

Московский энергетический институт  
(национальный исследовательский университет)

*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

Диссертация на соискание ученой степени  
кандидата технических наук

Научный руководитель  
д. т. н., профессор  
Чирков Виктор Петрович

Москва - 2019

**Оглавление****Введение ..... 4****Глава 1. Расчетно-экспериментальное исследование вибрации конструкции  
авиационного изделия при действии полетных нагрузок ..... 23**

1.1 Методика и результаты измерений при летных испытаниях ..... 25

1.2 Проведение экспериментальных лабораторных исследований  
динамического состояния и несущей способности конструкции авиационного  
изделия при стационарных режимах нагружения ..... 29

1.2.1 Определение динамических характеристик конструкции изделия ..... 30

1.2.2 Испытания на вибрационных режимах, сформированных в результате  
обработки результатов летных испытаний..... 331.2.3 Сопоставление результатов летных и лабораторных испытаний в части  
соответствия динамического и напряженно-деформированного состояния  
конструкции ..... 37**Глава 2. Экспериментально-теоретический метод оценки вибрационной  
прочности авиационных изделий при действии полетных нагрузок ..... 39**2.1 Разработка конечно-элементной (КЭ) модели отсека оперения и проведение  
модального анализа конструкции..... 412.2 Проведение лабораторных испытаний по определению резонансных частот  
отсека, сравнение результатов испытаний и КЭ моделирования и корректировка  
КЭ модели ..... 512.3 Формирование режимов нагружения отсека, обеспечивающих получение  
уровней напряжений, соответствующих реальным уровням совместной  
эксплуатации с носителем..... 532.4 Проведение вибрационных испытаний отсека с измерениями  
вибронапряжений на режимах, сформированных на основе КЭ моделирования  
..... 582.5 Сравнение результатов вибрационных испытаний, численного  
моделирования и данных летных испытаний ..... 60**Глава 3. Расчетно-экспериментальная оценка долговечности конструкции  
авиационного изделия при действии полетных нагрузок ..... 62**3.1 Оценка ресурса конструкции авиационного изделия по скорректированной  
линейной гипотезе накопления повреждений..... 64

3.2 Оценка ресурса конструкции авиационного изделия по гипотезе спектрального суммирования .....	80
3.3 Экспериментальная оценка усталостной долговечности конструкции авиационного изделия. Лабораторные вибрационные ресурсные испытания ...	84
3.4 Сопоставление численных и экспериментальных результатов оценки долговечности конструкции авиационного изделия .....	87
<b>Заключение.....</b>	<b>88</b>
<b>Список литературы.....</b>	<b>89</b>

## Введение

**Актуальность темы исследования.** В последнее время наблюдается резкое увеличение мощности и скорости движения машин, изделий ракетно-космической, авиационной и военной техники и, как следствие, повышение вибрационной нагруженности конструкций из-за возникновения турбулентных течений, флуктуаций давления в двигателях и сил взаимодействия с внешней средой. Более 70 % отказов в технике обусловлены вибрацией, в результате которой происходят усталостные разрушения элементов конструкций, транспортируемых грузов, сбои и поломки электронной техники.

В число актуальных проблем входит обеспечение надежности и безопасности применения авиационных изделий на этапе совместной эксплуатации с самолетом-носителем. 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 методики вибрационных испытаний, которые являются основным способом контроля надежности.

При испытаниях на вибрацию решаются две основные проблемы:

1. Получение достоверных усталостных характеристик материалов при нагрузках, близких к эксплуатационным; исследование виброн нагруженности конструкции и прогнозирование на этой основе долговечности объекта испытаний в условиях эксплуатации.

2. Оценка показателей надежности и вибропрочности объекта испытаний в течение заданного времени при заданных нагрузках. При этом по завершении испытаний не всегда могут быть получены достоверные сведения об остаточном ресурсе объекта, т.к. для этого требуется доводить конструкции до появления разрушения.

В большинстве случаев реальные процессы колебаний имеют непериодический, случайный характер, когда на основании записи какого-либо из параметров колебания невозможно предвидеть каковы будут его значения в следующий отрезок времени. Здесь характеристики колебаний можно определить только на основе статистического анализа.

Вибрационные испытания отличаются друг от друга, в первую очередь, величиной и характером вибрационных воздействий на испытываемую конструкцию и могут быть разделены на следующие виды:

- 1) испытание на фиксированных режимах гармонической вибрации;
- 2) испытание на гармоническую вибрацию методом качающейся частоты;
- 3) испытание на полигармонические вибрации;
- 4) испытание на широкополосную случайную вибрацию;
- 5) испытание на узкополосную случайную вибрацию;
- 6) испытание на реальные вибрации.

Испытания на фиксированных режимах гармонической вибрации основываются на воспроизведении (со значительным запасом) только максимальных нагрузок, возникающих в условиях эксплуатации. Результаты таких испытаний, как правило, не соответствуют условиям эксплуатации в силу того, что при стендовых вибрационных испытаниях на изделие воздействует вибрация одной частоты.

Эта частота может быть постоянной и соответствовать определенной резонансной частоте изделия или же быть переменной и, изменяясь в определенном диапазоне (испытание на гармоническую вибрацию методом качающейся частоты), поочередно возбуждать все резонансные частоты изделия. В условиях же эксплуатации обычно одновременно присутствует не одна частота, а спектр частот, и все имеющиеся резонансы изделия возбуждаются сразу, но уровень отдельных гармонических составляющих действующего спектра частот обычно меняется по случайному закону. Такое различие в воздействующей нагрузке и обуславливает несопоставимость результатов лабораторных испытаний при гармоническом воздействии и в условиях эксплуатации.

Заключение, которое обычно можно дать после испытаний изделий при синусоидальном воздействии на одной постоянной или качающейся частоте, как правило, носит сравнительный характер и говорит только о свойствах испытуемого изделия по отношению к подобным же изделиям, ранее испытанным при этих условиях, о влиянии изменения технологии и материалов на вибропрочность изделия и т. д. Тем не менее, практика показывает, что при такой постановке испытаний изделий удастся гарантировать надежность изделия в условиях эксплуатации.

В том случае, когда требуется не только обеспечить надежность изделий, но и добиться этого при условии оптимального сочетания веса изделия, его стоимости и надежности, необходимо применять такие методы испытания на надежность, которые были бы близкими к условиям эксплуатации.

Одним из методов моделирования эксплуатационных вибраций является испытание на полигармонические вибрации, представляющие собой сложный колебательный процесс. При этом форма и интенсивность вибрации, действующей на конструкцию, непрерывно изменяются. В течение небольшого промежутка времени можно выделить основную частоту вибрации с наибольшей амплитудой и несколько составляющих гармонических с более высокими частотами.

Однако, распределение амплитуд, частот и фаз гармонических составляющих сложной вибрации зависит от многочисленности переменных факторов, влияние которых на параметры вибрации практически невозможно учесть.

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, обусловливаемого 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.

Одним из основных требований Международной электротехнической комиссии (МЭК) к виброиспытаниям является условие воспроизводимости: полученные результаты должны быть достоверными и воспроизводимыми в различных лабораториях, что особенно важно при проведении приемо-сдаточных испытаний. Вопросы воспроизводимости результатов испытаний рассмотрены в работе [1], где основное внимание уделено использованию динамики объекта при формировании испытательного спектра нагружения.

Особенно остро стоит проблема сокращения времени испытаний для конструкций, подверженных длительной эксплуатации - техники в авиации и на транспорте, для конструкций с высоким уровнем вибраций (жидкостные ракетные двигатели), хотя и в других отраслях она актуальна. Сейчас существуют методы проведения ускоренных испытаний, однако предлагаемое решение постоянного увеличения нагрузки после достижения определённых пределов перестает быть корректным, так как законы накопления усталостных повреждений могут изменяться. В работе [2] представлены разработанные модели испытательного оборудования, позволяющего воспроизвести «тяжелейшее вибрационное состояние», ведь «Если бы было известно, какое состояние является тяжелейшим, то достаточно провести испытания на этом единственном режиме» [3].

Если для гармонического возбуждения «тяжелейший режим» - резонансный, то с учетом специфики конструкции объекта должен формироваться такой режим и для ШСВ. Для решения этой задачи представляются модели испытательного оборудования, которые, варьируя шириной спектра в частотной области, позволяют

определить и провести испытания в «собственных полосах спектра» (аналог резонансных частот). Одним из базовых измерительных элементов для данного типа оборудования является бесконтактный емкостной датчик изгибных деформаций [4], преимущество которого обусловлено тем, что он не накапливает повреждения, не разрушается и не отклеивается.

В процессе развития методологии виброиспытаний возникали новые проблемы, в том числе проведение эквивалентных испытаний, под которыми понимается замена реальных случайных вибраций испытательным (модельным) детерминированным режимом. Проблема замены случайного вибрационного воздействия детерминированным процессом рассматривалась в теоретическом аспекте [5] и с позиций аппаратного воспроизведения процессов [6]. Было проведено большое количество экспериментальных исследований [7 – 9], однако, универсального решения этой проблемы найдено не было. Если требования МЭК к воспроизводимости результатов испытаний при гармонических нагрузках удовлетворить не сложно, то степень достоверности результатов таких испытаний при замене случайной нагрузки после проведенных исследований [10] вызывает некоторые сомнения. В трудах [11] рассмотрены экспериментальные результаты, полученные при разрушении консольно-закрепленных образцов из сплава АМг6 по методике [12], которая содержала требования к испытаниям и на виброн нагруженность, и на долговечность на детерминированных резонансных режимах, на узкополосных режимах и широкополосных случайных режимах со сплошным спектром. На базе этого материала проанализированы достоверность результатов эквивалентных испытаний на виброн нагруженность и долговечность.

Анализ показал, что эквивалентная замена детерминированным режимом случайного вибровоздействия при испытаниях на виброн нагруженность некорректна, а при испытаниях на долговечность допустима. Однако допустимость замены говорит лишь о близости результатов с существенной (в определенных рамках приемлемой) погрешностью. При этом возрастают требования по ужесточению параметров испытаний и к качеству получаемой в результате испытаний информа-



ции, и к точности измерений. Точность оценки ресурса, прежде всего, требует выявления реальных условий нагружения несущих конструкций и адекватного воспроизведения при исследовательских и доводочных стендовых испытаниях. Это обуславливает необходимость совершенствования как самих стендов и установок, так и приборов, и методов регистрации измерений, а также необходимость проведения расчетного и экспериментального моделирования сопутствующих физических процессов.

Численный анализ на действие случайных вибрационных нагрузок можно разделить на две основные категории: во временной области и в частотной области. Подход временной области направлен на определение статистических свойств (распределение вероятностей, корреляция и кросс-корреляция) на основе данных вибрационного сигнала. С другой стороны, подходы исследований в частотной области предлагают определение энергетического содержания сигнала с точки зрения мощности спектральной плотности и среднеквадратичных значений.

Определение напряженно-деформированного состояния и долговечность консольной трубы, подвергнутой случайному нагружению, описаны в работе [13], включающей в себя анализ действия гармонического нагружения и наложение белого шума, моделирующего воздействие окружающей среды. Том Ирвин в [14] описал применение гауссовского распределения для стационарного случайного нагружения и определение среднеквадратических значений во временной области. Применение подходов частотной области и использование громоздких систем уравнений для определения среднеквадратических значений представлены в работе [15].

Расчетно-экспериментальные исследования динамического воздействия на различные виды конструкций в последнее время становятся все более актуальными и востребованными. В статье [16] представлен модальный, гармонический, случайный анализ конструкционно-оптимизированного нано-спутника. Вычисления проводились с применением конечно-элементного анализа. Сложность заключается в

том, что наряду с необходимостью удовлетворения условиям прочности, проектирование проводится в условиях жестких требований, вводимых другими подсистемами носителя.

Модальный анализ проводится с целью определения динамических характеристик конструкции: собственных частот, форм и демпфирования. Эти параметры необходимы, так как они описывают поведение конструкции при действии вибрационного нагружения, в частности определяют области возникновения резонанса.

Гармонический анализ проводится с целью определения отклика конструкции на возбуждение, имеющее синусоидальную (гармоническую) зависимость от времени. Также с помощью этих исследований подтверждаются результаты модального анализа и адекватность поведения конечно-элементной модели.

Анализ на действие широкополосной случайной вибрации наиболее близко описывает реальное нагружение конструкции на различных стадиях эксплуатации. Выявленные максимальные значения напряжений и деформаций значительно ниже необходимых предельных значений, следовательно, был сделан вывод, что данный тип нагружения не оказывает существенного влияния на прочность конструкции.

Следует отметить, что выявленные результаты сравнивались с данными, полученные экспериментальным путем Индийской организацией космических исследований.

В работе [17] приведён пример динамического анализа конструкции компонентов теплообменников истребителя с использованием конечно-элементного метода и подтверждается необходимость проведения исследований такого типа для составления корректного представления о напряженно-деформированном состоянии конструкций, эксплуатируемых на носителях.

На основе исследований статической и динамической прочности реактора псевдоожигения [18] представлено сравнение результатов, полученных с помощью применения аналитических методов и методов КЭ-анализа, подтверждающее удовлетворительную сходимость.

Расчетно-экспериментальная методика моделирования напряженно-деформированного состояния и оценки долговечности конструкций при случайном вибрационном нагружении рассмотрена в работе Зарецкого М.В<sup>1</sup>. Методика основана на конечно-элементном моделировании динамического состояния конструкции в среде универсальной системы твердотельного моделирования и конечно-элементного расчета, которая обеспечивает построение подробной численной модели конструкции, адекватно отражающей все геометрические, массовые и жесткостные параметры.

Динамический расчет конструкции выполняется с применением алгоритмов модального анализа для случайных процессов. В этом типе анализа используется разложение вектора узловых перемещений в ряд по собственным формам и последующее решение системы. При анализе задается количество учитываемых в разложении собственных форм и параметры пошагового динамического анализа. В результате определяются вероятностные характеристики динамического состояния – спектральные плотности ускорений и среднеквадратические отклонения ускорения в узлах конструкции.

Конечно-элементное моделирование напряженного состояния заключается в последовательном определении составляющих перемещений в каждом узле конечно-элементной модели, вычислении деформаций и далее – напряжений. Для численного моделирования напряженного состояния используются уточненные модели НДС конструкции изделия.

Расчеты исследования динамического состояния изделия выполнены для случаев нагружения кинематическим возбуждением в форме стационарного случайного процесса ускорения с заданной спектральной плотностью в диапазоне [0; 360] Гц. Рассмотрены два вида спектральной плотности: модальная («белый» шум)

---

<sup>1</sup> Зарецкий М.В. Численное моделирование напряженно-деформированного состояния конструкции авиационных изделий при совместной эксплуатации с носителем: диссертация на соискание ученой степени кандидата наук: 01.02.06. – Москва, 2014. – 121 с.

и спектральная плотность, соответствующая реальным условиям эксплуатации изделия совместно с носителем.

Оценка корректности методики численного моделирования и полученных результатов подтверждена путем сопоставления результатов вычислений и экспериментальных данных. Экспериментальные данные получены при лабораторно-стендовых испытаниях реального изделия в условиях нагружения случайным широкополосным процессом ускорения с заданным распределением дисперсии по частотному диапазону.

Рассмотренные работы представляют различные методики динамического анализа, которые позволяют сделать вывод о прочности конструкции. Однако, большая часть отказов конструкций, подверженных действию вибрационного нагружения, имеет усталостный характер, а следовательно, необходимы методы, позволяющие получить корректные оценки долговечности. Данной тематике посвящено большое количество исследований и предложены различные подходы для решения этой проблемы.

Так теоретические и экспериментальные исследования, рассматривающие методы частотной области, используемые для оценки усталости, фокусируются на проблемных вопросах изучения динамики конструкций (близко лежащие моды, фоновый шум, количество мод и ширина спектра). В работе [19] рассматриваются хорошо известные и недавно представленные методы спектрального анализа: Дирлика, Тово-Бенасчутти (два типа), Жао-Бейкер (два типа), эмпирический  $\alpha_{0.75}$  и др. Все исследования опираются на экспериментальные данные, полученные путем лабораторных вибрационных испытаний с использованием профилей нагружения, характерных для автомобильной промышленности.

Оценки долговечности при анализе с помощью представленных методов, сравнивались с оценками долговечности, сформированными по правилу Минера-Пальмгрена (линейная гипотеза суммирования) с использованием метода «падающего дождя» для схематизации данных процесса нагружения, которые были выявлены экспериментальным путем. В результате сравнения для 28 видов нагружения

усовершенствованный метод Тово-Бенасчутти дает более точные оценки долговечности в случае увеличения фоновых шумов и увеличения ширины спектра.

Данные методы ориентированы на применение к конструкциям, подверженным случайному нагружению с гауссовским распределением. В случае узкополосного процесса допустимо применять метод узкополосного приближения, для широкополосных процессов необходимо применять описанные методы и их комбинации для сравнения полученных результатов.

В работе [20] спектральный многоосевой анализ усталости предоставляет преимущество по сравнению с подходами обработки временных реализаций: он дает аппарат для выявления ориентации критической плоскости и возможность дать оценку повреждаемости, опираясь на спектральные характеристики случайных напряжений. Следует отметить, что некоторые аналогии между многоосевым и одноосевым анализами усталости, выявленные в результате работ [21], открывают новые перспективы улучшения одноосевых методов.

При спектральном анализе процесс изменения напряжений представляют как случайный стационарный гауссовский процесс, так как это очень упрощает теорию. Однако можно задаться вопросом: в какой степени такая модель соответствует действительности, ведь напряжения могут отклоняться от гауссовости (из-за конструктивных нелинейностей) или от стационарности (например случаи возникновения перегрузок). Основываясь на экспериментальных данных, приведенных в литературе, также можно говорить о том, что методы спектрального анализа, основанные на правиле Минера-Пальмгрена, дают существенный разброс в результатах оценки долговечности. Однако переход к нелинейным гипотезам накопления повреждений серьезно усложняет применение методов спектрального анализа, и на данном этапе изучения данный вопрос еще не имеет конечного решения.

В заключение авторы данной работы советуют использовать данные экспериментальных ресурсных исследований конструкций с различными типами нагружения как эталонные значения для проверки точности спектральных методов.

В статье [22] представлен альтернативный подход оценки усталости для двух основных типов вибрационного нагружения с применением метода вибрационно-

испытательных характеристик, который использует отклики амплитуд конструкции, подвергнутой возбуждению с соответствующей спектральной плотностью, и определяет их распределение как интерполяционную функцию амплитуд-циклов. Интерполяция проводится путем подбора полиномиальных кривых 3-го порядка между последовательными точками данных амплитуды и цикла. Помимо приведенного метода были произведены оценки для других видов распределения – Дирлика и Релея.

Для подтверждения полученных результатов проводятся вибрационные испытания двух различных типов конструкций. Первый – консольно-закрепленная балка, второй – передняя консоль генератора.

В обоих случаях конструкции подвергались гармоническому и случайному нагружению, а критерием останова является разрушение – появление трещины. В результате было получено, что действие синусоидальной вибрации вызывало больший отклик у обоих типов конструкции и приводило к более быстрому возникновению трещины.

Сравнение результатов предложенного метода вибрационно-испытательных характеристик с результатами широко применяемых подходов показало удовлетворительное соответствие. Наибольшее расхождение получено при оценке ресурса консольно-закрепленной балки, где время до возникновения трещины было наиболее продолжительным. Однако, целью данных исследований была не разработка методики оценки ресурса конструкции, а разработка подхода, с помощью которого можно сравнивать различные типы испытательного нагружения по повреждающему действию. Для решения данной задачи представленный метод дает хорошие результаты по сравнению с другими известными методами.

В работе [23] рассмотрена современная методика оценки усталости конструкции автомобиля, которая состоит из этапов:

- экспериментальные исследования и получение данных о параметрах нагружения конструкции;
- создание КЭ-модели, включающей все основные части конструкции;
- проведение модального анализа;

– усталостный анализ в программном комплексе nCode Design Life, с входными данными: результаты анализа частотных характеристик и спектральные плотности действующего случайного нагружения, полученные в результате обработки экспериментальных данных.

Представлено сравнение с другим широко-используемым подходом оценки долговечности, демонстрирующее хорошую сходимость, однако сам автор отмечает необходимость проведения испытаний для подтверждения адекватности полученных результатов.

Еще одним способом оценки долговечности при действии случайных нагрузок, является подход, основанный на схематизации случайных процессов напряжений и суммировании вносимых усталостных повреждений по какой-либо гипотезе. Для схематизации временных реализаций изменений напряжений используются различные методы, такие как «метод полных циклов», «метод дождя» и др. Их применение обусловлено действующей нормативной документацией и считается более приоритетным.

Для повышения точности данных методов проводятся исследования по их усовершенствованию [24, 25]. В статье [26] представлено аналитическое доказательство метода, который позволяет точно обработать переходные циклы. Влияние обработки остатков на расчеты усталости демонстрируется с помощью применения и сравнения различных методов в двух тематических исследованиях с использованием долгосрочных наборов данных с высоким разрешением. Наибольшее значение обнаруживается, когда процесс загрузки приводит к медленно меняющемуся среднему напряжению, которое не полностью учитывается традиционными методами дождя.

Внедрение представленных методик в настоящее время сдерживается существенным числом препятствующих факторов, к основным из которых можно отнести:

– высокую стоимость комплексов автоматизированного проектирования и конечно-элементного анализа;

- трудности построения конечно-элементных моделей сложных конструкций;
- обоснованность выбора режимов нагружения;
- учет долевого состава эксплуатационной нагруженности;
- отсутствие достоверных данных об усталостных характеристиках конструкционного материала;
- отсутствие универсального метода расчетного определения долговечности, позволяющего получать оценки, близкие к экспериментальным;
- недостаточная квалификация сотрудников и т.д.

Проведение предварительных и государственных летных испытаний авиационных изделий на назначенный ресурс связано с определенными техническими трудностями (увеличение продолжительности каждого полета, дозаправка носителя в воздухе и др.) и значительными финансовыми затратами.

Существенное сокращение объема летных испытаний возможно путем замены летных ресурсных испытаний стендовыми при использовании разрабатываемой технологии и применения современного испытательного оборудования с автоматизированной измерительно-вычислительной системой управления испытаниями. Режимы стендовых испытаний формируются на основе результатов измерений фактических параметров вибродинамического нагружения и напряженно-деформированного состояния (НДС) элементов конструкции, полученных при специальных летных испытаниях на режимах, учитывающих все эволюции типовых полетов носителей.

Предполагаемая частичная замена летных испытаний стендовыми обуславливает необходимость разработки и расчетно-экспериментального обоснования режимов нагружения при стендовых испытаниях, использование которых позволяет решать вопросы отработки рациональной технологии изготовления, оптимизации форм, прогнозирования долговечности объектов авиационной техники при существенном снижении стоимости, сокращении продолжительности и повышении достоверности результатов испытаний.



В настоящее время испытания на вибропрочность, виброустойчивость, а также испытания по подтверждению ресурса авиационных изделий 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 виброн нагруженности и виброн нагруженности авиационных конструкций необходимо проведение экспериментально-теоретических исследований вибрационной прочности авиационных изделий при действии полетных нагрузок, включающих разработку методов формирования новых режимов испытаний и оценку долговечности конструкции, что подтверждает большую **значимость** проведенных исследований и является **актуальной** задачей в данное время. Разрабатываемые методы формирования режимов нагружения при испытаниях конструкций авиационных изделий должны учитывать доленой 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 доленой состав нагружения при транспортировке на внешней подвеске самолета-носителя, 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.

**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 геометрических и КЭМ 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 оценке долговечности конструкции.

**Степень достоверности и апробация результатов:**

Достоверность полученных результатов подтверждается:

- сходимостью результатов вычислений и их физической корректностью при изменении параметров КЭ моделирования;
- соответствии 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, а также опубликованы в различных периодических изданиях. Всего по теме диссертации опубликовано 6 печатных работ, в числе которых 3 статьи в рецензируемых изданиях, 3 тезиса докладов на научных конференциях.

**Объектом исследования** в диссертационной работе является конструкция авиационного изделия.

**Предметом исследования** являются характеристики НДС объекта и ресурсные характеристики силовой конструкции авиационного изделия при действии полетных нагрузок.

**Структура диссертационной работы.** Диссертационная работа состоит из введения и 3 глав.

Во введении представлен обзор литературы по рассматриваемой в данной диссертационной работе теме. Рассмотрены современные методы проведения вибрационных испытаний конструкций различных отраслей промышленности. Проанализированы различные подходы к решению проблемы оценки долговечности объектов, подверженных действию случайного динамического нагружения. Обозначен объект и предмет исследований и сформулированы основные задачи диссертации.

В первой главе представлена расчетно-экспериментальное исследование вибрации конструкции авиационного изделия при действии полетных нагрузок, включающее проведение вибрационных испытаний изделия в сборе, на режимах, полученных в результате анализа и обработки данных натурных летных испытаний. В результате летных испытаний установлено, что при совместном полете в конструкции изделия вибрационное нагружение создается не только кинематическим возбуждением от носителя через узлы подвески, но и существенными аэродинамическими силами, действующими непосредственно на конструкцию изделия. Однако, режимы, сформированные по результатам летных испытаний, не позволяют обеспечивать хорошее соответствие режимов нагружения изделия при лабораторных испытаниях реальному вибрационному нагружению в типовом полете по основным вероятностным характеристикам виброускорений: среднеквадратического значения (СКЗ) и дисперсии.

Во второй главе представлены результаты реализации экспериментально - теоретического метода оценки вибрационной прочности при действии полетных нагрузок. В рамках данных исследований проведена разработка КЭ-модели отсека изделия. Адекватность полученной модели подтверждается результатами испытаний по определению резонансных частот конструкции, а также реализуется корректировка КЭ-модели путем введения выявленного коэффициента демпфирования. В

результате численного моделирования и динамического анализа сформированы режимы нагружения, которые обеспечивают получение уровней напряжений, близких к реальным, возникающим при совместной эксплуатации с носителем. Проведение испытаний на сформированных режимах позволило получить результаты, подтверждающие корректность проведенных расчетов и возможность применения разработанного метода.

В третьей главе приведена оценка долговечности конструкции с помощью скорректированной линейной гипотезы суммирования повреждений и гипотезы спектрального суммирования. Проведены ресурсные испытания до разрушения – получены трещины в зоне возникновения максимальных напряжений. В результате сопоставления результатов оценки долговечности расчетными и экспериментальными методами сделан вывод, что скорректированная линейная гипотеза суммирования повреждений дает более близкую оценку ресурса конструкции.

## **Глава 1. 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 требуется проведение летных испытаний с использованием специальной бортовой аппаратуры [27, 28]. Существенное уменьшение объема летных испытаний достигается путем их замены лабораторными вибрационными испытаниями. Замена летных испытаний изделия лабораторными испытаниями является практически обязательной при подтверждении значительного назначенного ресурса и определении технического ресурса изделия. При проведении лабораторных испытаний требуется использовать режимы испытаний, обеспечивающие эквивалентность вибрационного нагружения в лабораторных условиях нагружению в полете. В качестве условия эквивалентности обычно принимается соответствие режимов испытаний полетным условиям по максимальным уровням виброускорений или вибронапряжений, а также по вычисленной накопленной повреждаемости в характерных зонах конструкции [3, с. 7].

Формирование режимов лабораторных испытаний является самостоятельной научно-технической задачей, которая решается для каждого типа изделий. Характеристики вибрационных нагрузок (частотный состав, суммарные уровни, распределение уровней по частотному диапазону и др.) для формирования режимов лабораторных испытаний определяются на основе данных измерений виброускорений и вибронапряжений, полученных при летных испытаниях изделия или его прототипа в условиях типового полета [29]. Эти данные далее обрабатываются и обобщаются в соответствии с действующими нормативными документами. Эквивалентность характеристик факторов нагружения, воспроизводимых при лабораторных

испытаниях, реальным условиям нагружения, далее достигается путем экспериментального уточнения характеристик вибрационного состояния в характерных зонах конструкции и проведения математического моделирования.

При формировании структуры режимов лабораторных испытаний учитываются:

- обобщенные статистические характеристики основных динамических процессов нагружения изделия (спектральный состав, суммарная мощность и др.);
- пространственный характер нагружения;
- закономерность чередования нагрузок, аналогичная чередованию их в реальном типовом полете, повторяемость и относительная продолжительность.

В случае отсутствия конкретных данных измерений натурального вибрационного нагружения допускается использование статистической информации о нагрузках для аналогичных изделий или обобщенные режимы испытаний, установленные нормативными документами [30]. Основным недостатком использования обобщенных режимов испытаний это, как правило, реализация более высоких уровней динамического нагружения конструкции по сравнению с реальными уровнями.



## 1.1 Методика и результаты измерений при летных испытаниях

Объект испытаний – авиационное изделие, установленное на внешней подвеске самолета-носителя с помощью балочного держателя (рис. 1.1) Основными элементами конструкции изделия являются корпус с наполнителем, хвостовое оперение и носовой обтекатель (рис. 1.2).



Рис. 1.1. Изделие на внешней подвеске носителя

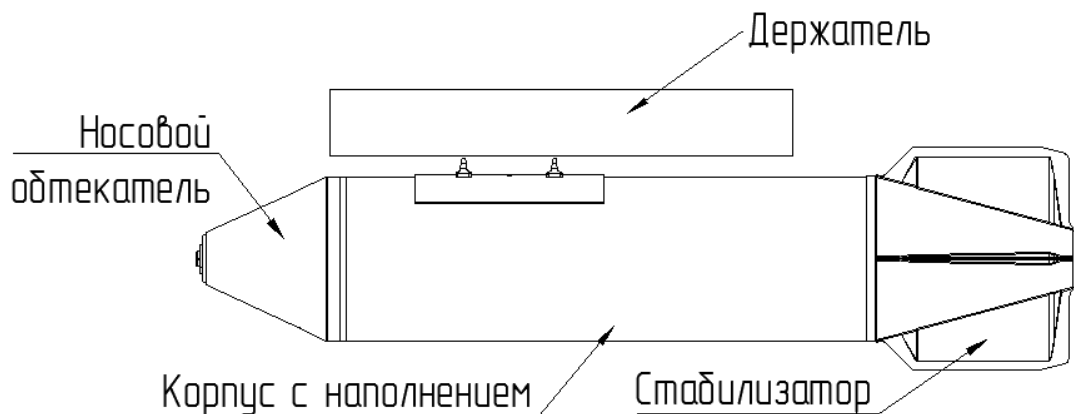


Рис. 1.2. Основные элементы объекта испытаний

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). Сигналы преобразователей регистрируются и обрабатываются СБИ, устанавливаемой на носителе: накопителем измерительной информации, тензометрической и виброизмерительной аппаратурой. 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 [31]. Тензорезисторы для каждой схемы сортируются таким образом, чтобы разница между их сопротивлениями не превышала 0,2 Ом. Это делает мост практически симметричным, а зависимость выходного напряжения от измеряемой деформации близкой к линейной [32]. Схема размещения тензорезисторов на хвостовом оперении с указанием координат точек измерения показана на рис. 1.3.

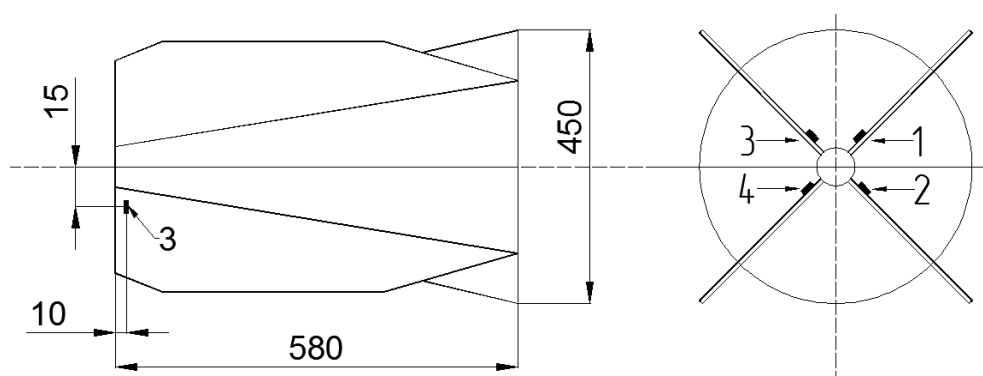


Рис. 1.3. Схема размещения тензорезисторов на хвостовом оперении

Контроль и установка параметров измерительных каналов, проверка тензомостов и их питания, контроль выхода каналов и автоматическая балансировка тензомостов выполняется при помощи наземного пульта управления. Частотный диапазон измерений деформаций 0 - 512 Гц.

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 3-500 Гц.

Сигналы акселерометров и тензорезисторов регистрируются в дискретные моменты времени с частотой опроса 2048 Гц, что удовлетворяет условиям теоремы В.А. Котельникова: «любая непрерывная функция  $f(t)$ , спектр которой ограничен частотой  $F_{max}$  полностью определяется последовательностью своих значений в моменты времени, отстоящие друг от друга на интервал  $\Delta t = 1/(2F_{max})$ ». Суммарное время регистрации измеряемых параметров накопителем измерительной информации при данной частоте опроса и при одновременной регистрации шестнадцати параметров деформаций и четырех параметров виброускорений составляет 63 минуты.

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 1.1. Здесь для каждого этапа приведены скорость  $V$  и высота  $H$  полета, суммарная дисперсия виброускорения  $D_a$  и средние квадратические значения (СКЗ)  $\sigma_a$  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.

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.

Таблица 1.1. Результаты измерений напряжений и ускорений на отдельных этапах полета

Участок полета	$V$ , км/час	$H$ , м	$D_a$ , м <sup>2</sup> /с <sup>4</sup>	$\sigma_a$ , м/с <sup>2</sup>	СКЗ напряжения, 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

## **1.2 Проведение экспериментальных лабораторных исследований динамического состояния и несущей способности конструкции авиационного изделия при стационарных режимах нагружения**

Для удовлетворения требованиям нормативной документации к разрабатываемым образцам военной техники в части стойкости (прочности, устойчивости) к воздействию механических факторов проводятся лабораторные вибрационные испытания [33].

Приоритетными считаются режимы испытаний, которые сформированы по результатам измерений вибрационных нагрузок, действующих на изделие в условиях эксплуатации [34].

### 1.2.1 Определение динамических характеристик конструкции изделия

Первым стандартным этапом лабораторных вибрационных испытаний является определение динамических характеристик конструкции изделия [35, 36]. На этом этапе проводятся измерения амплитудно-частотных характеристик (АЧХ) и фазо-частотных характеристик (ФЧХ) [37] и устанавливаются значения резонансных частот конструкции во всем нормируемом диапазоне от 0 до 300 Гц. Ввиду того, что изделие имеет одно эксплуатационное положение, испытания проводятся только в этом положении, т.е. при действии вибрационной нагрузки по направлению вертикальной оси  $Y$  [38]. Изделие устанавливалось в специальном крепежном приспособлении, имитирующем реальные условия закрепления при эксплуатации. Приспособление представляет собой металлический каркас с вмонтированным стандартным балочным держателем (рис. 1.4).



Рис. 1.4. Приспособление для вибрационных испытаний с закрепленным изделием

Для измерения динамических характеристик использовались однокомпонентные пьезоэлектрические преобразователи (датчики). Схема установки вибродатчиков представлена на рис. 1.5, где 1 - контрольный датчик; 2,3 - измерительные датчики на элементах оперения; 4 - измерительный датчик на корпусе. Выбор данных точек обусловлен тем, что формы колебания изделия включают формы колебаний его элементов: узла оперения и корпуса.

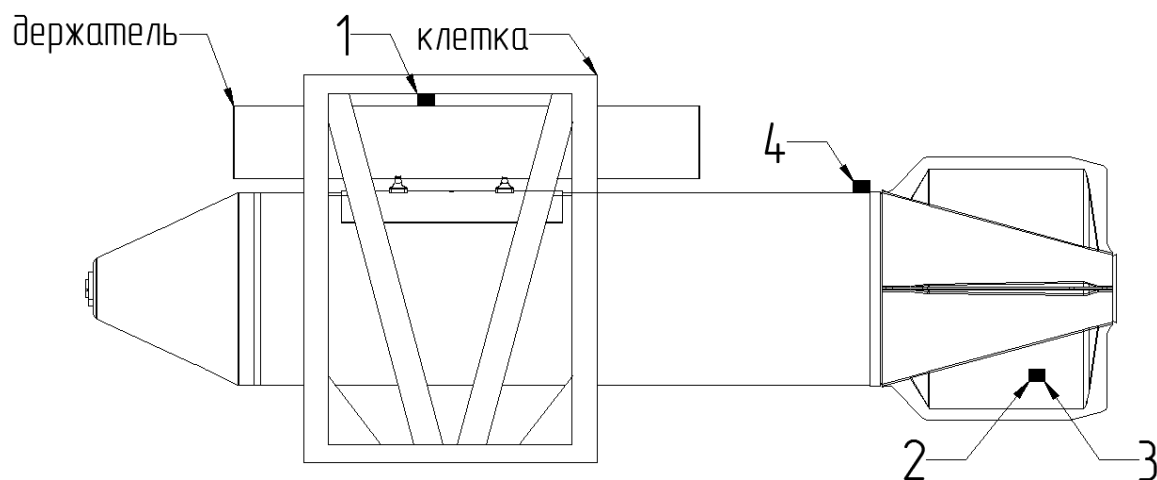


Рис. 1.5. Схема установки вибропреобразователей

Приспособление с изделием жестко закреплялось на столе вибрационного стенда. Параметры режимов устанавливались и поддерживались в заданных пределах по показаниям рабочих средств измерений в контрольной точке (датчик 1). Контрольная точка выбирается в верхней плоскости держателя в поперечном сечении, соответствующем расположению центра масс изделия [39].

Испытания проводились путем задания в месте крепления изделия в приспособлении случайной вибрации с постоянной спектральной плотностью ускорения  $S_k(f)=const$  во всем исследуемом диапазоне частот. АЧХ  $|H(f)|$  для заданных точек конструкции изделия вычислялись по формуле:

$$|H(f)|^2 = S_u(f) / S_k(f), \quad (2.1)$$

в которой  $S_u(f)$  и  $S_k(f)$  – спектральная плотность ускорения в исследуемых точках конструкции и в контрольной точках соответственно.

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.

Частота считалась резонансной, если на этой частоте значение функции  $|H(f)| \geq 2$  и в окрестности этой частоты ФЧХ  $\varphi(f)$  изменяет свое значение на  $180^\circ$  [34]. АЧХ и ФЧХ, определенные для точки 2 (рис. 1.5), представлены на рис. 1.6, 1.7. Первые две резонансные частоты соответствуют изгибным и крутильным формам колебания хвостового оперения. Третья резонансная частота соответствует изгибным колебаниям корпуса конструкции.

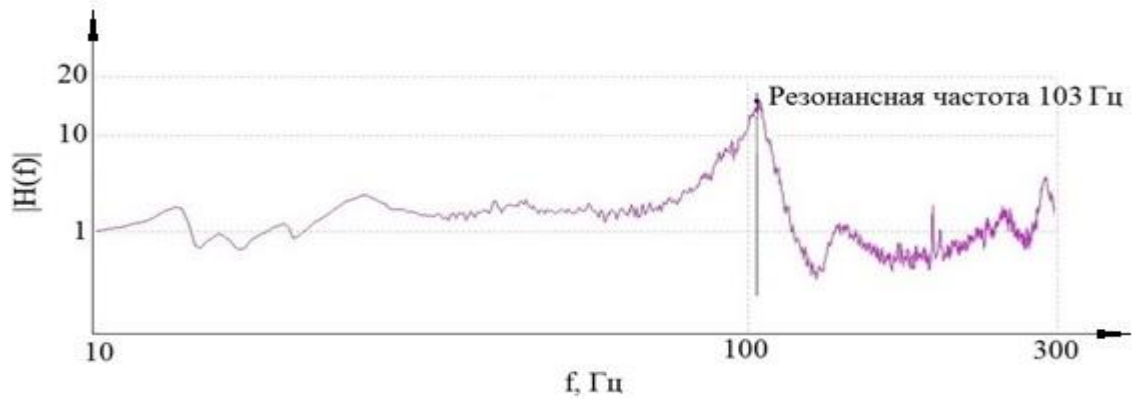


Рис. 1.6. Амплитудно-частотная характеристика.

Первая резонансная частота 103 Гц

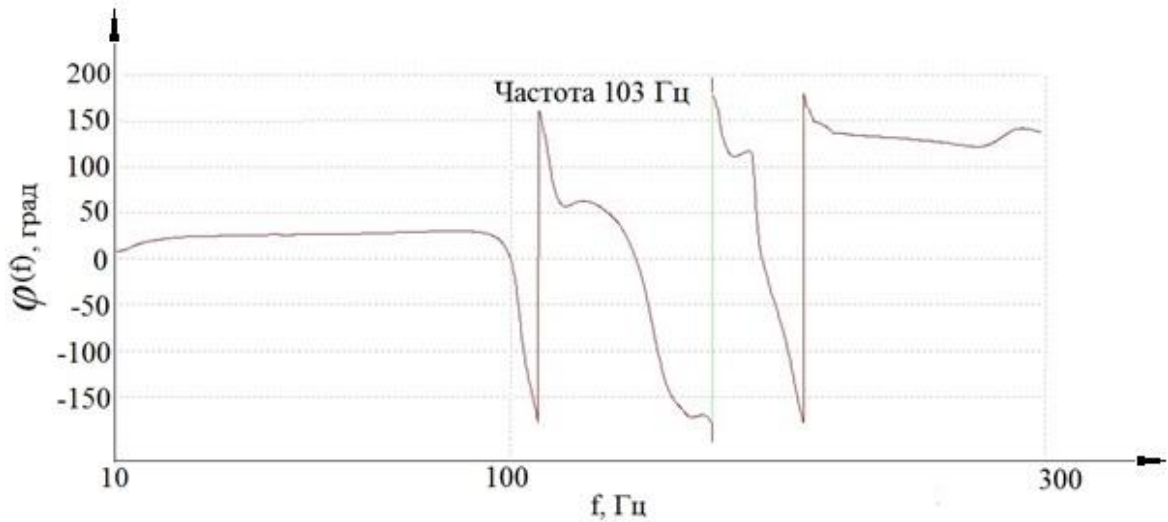


Рис. 1.7. Фазо-частотная характеристика.

Первая резонансная частота 103 Гц



### 1.2.2 Испытания на вибрационных режимах, сформированных в результате обработки результатов летных испытаний

Основным этапом лабораторных вибрационных испытаний являются испытания на действие динамических полетных нагрузок. Учитывая рекомендации отраслевого стандарта, режимы испытаний формировались на основе данных измерений вибрационных процессов в конструкции изделия при выполнении совместного типового полета с самолетом-носителем [40]. Вибрационное нагружение моделировалось в виде широкополосной случайной вибрации (ШСВ) с заданным распределением дисперсии виброускорения по частотному диапазону для каждого этапа совместного полета [41, 42]. Этапы полета, для которых формировались режимы испытаний и соответствующие уровни виброускорения, задаваемые при испытаниях в контрольной точке, представлены в таблице 1.2. При испытаниях проводились измерения характеристик процессов ускорения на изделии с использованием вибродатчиков, схема установки которых показана на рис. 1.5.

Таблица 1.2. Этапы полета, для которых формировались режимы испытаний

Участок полета	t, с	$D_a$ , $\text{м}^2/\text{с}^4$	$\sigma_a$ , $\text{м}/\text{с}^2$
Взлет	60	102,10	10,10
Набор высоты	120	18,66	4,32
Разгон	60	69,56	8,34
Горизонтальный полет	1500	118,59	10,89
Разгон	120	60,06	7,75
Возврат	1200	35,76	5,98
Снижение	480	22,18	4,71
Посадка	60	102,10	10,10

Параметры режимов испытаний: значения  $\sigma_a$ ,  $D_a$  и распределение  $\sigma_a$  по частотным диапазонам устанавливались и поддерживались в заданных пределах по показаниям рабочих средств измерений в контрольной точке (датчик 1, рис. 1.5).

Распределение  $D_a$  по полосам частот представлено в табл. 1.3.

Таблица 1.3. Распределение  $D_a$  по полосам частот

Участок полета	$D_a$ , м <sup>2</sup> /с <sup>4</sup>	Распределение $D_a$ по диапазонам частот, Гц			
		0-50	50-100	100-200	200-300
Взлет	102,10	10,210	20,420	30,630	40,840
Набор высоты	18,66	1,860	3,732	5,590	7,640
Разгон	69,56	6,990	13,910	20,865	27,820
Горизонтальный полет	118,59	11,850	23,710	35,570	47,436
Разгон	60,06	6,006	12,012	18,018	24,024
Возврат	35,76	3,576	7,152	10,728	14,304
Снижение	22,18	2,218	4,436	6,6540	8,872
Посадка	102,10	10,210	20,42	30,630	40,840

На рис. 1.8 приведены зависимости СКЗ виброускорений от времени  $\sigma_a(t)$  на части этапа полета «Горизонтальной полет», по двум каналам:

- 1 – внутренний контрольный канал системы управления вибростенда;
- 2 – контрольная точка (датчик 1).

Эти зависимости иллюстрируют степень соответствия реальных и требуемых характеристик вибрационного нагружения изделия. В процессе испытаний относительное отклонение процесса  $\sigma_a(t)$  на каналах 1, 2 от требуемого значения не превышало 10 %.

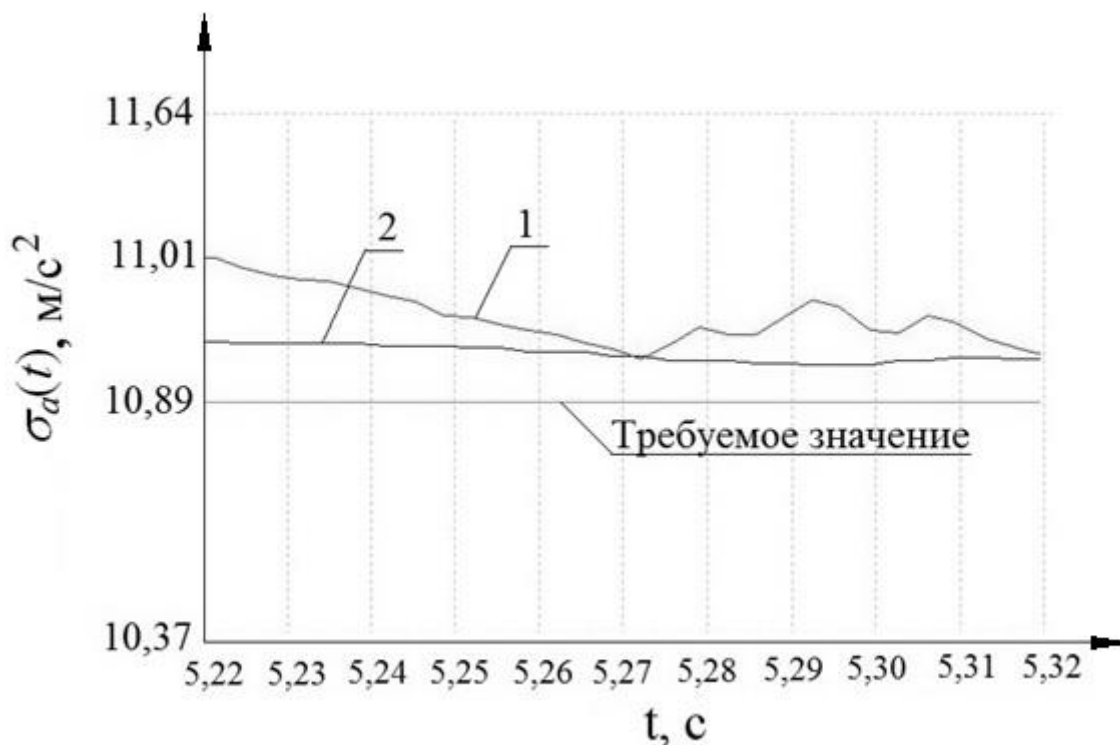


Рис. 1.8. Участок зависимости  $\sigma_a(t)$ , этап «Горизонтальный полет»

В результате летных испытаний установлено, что при совместном полете в конструкции изделия вибрационное нагружение создается не только кинематическим возбуждением от носителя через узлы подвески, но и существенными аэродинамическими силами, действующими непосредственно на конструкцию изделия. Поэтому при лабораторных испытаниях для подтверждения вибропрочности изделия [43], помимо измерения ускорений, определяются характеристики динамических деформаций элементов хвостового оперения с использованием тензоизмерений. Здесь для тензоизмерений используются тензорезистивные датчики с базой 10 мм, сопротивлением 120 Ом и коэффициентом тензочувствительности 2,1. Схема установки тензорезисторов 1, 2, 3, 4 показана на рис. 1.3 и соответствует их расположению при летных прочностных испытаниях.

Вид элемента конструкции изделия с вибропреобразователем и тензорезистором представлен на рис. 1.9. Номера вибродатчика и тензорезистора даны в соответствии с рис. 1.3 и 1.5.

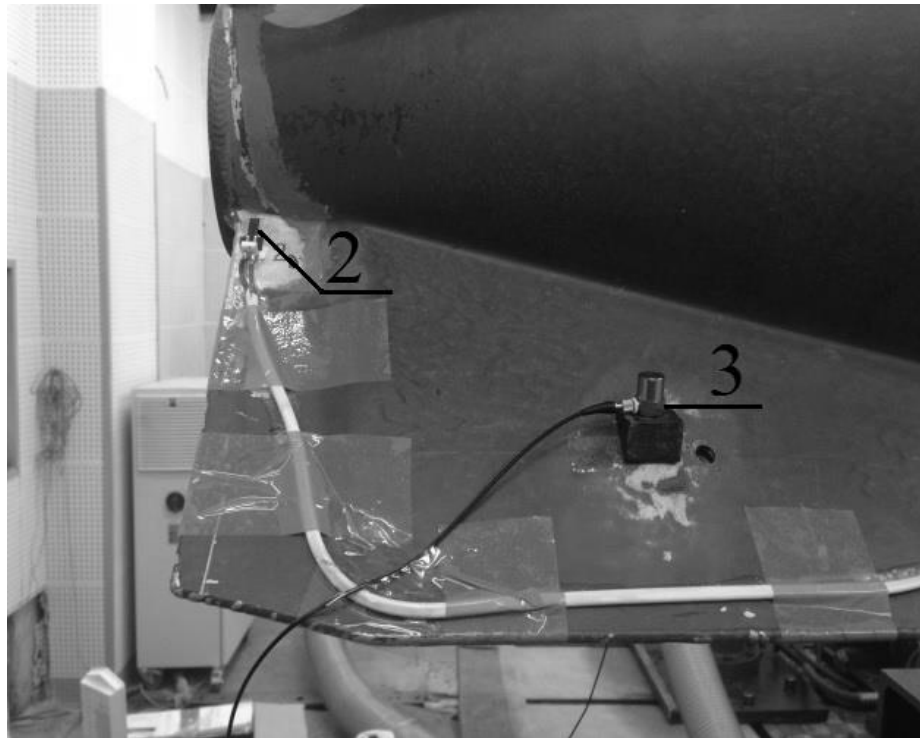


Рис. 1.9. Элемент оперения-с тензорезистором 2 и вибропреобразователем 3

### 1.2.3 Сопоставление результатов летных и лабораторных испытаний в части соответствия динамического и напряженно-деформированного состояния конструкции

В результате обработки результатов измерений при испытаниях определены вероятностные характеристики виброускорений и вибронапряжений в конструкции изделия. Участок зависимости напряжений от времени  $s(t)$  для этапа «Взлет» представлен на рис. 1.10.

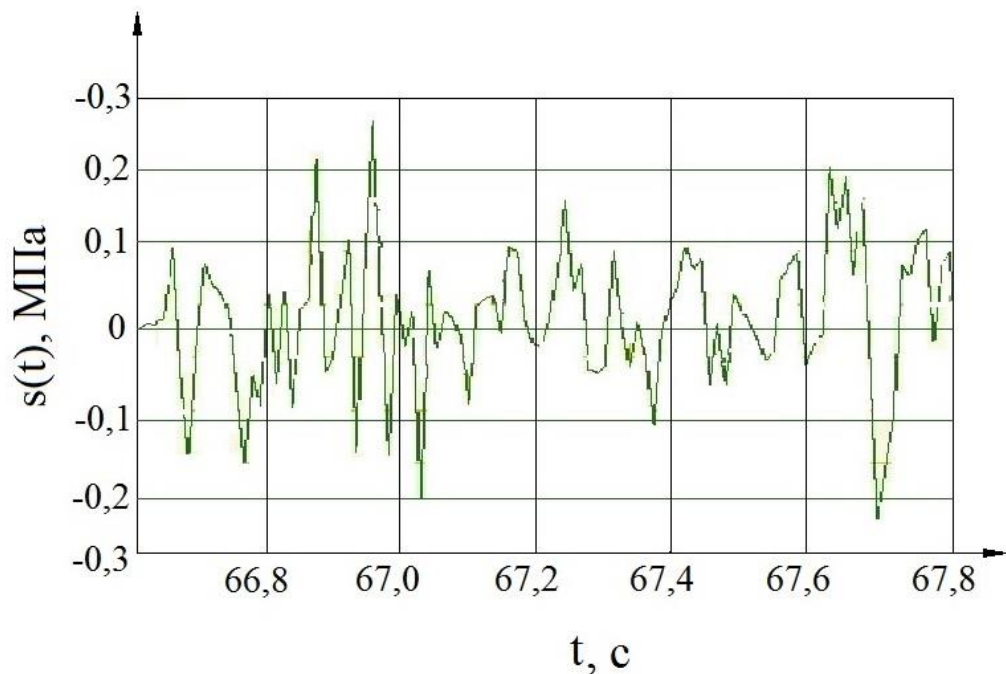


Рис. 1.10. Изменение напряжения на оперении, этап «Взлет»

В табл. 1.4 представлены значения  $\sigma_a$  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  $\sigma_s$  элементов хвостового оперения при лабораторных испытаниях.

Таблица 1.4. Значение СКЗ напряжений по этапам полета

Участок полета	Максимальные $\sigma_s$ , МПа	$\sigma_a$ , м/с <sup>2</sup> (летные испытания)	$\sigma_a$ , м/с <sup>2</sup> (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

Данные, представленные табл. 1.4, показывают, что сформированные режимы лабораторных вибрационных испытаний изделия позволяют обеспечивать хорошее соответствие режимов нагружения изделия при лабораторных испытаниях реальному вибрационному нагружению в типовом полете по основным вероятностным характеристикам виброускорений: СКЗ и дисперсии.

Получено, 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, реализация которого обеспечит воспроизведение уровней напряжений в наиболее нагруженных элементах конструкции, близких к уровням напряжений в условиях совместного полета на внешней подвеске носителя.

## **Глава 2. Экспериментально-теоретический метод оценки вибрационной прочности авиационных изделий при действии полетных нагрузок**

С целью уменьшения объема дорогостоящих летных ресурсных испытаний авиационных изделий проводится их замена лабораторными вибрационными испытаниями. Основное требование к лабораторным испытаниям состоит в обеспечении эквивалентности вибрационного нагружения в лабораторных условиях нагружению в полете [44]. В качестве условия эквивалентности обычно принимается соответствие режимов испытаний полетным условиям по максимальным уровням виброускорений или вибронапряжений [45], а также по вычисленной накопленной повреждаемости в характерных зонах конструкции. Достоверность результатов усталостных испытаний можно повысить, совершенствуя испытательное и измерительное оборудование и методику испытаний, применяя нагрузки, близкие к эксплуатационным [46]. Эквивалентность характеристик факторов нагружения, воспроизводимых при лабораторных испытаниях, реальным условиям нагружения, далее достигается путем экспериментального уточнения характеристик вибрационного состояния в характерных зонах конструкции и проведения математического моделирования.

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 [47].

В результате проведенных лабораторных вибрационных испытаний изделия на режимах, соответствующих реальному вибрационному нагружению в узлах подвески, показано, что уровни вибронапряжений на элементах хвостового оперения

оказываются существенно ниже реальных уровней напряжений в условиях совместного полета на внешней подвеске носителя [35, с. 30]. Такое различие обусловлено тем, что в совместном полете уровни динамического деформирования хвостового оперения в основном вызваны действием аэродинамических сил.

Для воспроизведения уровней вибронапряжений в элементах оперения изделия, соответствующих условиям расположения изделия на внешней подвеске носителя, необходимо разработать методику проведения лабораторных испытаний, обеспечивающую получение уровней деформаций, близких к реальным уровням. Летные испытания изделия показали, что максимальные уровни напряжений в конструкции изделия при реальной эксплуатации наблюдаются на элементах хвостового оперения. Поэтому для оценки вибропрочности изделия проводятся исследования напряженного состояния отсека оперения.

Целью исследований является разработка и реализация экспериментально-теоретического метода оценки вибропрочности авиационных изделий при действии полетных нагрузок, позволяющего также получать обоснованные оценки долговечности конструкции изделия в целом.

Реализация данного метода представлена следующими этапами:

- разработка конечно-элементной (КЭ) модели отсека оперения и проведение модального анализа конструкции;
- проведение испытаний по определению резонансных частот отсека; сравнение результатов испытаний и КЭ моделирования и корректировка КЭ модели;
- определение режимов нагружения отсека, обеспечивающих получение уровней напряжений, соответствующих реальным уровням совместной эксплуатации с носителем, на основе численного моделирования напряженного состояния;
- проведение вибрационных испытаний отсека с измерениями вибронапряжений на режимах, сформированных на основе КЭ моделирования, сравнение результатов вибрационных испытаний, численного моделирования и данных летных испытаний.



## **2.1 Разработка конечно-элементной (КЭ) модели отсека оперения и проведение модального анализа конструкции**

Для проведения вибрационных испытаний отсеков изделия необходимо использовать крепежное приспособление [48], передающее силовое воздействие от стола вибростенда к объекту испытаний в заданном частотном диапазоне. Конструкция приспособления должна удовлетворять следующим требованиям:

1) обеспечивать жесткое крепление объекта испытаний к рабочей поверхности стола вибрационного стенда;

2) центр масс приспособления в сборе с отсеком должен располагаться на минимально возможном расстоянии от оси вибростенда в пределах заданного допуска для уменьшения нежелательного изгибающего момента и возникающих поперечных колебаний;

3) иметь минимально возможную массу и удовлетворять требованиям по прочности и надёжности при испытаниях конструкции, имеющей заданную массу, с расчетной интенсивностью нагружения;

4) обеспечивать проведение виброиспытаний в требуемом диапазоне частот, т.е. в диапазоне частот виброиспытаний не должно быть резонансных частот приспособления.

На основе приведенных выше требований производится разработка крепежного приспособления, воспроизводящего реальное соединение отсека с изделием. Базовый элемент конструкции представляет собой два Т-образно сваренных листа, выполненных из конструкционной стали. Для обеспечения жесткости конструкции вводятся опоры, которые жестко связывают перемещения краев пластин.

Первый вариант конструкции, удовлетворяющий требованиям 1-3, приведен на рис. 2.1.

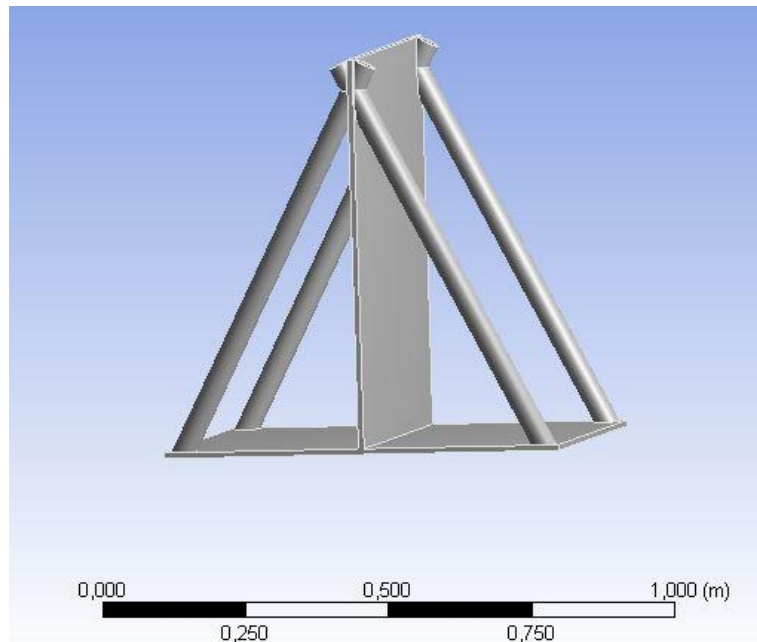


Рис. 2.1. Крепежное приспособление, вариант – 1

Однако при проведении модального анализа у данного вида конструкции выявлена первая собственная частота, которая имеет значение 96 Гц, что противоречит требованию 4. Первая форма колебаний представлена на рис. 2.2.

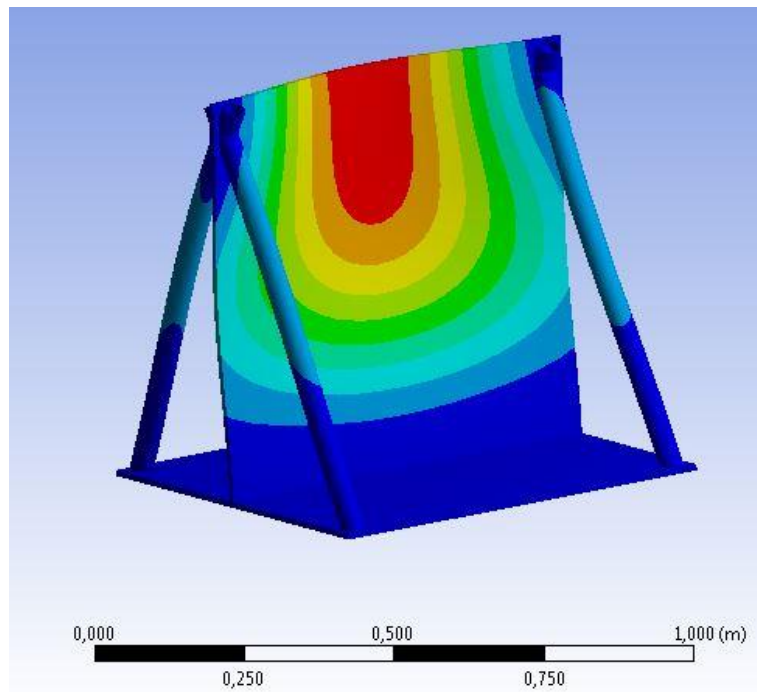


Рис. 2.2. Крепежное приспособление, вариант – 1. Первая форма (96 Гц)

Вынесение первой частоты из исследуемого диапазона частот является важным условием, которое обеспечивает необходимую точность задания нагружения

и помогает исключить влияние резонанса приспособления на испытуемый объект [49]. Методом решения данной задачи является введение дополнительных опор и ребер в конструкцию с целью повышения ее жесткости. Также при внесении изменений в конструкцию необходимо обеспечить удовлетворение требований 1-3.

На рис. 2.3-2.8 представлены различные варианты конструкций и выявленные собственные формы, соответствующие первым собственным частотам.

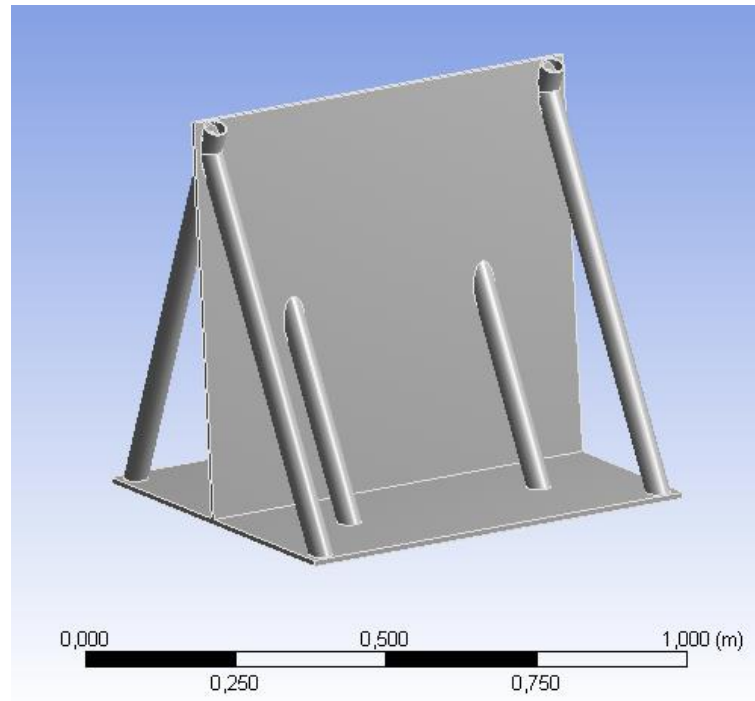


Рис. 2.3. Крепежное приспособление, вариант – 2

Ввиду того, что у первого варианта конструкции наблюдаются существенные перемещения в центральной части вертикальной пластины, в конструкцию вводятся дополнительные опоры на высоте расположения ее центра масс. С помощью данных изменений получилось вынести первую собственную частоту за 135 Гц (рис. 2.4).

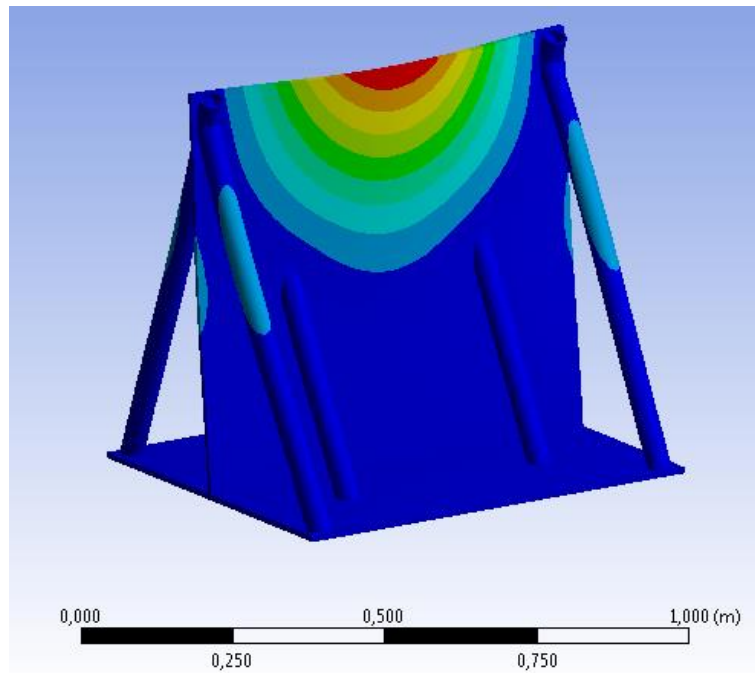


Рис. 2.4. Крепежное приспособление, вариант – 2. Первая форма (138 Гц)

Анализируя рис. 2.3, 2.4 можно сделать вывод, что введение дополнительных опор переносит область деформирования выше центра масс вертикальной пластины. Учитывая такую зависимость перемещения области деформирования, добавляются две опоры, ограничивающие перемещение края пластины (рис. 2.5).

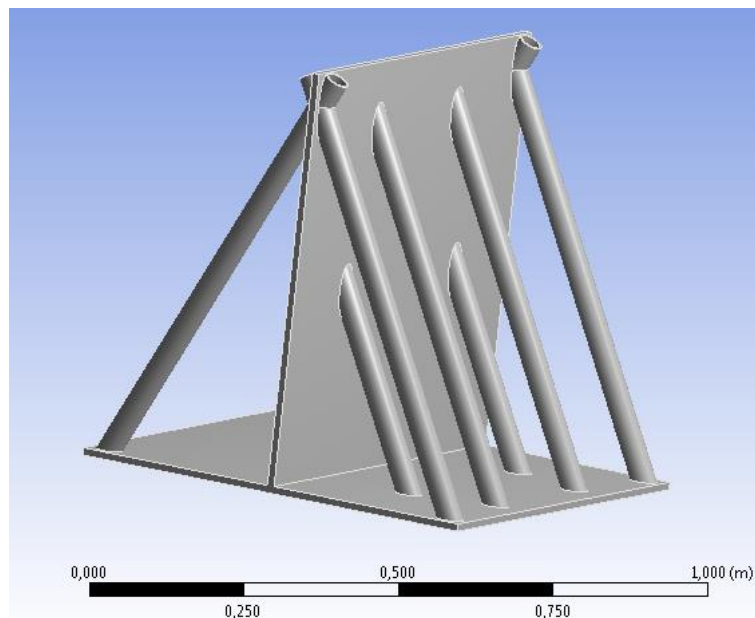


Рис. 2.5. Крепежное приспособление, вариант – 3

Принятые решения по изменению конструкции обеспечивают смещение частоты за 295 Гц (рис. 2.6), однако крайняя частота исследуемого диапазона – 300 Гц, следовательно, требование 4 не выполняется.

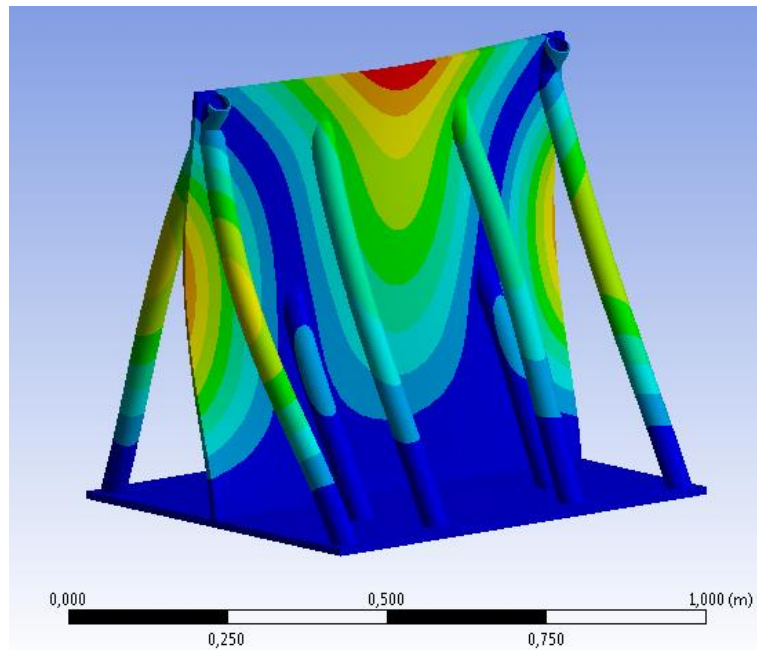


Рис. 2.6. Крепежное приспособление, вариант – 3. Первая форма (296 Гц)

Ввиду того, что на частоте 296 Гц у третьего варианта конструкции появились существенные деформации на боковых краях вертикальной пластины, которые необходимо ограничить, вводятся дополнительные краевые опоры (рис. 2.7, 2.8).

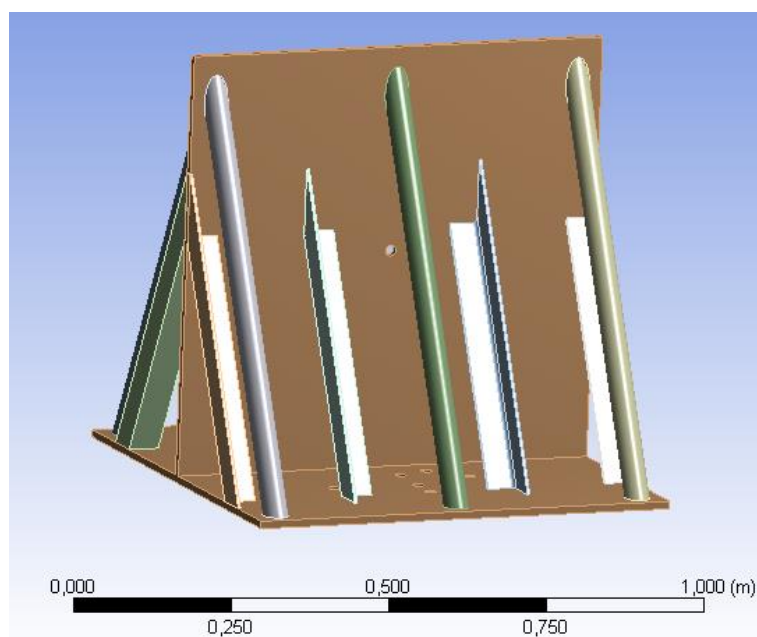


Рис. 2.7. Крепежное приспособление, вариант – 4

Следует отметить, что по результатам дополнительных исследований выявлена возможность эквивалентной замены двух опор, удерживающих верхний край пластины, одной – центральной.

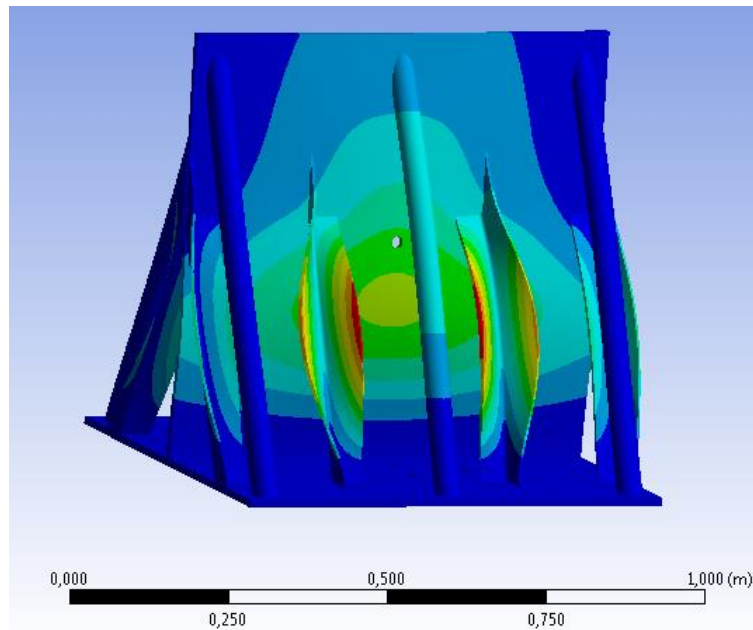


Рис. 2.8. Крепежное приспособление, вариант – 4. Первая форма (329 Гц)

Опоры с кольцевым сечением, располагающиеся на высоте центра масс вертикальной пластины, были эквивалентно заменены на уголки ввиду технологических особенностей. Расстояние между опорами выбирается таким, чтобы обеспечить максимальное снесение первой частоты вправо от 300 Гц.

На рис. 2.9 представлен конечный вид крепёжного приспособления, удовлетворяющий всем предъявленным требованиям.

Вариант исполнения конструкции с использованием ребер жесткости приведен на рис. 2.9, 2.10. Некоторые решения дают положительные результаты, но учитывая особенности технологии производства, выбор сделан в пользу конструкции с опорами [50].

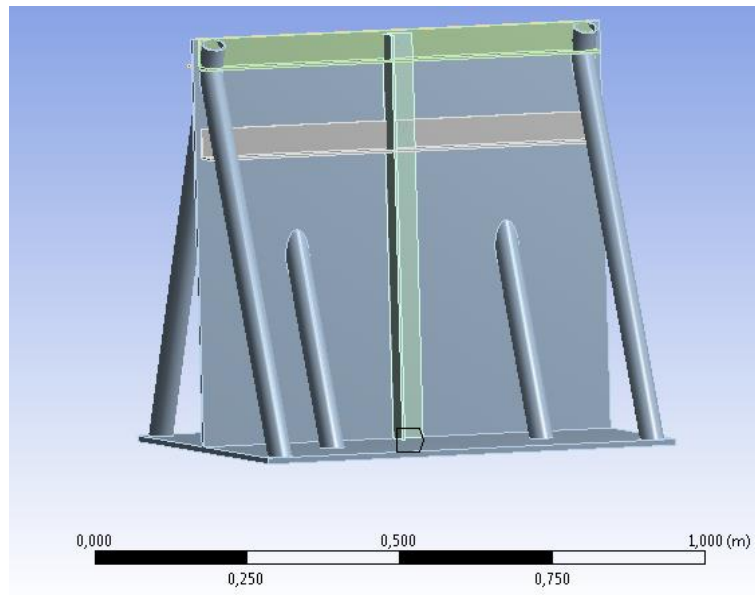


Рис. 2.9. Крепежное приспособление (ребро), вариант – 1.

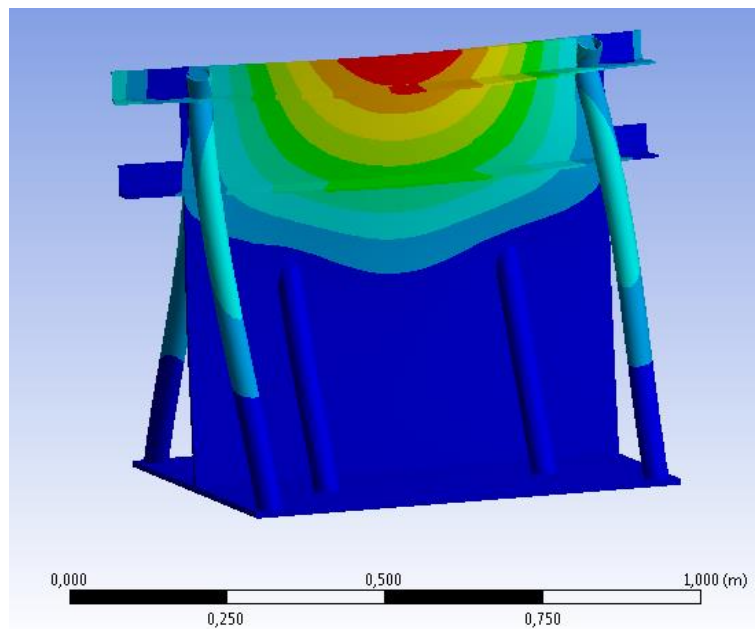


Рис. 2.10. Крепежное приспособление (ребро), вариант – 1.

Первая форма (221 Гц)

Для подтверждения результатов численного анализа проводились экспериментальные исследования по выявлению собственных частот конструкции крепежного приспособления (рис. 2.11).

Испытания проводились путем задания в месте крепления приспособления случайной вибрации в вертикальном направлении с постоянной спектральной



плотностью ускорения  $S_k(f)=const$  во всем исследуемом диапазоне частот. АЧХ  $|H(f)|$  для заданных точек конструкции изделия вычислялись по формуле (2.1).

В результате определения АЧХ и ФЧХ конструкции в исследуемых точках выявлена первая резонансная частота – 338 Гц. Частота считалась резонансной, если на этой частоте значение функции  $|H(f)| \geq 2$  и в окрестности этой частоты ФЧХ  $\varphi(f)$  изменяет свое значение на  $180^\circ$ .



Рис. 2.11. Крепежное приспособление, установленное на вибростенде

Полученные результаты подтверждают результаты численных исследований и обеспечивают возможность использования разработанного приспособления для испытания отсека конструкции.

В соответствии с первым этапом исследований в среде ANSYS разработана КЭ модель хвостового отсека, закрепленного в приспособлении для вибрационных испытаний (рис. 2.12), и проведен модальный анализ конструкции [51, 52]. При моделировании использовались КЭ: квадратичные 20-узловые SOLID 186 и квадратичные 10-узловые SOLID 187. Общее количество элементов, обеспечивающее сходимость результатов - 47974, узлов – 190337 [53]. Граничные условия – заделка на нижней поверхности приспособления. В модели использовались контакты типа



«bonded» - жесткое прикрепление по всей поверхности контакта. Модальный анализ проводился в диапазоне от 0 до 300 Гц с использованием метода подпространств, в котором используются полные матрицы жесткостей и масс систем [54, 55].

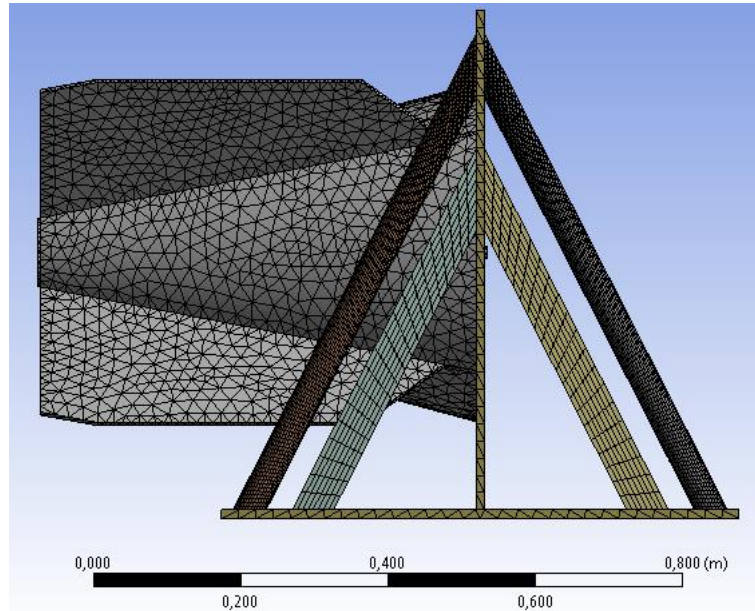


Рис. 2.12. КЭ модель хвостового отсека, закрепленного в приспособлении

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 (рис. 2.13), второй - крутильная форма колебаний оперения (рис. 2.14).

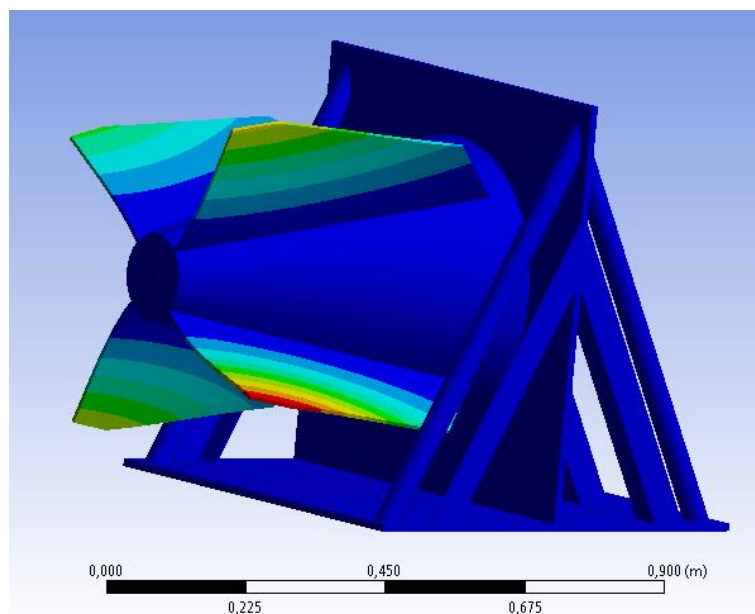


Рис. 2.13. Первая собственная форма  $f_1 = 96$  Гц

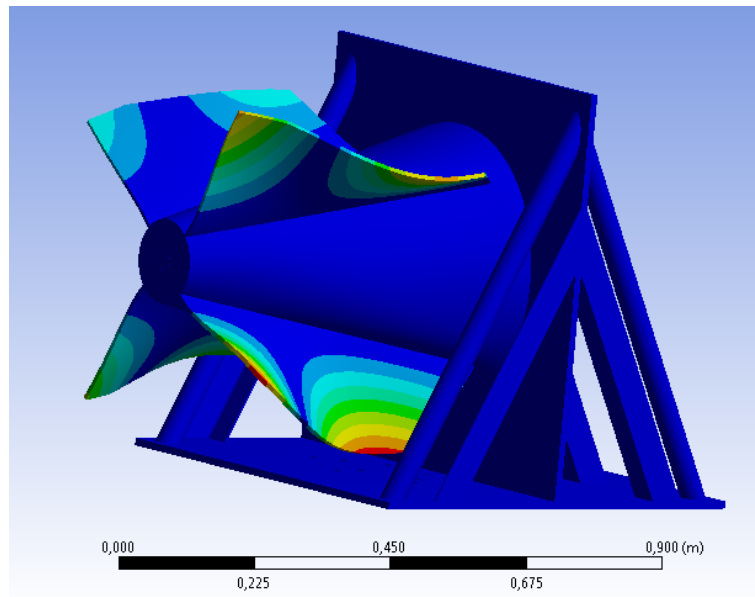


Рис. 2.14. Вторая собственная форма  $f_2 = 197$  Гц

Для подтверждения адекватности построенной КЭ-модели необходимо провести экспериментальные исследования по определению собственных частот.

## **2.2 Проведение лабораторных испытаний по определению резонансных частот отсека, сравнение результатов испытаний и КЭ моделирования и корректировка КЭ модели**

Следующим этапом исследований является экспериментальное определение резонансных частот конструкции. Перед испытаниями отсек устанавливается в крепежном приспособлении, имитирующем реальные условия закрепления при эксплуатации в составе изделия. Приспособление с отсеком жестко закрепляется на столе вибрационного стенда (рис. 2.15).



Рис. 2.15. Хвостовой отсек, закрепленный в приспособлении на вибростенде

Для измерения параметров вибрационного нагружения и реакции конструкции изделия используются пьезоэлектрические преобразователи ускорения (вибродатчики). Контрольный датчик устанавливается в геометрическом центре стола вибростенда, измерительные датчики располагаются в центре масс пера хвостового отсека.

Ввиду того, что изделие имеет одно эксплуатационное положение, испытания проводятся только в этом положении (по направлению вертикальной оси) пу-

тем воздействия синусоидальной вибрации с постоянным значением виброускорения 1 g. Параметры режимов вибрации устанавливаются и поддерживаются в заданных пределах по показаниям рабочих средств измерений в контрольной точке.

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 [56].

Получено, что относительное расхождение расчетных и экспериментальных значений резонансных частот отсека не превышает 10 %, что подтверждает адекватность построенной КЭ модели отсека.

Для проведения расчетов по определению напряженно-деформированного состояния хвостового отсека при действии нагрузок, эквивалентных реальному виброн нагружению в типовом полете, необходимо определить общее демпфирование конструкции [57].

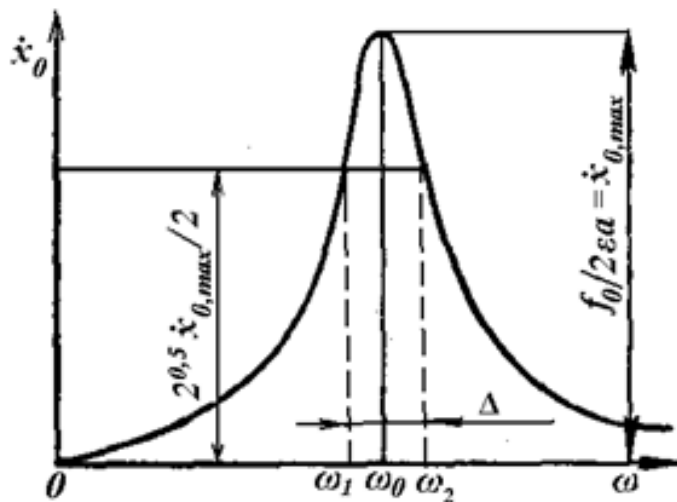


Рис. 2.16. Резонансный метод

Для этого применяется резонансный метод (рис. 2.16), который основан на анализе вынужденных колебаний испытуемого объекта. Коэффициент демпфирования  $\varepsilon = 0,0198$ , определённый по резонансной кривой скорости.

### 2.3 Формирование режимов нагружения отсека, обеспечивающих получение уровней напряжений, соответствующих реальным уровням совместной эксплуатации с носителем

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.

Средние квадратические значения (СКЗ) напряжений в элементах оперения хвостового отсека, действующие на основных этапах типового полета курса учебно-боевой подготовки и определенные в результате летных испытаний [35, с. 30] приведены в таблице 2.1.

Таблица 2.1. СКЗ напряжений, определенные в результате летных испытаний

Этап полета	V, км/ч	СКЗ напряжения, МПа
Взлет	500	4,0
Набор высоты	500	10,2
Разгон	1000	9,0
Горизонтальный полет	1000	11,1
Разгон	893	9,1
Возврат	857	14,7
Снижение	506	9,4
Посадка	-	3,1

При проведении численного анализа в качестве нагружения для каждого этапа полета использовались режимы широкополосной случайной вибрации (ШСВ) с постоянным значением дисперсии виброускорения  $D_a$ . Распределение

дисперсии виброускорения по поддиапазнам частот на основании [39, с. 31] представлено в таблице 2.2.

Таблица 2.2. Распределение дисперсии виброускорения по поддиапазнам частот

Суммарная дисперсия виброускорения, $\text{м}^2/\text{с}^4$	Диапазон частот, Гц	Распределение дисперсии по диапазонам частот, %
$D_a$	5-50	10
	50-100	20
	100-200	30
	200-300	40

Численный анализ на основе разработанной КЭ модели отсека проводился с использованием модуля «Random Vibration» [58]. В результате определялись напряжения в конструкции при действии случайных вибрационных ускорений. Для исследования использовались данные ранее проведенного модального анализа, а также была откорректирована КЭ модель отсека путем задания экспериментально определенного коэффициента демпфирования.

На рис. 2.17 – 2.19 представлен характер распределения вибронапряжений в отсеке для основных этапов полета: «Горизонтальный полет», «Возврат», «Посадка». Видно, максимальные значения напряжений 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. 1.3).

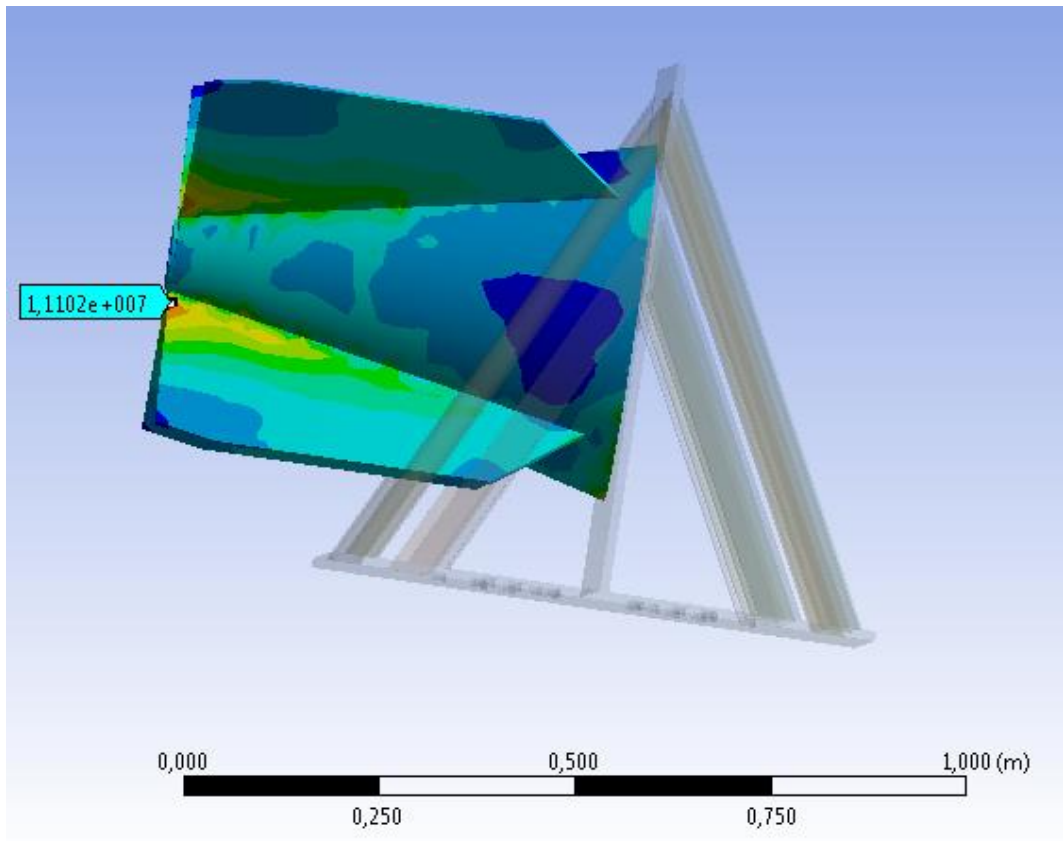


Рис. 2.17. Распределение СКЗ напряжений.  
Этап полета «Горизонтальный полет»

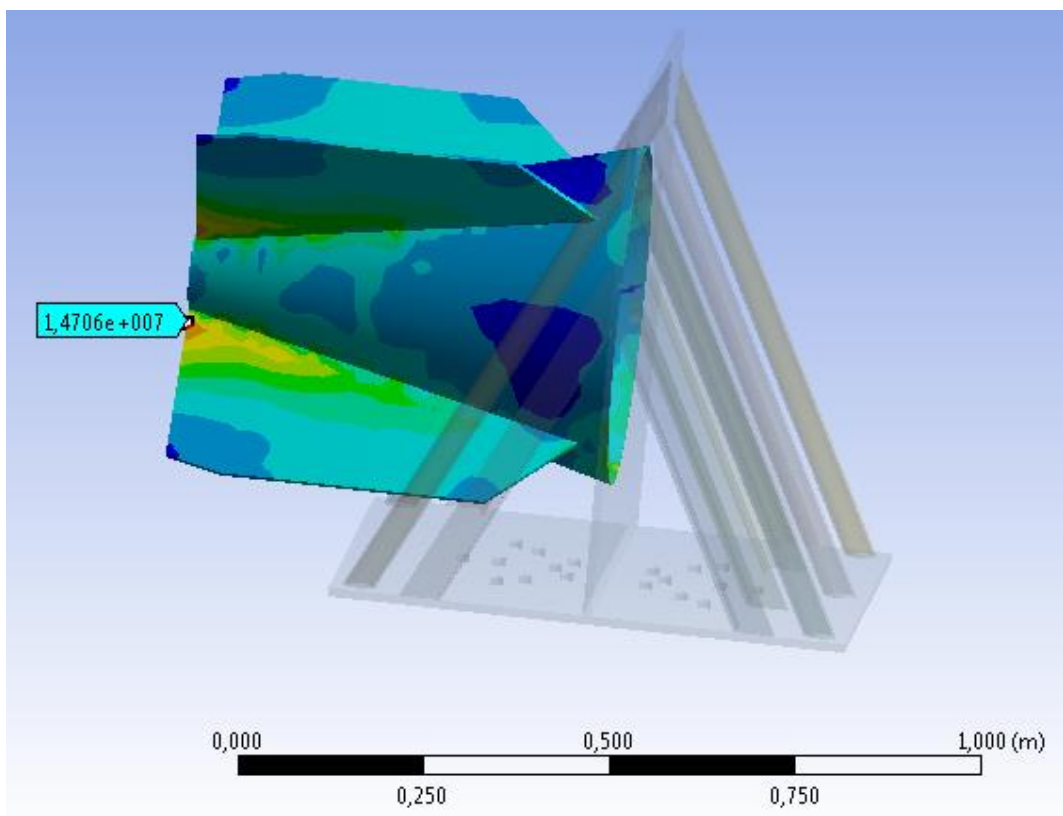


Рис. 2.18. Распределение СКЗ напряжений. Этап полета «Возврат»

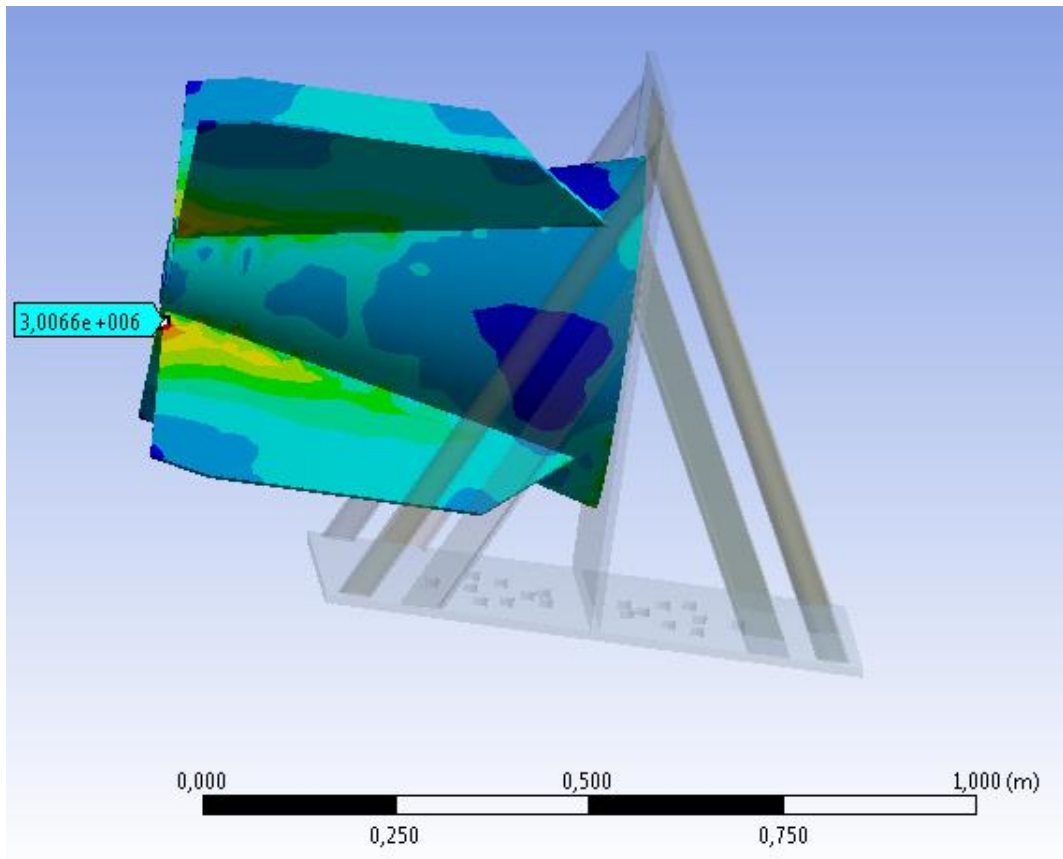


Рис. 2.19. Распределение СКЗ напряжений. Этап полета «Посадка»

На основе проведенного численного моделирования сформированы режимы лабораторных вибрационных испытаний отсека, при которых достигаются СКЗ вибронапряжений, соответствующие значениям, полученным при летных испытаниях (таблица 1.3). Эти режимы, представленные в таблице 2.3, подбирались таким образом, чтобы относительное расхождение между СКЗ напряжений, полученных в результате численного анализа и при летных испытаниях, не превышало 1 %.

Таблица 2.3. Сформированные режимы лабораторных вибрационных испытаний

Этап полета	Спектральная плотность ускорения, ( $\text{м/с}^2$ ) <sup>2</sup> /Гц				СКЗ напряже- ния, 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



Таблица 2.3 – продолжение

Этап полета	Спектральная плотность ускорения, (м/с <sup>2</sup> )/Гц				СКЗ напряже- ния, МПа
	5-50 Гц	50-100 Гц	100-200 Гц	200-300 Гц	
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, необходимо провести лабораторные испытания [59].

## 2.4 Проведение вибрационных испытаний отсека с измерениями вибронапряжений на режимах, сформированных на основе КЭ моделирования

Для проведения вибрационных испытаний отсека в качестве динамического нагружения использовались режимы ШСВ для ускорения на столе вибростенда, полученные в результате численного анализа (таблица 2.3). Контроль режимов испытаний осуществляется измерительным преобразователем, установленным на крепежном приспособлении в контрольной точке. Контрольная точка располагалась в месте крепления приспособления к столу вибростенда.

Для проведения измерений вибронапряжений на оперении хвостового отсека были установлены тензорезисторы с базой 10 мм, сопротивлением 120 Ом и коэффициентом тензочувствительности 2,1, входящие в состав шестипроводной мостовой схемы (рис. 2.20). Преимущества данной схемы обусловлены дифференциальным включением двух идентичных тензорезисторов в два соседних плеча моста, что позволяет существенно понизить температурную погрешность нуля [60, 61]. Измерительный комплекс обеспечивал измерение деформаций элементов оперения изделия в заданном диапазоне частот от 0 до 300 Гц.

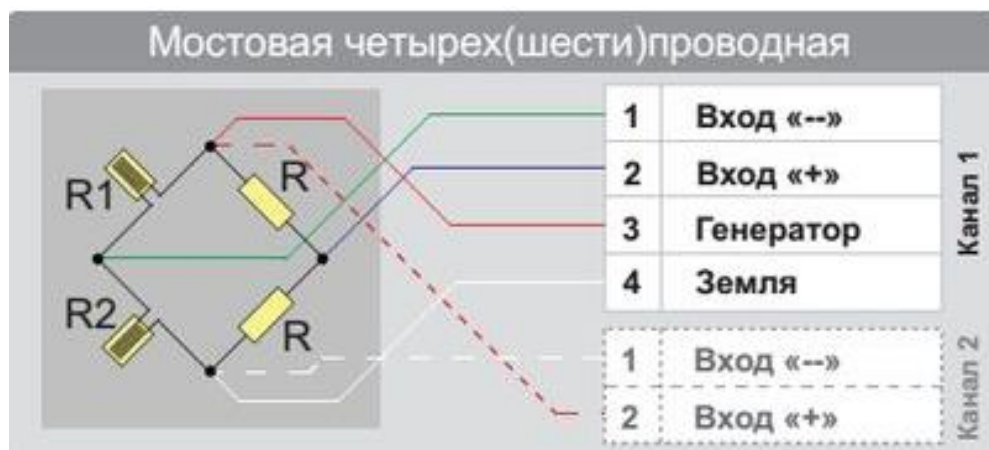


Рис. 2.20. Мостовая шестипроводная схема

Тензорезисторы устанавливались в наиболее напряженных зонах оперения хвостового отсека, определенных в результате численного анализа. Расположение тензорезисторов на отсеке показаны на рис. 2.21, а, б.



Рис. 2.21, а. Расположение тензорезисторов на отсеке

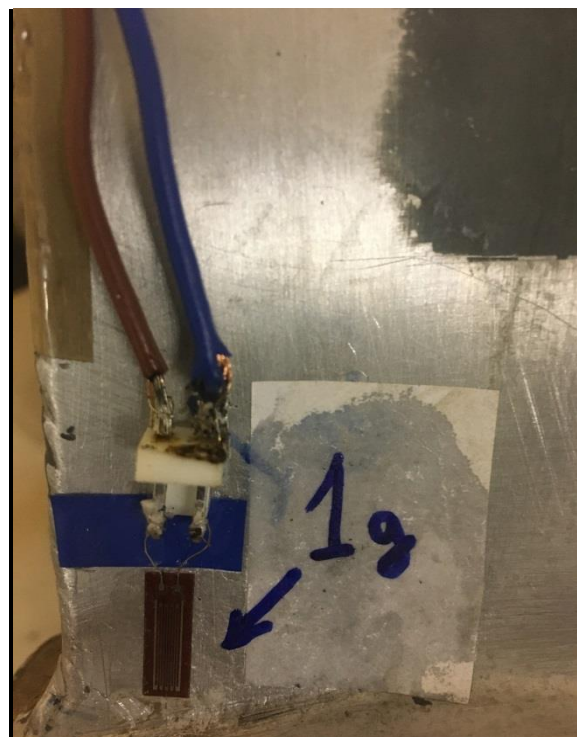


Рис. 2.21, б. Расположение первого плеча мостовой схемы

## 2.5 Сравнение результатов вибрационных испытаний, численного моделирования и данных летных испытаний

В результате лабораторных испытаний получены значения СКЗ вибронапряжений для каждого этапа полета носителя. Процесс изменения во времени напряжений на хвостовом отсеке при испытаниях на режиме, соответствующем этапу полета «Набор высоты», представлен на рис. 2.22. Максимальные СКЗ вибронапряжений на данном этапе полета по модулю достигали 36,58 МПа.

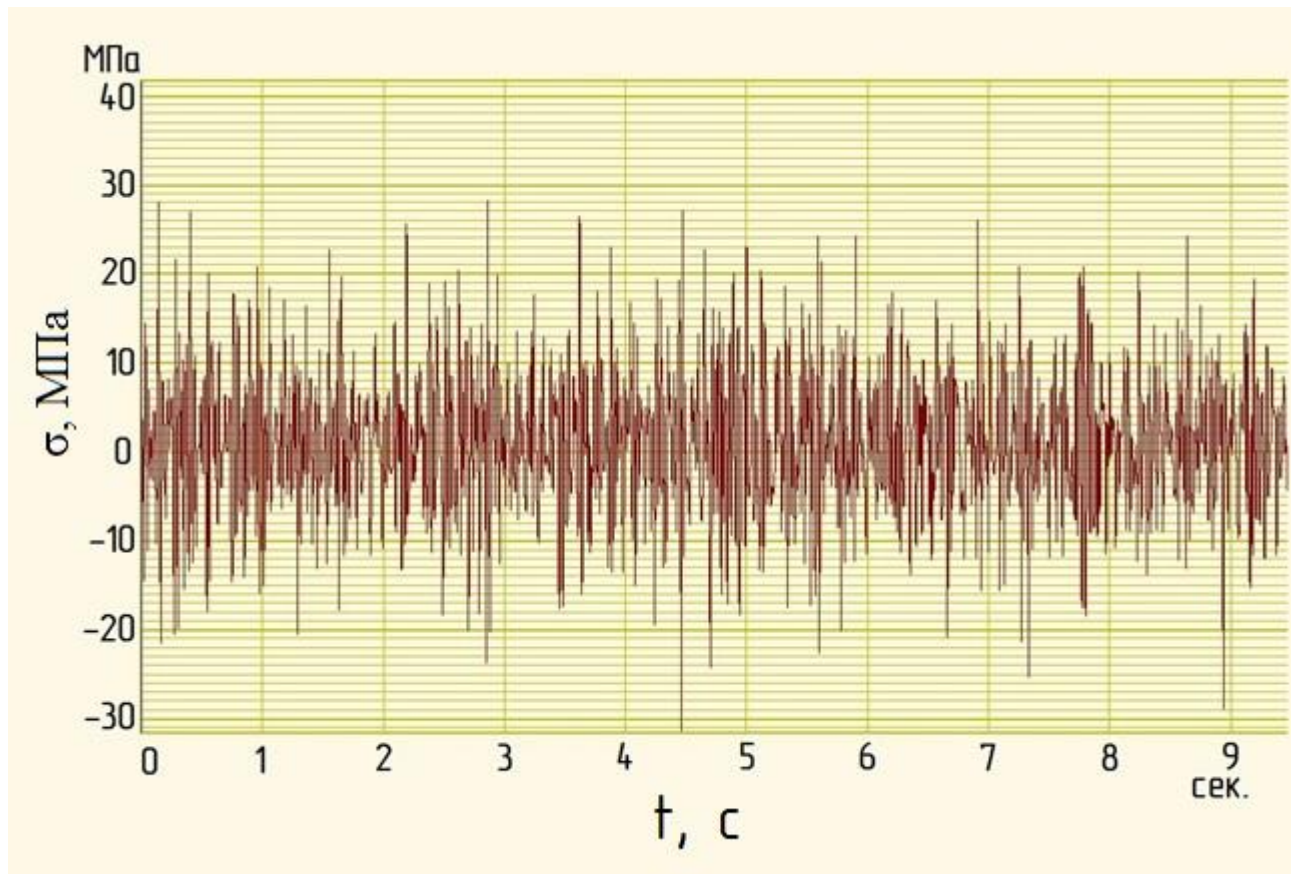


Рис. 2.22. Изменение напряжения на оперении, этап «Набор высоты»

На заключительном этапе исследований проведено сравнение результатов измерений напряжений при лабораторных испытаниях с данными летных испыта-

ний и численного анализа. Характеристики напряжений, соответствующие измерениям при лабораторных и летным испытаниях и численному анализу, представлены в таблице 2.4.

Таблица 2.4. 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 2.4, показывают, что применения разработанного экспериментально-теоретического метода позволяет воспроизводить уровни динамических напряжений в элементах хвостового оперения, соответствующие реальным значениям в полете на внешней подвеске носителя и давать адекватную оценку вибронагруженности конструкции.

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

### **Глава 3. Расчетно-экспериментальная оценка долговечности конструкции авиационного изделия при действии полетных нагрузок**

Процесс эксплуатации авиационных изделий сопровождается действием переменных вибрационных и аэродинамических нагрузок, уровни и частоты которых могут изменяться в достаточно широких пределах [62].

Входными данными для оценки ресурса конструкции авиационного изделия при действии полетных нагрузок являются полученные сведения о нагруженности в процессе эксплуатации, а также параметры, характеризующие усталостные свойства материала исполнения.

Характеристики, приведенные в справочной литературе по усталостной долговечности конструкций, как правило, получены в результате испытаний образцов стандартной формы в идеальных лабораторных условиях и при действии стационарного гармонического нагружения [63]. Для адекватной оценки усталостной долговечности конструкций авиационных изделий необходимо учитывать, что характеристики сопротивления усталости материалов за счет нерегулярности, возможных дефектов и концентраций напряжений будут отличаться от характеристик, полученных при испытаниях образцов в лабораторных условиях [64].

Ввиду отсутствия сформированной обобщённой теории расчета ресурса принято использовать различные теории (гипотезы) с последующим анализом результатов.

Объектом исследования в данной работе является конструкция авиационного изделия, эксплуатируемого на внешней подвеске самолета носителя. 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 [65].

В результате проведенных лабораторных вибрационных испытаний изделия на режимах, соответствующих реальному вибрационному нагружению в узлах подвески, установлено, что уровни вибронапряжений на элементах хвостового оперения существенно ниже реальных уровней напряжений в условиях совместного полета на внешней подвеске носителя. Такое различие обусловлено тем, что в совместном полете уровни динамического деформирования хвостового оперения в основном вызваны действием аэродинамических сил.

Для достижения соответствия уровней напряжений разработан экспериментально-теоретический метод оценки вибрационной прочности авиационного изделия на основе численного моделирования и данных летных испытаний. В результате применения данного метода сформированы режимы лабораторных испытаний отсека, обеспечивающие получение уровней напряжений, соответствующих реальным уровням при совместной эксплуатации с носителем, а также получены необходимые данные для проведения расчетной и экспериментальной оценки долговечности конструкции авиационного изделия.

В данной диссертационной работе оценка ресурса рассматриваемой конструкции проводится на основе скорректированной линейной гипотезы суммирования усталостных повреждений, гипотезы спектрального суммирования, а результаты проверяются экспериментально.

### 3.1 Оценка ресурса конструкции авиационного изделия по корректированной линейной гипотезе накопления повреждений

В основе гипотезы линейного суммирования лежит предположение, что возникающие усталостные повреждения материала остаются неизменными и воздействие некоторой последовательности напряжений различной амплитуды приводит к накоплению повреждений [66, 67]. Полная повреждаемость есть сумма приращений поврежденности произведенных воздействий напряжения каждой отдельной амплитуды. Линейная гипотеза суммирования повреждений предлагает условие усталостного разрушения вида:

$$\sum_{i=1}^k \frac{n_i}{N_i} = 1, \quad (3.1)$$

где  $n_i$  и  $N_i$  – количество число циклов наработки и количество циклов до появления усталостного разрушения при напряжении  $\sigma_i$ ,  $k$  – число ступеней регулярных циклов напряжений. Значения  $n_i$  определяются по кривой повторяемости для временной реализации процесса.

Однако данная гипотеза не учитывает последовательность воздействия нагрузок различного уровня, следовательно, при случайном нагружении не всегда дает удовлетворительные результаты [68].

Многочисленные исследования показали, что сумма накопленных повреждений к моменту разрушения находится в некотором широком интервале от 0,1 до 10 и более [69, 70]. В связи с этим было проведено достаточно много экспериментальных исследований, целью которых являлась проверка и корректировка линейной гипотезы суммирования повреждений [71].

В результате данных исследований были сформированы две основные методики расчета долговечности: модифицированный метод Гнильке, отражающий



опыт ГДР и метод Серенсена-Когаева (корректированная линейная гипотеза суммирования повреждений), отражающая опыт СССР. Оба метода рекомендуются для расчета как равноценные [72].

Условие усталостного разрушения для корректированной линейной гипотезы суммирования повреждений имеет вид:

$$\sum_{i=1}^k \frac{n_i}{N_i} = a_p, \quad a_p = \sum_{i=1}^k \frac{\sigma_{ai}}{\sigma_{amax}} \cdot \frac{v_{i\sigma}}{v_{\sigma}^*}, \quad (3.2)$$

где  $k$  – число ступеней амплитуд напряжения,  $\sigma_{a_i}$  – среднее значение амплитуды напряжения для  $i$ -ой ступени,  $\sigma_{amax}$  – максимальное значение амплитуды напряжения,  $v_{i\sigma}$  – число повторений амплитуд напряжений  $\sigma_{a_i}$ ,  $v_{\sigma}^*$  – суммарное число циклов.

Корректированная линейная гипотеза суммирования усталостных повреждений была разработана на основе обобщения существующих экспериментальных данных и дает оценки, приближенные к этим данным. Поэтому оценка усталостной долговечности, определенная с использованием корректированной гипотезы, является более корректной, чем оценка по гипотезе линейного суммирования повреждений [73].

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

Для получения повторяемостей амплитуд циклов напряжений необходимо смоделировать реализации процесса изменения напряжений во времени в опасной точке конструкции [74, 75].

Для получения временных реализаций случайных процессов напряжений применяется статистическое моделирование с использованием вероятностных характеристик процессов напряжений, полученных в результате численного анализа [76]. Зависимости спектральных плотностей напряжений для каждого этапа полета представлены на рис. 3.1-3.8.

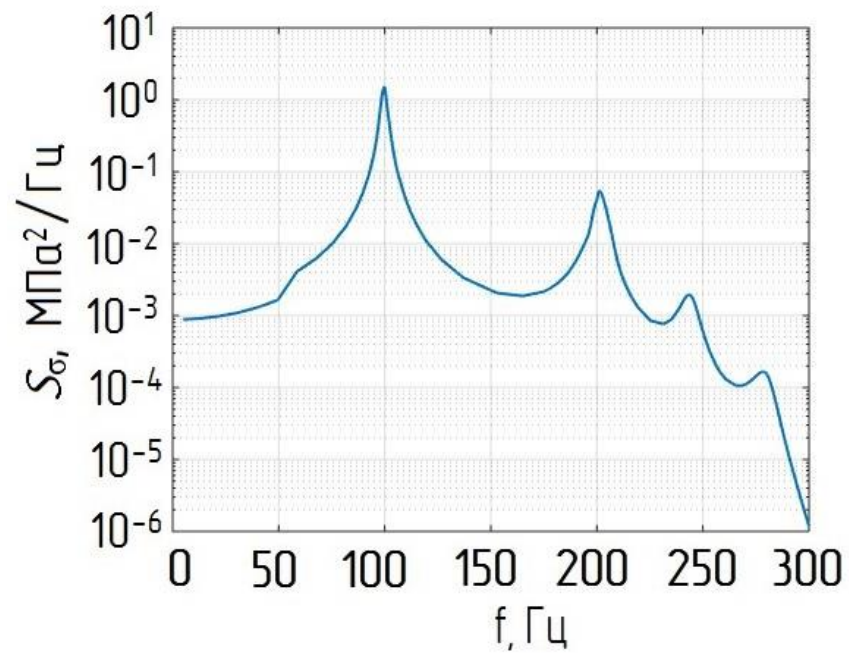


Рис. 3.1. Спектральная плотность напряжений. Этап полета – «Взлет»

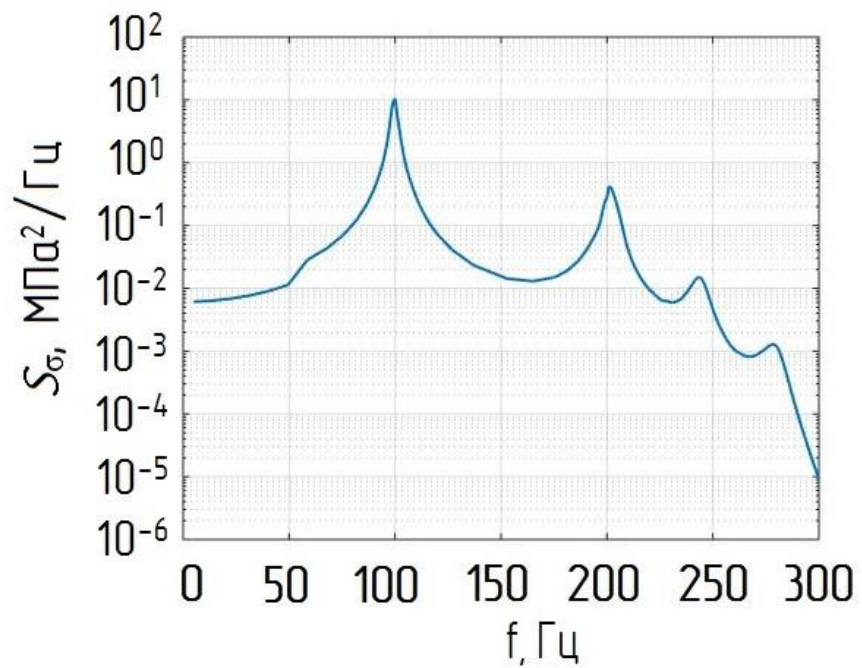


Рис. 3.2. Спектральная плотность напряжений.  
Этап полета – «Набор высоты»

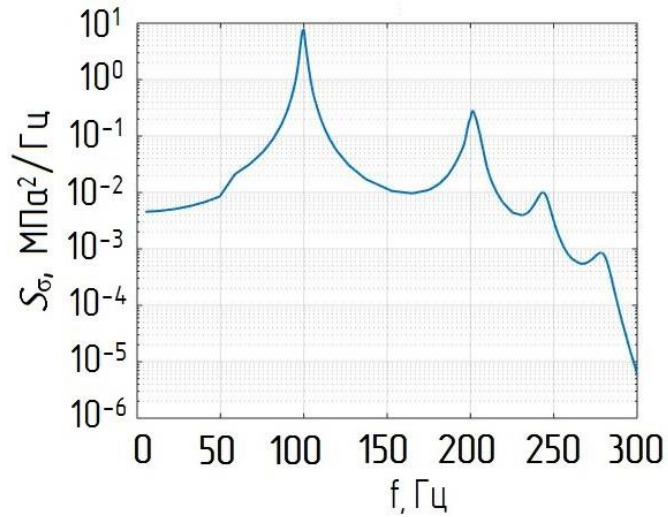


Рис. 3.3. Спектральная плотность напряжений. Этап полета – «Разгон»

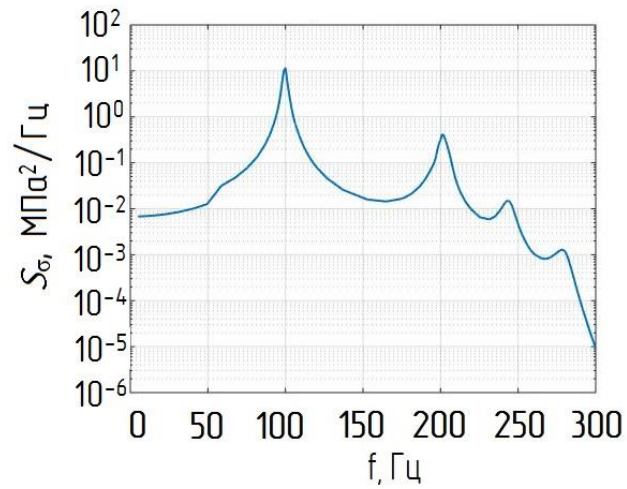


Рис. 3.4. Спектральная плотность напряжений.

Этап полета – «Горизонтальный полет»

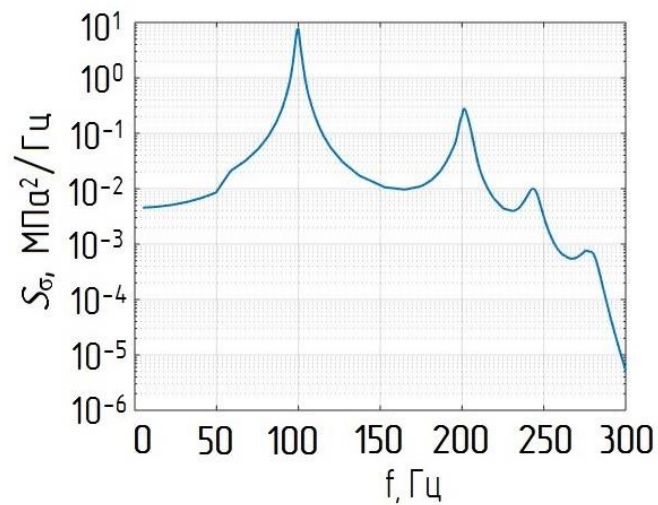


Рис. 3.5. Спектральная плотность напряжений.

Этап полета – «Разгон 2»

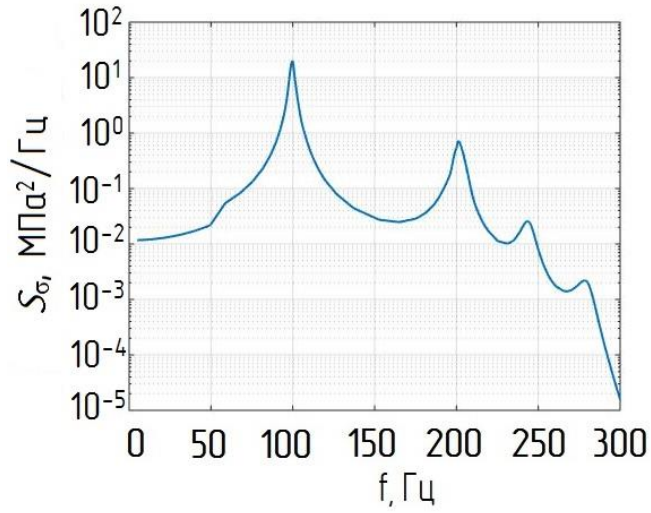


Рис. 3.6. Спектральная плотность напряжений. Этап полета – «Возврат»

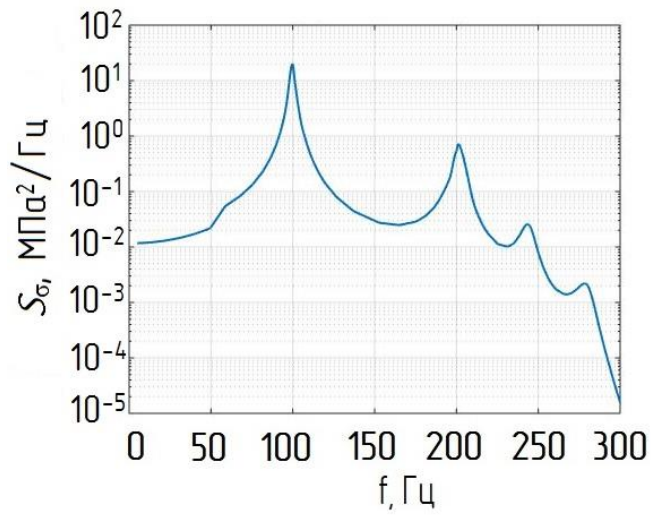


Рис. 3.7. Спектральная плотность напряжений. Этап полета – «Снижение»

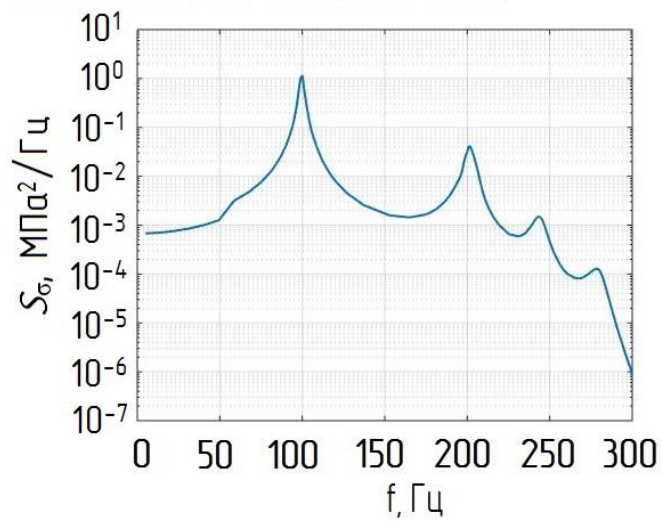


Рис. 3.8. Спектральная плотность напряжений. Этап полета – «Посадка»

Как видно из представленных выше зависимостей спектральных плотностей в диапазоне частот от 0 до 300 Гц, процесс изменения напряжений  $\sigma(t)$  является узкополосным. Поэтому, при моделировании можно рассматривать частотные интервалы, в которых расположены составляющие спектральной плотности напряжений, дающие основной вклад в суммарную дисперсию напряжений.

Далее используются полученные зависимости для спектральных плотностей напряжений  $S_\sigma(f_j)$ . Для каждого значения аргумента (времени)  $t$ , процесс  $\sigma(t)$  моделируется разложением вида [77]:

$$\sigma(t) = \sum_0^N \left[ S_\sigma(f_j) \Delta f_j \right]^{\frac{1}{2}} \cos(f_j' + \alpha_j) t \quad (3.3)$$

где  $f_j$  – дискретные значения частоты на графике спектральной плотности напряжений,  $S_\sigma(f_j)$  – соответствующие им значения спектральной плотности,  $f_j' = (f_j + \delta f_j)$ ,  $\delta f_j$  – случайные флуктуации частоты, определяемые как взаимно независимые случайные величины, равномерно распределенные в интервале  $[-\Delta f_j / 2, \Delta f_j / 2]$  с плотностью вероятности  $1/\Delta f_j$ ;  $\alpha_j$  – независимые случайные величины, равномерно распределенные в интервале  $[0, 2\pi]$ ,  $\omega = 2\pi f$ .

Моделирование реализаций проводится отдельно для каждого частотного интервала с последующим суммированием значений  $\sigma(t)$  в совпадающие моменты времени. В качестве исходных данных используются значения частоты  $f_j$ , соответствующие им значения спектральной плотности –  $S_\sigma(f_j)$ , временной интервал  $T$  и шаг дискретизации процесса  $\sigma(t)$  по времени –  $\Delta t$ . Шаг дискретизации по времени  $\Delta t$  выбирается для каждого частотного интервала из условия  $\Delta t \leq \pi/f_c$ , где  $f_c$  – верхняя граница соответствующего интервала. Шаги дискретизации в различных частотных интервалах должны находиться между собой в кратном отношении. Это необходимо для последующего суммирования составляющих процесса. Алгоритм моделирования случайных процессов реализуется с использованием системы MatLab.

На рис. 3.9, 3.10 представлены временные реализации, полученные с помощью применения данного алгоритма для этапа полета – «Горизонтальный полет». На рис. 3.9 синим цветом выделена составляющая реализации, смоделированная по входным данным с первого частотного интервала, желтым – со второго частотного интервала. Данный этап является одним из наиболее жестких в части нагруженности конструкции, а также по сумме длительности представляет более 1/3 от всей продолжительности часового полета.

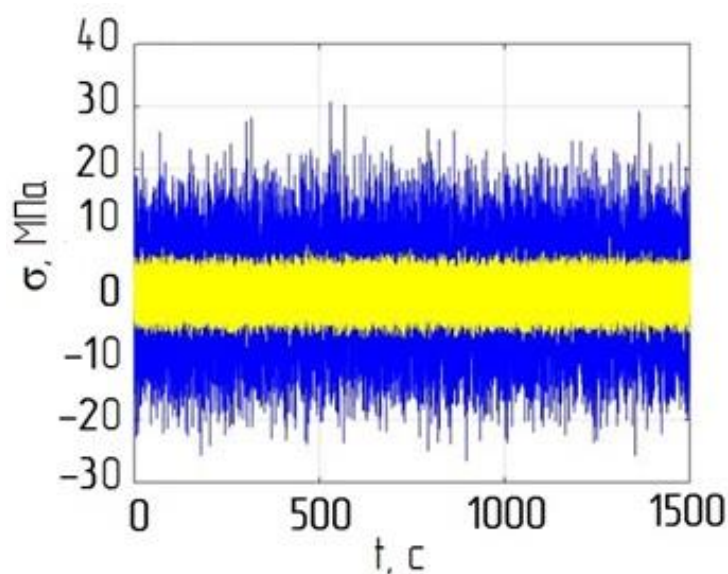


Рис. 3.9. Составляющие временной реализации  $\sigma(t)$ .  
Этап – «Горизонтальный полет»

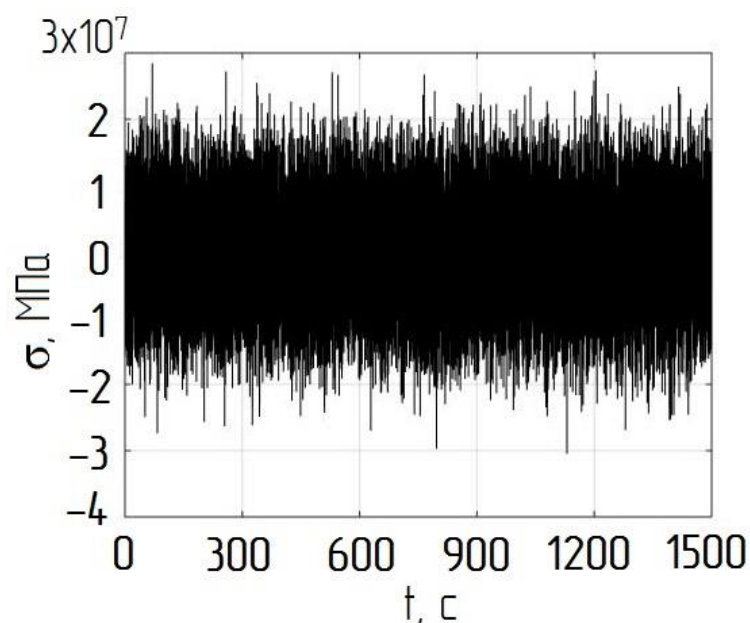


Рис. 3.10. Суммарная временная реализация  $\sigma(t)$ .  
Этап – «Горизонтальный полет»



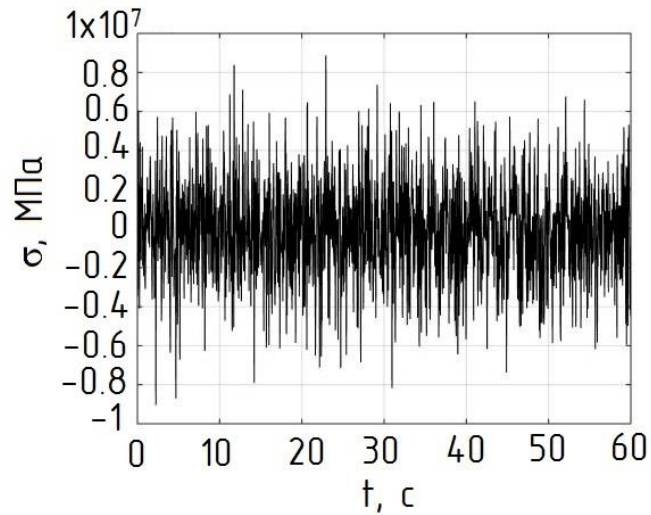


Рис. 3.11. Суммарная временная реализация  $\sigma(t)$ . Этап – «Взлет»

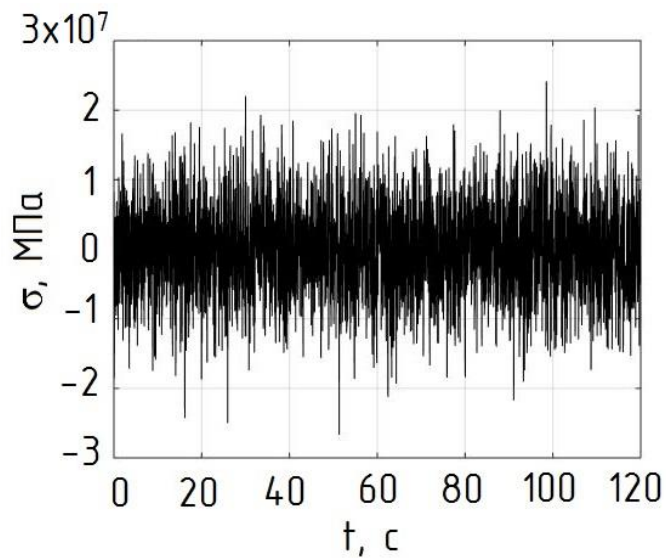


Рис. 3.12. Суммарная временная реализация  $\sigma(t)$ . Этап – «Набор высоты»

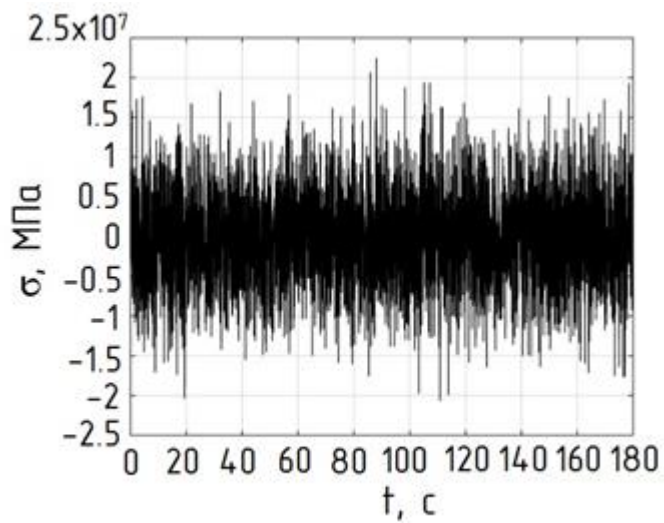


Рис. 3.13. Суммарная временная реализация  $\sigma(t)$ . Этап – «Разгон».

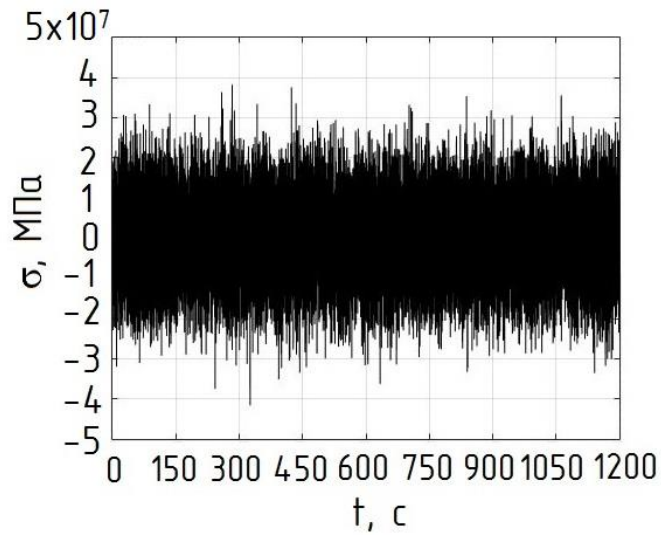


Рис. 3.14. Суммарная временная реализация  $\sigma(t)$ . Этап – «Возврат»

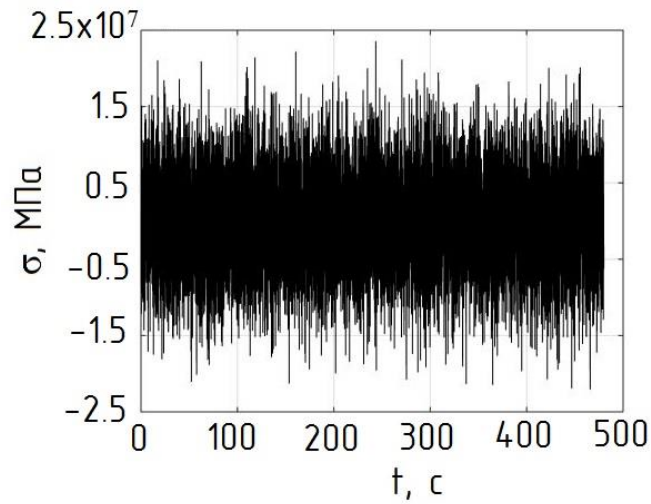


Рис. 3.15. Суммарная временная реализация  $\sigma(t)$ . Этап – «Снижение»

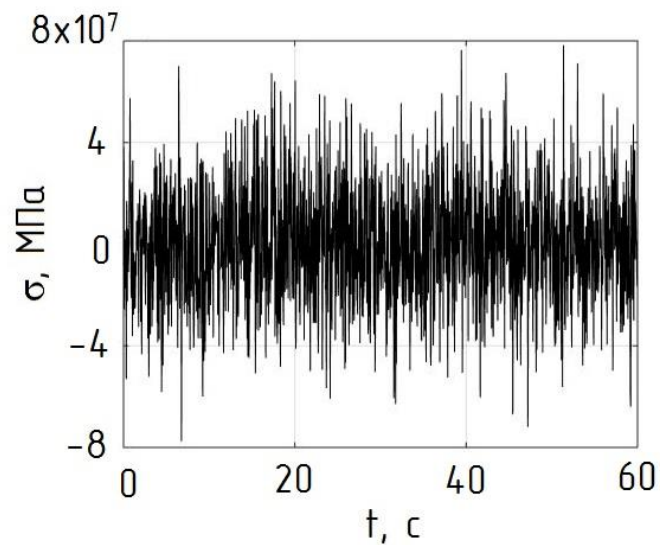


Рис. 3.16. Суммарная временная реализация  $\sigma(t)$ . Этап – «Посадка»



На рис. 3.11-3.16 представлены суммарные временные реализации изменения напряжений для всех этапов полета. Этапы полета «Разгон» и «Разгон 2» объединены в один, так как имеют очень близкий спектральный состав и отличие СКЗ напряжений не превышает 2%.

Распределение полученных временных реализаций близко к нормальному, а также для всех этапов полетов справедливо соотношение  $\sigma(t)_{\max} \approx 3D_{\sigma}^{0,5}$ , где  $D_{\sigma}$  - суммарная дисперсия процесса напряжений, определяемая по спектральной плотности. Следовательно, модельные временные реализации удовлетворительно соответствуют спектральным плотностям напряжений, по которым они моделировались [78].

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. Схематизацию процессов нагружения проводят применительно к блоку нагружения, который соответствует совокупности последовательных значений примененных нагрузок, возникающих в элементе конструкции за какой-либо характерный период эксплуатации – в нашем случае часовой полет. Для схематизации используются различные методы, приведённые в нормативной документации [79].

Перед схематизацией процесса нагружения по любому из методов должно проводиться выделение экстремумов. Диапазон изменения нагрузок процесса  $a_{\max} = X_{\max} - X_{\min}$  разбивается равноудаленными уровнями нагрузок на классы шириной  $\Delta = \frac{a_{\max}}{m}$ . Величина  $\Delta$  отражает масштаб схематизации и показывает уровни нагрузки, соответствующие одному классу. Количество классов  $m$  выбирается из условия:  $14 \leq m \leq 32$ .

Соседние экстремумы, образующие размах меньше ширины класса, выделению не подлежат.

Последовательность нагрузок  $\sigma(t)$  в схематизированном процессе может быть представлена последовательностью амплитуд нагружения, приведенных к симметричному циклу. Полученную последовательность нагрузок группируют по интервалам, образуя эмпирическое распределение частот повторения нагрузок – кривые повторяемости.

Для схематизации случайного процесса можно применять различные методы, такие как: метод максимумов, метод «дождя», метод полных циклов, метод пересечений, метод экстремумов, метод полусумм и полуразностей. Наиболее часто используемыми являются методы «дождя» и полных циклов, они же приводят к практически одинаковым результатам, данные методы позволяют учитывать как основные, так и наложенные циклы. Для обработки полученных временных реализаций в системе Matlab реализована схематизация процесса изменения напряжений по методу «дождя» [80-82].

В результате вычислений получены графики функций удельной повторяемости амплитуд приведенных симметричных циклов напряжений для основных этапов полета. Графики (рис. 3.17 – 3.23) представляют зависимость количества циклов  $N_i$  от амплитуды действующего напряжения  $\sigma_i$  за единицу времени полёта.

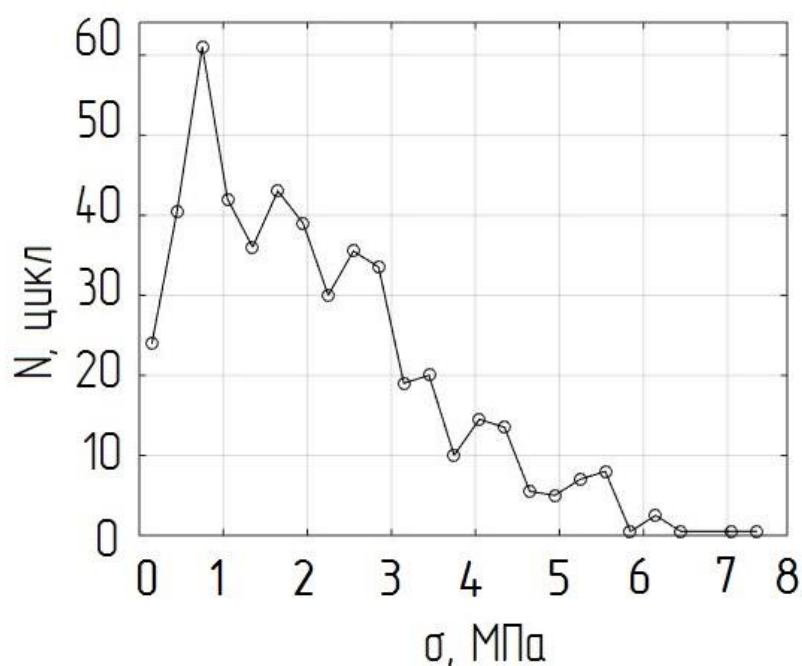


Рис. 3.17. Удельная повторяемость амплитуд напряжений. Этап – «Взлет»

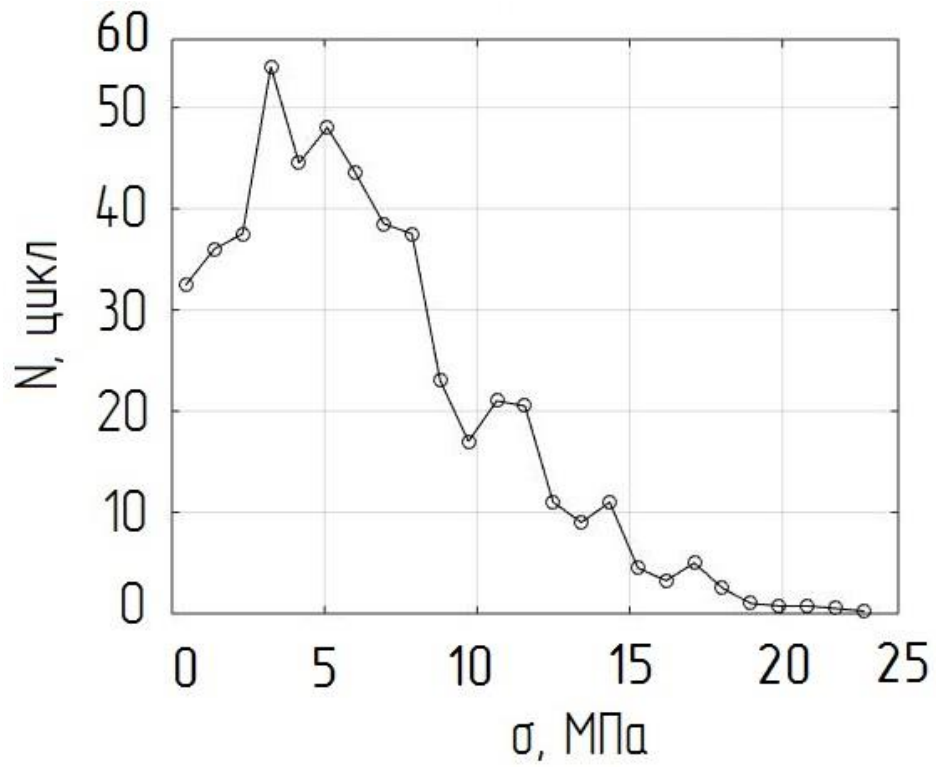


Рис. 3.18. Удельная повторяемость амплитуд напряжений.

Этап – «Набор высоты»

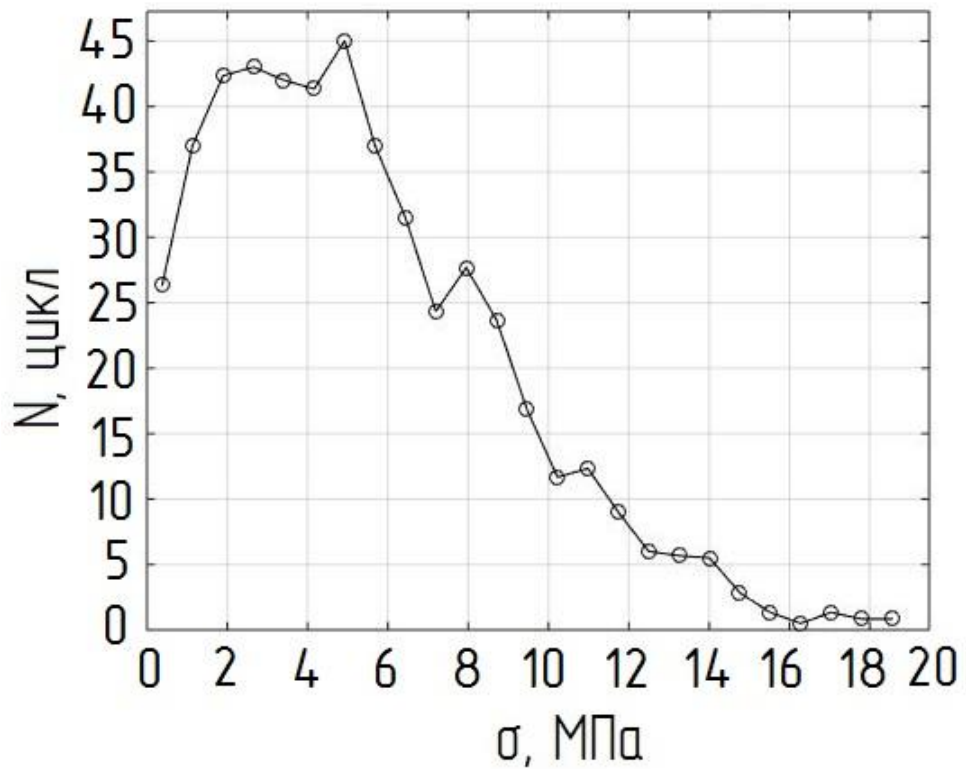


Рис. 3.19. Удельная повторяемость амплитуд напряжений. Этап – «Разгон»

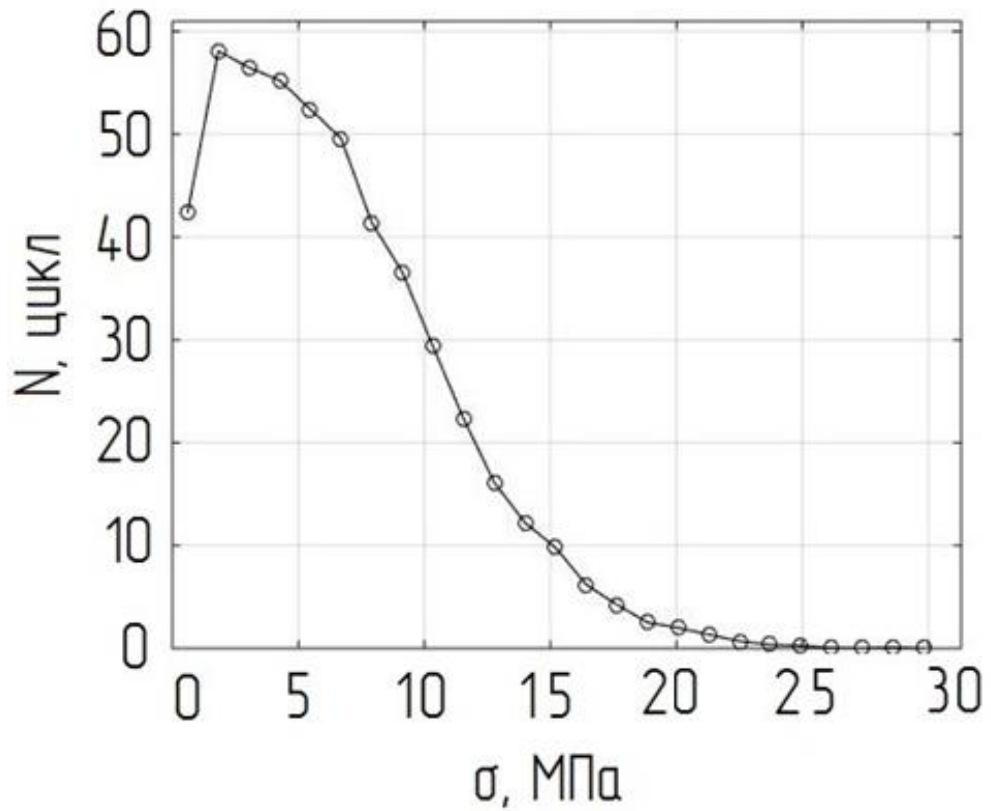


Рис. 3.20. Удельная повторяемость амплитуд напряжений.

Этап – «Горизонтальный полет»

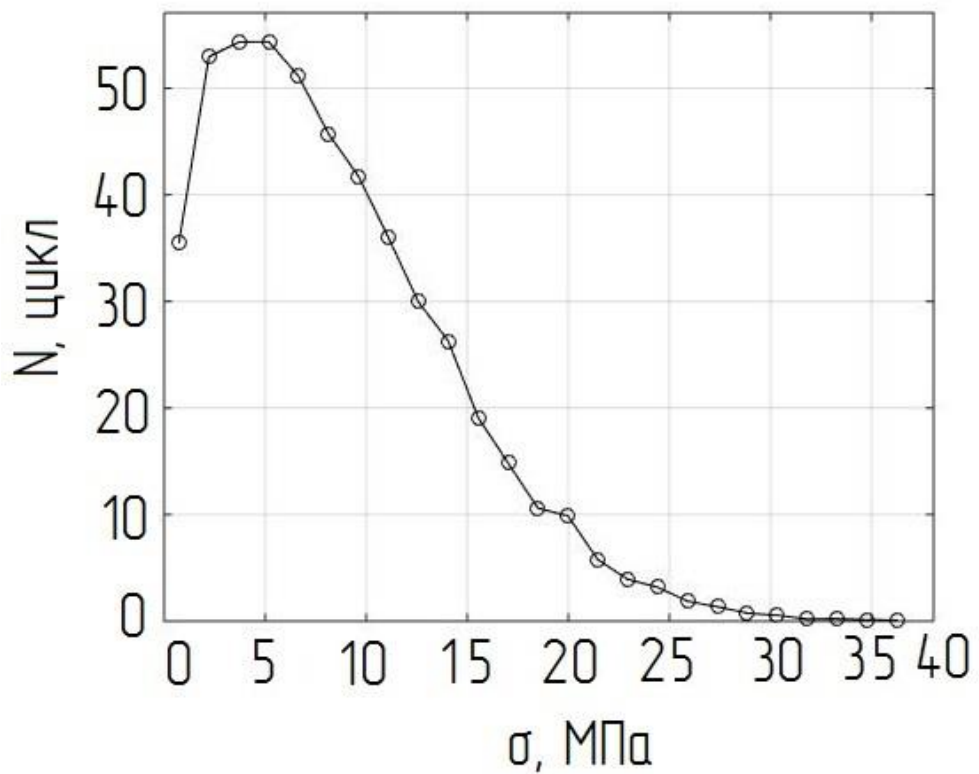


Рис. 3.21. Удельная повторяемость амплитуд напряжений. Этап – «Разгон 2»

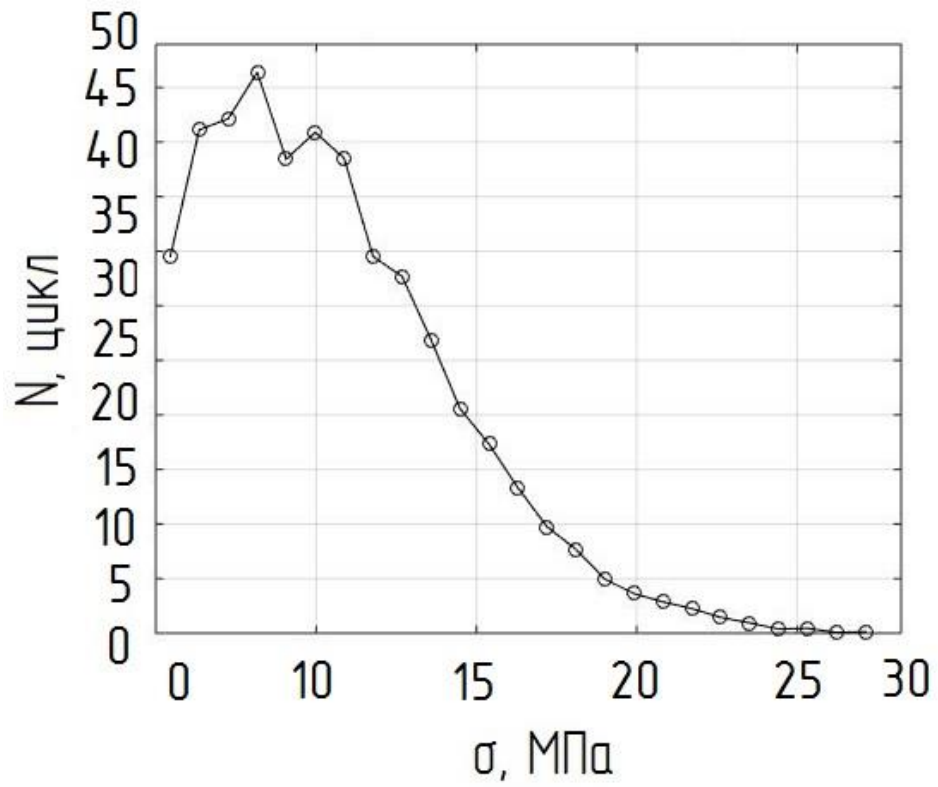


Рис. 3.22. Удельная повторяемость амплитуд напряжений.

Этап – «Снижение»

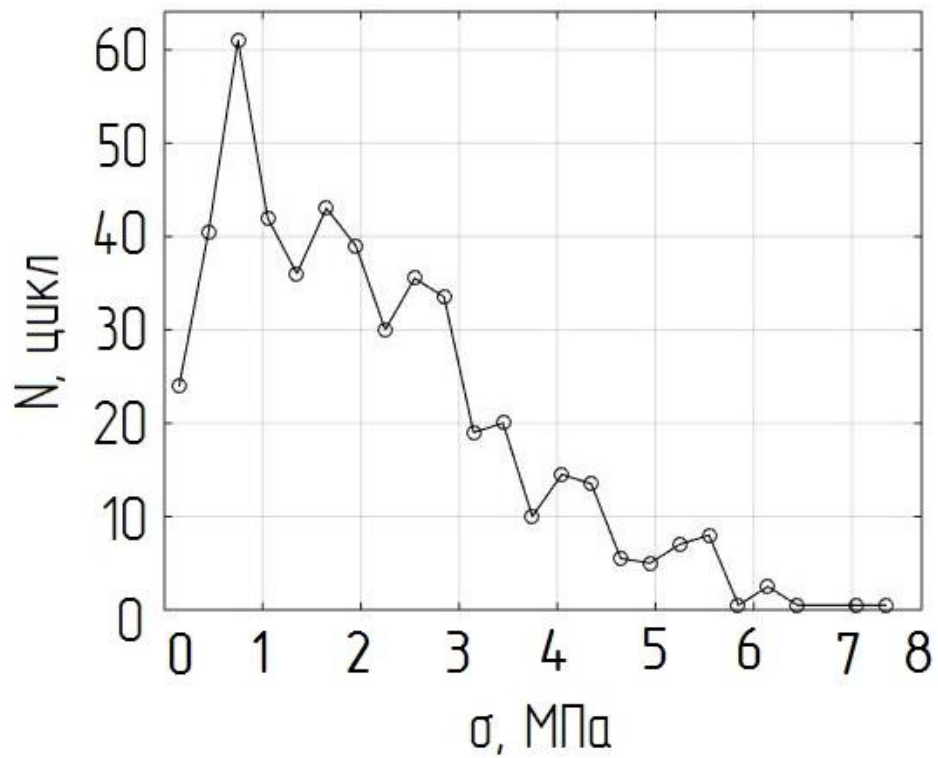


Рис. 3.23. Удельная повторяемость амплитуд напряжений. Этап – «Посадка»

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

Характеристики материала исполнения, являющиеся необходимыми входными данными для оценки долговечности, приведены в таблице 3.1.

Таблица 3.1. Характеристики материала исполнения

Материал	$\sigma_B$ , МПа	$\sigma_T$ , МПа	$\sigma_{-1}$ , МПа	$N_{G,Ц}$	$\sigma_{-1NG}$ , МПа	$m_{1\sigma}$	$m_{2\sigma}$	$\sigma_{-д1NG}$ , МПа
АМгЗ	170	85	102	$2 \cdot 10^6$	102	6,3	17,2	13,3

Здесь:

$\sigma_B$  – предел прочности;

$\sigma_T$  – предел текучести;

$\sigma_{-1}$  – предел выносливости для симметричных циклов нагружения;

$m_{1\sigma}$ ,  $m_{2\sigma}$  – показатели левой и правой ветви кривой усталости, изображенной в виде двух наклонных прямых в двойных логарифмических координатах;

$N_G$  – абсцисса точки перелома кривой усталости;

$\sigma_{-1NG}$  – медианное значение предела выносливости натурной детали на множестве всех плавок металла данной марки и возможных отклонений размеров и технологий изготовления в пределах допусков, выраженное в номинальных напряжениях;

$\sigma_{-д1NG}$  – медианное значение пределов выносливости, соответствующее числу циклов  $N_G$  по кривой усталости, изображенной в виде двух наклонных прямых в двойных логарифмических координатах.

Показатели наклона кривой  $m_{1\sigma}$ ,  $m_{2\sigma}$  и абсциссы точек перелома  $N_G$  кривой усталости при этом предполагаются одинаковыми для образца и элемента конструкции [83, 84].

Из соотношений 3.2 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  $\lambda$  - количество блоков нагружения до появления усталостной трещины,  $l_b$  - длительность периода нагружения – 1 час (1 полет).

### 3.2 Оценка ресурса конструкции авиационного изделия по гипотезе спектрального суммирования

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 нарушения.

Гипотеза спектрального суммирования делает возможным оценку долговечности конструкции, подвергнутой случайному нагружению сложного спектрального состава.

Данная гипотеза применима для стационарного нормального процесса изменения напряжений  $\sigma(t)$ , которому соответствует постоянное значение дисперсии  $D_\sigma$  с непрерывной спектральной плотностью  $\Phi(\omega)$  в конечном диапазоне частот.

Главной идеей является эквивалентная замена исходного процесса нагружения моногармоническим случайным процессом со спектральной плотностью, которая выражается через  $\delta$ -функцию на некоторой характеристической частоте  $\omega^*$  и с той же дисперсией  $D_\sigma$ . В этом случае под эквивалентностью понимается равенство средних величин вносимых повреждаемостей. Обязательным условием является существование такой характеристической частоты.

Эквивалентная замена основана на предположении о том, что при случайном нагружении с непрерывной спектральной плотностью—доля энергии процесса  $\Phi_i \Delta\omega$  на частоте  $\omega_i$  может быть заменена эквивалентной (по средней усталостной повреждаемости) долей энергии  $\Phi'_i \Delta\omega$  на другой частоте, в частности на некоторой характеристической частоте  $\omega^*$ . Изменение доли энергии  $\Phi_i \Delta\omega$  при переходе с частоты  $\omega_i$  на частоту  $\omega^*$ , независимо от наличия и интенсивности других составляющих процесса, происходит в том же отношении, в каком изменяется спектральная



плотность  $\Phi(\omega) = D\delta(\omega - \omega_i)$  при переходе на частоту  $\omega^*$  с сохранением средней усталостной повреждаемости. Это предположение принято называть гипотезой спектрального суммирования усталостных повреждений [85].

В результате замены полученный процесс, характеризующийся спектральной плотностью, выраженной через  $\delta$ -функцию, также является стационарным, нормальным и распределение его амплитуд  $\sigma_a$  может быть описано законом Рэлея:

$$f(\sigma_a) = \frac{\sigma_a}{D_\sigma} e^{(-\sigma_a^2/2D_\sigma)}. \quad (3.4)$$

Тогда средняя удельная повреждаемость  $\xi$ , вносимая сформированным процессом, выражается зависимостью:

$$\xi = \frac{\omega^*}{2\pi} F_{\omega^*}(D_\sigma), \quad (3.5)$$

где функция  $F_{\omega^*}(D_\sigma)$  определяет повреждаемость за один приведенный цикл процесса напряжений с дисперсией  $D_\sigma$ :

$$F_{\omega^*}(D_\sigma) = \frac{1}{D_\sigma} \int \frac{\sigma_a}{N_{\omega^*}(\sigma_a)} \cdot e^{-\sigma_a^2/2D_\sigma} d\sigma, \quad (3.6)$$

где  $N_{\omega^*}(\sigma_a)$  – определяется по кривой усталости материала исполнения, составляет общее количество циклов с характерной амплитудой напряжения  $\sigma_a$ , которое приведет к усталостному разрушению образца.

Медианная усталостная долговечность, выраженная через среднюю усталостную повреждаемость, определяться соотношением:

$$\bar{T} = \frac{1}{\xi} = \frac{2\pi}{\omega^* F_{\omega^*}(D_\sigma)}. \quad (3.7)$$

Известно, что если кривая усталости описывается выражением:

$$N(\sigma_a)\sigma_a^m = C \quad (3.8)$$

где  $N(\sigma_a)$  – количество циклов с амплитудой  $\sigma_a$  до появления усталостного разрушения.

После интегрирования на полу-бесконечной ( $0 \leq \sigma \leq \infty$ ) области зависимость повреждаемости от спектральной плотности процесса нагружения примет вид:

$$F(S_\sigma) = S_\sigma(\omega)^{m/2} \frac{L(m)}{C} \quad (3.9)$$

где  $L(m) = (\sqrt{2})^m \Gamma\left(\frac{m+2}{2}\right)$  – функция показателя наклона кривой усталости,

$\Gamma(x)$  – гамма-функция.

Медианная усталостная долговечность  $\bar{T}$  в соответствии с (3.7) определится по формуле:

$$\bar{T} = \frac{2\pi}{\omega^* F_{\omega^*}(D_\sigma)} = \frac{2\pi C}{D_\sigma^{m/2} L(m) \left[ \int_{\omega} \bar{S}_\sigma(\omega) \omega^{2/m} d\omega \right]^{m/2}} \quad (3.10)$$

Основные сложности вычисления долговечности по формуле (3.10) связаны с нахождением значения интеграла в знаменателе, так как зависимость спектральной плотности представляет собой сложную функцию. В общем случае эта проблема решается путем применения различных численных методов: метод прямоугольников, метод трапеций, метод Симпсона, семейство методов Ньютона-Контеса и др. Учитывая тот факт, что процесс нагружения является узкополосным, следовательно, основная часть энергии сосредоточена в пиках зависимости и значит, интегрирование можно проводить только для этих частотных интервалов.

Применение метода прямоугольников для решения схожей задачи было реализовано в работе [86], в которой для численного интегрирования также использовались и другие методы. Сравнивая результаты оценки долговечности, в которых использовались описанные численные методы интегрирования, можно сделать вывод, что применение метода прямоугольников для узкополосных процессов вполне допустимо и не дает существенных расхождений с другими подходами.

Следовательно, участки сосредоточения максимальной энергии можно заменить равными по площади прямоугольниками с соответствующей шириной частотных интервалов.

Тогда выражение (3.10) для средней долговечности будет:

$$\bar{T} = \frac{2\pi C}{L(m) \left[ \frac{h}{D_\sigma} \int \omega^{2/m} d\omega \right]^{m/2}}, \quad (3.11)$$

где  $h = D_\sigma/\omega$ ,  $D_\sigma$  – суммарная дисперсия процесса напряжений,  $\omega$  – величина частотного интервала в рад/с.

Рассчитанные значения средней долговечности и удельной повреждаемости для каждого этапа полета приведены в таблице 3.2.

Таблица 3.2. Рассчитанные значения средней долговечности и удельной повреждаемости

Этап полета	t, с	Средняя долговечность, $с \times 10^4$	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	
Разгон	120	2,995	0,19	
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) [87, 88].

### **3.3 Экспериментальная оценка усталостной долговечности конструкции авиационного изделия. Лабораторные вибрационные ресурсные испытания**

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. Экспериментальной оценке долговечности подвергается хвостового отсека изделия ввиду того, что на его оперении наблюдается наибольший уровень деформаций, при размещении изделия на внешних подвесках самолета-носителя.

Для проведения испытаний используется разработанная конструкция крепежного приспособления, воспроизводящего реальное соединение отсека с изделием (рис 2.11) [89].

Ввиду того, что изделие имеет одно эксплуатационное положение, испытания проводятся только в этом положении (по направлению вертикальной оси) на режимах, разработанных в результате реализации экспериментально-теоретического метода оценки вибрационной прочности авиационных изделий при действии полетных нагрузок табл. 2.3.

Параметры режимов вибрации устанавливаются и поддерживаются в заданных пределах по показаниям рабочих средств измерений в контрольной точке. Контрольная точка располагалась на приспособлении в месте крепления к столу вибростенда. Вид отсека, закрепленного в приспособлении представлен на рис. 3.24.

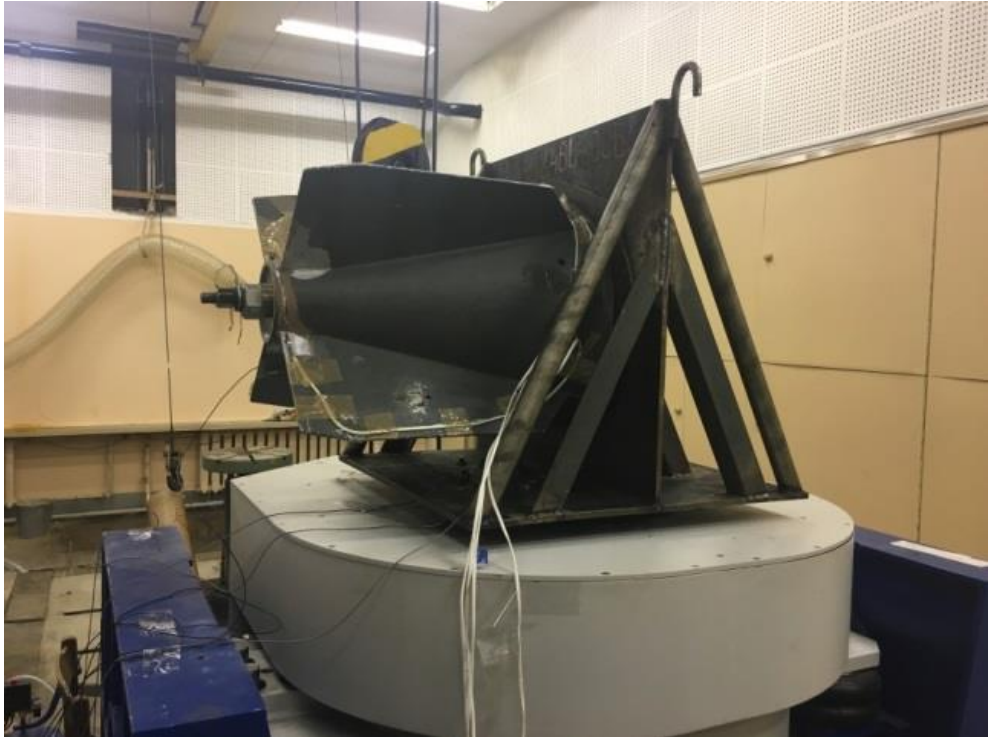


Рис. 3.24. Ресурсные испытания

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 рисунке 3.25.



Рис. 3.25. Хвостовой отсек, закрепленный в приспособлении на вибростенде

Трещина была выявлена путем применения метода капиллярной дефектоскопии, который базируется на свойстве определённых жидких веществ (индикаторов) проникать в дефекты под действием капиллярного давления. Индикаторы представляют собой окрашенную жидкость, являющуюся раствором красителя в органическом растворителе. Для четкого выявления рисунка дефекта после нанесения индикатора поверхность обрабатывается очистителем и проявителем [90].

### 3.4 Сопоставление численных и экспериментальных результатов оценки долговечности конструкции авиационного изделия

Сопоставление расчетных и экспериментальных результатов оценки ресурса конструкции отсека авиационного изделия представлены в таблице 3.3.

Таблица 3.3. 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	16,8
Экспериментальный	10,85

Видно, что при применении корректированной гипотезы суммирования повреждений в данном случае имеется хорошее соответствие расчетной оценки долговечности с экспериментальными результатами. Важно отметить, что расчет долговечности по теории спектрального суммирования ведется с учетом только левой ветви кривой усталости, а расчет с применением гипотезы линейного суммирования повреждений – левой и правой ветвей кривой усталости.

## Заключение

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 скорректированной линейной гипотезы накопления повреждений и гипотезы спектрального суммирования.

6. В результате сопоставления результатов оценки показателей долговечности расчётными и экспериментальными методами сделан вывод, что скорректированная линейная 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 литературы

1. Овчинников, И.Н. Тяжелый режим широкополосной случайной вибрации / И.Н. Овчинников // Машиностроение и инженерное образование. – 2006. – № 3. – С. 38-54.
2. Овчинников, И.Н. Испытания на широкополосную случайную вибрацию на собственных полосах спектра и их аппаратная реализация / И.Н. Овчинников, Н.А. Малахов, С.М. Николаев // Прогрессивные технологии и системы машиностроения. – 2016. – № 4. – С. 49-56.
3. Вибрации в технике. Справочник. В 6-ти т. / Ред. Совет: В. Н. Челомей (пред.). Т. 1. Колебания линейных систем / Под ред. В.В. Болотина. – М.: Машиностроение, 1978. – 352 с. Т. 3. Колебания машин, конструкций и их элементов / Под ред. Ф.М. Диментберга и К.С. Колесникова. – М.: Машиностроение, 1980. – 544 с.
4. Овчинников, И.Н. Ёмкостной датчик для измерения изгибных деформаций / И.Н. Овчинников // Приборы и системы управления. – 1995. – № 3. – С. 25.
5. Коловский, М.З. О замене случайного вибрационного воздействия полигармоническим процессом / М.З. Коловский // Изв. АН СССР, ОТН. Механика и машиностроение. – 1963. – № 2. – С. 93-101.
6. Дехтяренко, Н.И. Система управления вибрационными испытаниями при полигармоническом силовом возбуждении / Н.И. Дехтяренко // Виброметрия. – 1973. – С. 149-154.
7. Костин, В.И. Об эквивалентности синусоидальной и несинусоидальной узкополосной нагрузок / В.И. Костин, Е.В. Сундуков // Проблемы прочности. – 1976. – № 7. – С. 78-83.
8. Баженов, А.М. Оценка эквивалентности методов вибрационных исследований транспортных двигателей / А.М. Баженов, К.С. Пулькис, Е.В. Рогова Е.В. // Тезисы докладов на научно-техническом совещании по проблемам прочности двигателей. – Л. – М., 1977. – С.6-7.

9. Имитация и компенсация эксплуатационной вибрации / Под ред. Я.С. Урецкого. – М.: Машиностроение, 1996. – 198 с.
10. Арутюнов, С.К. Закономерности усталостного разрушения при случайном вибрационном нагружении / С.К. Арутюнов, К.С. Колесников, И.Н. Овчинников // Машиноведение. – 1985. – № 1. – С. 81-86.
11. Овчинников, И.Н. О достоверности эквивалентных испытаний на вибрацию / И.Н. Овчинников, В.А. Степнев // Вестник МГТУ им. Баумана. Серия «Машиностроение». – 2010. – № 3. – С. 26-37.
12. Овчинников, И.Н. Методика испытаний при сложном вибрационном нагружении / И.Н. Овчинников // Заводская лаборатория. – 1986. – № 1. – С. 69-74.
13. Analyzing random vibration fatigue / Santhosh M. Kumar // Paper presented in ANSYS Advantage. – 2008. – Volume II. – Issue 3. – P. 39-42
14. Equivalent static loads for Random Vibration / Tom Irvine // International Journal of Fatigue. – 2013. – № 46. – P. 12-18.
15. An efficient method for calculating RMSV on Mises stress in a random vibration environment / Daniel J. Segalman // Journal of sound and vibration. – 2000. – № 230. – P. 393-410.
16. Dynamic Analysis and Verification of Structurally Optimized Nano-Satellite Systems / Srikanth Raviprasad and Nagaraj S. Nayak // Journal of Aerospace Science and Technology. – 2015. – № 1. – P. 78-90.
17. Random vibration analysis on installation of an environmental control system component in fighter aircraft / Kishen Karumbaiah B. J., Y. J. Suresh, Basava T. // International Journal of Research in Engineering and Technology. – 2015. – № 12. – P. 57-62.
18. Random Vibration and Stress Analysis of Fluidization Reactor System / Swetal Patel, Reena R. Trivedi, Bhadresh Jariwala // International Journal of Latest Technology in Engineering, Management & Applied Science (IJLTEMAS). – 2017. – № 8. – P. 102-111.

19. Frequency-domain methods for a vibration-fatigue-life estimation – Application to real data / Matjaz Mrsnik, Janko Slavic and Miha Boltezar // *International Journal of Fatigue*. – 2013. – № 47. – P. 8-17.

20. Basic principles of spectral multi-axial fatigue analysis / Denis Benasciuttia, Frank Sherrattb, Alessandro Cristoforic // *Procedia Engineering*. – 2015. P. 34-42.

21. Analogies between spectral methods and multi-axial criteria in fatigue damage evaluation / D. Benasciutti, A. Cristofori, R. Tovo // *Probabilistic Engineering Mechanics*. – 2013. P. 39-45.

22. Fatigue Damage for Sweep-Sine and Random Accelerated Vibration Testing / Vanja Pahor Kos, Janko Slavic and Miha Boltezar // *Advances in Mechanical Engineering*. – 2014. P. 2-8.

23. Vibration Induced Fatigue Assessment in Vehicle Development Process / Fatih Kagnici // *World Academy of Science, Engineering and Technology International Journal of Mechanical and Mechatronics Engineering*. – 2012. – № 4. – P. 750-755.

24. Standardization of the Rainflow counting method for fatigue analysis / C. Amzallag, J. Gerey, J. Robert and J. Bahuaud // *International Journal of Fatigue*. – 1994. – № 4. – P. 287-293.

25. Equivalence of four-point and three-point rainflow cycle counting algorithms / C. McInnes and P. Meehan // *International Journal of Fatigue*. – 2008. – № 3. – P. 547-559.

26. Review and Application of Rainflow Residue Processing Techniques for Accurate Fatigue Damage Estimation / Gabriel Marsh, Colin Wignall, Philipp R. Thies, Nigel Barltrop, AtillaIncecik, Vengatesan Venugopal, Lars Johanning // *International Journal of Fatigue*. – 2016. – № 3. – P. 757-765.

27. Гудков, А.И. Методы и техника летных испытаний самолетов на прочность / А.И. Гудков, П.С. Лешаков. – М.: Машиностроение, 1972. – 248 с.

28. Клячко, М.Д. Летные прочностные испытания самолетов. Динамические нагрузки: Справочник / М.Д. Клячко, Е.В. Арнаутов. – М.: Машиностроение, 1984. – 119 с.

29. Расчётно-экспериментальные исследования динамических характеристик конструкции самолёта / Е. А. Жаров, В. И. Ивантеев, О. А. Кузнецов и др. // Труды ЦАГИ им. Н. Е. Жуковского. 1984. – Выпуск 2226. – С. 12-47.

30. Смыслов, В. И. Об экспериментальных способах исследования колебаний летательных аппаратов / В. И. Смыслов // Труды ЦАГИ им. Н. Е. Жуковского. – 1970. – Выпуск 1217. – С. 3-63.

31. Леонтьев, М.К. Тензометрирование в авиационных газотурбинных двигателях: Учебное пособие / М.К. Леонтьев. – М.: Издательство МАИ, 2000. – 36 с.

32. Дайчик, М.Л. Методы и средства натурной тензометрии. Справочник. / М.Л. Дайчик, Н.И. Пригоровский, Х.М. Хуршудов. – М.: Машиностроение, 1989. – 240 с.

33. ГОСТ 30630.1.2-99 Методы испытаний на стойкость к механическим внешним воздействующим факторам машин, приборов и других технических изделий. Испытания на воздействие вибрации. – М.: Издательство стандартов, 2000. – 23 с.

34. ГОСТ РВ 20.57.305-99 Комплексная система контроля качества. Аппаратура, приборы, устройства и оборудование военного назначения. Методы испытаний на воздействие механических факторов. – Москва: Стандартинформ, 2015. – 54 с.

35. 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.

36. Обзор методов испытаний и расчёта конструкций для определения собственных форм колебаний / Испытательные приборы и стенды: экспресс информация. – 1977. – № 36. – С. 1-4.

37. ГОСТ 30630.1.1-99 Методы испытаний на стойкость к механическим внешним воздействующим факторам машин, приборов и других технических изделий. Определение динамических характеристик конструкции. – М.: Издательство стандартов, 2000. – 19 с.

38. Белоусов, Л. С. О повышении точности измерений параметров колебаний при резонансных испытаниях конструкций / Л. С. Белоусов, Б. А. Логунов // Труды ЦАГИ им. Н. Е. Жуковского. – 1983. – Выпуск 2207. – С. 132-147.

39. СТО 102-10-12-2012 Авиационные бомбовые средства поражения. Механические испытания на воздействие ударных и вибрационных нагрузок. Нормы испытаний. – Москва: АО «НПО «Базальт», 2012. – 29 с.

40. Вибродиагностика авиационных конструкций. – М., 1986. – Выпуск 256. – 95 с.

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

42. 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.

43. Вербицкий, А. Б. Математическое моделирование вибродинамического состояния конструкций авиационных изделий в условиях их применения / А. Б. Вербицкий, Г.Л. Родионов, А.С. Сидоренко // Вестник Московского авиационного института. – 2012. – Т. 19. – № 1. – С. 35-43.

44. Зарецкий, М.В. Динамика конструкции авиационного изделия при случайном кинематическом нагружении / М.В. Зарецкий, А.С. Сидоренко // Труды МАИ (рубрика «Авиационная техника и 97 технология»). – 2012. – № 58.

45. Райхер, В.Л. Формирование программ натурных испытаний на выносливость для определения ресурсных характеристик авиаконструкций. Прочность авиационных конструкций / В.Л. Райхер, Ю.А. Свирский // Труды ЦАГИ. 1998. – № 2631. – С.76-80.

46. Сидоренко, А.С. Динамика авиационных изделий, закрепленных под крылом, при действии посадочных ударов / А.С. Сидоренко // Научный вестник МГТУ ГА. – 2008. – №134. – С. 35-44.

47. Стрижиус, В.Е. Методы расчета усталостной долговечности элементов авиаконструкций / В.Е. Стрижиус. – М.: Машиностроение, 2012. – 272 с.
48. Щербань, К.С. Ресурсные испытания натуральных конструкций самолетов / К.С. Щербань. – М.: Физматлит, 2009. – 234 с.
49. Газизов, С.Г. Анализ амплитудно-фазовых частотных характеристик при виброиспытаниях составных блочных элементов переменного сечения / С.Г. Газизов, С.М. Молин, К.В. Шишаков // Техника машиностроения. – 2000. – №5(27). – С.57-60.
50. Редько, С. Ф. Идентификация жёсткостей механических систем по собственным частотам / С. Ф. Редько // Колебания, прочность и устойчивость сложных механических систем: сборник научных трудов Киев: Наукова думка. – 1979. – С. 46-48.
51. Зенкевич, О. Метод конечных элементов в технике / О. Зенкевич. – М.: Мир, 1975. – 536 с.
52. Авдонин, А. С. Расчет на прочность летательных аппаратов: Учеб. пособие для авиац. спец. вузов / А. С. Авдонин, В. И. Фигуровский. – М.: Машиностроение, 1985. – 439 с.
53. Образцов, И. Ф. Метод конечных элементов в задачах строительной механики летательных аппаратов / И. Ф. Образцов, Л. Н. Савельев, Х. С. Хазанов. – М.: Высшая школа, 1985. – 392 с.
54. Басов, К.А. ANSYS в примерах и задачах / К.А. Басов. – М: Компьютер-Пресс, 2002. – 224 с.
55. Басов К.А. ANSYS: Справочник пользователя / К.А. Басов. – М.: ДМК Пресс, 2005. – 640 с.
56. Кузнецов, О. А. Опыт корректирования расчётной динамической схемы по результатам резонансных испытаний / О. А. Кузнецов, В. И. Смыслов // Ученые записки ЦАГИ им. И. Е. Жуковского. – 1979.
57. Parameter identification of a structure with combined coulomb and hysteretic damping / N. Rades // Rev. Romanian Sciences Techn. Ser. Mec. Appl. –1982. – Vol. 27. – № 2. – P. 299-308.

58. Frequency response analysis of laminated composite beams / E. Barkanov, E. Gassan // *Mechanics of Composite Materials*. – 1994. – Vol. 30. – № 5. P. 664-674.
59. Лабковская, Р.Я. Методы и устройства испытаний ЭВС: Учебное пособие / Р.Я. Лабковская. – СПб: Университет ИТМО, 2015. – 164 с.
60. Экспериментальные методы исследований деформаций и напряжений. Сборник научных статей Киев: ИЭС им. Е.О. Патона, 1983. – 212 с.
61. Экспериментальные исследования напряжений в конструкциях. – М.: Наука, 1992. – 202 с.
62. Рыбаулин, А. Г. Динамическое напряженное состояние точечного сварного соединения при случайной вибрации / А. Г. Рыбаулин // Тезисы докладов Международного научного семинара «Динамическое деформирование и контактное взаимодействие тонкостенных конструкций при воздействии полей различной физической природы». – М. – 2014. – С. 74-75.
63. Трощенко, В. Т. Сопротивление усталости металлов и сплавов. Справочник / В. Т. Трощенко, Л. А. Сосновский. – Киев: Наукова думка, 1987. –Т. 1. – 510 с.; Т. 2. – 825 с.
64. Когаев В. П. Расчеты на прочность при напряжениях, переменных во времени / В. П. Когаев. – М.: Машиностроение, 1977. – 232 с.
65. *Random Vibrations in Spacecraft Structures Design* / Jaap Wijkер. – Springer Netherlands, 2009. – 516 p.
66. Суммирование усталостных повреждений. Обзор по материалам иностранной печати за 1946 – 1959 гг. – М.: ЦАГИ, 1959 – № 34. – 97 с.
67. *Effect of Variable Load and Cumulative Damage on Fatigue in Vehicle and Airplane Structures* / Gassner E. // *Intern Conf. on Fatigue of Metals*. – London. – 1956. – P. 304-309.
68. Гуревич, М.И. Некоторые практические методы оценки ресурса конструкций / М.И. Гуревич. – Монография: Изд. НГУ Н. Новгород, 1992. – 101 с.
69. Голос. Теория накопления усталостных повреждений, основанная на критерии энергии полной деформации / Голос, Эльин // *Современное машиностроение*. М.: Мир. – 1989. – Серия Б. – №1. – С. 64-72.

70. Вавакин, А.С. Экспериментальное исследование упругопластического поведения стали при простом и сложном циклическом деформировании / А.С Вавакин, В.В Викторов, М. Сливовский, Л.П. Степанов // ИПМ АН СССР. – 1986. Департамент в ВИНТИ. – № 2607-В86.
71. Гусев, А. С. Сопротивление усталости и живучесть конструкций при случайных нагрузках / А. С. Гусев. – М.: Машиностроение, 1989. – 248 с.
72. ГОСТ 25.504–82 Методы расчета характеристик сопротивления усталости. – М.: Издательство стандартов, 1982. – 55 с.
73. Лейкин, А. С. Напряженность и выносливость деталей сложной конфигурации / А. С. Лейкин. М.: Машиностроение, 1986. – 169 с.
74. Андерсон, Т. Введение в многомерный статистический анализ / Т. Андерсон. – М: Государственное Издательство Физико-математической литературы, 1963. – 500 с.
75. Вентцель, Е.С. Теория случайных процессов и её инженерные приложения / Е.С. Вентцель, Л.А. Овчаров. – М.: Наука, 1991. – 383 с.
76. Булинский, А.В. Теория случайных процессов / А.В. Булинский, А.Н. Ширяев. – М.: ФМЛ, 2005. – 408 с.
77. Зарецкий, М.В. Оценка показателей долговечности конструкции авиационного изделия при действии случайных нагрузок / М.В. Зарецкий, А.С. Сидоренко // Труды МАИ. – 2013. – №70.
78. Кендалл, М. Многомерный статистический анализ и временные ряды / М. Кендалл, А. Стюарт. – М.: Наука, 1976. – 736 с.
79. ГОСТ 25.101–83 Расчеты и испытания на прочность. Методы схематизации случайных процессов нагружения элементов машин и конструкций и статистического представления результатов. – М.: Издательство стандартов, 1984. – 21 с.
80. ASTM E1049-85 Standard practices for cycle counting in fatigue analysis. – 2017. – 10 p.
81. Fatigue in aerostructures - where structural health monitoring can contribute to a complex subject / C. Boller and M. Buderath // Philos Transact. Royal Soc. A. – 2007. – Vol. 365. – No. 1851. – P. 561-587.



82. Simple Rainflow counting algorithms / S. Downing and D. Socie // Int. J. Fatigue. – 1982. – Vol. 4. – No. 1. – P. 31-40.

83. Гомюк. Расчет долговечности конструкционной стали 304 в условиях взаимодействия усталости и ползучести с использованием теории непрерывного повреждения / Гомюк, Бью-Куок // Теоретические основы инженерных расчетов. М.: Мир. – 1986. – № 3. – С. 121-136.

84. Иванова, В. С. Природа усталости металлов / В. С. Иванова, В. Ф. Терентьев. – М.: Наука, 1989. – 301 с.

85. Райхер, В. Л. Гипотеза спектрального суммирования и ее применения для определения усталостной долговечности при действии случайной нагрузки / В. Л. Райхер. – М.: Изд-во ЦАГИ, 1969. – 38 с.

86. Рыбаулин, А. Г. Исследование локального напряженного состояния и оценка долговечности конструкции авиационного изделия с дискретными сварными соединениями при случайном нагружении / А. Г. Рыбаулин, А. С. Сидоренко // Труды МАИ. – 2015. – Выпуск 79. – 27 с.

87. 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.

88. 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.

89. 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.

90. ГОСТ 18442 Контроль неразрушающий. Капиллярные методы. Общие требования. – М.: Издательство стандартов, 1987. – 26 с.