЭЛЕКТРОТЕХНИКА И ЭНЕРГЕТИКА: Двадцать первая Международная научно-техническая конференция студентов и аспирантов: Тезисы докладов. – М.: Издательский дом МЭИ. – 2015. –Т. 4. – С. 149.

7. Чухлебов, Р.В. Расчетно-экспериментальная оценка долговечности конструкции авиационного изделия при действии полетных нагрузок / Р.В. Чухлебов, А.Н. Лошкарев, Д.А. Юдин, А.С. Сидоренко // Научно-технический журнал «Боеприпасы и высокоэнергетические конденсированные системы». – М.: 2018. – в печати.

8. Юдин, Д.А. Исследования напряженно-деформированного состояния элементов конструкции изделий при ударных воздействиях/ Д.А. Юдин, А.Н. Лошкарев, Р.В. Чухлебов, А.А. Голдовский// Научно-технический журнал «Боеприпасы и высокоэнергетические конденсированные системы». – М.: 2018. – в печати.