

На правах рукописи

Зарецкий Максим Владимирович

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ
НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ
КОНСТРУКЦИЙ АВИАЦИОННЫХ ИЗДЕЛИЙ
ПРИ СОВМЕСТНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ С НОСИТЕЛЕМ

специальность 01.02.06 – Динамика, прочность машин,
приборов и аппаратуры

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук



Научный руководитель
д. т. н., профессор Сидоренко
Александр Сергеевич

Оглавление

Введение.....	4
Глава 1. Обзор литературы по основным вопросам исследования.....	11
Глава 2. Методика моделирования напряженного состояния и оценки долговечности конструкций авиационных изделий при случайном нагружении.....	22
2.1. Методика конечно-элементного моделирования динамического состояния.....	22
2.2. Методика конечно-элементного моделирования напряженного состояния конструкции.....	25
2.3. Методика оценки долговечности конструкции при случайном нагружении.....	28
2.4. Моделирование реализаций случайных процессов напряжений.....	31
2.5. Схематизация реализаций процессов напряжений и построение кривых повторяемости циклов напряжений.....	34
2.6. Построение приведенной кривой усталости для элементов конструкции авиационного изделия.....	37
2.7. Оценка долговечности конструкции.....	43
Глава 3. Динамическое состояние конструкции авиационного изделия при случайном пространственном кинематическом возбуждении.....	49
3.1. Анализ собственных форм и частот конструкции.....	50
3.2. Характеристики виброускорений конструкции авиационного изделия.....	52
3.3. Сопоставление результатов численного моделирования и экспериментальных данных.....	60
Глава 4. Исследование напряженного состояния конструкции авиационного изделия при случайных колебаниях	68

4.1. Моделирование напряженного состояния конструкции при случайном кинематическом возбуждении.....	68
4.2. Результаты моделирования напряженного состояния.....	75
Глава 5. Оценка долговечности конструкции авиационного изделия при случайном нагружении.....	81
5.1. Моделирование реализаций случайных процессов напряжений	81
5.2. Схематизация реализаций процессов напряжений и построение кривых повторяемости циклов напряжений.....	86
5.3. Построение приведенной кривой усталости для элементов конструкции авиационного изделия.....	88
5.4. Оценка долговечности конструкции на основе скорректированной линейной гипотезы накопления усталостных повреждений.....	89
Заключение.....	92
Список литературы.....	94

Введение

Одной из актуальных проблем современного машиностроения является проблема обеспечения требуемой долговечности конструкции машин при увеличении мощностей, скоростей, грузоподъёмности и при одновременном снижении металлоемкости изделий. Эта проблема является особенно сложной при разработке различных летательных аппаратов (ЛА), в том числе, авиационной техники. Увеличение скоростей полёта, энерговооруженности, маневренности новых самолетов приводит к повышению уровня напряженности как в элементах конструкции самого авиационного носителя, так и размещаемых на нем авиационных изделий.

При эксплуатации авиационное изделие подвергается различным внешним воздействиям. В общем случае к данным воздействиям относятся климатические, статические, вибрационные, виброударные, акустические нагрузки, кинетический нагрев, многократные удары, линейные ускорения. В таблице В.1 приведены внешние воздействия на конструкцию авиационного изделия на различных этапах эксплуатации.

Наиболее интенсивный уровень воздействий на изделие наблюдается на этапе его совместной эксплуатации с самолётом-носителем. Возникающие во время совместного полета динамические нагрузки могут вызвать относительно высокий уровень напряжений в зонах нерегулярностей конструкции и могут дать существенный вклад в накопление усталостных повреждений. Это может вызывать разрушение элементов конструкции изделия в течение относительно малой части требуемого ресурса. При этом опасность представляет не только разрушение изделия, но и возможность повреждения носителя. Поэтому при разработке комплекса носитель-изделие особое внимание уделяется оценке параметров долговечности и безопасности эксплуатации авиационных изделий, транспортируемых совместно с самолётом-носителем.

Виды внешних воздействий	Этапы эксплуатации изделия			
	Хранение	Небоевое транспортирование	Боевое транспортирование	Применение
Климатические	+	+	+	
Кинетический нагрев			+	+
Статические	+	+	+	+
Повторно-статические		+	+	
Вибрационные		+	+	
Многократные удары		+	+	
Виброударные				+
Линейные ускорения			+	
Акустические			+	

Вибродинамическое состояние изделий авиационной техники, транспортируемых на авиационных носителях, является одним из основных факторов, влияющих на надежность и безопасность эксплуатации как самих изделий, так и комплекса носитель – изделие.

Уровни вибрационных нагрузок, действующих на изделия авиационной техники в полете, зависят от многих факторов: режима полета, особенностей конструкции самолета и узлов подвески, условий размещения изделий и т.д.

Важным этапом процесса создания новых авиационных изделий и обеспечения нормальной эксплуатации существующих является определение характеристик динамического напряженно-деформированного состояния (НДС)

конструкции изделия и последующая оценка и подтверждение характеристик долговечности.

Определение характеристик динамического состояния конструкции изделий совместно с носителем на полетных режимах имеет практическое значение, так как уровни колебаний конструкции изделия являются определяющими при оценке и подтверждении характеристик долговечности. Полетные нагрузки могут вызвать относительно высокий уровень напряжений в зонах нерегулярностей конструкции и могут дать существенный вклад в накопление усталостных повреждений. В некоторых случаях они являются определяющими при оценке прочности и надежности конструкции носителя и изделия. Подобная задача возникает также при оценке возможности транспортирования изделия на других носителях или при более жестких режимах полета.

Эти характеристики могут быть получены экспериментально, путём проведения испытаний образца изделия, или расчётным путём. Первый вариант связан с большими временными и материальными затратами. Кроме того он не позволяет оценить характеристики НДС и ресурс изделия на стадии проектирования. Второй способ даёт возможность оценить параметры динамического НДС и долговечность изделия уже на этапе проектирования и, соответственно, является гораздо менее затратным. Эффективность использования расчетных методов для исследования реальных конструкций во многом определяется качеством расчетных методик и моделей, степенью их адекватности реальным конструкциям и условиям эксплуатации, а также возможностью получения достоверных исходных данных.

Таким образом, разработка методик расчетной оценки характеристик напряженно-деформированного состояния, прочности и долговечности авиационных изделий при действии эксплуатационных нагрузок на этапе проектирования является **актуальной и значимой** задачей.

Целью диссертационной работы является разработка методики, комплекса расчетных моделей и проведение параметрических исследований

динамического деформирования, прочности и долговечности конструкций авиационных изделий при случайном вибрационном нагружении, которое соответствует этапу совместного полета с носителем. Особенностью методики является учет локального напряженного состояния в зонах соединений и резкого изменения сечений, и учет случайного характера вибрационного нагружения. Для оценки и подтверждения адекватности расчетных моделей и достоверности полученных значений характеристик динамического состояния используются данные лабораторных испытаний.

Для достижения поставленной цели проведена разработка общей методики моделирования напряженного состояния и оценки долговечности конструкций авиационных изделий при случайном вибрационном нагружении, учитывающей наличие зон концентрации напряжений на основе методов конечного элемента (МКЭ), статистического моделирования и теории суммирования усталостных повреждений.

Разработанная методика реализована для оценки долговечности конструкции реального авиационного изделия при различных условиях случайного нагружения. Для этого были решены следующие задачи:

- разработаны конечно-элементные (КЭ) модели конструкции, и получено распределение вероятностных характеристик динамического состояния в конструкции;
- проведено сопоставление расчетных вероятностных характеристик динамического состояния с данными лабораторно-стендовых испытаний, и подтверждена адекватность полученных характеристик;
- проведено исследование НДС конструкции изделия с учетом зон нерегулярностей напряжений;
- выполнено моделирование реализаций случайных процессов напряжений и формирование распределений амплитуд приведенных регулярных циклов напряжений;

– определены характеристики долговечности конструкции на основе скорректированной линейной теории накопления усталостных повреждений для различных условий случайного нагружения.

Для решения поставленных в диссертационной работе задач использовались **методы** механики твердого деформируемого тела, конечного элемента, теории усталостного разрушения, теории надежности, теории вероятностей и теории случайных функций.

Объектом исследования в диссертационной работе является конструкция авиационного изделия. **Предметом исследования** являются характеристики НДС объекта в зонах нерегулярности напряжений и ресурсные характеристики силовой конструкций авиационного изделия при совместной эксплуатации с самолётом-носителем.

Диссертационная работа состоит из 5 глав.

В первой главе представлен обзор литературы по поставленным в диссертационной работе задачам; представлены основные положения методов решения этих задач.

Во второй главе представлена общая методика моделирования напряженного состояния и оценки долговечности конструкций авиационных изделий при случайном вибрационном нагружении, учитывающая наличие зон концентрации напряжений на основе методов конечного элемента (МКЭ), статистического моделирования и теории суммирования усталостных повреждений. Изложены основные положения этих методов. Описаны методики конечно-элементного моделирования динамического и напряженного состояний конструкции, методики моделирования реализаций случайных процессов напряжений и расчета усталостной долговечности.

В третьей главе представлены результаты КЭ моделирования динамического состояния конструкции авиационного изделия при типовых условиях случайного нагружения. Дано сравнение результатов моделирования с использованием балочной и оболочечной КЭ моделей, определены собственные формы и частоты колебаний конструкции, построены зависимости

для спектральных плотностей компонентов ускорения в различных зонах конструкции. Проведено сопоставление результатов численного моделирования с данными лабораторно-стендовых вибрационных испытаний изделия.

В четвертой главе представлены результаты КЭ моделирования напряженного состояния конструкции авиационного изделия при случайном пространственном кинематическом возбуждении и определены зависимости для спектральных плотностей и дисперсий напряжений.

В пятой главе проведена оценка долговечности конструкции авиационного изделия при случайном нагружении. Проведена схематизация реализаций процессов напряжений, и построены кривых повторяемости циклов напряжений. Построена приведенная кривая усталости для конструкции авиационного изделия. Дана оценка долговечности конструкции на основе скорректированной линейной гипотезы накопления усталостных повреждений.

Научная новизна диссертационной работы заключается в следующем:

– разработана методика «сквозного» расчёта долговечности конструкции авиационных изделий на основе конечно-элементного моделирования вероятностных характеристик напряженного состояния и последующего статистического моделирования процессов напряжений;

– представленная методика расчетной оценки показателей долговечности для несущих конструкций авиационных изделий при действии случайных нагрузок включает определение вероятностных характеристик локального напряженного состояния на основе конечно-элементного моделирования, генерирование реализаций случайных процессов напряжений, схематизацию случайных процессов напряжений и суммирование усталостных повреждений;

– построена методика численного моделирования динамического и напряженного состояний конструкций авиационных изделий при действии стационарных случайных нагрузок, учитывающая геометрические характеристики и распределение массы реальных конструкций, и позволяющая определять характеристики напряженного состояния в зонах нерегулярностей на основе численных моделей высокой размерности;

– разработаны конечно-элементные модели реальной конструкции на основе стандартных элементов различной размерности, позволяющие проводить уточнение и усложнение моделей, и использовать для моделирования доступную систему конечно-элементного анализа.

Практическая значимость диссертационной работы заключается в следующем:

– разработанные методики КЭ моделирования, удовлетворительно описывающие динамическое и напряженное состояние конструкции авиационного изделия, могут быть использованы для прогнозирования вибропрочности и усталостной долговечности реальных авиационных изделий на этапах разработки и модернизации;

– разработанные КЭ модели на основе твердотельных элементов допускают их уточнение на уровне имеющихся исходных данных о характеристиках конструкции и внешних нагрузках;

– предложенная методика построения временной реализации случайного процесса напряжений и кривой повторяемости амплитуд приведенных регулярных циклов напряжений по спектральной плотности напряжений может быть использована для оценки характеристик нагруженности и повреждаемости реальных машин и конструкции при случайных нагрузках.

Достоверность полученных результатов подтверждается:

– применением законов и соотношений методов механики твердого деформируемого тела, конечного элемента, теории усталостного разрушения, теории вероятностей и теории случайных функций;

– обеспечением сходимости результатов вычислений при изменении параметров моделирования;

– количественным соответствием результатов моделирования с известными данными лабораторно-стендовых испытаний реального изделия.

По теме диссертационной работы **опубликовано** 7 печатных работ, из них 4 статьи в рецензируемом издании и 3 тезиса докладов на конференциях.

Глава 1. Обзор литературы по основным вопросам исследования

При решении многих технических проблем необходимо определить характеристики динамического состояния и деформирования изделий авиационной техники, транспортируемых на подвесках авиационных носителей. В частности это требуется при оценке и подтверждении надежности и безопасности эксплуатации как самих изделий, так и комплекса носитель – изделие. Эта задача является актуальной также в случае изменения условий эксплуатации изделий, например, когда требуется оценить возможность эксплуатации изделия на других носителях или при более жестких режимах полета.

В большинстве случаев прочность конструкции авиационных изделий определяется именно влиянием колебаний изделий при совместном полете с носителем. При оценке прочности при колебаниях (вибропрочности) требуются характеристики распределения колебательных ускорений и напряжений (виброускорений и вибронапряжений).

Для определения этих характеристик требуется проведение экспериментальных исследований с использованием реальных конструкций или физических моделей. При отсутствии экспериментальных данных необходимые характеристики могут быть получены расчетным путем.

Характерной особенностью конструкций авиационных изделий является наличие тонкостенной несущей конструкции, имеющей удлиненную форму в направлении движения. Тонкостенные подкрепленные конструкции при относительно малом весе обладают высокими прочностными характеристиками. Конечно-элементная модель подобной конструкции должна быть по возможности простой, но в то же время она должна правильно воспроизводить наиболее существенные особенности силовой работы. Поэтому в большинстве известных расчетных исследований характеристики виброускорений и вибронапряжений в конструкциях авиационных изделий

определяются с использованием моделей в виде балок с заданным распределением массы и жесткости [46, 47].

В работе [46] авторами предлагается для идеализации конструкции авиационного изделия использовать балочные элементы. Рассмотрено применение балочного элемента изопараметрического типа с независимой аппроксимацией перемещений и угла поворота сечения. В данном случае узлами модели будут являться те же точки, которые являются узлами конечных элементов, а узловые перемещения – это линейные смещения узлов.

В книге [47] напряженное состояние для таких тонкостенных элементов конструкции как стержни, балки, пояса, гладкие и подкрепленные панели обшивки, стенки шпангоутов, лонжеронов и нервюр считается безмоментным. Для моделирования таких конструктивных элементов используются прямые и плоские КЭ постоянной жесткости.

Балочные модели требуют относительно небольшого объема исходных данных, но имеют удовлетворительную точность определения виброускорений и вибронапряжений только в области относительно низких частот, где наблюдаются преимущественно балочные формы вынужденных колебаний.

Несмотря на то, что подобные модели требуют относительно небольшого объема исходных данных, описание движения конструкции в рамках балочной модели дает удовлетворительные результаты при оценке характеристик виброперемещений. Удовлетворительная точность оценок виброускорений и вибронапряжений в рамках балочной модели может быть получена для колебаний изделий по низшим формам в регулярных зонах конструкции, не содержащих существенных концентраторов напряжений и массивных элементов.

При действии внешних нагрузок, имеющих широкий спектр, для получения характеристик виброускорений и вибронапряжений необходимо учитывать их высокочастотные составляющие, которым соответствуют оболочечные формы изгибных колебаний [56, 80, 82].

Расчетные исследования колебаний конструкций летательных аппаратов и подвесных авиационных изделий в процессе полета представлены в книгах [1, 14, 20, 59]. В этих исследованиях движение изделия обычно рассматривалось в рамках регулярной модели конструкции в виде балки на изолированной подвеске, к которой приложены внешние динамические воздействия в узлах соединения с носителем. Движение изделия определялось как поперечные колебания балки с переменными жесткостными и массовыми характеристиками в вертикальной плоскости при учете относительно небольшого количества форм колебаний. При этом предполагалось, что имеется достоверная информация о динамических нагрузках в узлах подвески для различных самолетов и конструкций узлов подвески.

Основная часть исследований колебаний оболочечных конструкций в линейной постановке посвящена определению собственных форм и частот для различных геометрических характеристик конструкции и условий закрепления [70, 74, 83].

Работа [70] посвящена расчётному определению собственных частот и форм колебаний оболочек. Представлена конечно-элементная модель конструкции оболочки. С помощью компьютерных вычислительных программ рассчитаны значения собственных частот и формы колебаний. Получено хорошее согласование расчётных данных и экспериментальных данных, полученных в эксперименте с масштабной моделью оболочки.

В работе [76] значения собственных частот и формы колебаний цилиндрической оболочки определяются для дальнейшей оценки виброакустического состояния оболочки. Собственные частоты и формы колебаний определяются с использованием аналитических и численных методов.

Исследования вынужденных колебаний, как правило, ограничиваются определением перемещений, для которых основной вклад дают составляющие для низших форм. Для определения виброускорений и вибронапряжений

приводятся общие зависимости без анализа количественных результатов [39, 78].

Работа [39] посвящена изучению колебаний тонкостенных конструкций оболочечного типа. Изложены вопросы нелинейного деформирования цилиндрических оболочек, рассматриваемых как системы с несколькими степенями свободы, при действии на них различного рода динамических нагрузок.

В монографии [17] даны основные результаты исследований нелинейных колебаний оболочек различной конфигурации при представлении их одно- и двухстепенными системами. Такие модели позволили установить ряд важных закономерностей нелинейного деформирования оболочек, которые были подтверждены экспериментальными данными.

Особенностью определения виброускорений и вибронапряжений оболочечных конструкций для случая действия нагрузок с широким спектром является необходимость учета влияния значительного количества форм колебаний. Это обусловлено возможностью появления значительных уровней виброускорений и вибронапряжений при колебаниях, соответствующих высоким формам. Помимо этого, для подтверждения достоверности расчета этих характеристик необходимо привлечение экспериментальных данных.

Исследование динамического и напряженно-деформированного состояния конструкции при действии случайной вибрации является одной из наиболее сложных проблем оценки прочности авиационных изделий. Задачам о случайных колебаниях различных конструктивных элементов, в том числе оболочек, посвящено большое количество исследований [6, 16, 18, 21, 22, 26, 38, 48].

В книге [16] представлены исследования перемещений в цилиндрических и конических оболочках при различных динамических нагрузках и условиях закрепления. Рассмотрено влияние акустических и аэродинамических воздействий в среде жидкости или газа. Подробно освещены вопросы, связанные с влиянием турбулентного пограничного слоя, параметры которого

считаются случайными стационарными функциями времени и пространственных координат. Приведена методика моделирования случайных процессов изменения давления в турбулентном пограничном слое на основе использования метода статических испытаний (метода Монте-Карло) [10].

В работе [38] рассмотрены вопросы динамики упругих оболочек. Представлены методики определения спектра собственных частот оболочек и расчёт оболочек на воздействие динамической нагрузки. Для определения спектра собственных частот при осесимметричных колебаниях оболочек вращения используются методы непосредственного интегрирования систем дифференциальных уравнений, когда уравнения содержат одну независимую переменную. Рассмотрено применение вариационных методов Релея – Ритца и Бубнова – Галеркина. Использование метода конечных разностей позволяет достаточно точно найти низшие собственные частоты. Подробно рассмотрено определение собственных частот замкнутой цилиндрической оболочки, усиленной продольными и кольцевыми рёбрами.

В книгах [32, 42, 45, 46] рассмотрены методы статического и динамического расчёта конструкций (методы конечных элементов, конечных разностей, численного интегрирования дифференциальных уравнений краевой задачи, граничных элементов) с использованием ЭВМ.

Несмотря на то, что изучению вопросов о случайных колебаниях различных конструктивных элементов, в том числе и оболочек, посвящено большое количество исследований, работ, связанных с количественной оценкой виброускорений и вибронапряжений при случайных колебаниях, относительно мало [44, 59, 67].

Статья [44] посвящена определению характеристик вибродинамического состояния конструкции. Предложенный метод основан на исследовании собственных форм. Представлена КЭ модель, разработанная в комплексе ANSYS. По результатам модального анализа были рассчитаны частоты и формы собственных колебаний образца и определены относительные вибронапряжения в выбранных узлах по первой и второй формам колебаний.

Далее в статье сравниваются данные численного и натурного экспериментов по определению местных вибронапряжений и локализации дефекта в упругом теле предложенным методом.

В работе [67] представлено аналитическое решение для оценки усталостного повреждения конструкционного элемента под воздействием широкополосного случайного нагружения. Решение основывается на статистической теории распределения максимумов стационарного случайного процесса. Случайное нагружение заменяется эквивалентным нагружением, которое определяется по спектральным характеристикам случайного нагружения. В работе представлены эмпирические и полуэмпирические модели, для которых получено хорошее соответствие оценок усталостного повреждения.

Динамическое состояние конструкции авиационного изделия обусловлено динамическими нагрузками, действующими на авиационное изделие на всех этапах эксплуатации (на этапах боевого и небоевого транспортирования, на режимах взлёта и посадки на ВПП самолёта-носителя). Эти нагрузки вносят существенный вклад в накопление конструкцией изделия усталостных повреждений и оказывают прямое влияние на надёжность и безопасность эксплуатации как самих авиационных изделий, так и комплекса «носитель-изделие».

Накоплен большой объем данных о закономерностях усталостного разрушения материалов и конструкций, вызванного случайными внешними нагрузками, изложенный в работах [5-8, 15, 19, 21, 22, 36, 49, 51, 58, 65-67, 69, 71, 79, 80].

Усталость авиационных конструкций стала основной проблемой обеспечения живучести и безопасности эксплуатации авиационной техники. Это обусловлено созданием новых конструкций при уменьшении запасов прочности и возросшей интенсивностью эксплуатации самолётов.

Усталостный процесс представляется совокупностью двух процессов. Первый процесс – это накопление повреждения в материале, завершающееся

образованием усталостной трещины. И второй – процесс распространения, роста усталостной трещины, который оканчивается, когда трещина достигает критического размера и происходит разрушение конструкции. Иногда разрушение происходит в течение одного типового полёта, т.е. до исчерпания ресурса.

В книге [2] рассматриваются вопросы влияния усталостных трещин на долговечность различных элементов авиационных конструкций. В книге проведена систематизация нагрузок, действующих на летательный аппарат во время полёта, рассмотрены типичные повреждения авиаконструкций, механизм возникновения трещины и факторы, которые влияют на ее распространение. Так же в работе представлены линейные и нелинейные модели распространения трещины.

В работах по изучению процесса усталостного разрушения [63] и вопросов оценки долговечности авиационных изделий [66, 69, 72, 73, 75, 82, 84, 85, 86] авторами рассмотрены различные варианты нагружения авиационных конструкций (статическое, знакопеременное нагружение) и с помощью компьютерных вычислительных комплексов проведена оценка ресурса до наступления разрушения. Приведено сравнение с экспериментальными данными.

В монографии [63] предлагается метод расчёта сопротивления усталости конструкционных деталей из стали, чугуна, алюминиевых, медных и титановых сплавов с концентраторами напряжений и без них. Изучено влияние коррозии и трения на долговечность деталей. Рассмотрен вопрос о влиянии обработки поверхности и покрытия поверхностей деталей на выносливость при переменной нагрузке и при характерной нагрузке, вызывающей усталость авиационных конструкций во время полёта.

В работе [57] изложены методы и процедуры, позволяющие выполнять инженерные расчеты усталостной долговечности типовых конструктивных элементов самолета на этапах эскизного и рабочего проектирования. Предлагаемые методы синтезируют наиболее апробированные теоретические и

практические положения ряда известных отечественных и зарубежных методов расчета усталостной долговечности элементов авиационных конструкций.

В работе [66] представлен метод оценки усталостных повреждений для бимодального гауссовского процесса напряжений. Мультимодальный метод используется для анализа широкополосных процессов путем разделения на отдельные узкополосные процессы. При достаточном уровне дискретизации расчетная оценка усталостного повреждения имеет ошибку в пределах 2%.

Статьи [73, 75] посвящены оценке долговечности деталей авиационных конструкций под действием циклических нагрузок и оценке роста трещины с помощью метода конечных элементов (МКЭ) и различных расчётных компьютерных систем. Представлены результаты расчётных оценок напряжений, возникающих в теле деталей, и численные модели, используемые для анализа роста трещины. Приведено сравнение расчётных оценок долговечности с экспериментальными данными.

Оценки усталостных повреждений и усталостной долговечности структурного компонента (детали) при воздействии нагрузки с переменной амплитудой напряжений рассматриваются в работе [82]. Описан метод моделирования нагружения, который моделируется по значениям спектральной плотности как широкополосный гауссовский случайный процесс. Проведена схематизация процесса методом «дождя». Оценка усталостной долговечности проводится по нелинейной гипотезе накопления повреждений Морроу, которая представляет собой скорректированную с помощью понижающего коэффициента d гипотезу линейного накопления повреждений Пальмгрена-Майнера. В статье приведено сравнение результатов оценки усталостной долговечности и усталостных повреждений по этим двум гипотезам. Сформулированы рекомендации для анализа и проектирования конструкций при случайном нагружении.

Анализ усталостного повреждения от действия широкополосного гауссовского случайного нагружения проведен в работе [85]. Проведено численное моделирование процесса напряжений по спектральным плотностям,

имеющим различные формы, с целью оценки зависимости между подсчетом предельного числа циклов по методу «дождя» и линейной гипотезе суммирования повреждений и параметрами широкополосности спектра процесса. Проведено сравнение между результатами численного моделирования и некоторыми аналитическими формулами прогнозирования оценки усталостных повреждений.

В работе [86] представлена методика моделирования процесса напряжений по спектральной плотности напряжений, соответствующей этапу эксплуатации изделия. Далее на основании полученного процесса напряжений осуществлена схематизация процесса и оценена повреждаемость изделия. Данные по повреждаемости изделия хорошо согласуются с экспериментом.

В связи с ростом вычислительных возможностей ЭВМ широкое распространение получают численные методы. Среди существующих численных методов наиболее интенсивно развивается метод конечных элементов (МКЭ). Данный метод позволяет создавать достаточно точные модели конструкций с учётом их жесткостных и упругих свойств, учитывать различные нелинейности при оценке как общего, так и местного НДС элементов силовой конструкции авиационных изделий.

Идеей МКЭ [32, 42, 46] является аппроксимация непрерывной величины дискретной моделью, которая строится на множестве кусочно-непрерывных функций, каждая из которых определена на некотором конечном числе областей, называемых конечными элементами (КЭ). Разбиение исследуемой геометрической области на элементы осуществляется учитывая, что на каждом элементе исследуемая кусочно-непрерывная функция аппроксимировалась некоторой приближенной функцией, как правило, полиномом третьего или четвертого порядка, удовлетворяющей заданным граничным условиям. Тип КЭ определяется этой аппроксимирующей функцией.

При оценке параметров НДС элементов конструкции авиационного изделия используются КЭ следующих типов: точечные, балочные, оболочечные и объёмные. Выбор используемого при моделировании типа КЭ определяется

геометрией исследуемого элемента и необходимыми результатами. Если конструкция элемента достаточно простая и не содержит концентраторов напряжений, или не нужно оценивать местное НДС, то наиболее рациональным является использование балочных и точечных КЭ.

Методам расчета НДС различных конструкций, основанным на статистическом представлении нагрузок и характеристик прочности, посвящены работы [8, 18, 19].

Для моделирования эксплуатационного нагружения конструкции при расчётно-экспериментальных ресурсных исследованиях реальные переменные нагрузки, действующие на конструкцию изделия в процессе эксплуатации, заменяют некоторыми схематизированными процессами ее нагружения. Классификация, особенности и область применения методов схематизации процессов рассмотрены в работах [2, 23, 35, 36]. Для широкополосных процессов наиболее оправданным является применение метода полных циклов и метода «дождя».

Проведённый обзор литературы позволяет сделать следующие выводы:

- отсутствует определённая методика моделирования динамического состояния конструкции авиационного изделия при его транспортировке самолётом-носителем;
- отсутствуют систематизированные подходы к расчётному определению долговечности, надёжности и безопасности эксплуатации конструкции на этапе проектирования;
- отсутствует методика оценки ресурса авиационного изделия при воздействии на него случайным стационарным процессом с заданными спектральными характеристиками;
- отсутствует систематизированная методика оценки возможности эксплуатации определённого авиационного изделия при различных условиях эксплуатации и возможности использования изделия совместно с другим самолётом-носителем.

В связи с этим можно сформулировать следующие основные задачи диссертационной работы:

– разработка комплекса расчетных моделей для проведения параметрических исследований динамического деформирования, прочности и долговечности конструкций авиационных изделий при заданных динамических нагрузках, соответствующих этапу совместной эксплуатации с носителем;

– разработка методики моделирования реализации процесса напряжений, действующих на изделие, по заданной спектральной плотности ускорений;

– разработка методики оценки долговечности конструкций авиационных изделий на основе скорректированной линейной теории накопления усталостных повреждений.

Глава 2. Методика моделирования напряженного состояния и оценки долговечности конструкций авиационных изделий при случайном нагружении

Изделия авиационной техники, транспортируемые на самолете-носителе, подвергаются воздействию множества факторов, которые оказывают влияние на уровни вибрационных нагрузок и на динамическое напряженно-деформированное состояние конструкции авиационного изделия в целом. К таким факторам относятся: режим полета, особенности конструкции самолета и узлов подвески, условия размещения изделий и т.д. Под особенностями конструкции самолёта понимается его конструктивно-силовая схема, распределение массы и жесткости, демпфирующие свойства конструкции самолета.

Долговечность, надежность и безопасность эксплуатации являются одними из важнейших требований, предъявляемых к авиационным изделиям, которые транспортируются совместно с самолетом-носителем. При таком режиме эксплуатации возникает особый вид нагружения – так называемая эксплуатационная вибрация, которая при некоторых условиях может привести к частичному или полному разрушению конструкции авиационного изделия, или комплекса носитель-изделие. Поэтому оценка вибрационной прочности и оценка долговечности комплекса носитель-изделие является важной технической задачей.

2.1. Методика конечно-элементного моделирования динамического состояния

Исходными данными для моделирования динамического состояния авиационного изделия являются геометрические характеристики конструкции,

распределение массы не силовых элементов, таблицы центровки, механические характеристики материалов.

Моделирование выполняется в среде универсальной системы твердотельного моделирования и конечно-элементного расчета сложных конструкций. Конечно-элементная модель (КЭМ) конструкции строится в режиме диалога с использованием функционального меню. В качестве глобальной системы координат используется прямоугольная правосторонняя система координат, начало которой принимается в центре поперечного сечения, соответствующего центру масс изделия. Ось X совпадает с продольной осью изделия и направлена по полету; ось Y направлена вверх.

Для построения КЭМ используются элементы BEAM3D (пространственная балка), MASS (масса конечного размера), SOLID (объемный элемент) и SHELL (оболочечный элемент).

Одноосный трехузловой элемент BEAM3D с расширенными возможностями используется в трехмерных структурных и тепловых моделях для расчетов на растяжение-сжатие, изгиб, кручение и сдвиг с учетом главных напряжений. Этот элемент допускает наличие несимметричного поперечного сечения при несовпадении центра сдвига с центром тяжести, а также несовпадение первых двух узлов и оси центров тяжести балки.

Используемый для моделирования массивных частей конструкции обобщенный одноузловой элемент MASS описывает массу, сконцентрированную в узлах моделей, и допускает до шести степеней свободы на узел (три перемещения и три угла поворота), определяемых в глобальной системе координат. Для каждого элемента задаются приведенные характеристики (компоненты массы по осям и соответствующие массовые моменты инерции).

Объемные изопараметрические двадцатиузловые конечные элементы SOLID используются при создании трехмерных структурных и тепловых расчетных моделей. Эти элементы применяются для моделирования конструкций, содержащих нерегулярности, и достаточно хорошо описывают

изменения напряжений и перемещений. Они полностью совместимы с обычными квадратичными элементами и отображают деформацию тела как целого. Элементы этого типа используются при проведении расчетов на растяжение-сжатие, изгиб, кручение и сдвиг с учетом главных напряжений.

Четырехузловой плоский элемент SHELL, обладающий изгибной и мембранной жесткостью, имеет шесть степеней свободы в каждом узле. Элемент характеризуется толщиной и физическими свойствами материала и применяется для моделирования тонкостенных пространственных конструкций.

Демпфирующие свойства конструкции изделия описываются с использованием обобщенной модели Рэлея, описывающей действие внешних и внутренних диссипативных сил, пропорциональных соответственно массе и жесткости конструкции. Диссипативный оператор имеет вид $\alpha [M] + \beta [C]$. Здесь первое слагаемое является линейной моделью вязкого внешнего трения. В этом случае диссипативный оператор пропорционален инерционному оператору $[M]$. Второе слагаемое соответствует использованию модели Фойхта для описания вязкоупругого поведения конструкции, когда диссипативный оператор пропорционален упругому оператору $[C]$. Помимо этого задаются величины внутреннего демпфирования для материалов элементов несущей конструкции.

Соединение КЭ различной размерности выполняется на основе комбинированной сетки конечных элементов в автоматическом режиме. Обечайка твердотельной модели моделируется оболочкой с нулевой толщиной. Толщины отдельных участков обечайки задаются на этапе нанесения конечно-элементной сетки. Узлы крепления, подкрепляющие элементы, наполнитель и габаритно-массовый макет передних отсеков смоделированы как объёмные твердотельные элементы. После этого создается комбинированная сетка конечных элементов на основе кривизны и выполняется соединение оболочечных SHELL-элементов обечайки и SOLID-элементов узлов крепления, подкрепляющих элементов, наполнителя и габаритно-массового макета передних отсеков.

Конечные элементы соединяются друг с другом в точках – узлах. Каждый узел полностью описывается рядом параметров, зависящих от типа анализа и используемого элемента. Реакция в любой точке элемента интерполируется из реакции узлов элементов. Программное обеспечение разрабатывает уравнения, описывающие поведение каждого элемента, учитывая его соединения с другими элементами. Далее программа упорядочивает уравнения в большую систему совместных алгебраических уравнений и находит неизвестные.

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 – интервал и шаг интегрирования, метод и параметры процедуры интегрирования, характеристики демпфирования. Требуется учитывать составляющие разложения, соответствующие собственным формам, в частотном диапазоне случайного внешнего воздействия.

2.2. Методика конечно-элементного моделирования напряженного состояния конструкции

Оценка показателей долговечности конструкции изделия проводится по условиям сопротивления усталости. Для этого необходимо определить зоны максимальных уровней напряжений и наибольшей изменчивости напряжений в конструкции изделия, а также вероятностные характеристики напряженного состояния в наиболее нагруженных зонах конструкции.

Одним из способов расчёта напряженно-деформированного состояния (НДС) элементов конструкции авиационного изделия является замена реальной конструкции элемента изделия некоторым схематичным представлением, для

которого имеется аналитическое решение, и дальнейшее использование классических методов сопротивления материала. К недостаткам такого подхода можно отнести, во-первых, сложность, а во многих случаях невозможность нахождения точного аналитического решения для заданной конфигурации элемента и граничных условий. Во-вторых, при решении по указанному подходу не учитывается податливость сопряжённых элементов, вследствие чего получаемый результат может оказаться существенно завышенным.

Анализ напряженного состояния с использованием МКЭ состоит в последовательном определении составляющих перемещений в каждом узле КЭ модели, вычислении деформаций и далее - напряжений. Для оценки характеристик НДС могут рассматриваться модели различного уровня сложности.

Здесь для численного моделирования напряженного состояния и последующей оценки усталостной долговечности используются уточненные модели НДС, построенные на основе конечных элементов (КЭ) оболочечного и объёмного типов. Эти модели должны адекватно описывать локальное напряженное состояние в зонах концентрации динамических напряжений, так как эти зоны являются очагами возникновения и развития усталостных повреждений. Примером таких моделей являются оболочечная КЭ модель отсека авиационного изделия и КЭ модель узла крепления изделия к самолету-носителю, которые представлены на рисунках 4.1, 4.2. На рисунке 4.1 представлена КЭ модель авиационного изделия. Разбивка конечными элементами узла крепления изделия изображена на рисунке 4.2.

Для определения уровней напряжений и зон их концентрации на первом этапе производится предварительная разбивка модели конструкции элементами SHELL и SOLID.

Далее требуется обеспечить корректное представление динамических условий окружающей среды: вероятностных характеристик внешних нагрузок и условий закрепления. Вероятностными характеристиками внешних нагрузок

обычно являются спектральные плотности кинематического возбуждения в узлах крепления изделия к носителю.

На следующем этапе проводится обоснованный выбор количества нормальных мод, учитываемых при решении. Наибольшая частота собственных форм, используемых в анализе, должна быть больше, чем верхняя граница частотного диапазона внешней частота нагрузки. Окончательное количество учитываемых мод устанавливается посредством последовательного сопоставления результатов вычислений максимальных уровней напряжений при увеличении количества мод.

При прямом динамическом анализе с использованием реализации случайного процесса шаг решения должен быть не более половины периода максимальной частоты нагрузки, используемой в анализе. Окончательная величина шага решения устанавливается посредством последовательного сопоставления результатов вычислений максимальных уровней напряжений при дроблении шага.

В процессе решения определяются перемещения в каждом узле, а затем вычисляются деформации и напряжения. Результатами вычислений являются спектральные плотности и среднеквадратические значения напряжений в узлах КЭ модели.

Путем вычислений уровней напряжений при последовательном дроблении КЭ разбивки устанавливается характерный размер элементов в зонах конструкции, через которые передаются динамические нагрузки на изделие, и в которых наблюдается наибольшая изменчивость напряжений. Уровни напряжений в этих зонах в основном характеризуют напряженное состояние конструкции изделия.

2.3. Методика оценки долговечности конструкции при случайном нагружении

Ресурс силовых конструкций авиационного изделия в основном определяется процессами накопления необратимых повреждений в их элементах, которые могут быть как механического, так и физико-химического происхождения. При этом повреждения, определяющие ресурс силовых конструкций, могут иметь смешанный характер. Примером такого рода повреждений могут являться повреждения, вызванные старением, изнашиванием, коррозией и усталостью. В большинстве случаев определяющим является процесс накопления усталостных повреждений.

Особенностью усталостного процесса является его локальность. В результате накопления повреждения, приводящего к образованию усталостной трещины в какой-либо перенапряженной зоне элемента конструкции авиационного изделия, происходит разрушение конструкции. Другой особенностью процесса является его стадийность. Усталостный процесс представляется как совокупность двух различных процессов. Первый процесс – накопление повреждений в материале, завершающееся образованием усталостной трещины, и второй процесс – это распространение и рост усталостной трещины.

Развитие усталостного процесса обусловлено не только нагруженностью детали, но и различными внешними воздействиями: коррозионной активностью среды, ее температурой и т. п. Как правило, активность среды оказывает повреждающее действие, ускоряющее развитие усталостного процесса. Такое же действие оказывает повышение температуры. Однако в ряде случаев наблюдаются сложные взаимодействия различных процессов: усталости, ползучести, релаксации, коррозии, которые могут дать эффекты, противоположные указанным выше тенденциям.

Наиболее опасными в отношении усталости являются зоны концентрации напряжений. В этих зонах даже при умеренных нагрузках имеет место локальная пластическая деформация. Таким образом, локальная зона, где имеет место пик напряжений и где образуется усталостная трещина, работает в условиях, отличных от основной части сечения.

Развитие усталостного повреждения связано с изменением структуры металлических материалов. На первом этапе имеет место некоторое изменение свойств материалов: нагартованные материалы несколько разупрочняются, относительно мягкие – наклепываются. На следующем, основном этапе развития усталостного процесса происходит накопление повреждений в структуре металла. Типичные виды повреждений – это нарушения сплошности по плоскостям скольжения, образование микропор. В некоторых материалах основным процессом на этом этапе является разрушение хрупких микровключений. Первая стадия усталостного процесса завершается образованием микротрещин, которые представляют собой развитие и (или) объединение образовавшихся дефектов структуры.

В дальнейшем происходит развитие усталостной трещины. Одной из отличительных особенностей этого процесса является возможность оценки развития этого процесса по изменению размера усталостной трещины. Однако первый этап роста трещины можно считать и заключительным этапом ее образования (рис. 2.1). На этом переходном этапе макротрещина размерами в десятые (иногда сотые) доли миллиметра образуется в результате объединения микротрещин под действием касательных напряжений. Процесс образования макротрещин отличается от процесса их дальнейшего развития, так как на первом этапе это сдвиговые трещины, которые затем развиваются как трещины нормального отрыва. Этап, завершающий процесс образования усталостной трещины или начинающий распространение макротрещин, изучен относительно мало. Этот этап уже можно анализировать методами механики, но, в то же время процесс развития малых сдвиговых усталостных трещин сильно зависит от степени разрыхления материала микротрещинами на пути

распространения основной трещины.

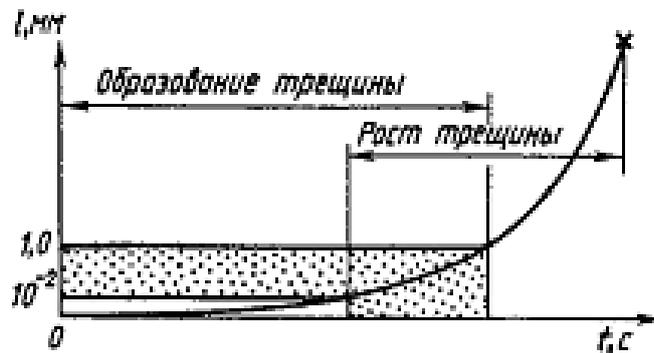


Рис. 2.1

Этапы образования и роста усталостной трещины

Дальнейший процесс усталостного разрушения происходит в 3 или 4 этапа. Все они могут быть проанализированы с использованием методов механики разрушения. Определяющим фактором здесь является величина напряжений растяжения. Первый из этих этапов характеризуется практически скачкообразным развитием усталостной трещины. Рост ее происходит после некоторого периода накопления повреждения перед трещиной. Второй этап характеризуется стабильным ростом усталостной трещины с постепенно увеличивающейся скоростью. Третий этап – ускоренный рост трещины. Механизм разрушения смешанный – усталостный и квазистатический, переходящий в чисто статический. Завершающий этап – долом образца. Этот процесс является уже не элементом усталостного процесса, а лишь его завершением. Долом может рассматриваться как статическое разрушение элемента, поврежденного трещиной. Но поскольку в ряде случаев характеристика долома (остаточная прочность) зависит от предшествующего процесса разрушения, то этот последний этап усталостного разрушения может рассматриваться и как последний этап развития трещины.

Главная задача, которая возникает при расчёте усталостной долговечности – определение влияния нерегулярного циклического нагружения. При отсутствии единственной и однозначной модели накопления

усталостных повреждений конструкцией авиационного изделия существует некоторое количество различных методов для расчёта усталостной долговечности. При оценке долговечности конструкции изделия требуется решать следующие задачи:

- определение характеристик эксплуатационного нагружения элементов конструкций и преобразование этих характеристик в пригодную для расчета форму;

- определение характеристик сопротивления усталости материалов и типовых конструктивных элементов;

- переход от характеристик усталости для образцов материала или типовых конструктивных элементов к характеристикам усталости относительно сложных элементов авиационных конструкций;

- определение алгоритмов суммирования усталостных повреждений, учитывающих влияние произвольных нерегулярностей и асимметрии циклических нагрузок на элементы конструкции авиационного изделия.

2.4. Моделирование реализаций случайных процессов напряжений

Оценка характеристик долговечности проводится на основе численной модели НДС конструкции и линейной гипотезы накопления усталостных повреждений. Особенностью проведения оценки здесь является высокая сложность численной модели, которая обусловлена необходимостью адекватно определять напряжения в зонах их быстрого изменения по координатам (вблизи концентраторов напряжений).

Исходными данными для реализации линейной гипотезы накопления усталостных повреждений служат характеристики приведённой кривой усталости, максимальные уровни возникающих в элементах конструкции изделия циклов напряжений σ_i и их количество n_i , которые определяются по

графикам функции повторяемости напряжений. Исходными данными для построения этих графиков служат результаты расчёта вероятностных характеристик напряженно-деформированного состояния в наиболее нагруженных зонах конструкции.

Разработанная КЭ модель конструкции авиационного изделия, транспортируемого на внешней подвеске самолета-носителя, может рассматриваться как матрица передаточных характеристик конструкции, определяющая, в частности, частотную характеристику $\mathbf{H}(f)$ конструкции изделия. В то же время, при нормировании вибрационного воздействия в виде широкополосной случайной вибрации (ШСВ), в качестве его основной характеристики обычно используется спектральная плотность $S(f)$ вибрационного ускорения в узлах крепления авиационного изделия к самолету-носителю. В разработанной расчётной модели спектральная плотность вибрационного ускорения задается непосредственно в узлах КЭ модели, соответствующих узлам крепления авиационного изделия к самолёту-носителю. В результате расчета определяются спектральные плотности реакции (напряжений, перемещений, скоростей, ускорений) элементов конструкции авиационного изделия, описываемые зависимостью [4, 40]:

$$S_j(f) = |H_{ij}(f)|^2 S_i(f), \text{ где} \quad (2.1)$$

$S_i(f)$ – спектральная плотность внешнего воздействия на i -м входе; $H_{ij}(f)$ – элемент матрицы частотных характеристик; $S_j(f)$ – спектральная плотность реакции на j -м выходе.

Для построения функции повторяемости циклов напряжений необходимо иметь не спектральные плотности, а временные реализации действующих в элементах силовой конструкции напряжений. Для получения реализаций случайных процессов напряжений в работе используется статистическое моделирование, исходными данными для которого являются спектральные характеристики процессов напряжений, получаемые из решения задачи статистической динамики (Раздел 4.2.).

В результате КЭ моделирования напряженно-деформированного состояния конструкции авиационного изделия определяются спектральные характеристики напряжений в элементах. Характерные зависимости для спектральной плотности напряжений при воздействии на конструкцию вибрационных процессов со спектральной плотностью ускорений в виде «белого шума» и со спектральной плотностью ускорений, имитирующей эксплуатационное нагружение, представлены на рис. 4.15а,б и рис. 4.16а,б.

Временные реализации случайного процесса напряжений $\sigma(t)$, соответствующие зависимостям для спектральных плотностей напряжений, при каждом текущем значении аргумента (времени) t моделируются в виде гармонического ряда [12, 14]:

$$\sigma(t) = \sum_0^N [S_\sigma(\omega_j) \Delta\omega_j]^{1/2} \cos(\omega_j' t + \alpha_j), \text{ где} \quad (2.2)$$

ω_j – значения частоты на графике спектральной плотности напряжений (рис. 4.15 а,б 4.16 а,б); $S_\sigma(\omega_j)$ – соответствующие им значения спектральной плотности; $\omega_j' = (\omega_j + \delta\omega_j)$, $\delta\omega_j$ – случайные флуктуации частоты, определяемые как взаимно независимые случайные величины, равномерно распределенные в интервале $[-\Delta\omega/2, \Delta\omega/2]$ с плотностью вероятности $1/\Delta\omega$; α_j – независимые случайные величины, равномерно распределенные в интервале $[0, 2\pi]$. Размерность частоты ω – рад/с.

При увеличении количества слагаемых N распределение значений реализаций, полученных по алгоритму (2.2), приближается к нормальному [8].

Как правило случайный процесс напряжений является сочетанием отдельных узкополосных процессов (рис. 4.15 а,б 4.16 а,б). В этом случае моделирование временной реализации процесса напряжений $\sigma(t)$ по графику спектральной плотности предлагается проводить в три этапа:

– разбиение всего частотного диапазона на i интервалов, содержащих по одному «пику» спектральной плотности $S_\sigma(\omega_j)$;

- моделирование реализации процесса напряжений $\sigma_i(t)$ для каждого частотного интервала;
- построение реализации $\sigma(t)$ путём суммирования полученных реализаций $\sigma_i(t)$.

Для выделенных интервалов с шагом $\Delta\omega_j$ определяются значения ω_j и соответствующие им значения $S_\sigma(\omega_j)$. Шаг по частоте $\Delta\omega_j$ задается переменный, уменьшающийся вблизи максимумов спектральной плотности. Для первого слагаемого суммы (2.2) $\Delta\omega_1 = \omega_2 - \omega_1$. Для последующих слагаемых $\Delta\omega_j = (\omega_j - \omega_{j-1})/2 + (\omega_{j+1} - \omega_j)/2$. Сначала моделируются процессы для каждого из выделенных пиков, а затем производится их суммирование.

2.5. Схематизация реализаций процессов напряжений и построение кривых повторяемости циклов напряжений

При моделировании эксплуатационного нагружения конструкции исходные переменные нагрузки, действующие на конструкцию авиационного изделия в процессе совместной эксплуатации с носителем, заменяются некоторыми схематизированными процессами нагружения.

Под схематизацией понимается совокупность правил и допущений, позволяющая заменить исходный процесс нагружения силовых элементов конструкции авиационного изделия каким-либо схематизированным процессом, который по величине вносимого усталостного повреждения будет эквивалентен исходному. Другими словами, схематизированный процесс нагружения – это реализация случайного процесса нагружения, представляющая собой совокупность выделенных по одному из методов схематизации циклов нагружения.

Обычно для получения схематизированного процесса нагружения из реального процесса выделяют соответствующее количество блоков

нагружения. Под блоком нагружения понимают совокупность последовательных значений переменных нагрузок, действующих на конструкцию за какой-либо характерный период эксплуатации, по отношению к которому определяется ресурс изделия.

Таким образом, каждый метод схематизации устанавливает правила и допущения выделения цикла или полуцикла регулярного нагружения конструкции из реального нагружения в процессе эксплуатации самолета.

Схематизация временных реализаций $\sigma(t)$ (рис. 5.3, 5.5), действующих в элементах конструкции авиационного изделия напряжений, для выделения циклов осуществляется в соответствии с ГОСТ 25.101-83. Классификация существующих методов схематизации представлена на блок-схеме (рис. 2.2) [23].

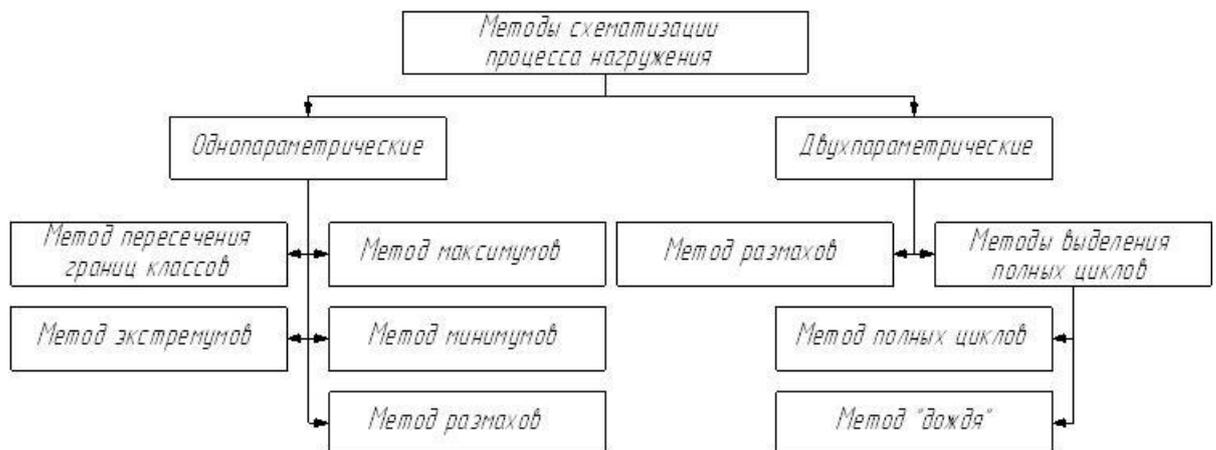


Рис. 2.2

Классификация методов схематизации процессов

Принято считать, что наиболее приемлемые результаты для оценки долговечности даёт метод полных циклов. Но в последнее время широкое распространение получил метод «дождя». Этот метод приводит к результатам, практически совпадающим с результатами, полученными методом полных циклов, и более удобен для программирования на ЭВМ и автоматизации процесса обработки экспериментальных данных о нагруженности.

Данный метод основан на том, что линии, соединяющие соседние экстремумы, представляются в виде «крыш», по которым стекают потоки «дождя», траектории которых запоминаются. При использовании данного метода схематизации удобно представить, что ось времени направлена вертикально вниз, а ось параметра соответственно направлена слева направо (рис. 2.3).

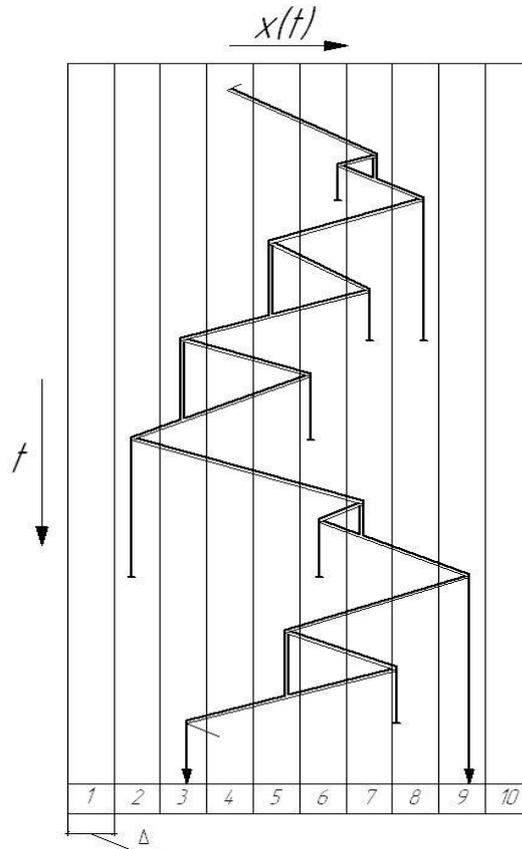


Рис. 2.3

Схематизация процесса нагружения по методу «дождя»

Схематизация процесса нагружения происходит следующим образом. Потоки «дождя» берут своё начало из экстремумов процесса с внутренней стороны, а заканчиваются при пересечении экстремума, большего, чем тот, из которого начал свой путь поток. Другими словами, поток, начавшийся из минимума процесса, прерывается при пересечении минимума, значение которого меньше величины минимума начала потока. Аналогично для потока, начавшегося из максимума: поток, начавшийся из максимума процесса,

прерывается при пересечении максимума, значение которого больше величины максимума начала потока. В случае встречи двух потоков на одной из крыш продолжает движение тот поток, который начал своё движение первым, а другой поток прерывается. Если поток не встречает препятствий на своём пути, то он падает на «землю». При этом каждый поток определяет полуцикл нагружения, величина размаха которого находится путём проекции соответствующего потока на ось времени.

Результатом схематизации по методу «дождя» являются однопараметрические таблицы распределения амплитуд симметричных циклов напряжений. При расчетах процессов накопления повреждений часто используются отнулевые циклы изменения напряжений. Для преобразования распределений амплитуд симметричных циклов напряжений, полученных в результате схематизации, в распределение амплитуд отнулевых циклов напряжений используется диаграмма предельных амплитуд напряжений. Эта диаграмма может быть представлена различными уравнениями, выбор которых определяется качеством и объемом данных о свойствах конструкционного материала и характеристиках внешних воздействий [58].

2.6. Построение приведенной кривой усталости для элементов конструкции авиационного изделия

Под кривой усталости понимается экспериментальная зависимость амплитуд регулярных циклов напряжений σ_a , τ_a от числа циклов N до разрушения. Характеристики сопротивления усталости определяются для металлов, из которых изготавливаются силовые элементы машин и конструкций, имеющие относительно высокий уровень эксплуатационных напряжений, например, сопоставимый с пределом текучести.

Диаграмма усталости обычно представляется в полулогарифмических координатах $\sigma_a - \lg N$ (рис. 2.3) или в двойных логарифмических координатах $\lg \sigma_a - \lg N$ (рис. 2.4). Во втором случае она имеет две ветви, которые изображаются прямыми, и есть значение числа циклов N_G , при котором эти прямые пересекаются. Точка пересечения называется точкой перелома кривой усталости.

Для углеродистых и низколегированных сталей при нормальной температуре на кривой усталости есть горизонтальный участок (рис. 2.4). Значение нормального напряжения, соответствующее горизонтальному участку, называется пределом выносливости σ_R . Уравнение этой кривой в двойных логарифмических координатах имеет вид [58]:

$$\sigma_{RN}^m N = \sigma_R^m N_G, \text{ при } N \leq N_G,$$

$$N = \infty, \text{ при } N > N_G, \quad (2.3)$$

где m - показатель наклона левой (наклонной) ветви кривой усталости, σ_{RN}^m - максимальная амплитуда напряжения, соответствующая долговечности равной N циклов.

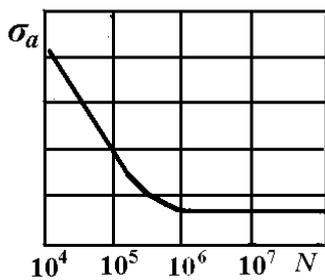


Рис. 2.3 Диаграмма усталости в полулогарифмических координатах $\sigma_a - \lg N$

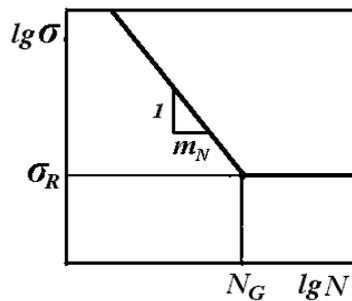


Рис. 2.4 Диаграмма усталости в двойных логарифмических координатах $\lg \sigma_a - \lg N$

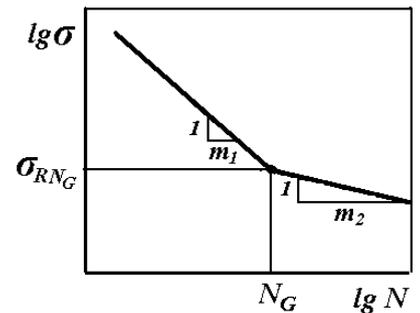


Рис. 2.5 Диаграмма усталости с двумя наклонными ветвями

Для всех металлов при повышенной температуре или при наличии коррозии, для легких сплавов, высоколегированных сталей и чугунов при

нормальной температуре и отсутствии коррозии кривая усталости не имеет горизонтального участка, но угол наклона правой ветви кривой существенно меньше по сравнению с углом наклона левой ветви. В этом случае в качестве характеристики вводится условный предел выносливости, соответствующий заданному количеству циклов до разрушения, и называемый пределом ограниченной выносливости σ_{RN} (рис. 2.5).

Уравнение этой кривой усталости в двойных логарифмических координатах для этого случая имеет вид [58]:

$$\begin{aligned}\sigma_{RN}^{m_1} N &= \sigma_{RN_G}^{m_1} N_G, & \text{при } N \leq N_G, \\ \sigma_{RN}^{m_2} N &= \sigma_{RN_G}^{m_2} N_G, & \text{при } N > N_G,\end{aligned}\quad (2.4)$$

где m_1, m_2 - показатели наклона левой и правой ветвей кривой соответственно.

Как правило, при построении кривой усталости проводятся испытания стандартных образцов на действие циклической нагрузки с постоянной амплитудой напряжения σ_a до разрушения, и определяется циклическая долговечность N .

Диаграммы усталости в основном строятся при действии симметричного цикла напряжений ($R_\sigma = -1$), реже при действии отнулевого цикла ($R_\sigma = 0$). Соответствующие пределы выносливости обозначаются индексами равными коэффициентам асимметрии цикла:

$$\sigma_{R_\sigma}(R_\sigma = -1) = \sigma_{-1} \text{ и } \sigma_{R_\sigma}(R_\sigma = -0) = \sigma_0.$$

Особенностью сопротивления усталости является очень значительный разброс экспериментальных данных по долговечности. Отношение максимальных и минимальных значений долговечности N_{max}/N_{min} при постоянном значении амплитуды цикла напряжений ($\sigma_a = const$) может достигать до величины равной 10^3 даже для образцов, изготовленных из металла одной плавки. Поэтому для построения кривой усталости обычно испытывается не менее 10 образцов.

При вероятностно-статистическом подходе к оценке усталостной долговечности испытывают более 100 образцов с последующей вероятностной обработкой и построением полной вероятностной диаграммы усталости (рис. 2.6). По результатам испытаний на каждом уровне напряжений определяются законы распределения долговечности и строятся кривые усталости, соответствующие различным уровням вероятности усталостного

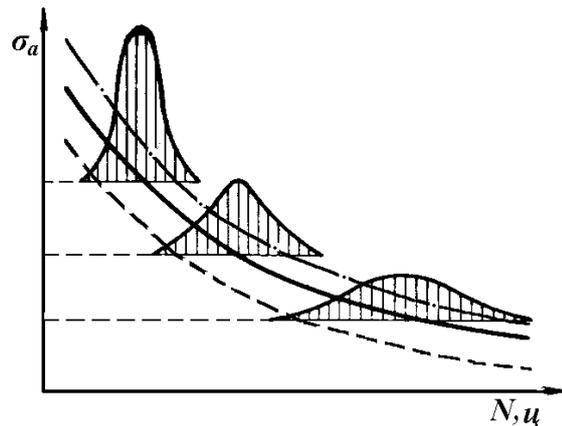


Рис. 2.6 Вероятностная диаграмма усталости

разрушения: 10%, 30%, 50%, 90% и т.д. В детерминистических расчетах обычно используют медианную долговечность, соответствующую вероятности разрушения 50%.

По известным (справочным) характеристикам сопротивления усталости, полученным по результатам испытаний стандартных образцов, определяются характеристики приведенной кривой усталости для элементов конструкции.

Ордината точки перелома приведенной кривой усталости определяется по формуле [25]:

$$\sigma_{N_{Gд}} = \frac{\sigma_{N_G}}{K}, \quad (2.5)$$

где $\sigma_{N_{Gд}}$ — медианное значение предела выносливости для элемента конструкции изделия (соответствующее вероятности разрушения 50%), σ_{N_G} — медианное значение предела выносливости лабораторных образцов.

Коэффициент K , входящий в соотношение (2.5), определяется следующим образом:

– при растяжении-сжатии или изгибе

$$K = \left(\frac{K_{\sigma}}{K_{\partial\sigma}} + \frac{1}{K_{F\sigma}} - 1 \right) \cdot \frac{1}{K_v \cdot K_A} ; \quad (2.6)$$

– при кручении

$$K = \left(\frac{K_{\tau}}{K_{\partial\tau}} + \frac{1}{K_{F\tau}} - 1 \right) \cdot \frac{1}{K_v} .$$

В этих выражениях коэффициенты K_{σ} , K_{τ} учитывают концентрацию напряжений; $K_{\partial\sigma}$, $K_{\partial\tau}$ – учитывает масштабный фактор, $K_{F\sigma}$, $K_{F\tau}$ – учитывает качество обработки поверхности; K_v – коэффициент влияния поверхностного упрочнения, K_A – учитывает анизотропию материала.

В соответствии с ГОСТ 25.504-82 [25] коэффициент концентрации напряжений K_{σ} определяется приближенно по следующей формуле:

$$K_{\sigma} = \frac{\alpha_{\sigma}}{n}, \quad (2.7)$$

где α_{σ} - теоретический коэффициент концентрации напряжений.

Значения коэффициента n обычно варьируются в диапазоне 1,0 – 2,0 и зависят от относительного градиента напряжений \bar{G} и предела текучести σ_T материала элемента силовой конструкции. Для определения коэффициента n обычно используется эмпирическая зависимость [25]:

$$n = 1 + \sqrt{\bar{G}} \cdot 10^{\left(0,33 + \frac{\sigma_T}{712}\right)}, \quad (2.8)$$

в которой величина \bar{G} имеет размерность мм^{-1} , σ_T имеет размерность МПа.

Следует отметить, что для материалов, диаграмма σ - ε которых не имеет площадки текучести, вместо σ_T допускается принимать значение условного предела текучести $\sigma_{0,2}$.

Для определения относительного градиента напряжений можно использовать следующую приближенную зависимость [25]:

$$\bar{G} = \frac{2,3}{\rho}, \quad (2.9)$$

где ρ - радиус сопряжения в месте концентрации напряжений в мм.

Значение теоретического коэффициента концентрации напряжений α_σ предлагается определять расчётным путём, основываясь на результатах расчёта местного НДС элемента конструкции авиационного изделия, полученных с помощью МКЭ. Максимальное эквивалентное значение локального напряжения σ_{\max} определяют непосредственно из эпюры распределения эквивалентных напряжений. Номинальное значение эквивалентного напряжения σ_H , т.е. напряжения без учета концентрации, определяется одним из следующих способов: по эпюре распределения эквивалентных напряжений на удалении от концентратора (в области, где поле напряжений становится регулярным) или из расчета эквивалентного напряжения по аналитическим зависимостям, т.е. по формулам сопротивления материалов. Далее производится расчет значения теоретического коэффициента концентрации напряжений по соотношению:

$$\alpha_\sigma = \frac{\sigma_{\max}}{\sigma_H}. \quad (2.10)$$

Значение коэффициента влияния абсолютных размеров поперечного сечения определяется по формуле:

$$K_{d\sigma} = \frac{\sigma_R^{(P)}}{\sigma_R}, \quad (2.11)$$

где $\sigma_R^{(P)}$ – предел выносливости при растяжении-сжатии.

Допускается приближенно принимать значения данного коэффициента равным $K_{d\sigma} = 0,8$ [25].

Коэффициент $K_{F\sigma}$, характеризующий снижение предела выносливости за счет шероховатости поверхности рассчитываемого элемента силовой конструкции, определяется по следующей зависимости [25]:

$$K_{F\sigma} = 1 - 0,22 \cdot \lg R_z \left(\lg \frac{\sigma_B}{20} - 1 \right), \quad (2.12)$$

где R_z – шероховатость поверхности в мкм; σ_B – предел прочности материала в МПа.

Коэффициенты влияния поверхностного упрочнения K_V и анизотропии K_A учитывают возможные эффекты повышения предела выносливости элементов конструкции авиационного изделия. В расчетах значения данных коэффициентов допускается принимать равными 1, что обеспечивает большой запас усталостной прочности оцениваемых элементов.

2.7. Оценка долговечности конструкции

Оценка долговечности авиационного изделия сводится к определению времени до момента образования усталостной трещины длиной $l_{обн}$ в материале конструкции вследствие внешнего воздействия. В большинстве случаев такая задача решается расчетно-экспериментальными методами, т.е. на основании экспериментальных данных по наработке конструкции до разрушения проводятся соответствующие вычисления. Исследования длительности образования усталостной трещины путём только испытаний образца изделия является не эффективным из-за высокой стоимости и длительности эксперимента.

Оценить наработку, соответствующую появлению в элементах конструкции авиационного изделия усталостной трещины, можно используя полуэмпирические модели накопления усталостных повреждений.

Проблема оценки усталостной долговечности при случайном нагружении до настоящего времени полностью не решена. Общий подход к ее решению состоит в том, чтобы провести анализ совокупного ущерба, основанный на экспериментальных данных по циклической долговечности при постоянной

амплитуде нагрузки. Наиболее широко используемой является гипотеза линейного суммирования усталостных повреждений. Эта гипотеза удобна для прогнозирования усталостной долговечности при действии нагрузок с переменной амплитудой. Однако экспериментальные данные показывают, что усталостное повреждение зачастую имеет нелинейную зависимость от числа циклов нагружения, а также, что накопление усталостных повреждений зависит не только от числа циклов, но и от уровней амплитуды напряжений. Для оценки долговечности авиационных изделий рекомендуется использовать гипотезу линейного суммирования, с дальнейшей ее корректировкой путем введения корректирующего коэффициента a_3 [35]. Данный выбор объясняется тем, что использование линейной гипотезы требует сравнительно небольшого набора исходных данных.

Линейная гипотеза суммирования усталостных повреждений основана на том, что существует скалярная мера повреждения элемента конструкции, зависящая от времени – $\xi(t)$, принимающая значения в диапазоне от 0 до 1. Считается, что при $\xi = 0$ в конструкции отсутствуют какие-либо повреждения, а значение $\xi = 1$ соответствует предельному уровню повреждений, означающему появление в элементе усталостной макроскопической трещины обнаруживаемого размера $l_{обн}$.

Усталостное повреждение в элементе конструкции при регулярном циклическом нагружении с заданным значением амплитуды напряжения σ определяется как:

$$\xi = \sum \frac{n}{N}, \quad (2.13)$$

где n - число действующих циклов нагружения; N - число циклов до появления трещины.

По гипотезе линейного суммирования усталостных повреждений для момента появления усталостной трещины в элементе конструкции авиационного изделия при воздействии на него эксплуатационных нагрузок с различными уровнями напряжения σ_i имеет место выражение:

$$\xi = \sum_{i=1}^p \frac{n_i}{N_i} = 1, \quad (2.14)$$

где p – количество уровней напряжений, действующих в элементе конструкции авиационного изделия при заданном нагружении; n_i – заданное количество циклов с напряжением σ_i ; N_i – определяемое по кривой выносливости количество циклов с напряжением σ_i до появления в элементе конструкции изделия усталостной трещины обнаруживаемой длины.

Физический смысл линейной гипотезы состоит в том, что повреждение от n циклов нагружения равно сумме повреждений от каждого цикла:

$$\xi(n) = \sum_{i=1}^n \Delta \xi_i. \quad (2.15)$$

Для получения статистически состоятельных оценок долговечности и проверки гипотезы линейного суммирования повреждений проводились испытания для большого количества образцов с последующей статистической обработкой результатов. Образцы подвергались различным видам нерегулярного нагружения: случайному, бигармоническому, блочному [58].

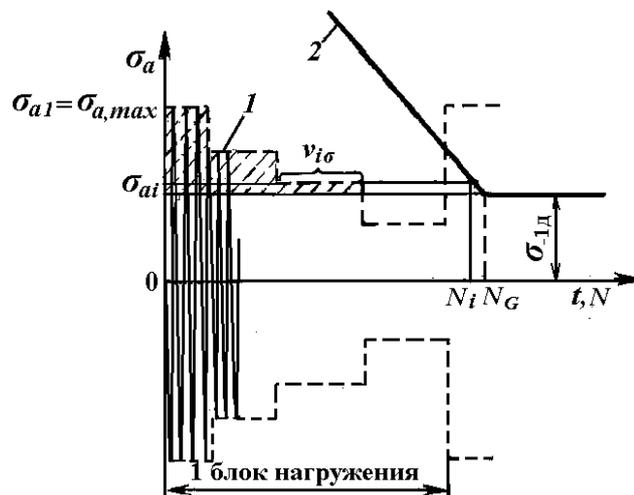


Рис. 2.7 Блок нагружения

Блок нагружения состоит из r ступеней нагружения, каждой из которых соответствует число циклов $v_{i,\sigma}$ с амплитудой напряжения $\sigma_{a,i}$. Если в течение

наработки образца до разрушения реализуется η блоков, то число повторений циклов с амплитудой $\sigma_{a,i}$ будет $n_i = \eta v_{i,\sigma}$.

Испытания образцов до усталостного разрушения были проведены для каждой амплитуды напряжения блочного нагружения $\sigma_{a,i}$. Испытания стандартных образцов могут давать разброс значений долговечности до 2-3 порядков. Чтобы уменьшить разброс данных проводились испытания достаточно большого количества образцов (до 20 и более) на каждом уровне амплитуд $\sigma_{a,i}$ регулярного и блочного нагружения с последующим осреднением. Использование осредненных величин существенно уменьшает разброс результатов суммирования относительных долговечностей a_3 на каждом уровне амплитуд [35]:

$$\sum_{i=1}^r \frac{\bar{n}_i}{\bar{N}_i} = a_3. \quad (2.16)$$

В этом соотношении \bar{N}_i – средняя долговечность до разрушения при амплитуде $\sigma_{a,i}$ регулярного нагружения, \bar{n}_i – средняя наработка детали на уровне $\sigma_{a,i}$. Величины \bar{N}_i и \bar{n}_i измеряются в количестве циклов.

Экспериментальные данные показали, что линейная гипотеза даже после осреднения данных может давать ошибку в оценке долговечности в 5-10 раз, причем ошибку, в основном, не в запас долговечности. По линейной теории при разрушении образца правая часть соотношения (2.13) принимается равной 1. Полученные экспериментально значения правой части – a_3 – расположены в диапазоне $0,1 < a_3 < 1,5$. В частности, для алюминиевых сплавов при нормальной температуре медианное значение параметра $a_3 - Me[a_3] \approx 0,6$, а для титановых сплавов параметр $a_3 - Me[a_3] \approx 0,3$. Следовательно, при применении линейной гипотезы для оценки долговечности конструкции требуется ее корректировка.

Корректированное значение меры повреждения a_3 определяется на основании обработки результатов усталостных испытаний при блочном

нагружении. В случае отсутствия экспериментальных данных рекомендуется использовать расчетное значение меры повреждения a_p .

Для диаграммы усталости с одним наклонным участком (рис. 2.4) используется уравнение $\sum_{i=1}^r \frac{\bar{n}_i}{\bar{N}_i} = a_p$, в котором суммирование выполняется только для составляющих, соответствующих амплитудам напряжений регулярного симметричного цикла $\sigma_{a,i} \geq \sigma_{-1д}$. Параметр a_p вычисляется по формуле:

$$a_p = (\sigma_{a,max} \zeta - 0.5 \sigma_{-1д}) / (\sigma_{a,max} - 0.5 \sigma_{-1д}). \quad (2.17)$$

Здесь $\sigma_{a,max}$ - максимальное значение амплитуды напряжения в блоке; $\sigma_{-1д} = \sigma_{-1} / K$ - предел выносливости материала при симметричном цикле напряжений, пересчитанный на деталь; коэффициент $K \geq 1$ учитывает влияние масштаба, обработки, температуры, концентраторов напряжений и т.д. Коэффициент ζ равен:

$$\zeta = \sum_{i=1}^r \sigma_{a,i} \cdot t_i / \sigma_{a,max}; \quad t_i = v_{i,\sigma} / v_{\sigma}^*. \quad (2.18)$$

В соотношении (2.18) и далее $v_{i,\sigma}$ - число повторения амплитуд $\sigma_{a,i}$ в блоке нагружения, v_{σ}^* - суммарное число циклов в блоке, r - число ступеней напряжений в блоке. Значения $v_{i,\sigma}$ и v_{σ}^* определяются без учета циклов с амплитудами $\sigma_{a,i} < 0.5 \sigma_{-1д}$.

Если при расчете по формуле (2.17) получается $a_p < 0,1$, то принимается $a_p = 0,1$.

Для материалов, имеющих диаграмму усталости с двумя наклонными участками (рис. 2.5) также используется уравнение $\sum_{i=1}^r \frac{\bar{n}_i}{\bar{N}_i} = a_p$, в котором правая часть вычисляется по формуле:

$$a_p = \zeta = \sum_{i=1}^{r_1} \sigma_{a,i} \cdot t_i / \sigma_{a,max}, \quad (2.19)$$

Здесь суммирование выполняется для всех r_l циклов напряжений, так как неограниченный предел выносливости для таких материалов принимается равным нулю.

Если задано распределение амплитуд напряжений в виде непрерывной функции, то вместо сумм получаются соответствующие интегральные соотношения.

Количество циклов в блоке нагружения принимается равным количеству приведенных циклов за определенное число полетов или число часов полета. При проведении расчетов обычно рассматривается блок нагружения, соответствующий часу полета.

Медианное значение долговечности, т.е. соответствующее вероятности появления усталостной трещины 50%, в количестве часов полёта (блоков нагружения) с учетом введенных соотношений вычисляется по формуле [35]:

$$t_p = \frac{a_p N_G}{v_\sigma} \left[\frac{1}{\overline{\sigma}_{-1дN_G}^{m_1}} \sum_{(\overline{\sigma}_{a_i} \geq \overline{\sigma}_{-1дN_G})} \overline{\sigma}_{a_i}^{-m_1} t_i + \frac{1}{\overline{\sigma}_{-1дN_G}^{m_2}} \sum_{(\overline{\sigma}_{a_i} < \overline{\sigma}_{-1дN_G})} \overline{\sigma}_{a_i}^{-m_2} t_i \right]^{-1}. \quad (2.20)$$

Здесь $t_i = v_{i\sigma} / v_\sigma$ – относительное число повторения амплитуды σ_{a_i} ; v_σ – общее число циклов за час полета (в блоке); $\overline{\sigma}_{-1дN_G}$ – медианные значения пределов выносливости, соответствующие числу циклов N_G по кривой усталости, изображаемой в виде двух наклонных прямых в двойных логарифмических координатах; m_1 и m_2 – показатели степени наклона ветвей кривой усталости; $\overline{\sigma}_{a_i}$ – среднее значение амплитуды напряжений i -й ступени блока нагружения.

Глава 3. Динамическое состояние конструкции авиационного изделия при случайном пространственном кинематическом возбуждении

В главе представлены результаты моделирования динамического состояния конструкции авиационного изделия при воздействии случайного кинематического возбуждения по методике изложенной в Разделе 2.1.

Расчетные исследования проводятся для авиационного изделия, находящегося на внешней подвеске маневренного самолета. Конструкция изделия состоит из оболочки-обечайки с подкрепляющими элементами, двух узлов подвески (бугелей), габаритно-массового макета передних отсеков, моделирующего массу передней части изделия, и заполнителя, размещенного в задней части изделия (рис. 3.1). Через узлы подвески на конструкцию изделия передаются от носителя случайные кинематические нагрузки. Задний (по полету) узел обеспечивает жесткое закрепление изделия по всем направлениям, передний может свободно смещаться только в направлении продольной оси изделия.

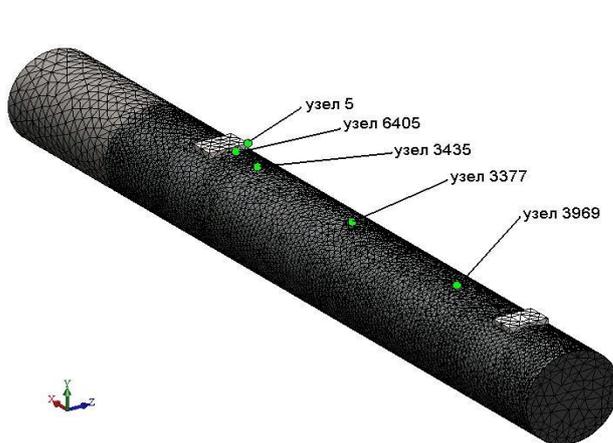


Рис. 3.1

Оболочечная модель изделия

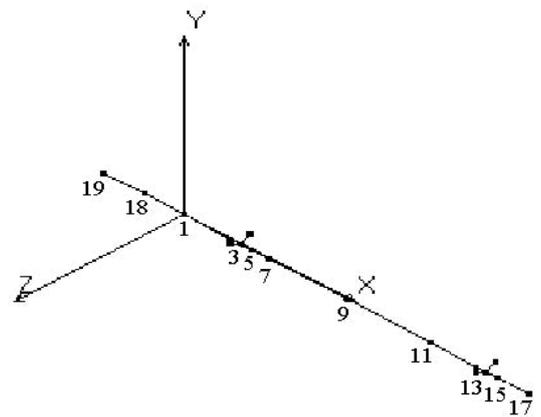


Рис. 3.2

Балочная модель изделия

Конечно-элементные модели с различными уровнями идеализации конструкции реального изделия разработаны в системе КЭ моделирования

SolidWorks. Основная модель сформирована в виде составной конструкции, состоящей из подкрепленной внутренними диафрагмами оболочки, содержащей распределенные не силовые агрегаты (оболочечная КЭМ, рис. 3.1).

Массивные части конструкции (габаритно-массовый макет передних отсеков, наполнитель и узлы подвески) моделируются объемными элементами SOLID. Модель содержит до 12268 элементов различной размерности и 21472 узлов. Количество элементов зависит от варианта оболочечной модели.

Помимо оболочечной модели разработана упрощенная КЭ модель в виде балки с кусочно-постоянными упругими и массовыми характеристиками (балочная КЭМ, рис. 3.2). Эта модель может быть использована для предварительной оценки параметров динамического состояния конструкции.

3.1. Анализ собственных форм и частот конструкции

На первом этапе расчетных исследований определяются собственные формы и частоты колебаний конструкции. Некоторые собственные формы и соответствующие значения частот, полученные с использованием оболочечной КЭМ конструкции, показаны на рис. 3.3 – 3.5. Видно, что колебания сочетают формы характерные как для оболочки, так и балочные формы,

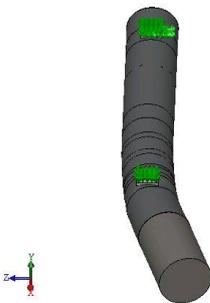


Рис. 3.3
Форма 1



Рис. 3.4
Форма 2



Рис. 3.5
Форма 4

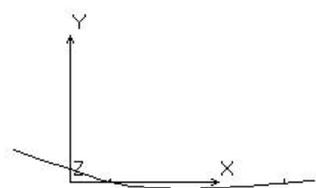
при которых контур оболочки не деформируется. Две низшие частоты соответствуют преимущественно балочным изгибным формам колебаний (рис. 3.3, 3.4). Более высокие частоты соответствуют сочетанию и оболочечных и балочных форм изгиба и кручения (рис. 3.5), либо преимущественно оболочечным формам.

Значения частот колебаний, соответствующих собственным формам, оболочечной КЭМ конструкции представлены в таблице 3.1.

Таблица 3.1

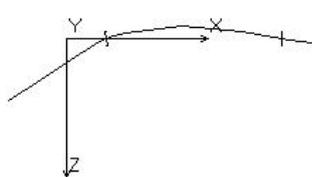
1 форма	2 форма	3 форма	4 форма	5 форма	6 форма
30,2 Гц	35,1 Гц	141,3 Гц	145,8 Гц	203,1 Гц	262,0 Гц

Для сравнения на рис. 3.6 – 3.9 приведены собственные формы и соответствующие значения частот, полученные для балочной КЭМ конструкции.



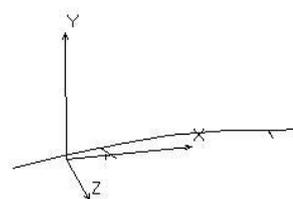
Форма 1;
частота 35,38 Гц

Рис. 3.6



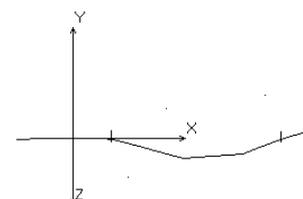
Форма 2;
частота 36,16 Гц

Рис. 3.7



Форма 3;
частота 83,43 Гц

Рис. 3.8



Форма 5;
частота 157,0 Гц

Рис. 3.9

Видно, что две первые собственные формы балочной и оболочечной КЭМ (рис. 3.6, 3.7 и 3.3, 3.4) имеют между собой хорошее соответствие. Третья собственная форма (рис. 3.8) сочетает деформации изгиба и кручения. Пятая форма (рис. 3.9) является преимущественно изгибной и имеет хорошее соответствие с четвертой собственной формой (рис. 3.5) оболочечной КЭМ по характеру деформирования и значению частоты.

3.2. Характеристики виброускорений конструкции авиационного изделия

Расчетные исследования динамического состояние изделия выполнены для случаев нагружения, при которых колебания конструкции вызываются кинематическим возбуждением в узлах подвески на носителе в форме стационарного случайного процесса ускорения с заданной спектральной плотностью. Вероятностными характеристиками внешних нагрузок являются спектральные плотности кинематического возбуждения в узлах крепления изделия к носителю. Рассматриваются два вида спектральной плотности ускорения: модельная («белый» шум) (рис. 3.10) и спектральная плотность, соответствующая реальным условиям эксплуатации изделия совместно с носителем (рис. 3.11) и задаются составляющие спектральной плотности по осям изделия. Особенность задания зависимости спектральной плотности ускорения от частоты в системе SolidWorks в том, что одному значению частоты f должно соответствовать только одно значение спектральной плотности $S_y(f)$. При этом учитывается влияние постоянной гравитационной нагрузки на колебания конструкции.

Для реализации алгоритмов модального анализа для случайных процессов предварительно задается количество учитываемых в разложении собственных форм равное количеству собственных форм в частотном диапазоне случайного внешнего воздействия. Далее, путем последовательного увеличения количества учитываемых собственных форм, подтверждается корректность результатов моделирования (вероятностных характеристик ускорений и напряжений).

При моделировании динамического состояния изделия с использованием оболочечной модели учитывалось 10 собственных форм, высшая из которых имеет частоту 418,5 Гц. Помимо этого оценивалось влияние на результаты вычислений характеристик КЭ сетки, параметров динамического анализа – интервала и шага по частоте, характеристик демпфирования.

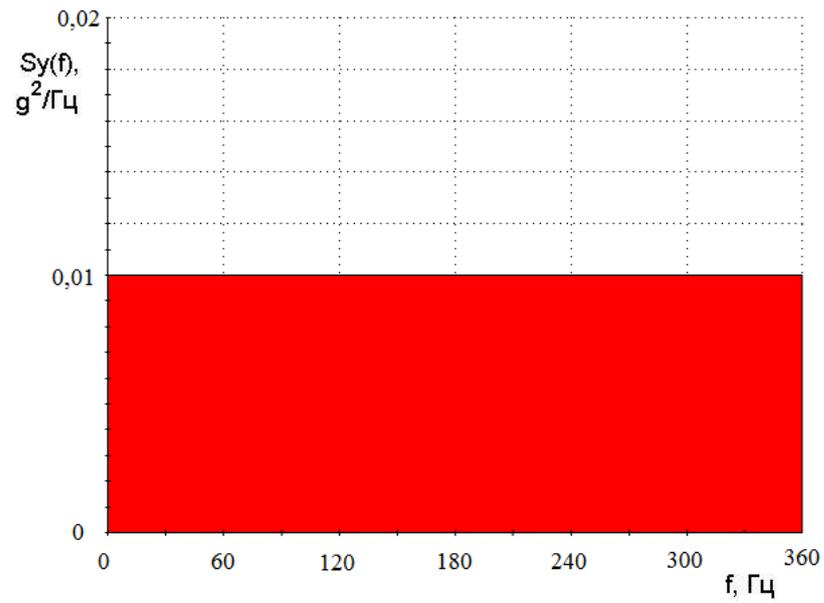


Рис. 3.10

Модельная спектральная плотность ускорения кинематического возбуждения («белый шум»)

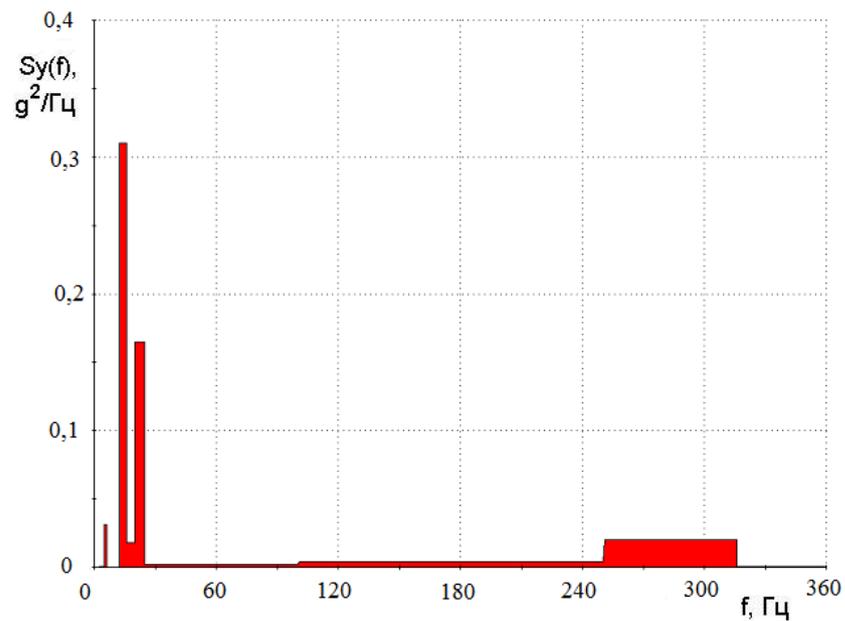


Рис. 3.11

Спектральная плотность ускорения кинематического возбуждения в эксплуатации

Результаты вычислений спектральных характеристик динамического состояния в различных точках конструкции изделия, расположенных на образующей цилиндрического корпуса, представлены на рис. 3.12 – 3.20.

Характеристики соответствуют узлам КЭМ, показанным на рис. 3.1: вблизи переднего по полету узла подвески при $X = 398$ мм и 418 мм (узлы 5 и 6405 соответственно), в средней зоне при $X = 1018$ мм (узел 3377) и в промежуточных зонах при $x = 530$ мм и 1570 мм (узлы 3435 и 3969 соответственно).

На рис. 3.12, 3.13 представлены спектральные плотности ускорений по направлению осей Y и X в узлах модели при кинематическом возбуждении изделия по оси Y «белым» шумом со значением спектральной плотности ускорения $0.01 \text{ г}^2/\text{Гц}$ в диапазоне частот (0 - 360) Гц.

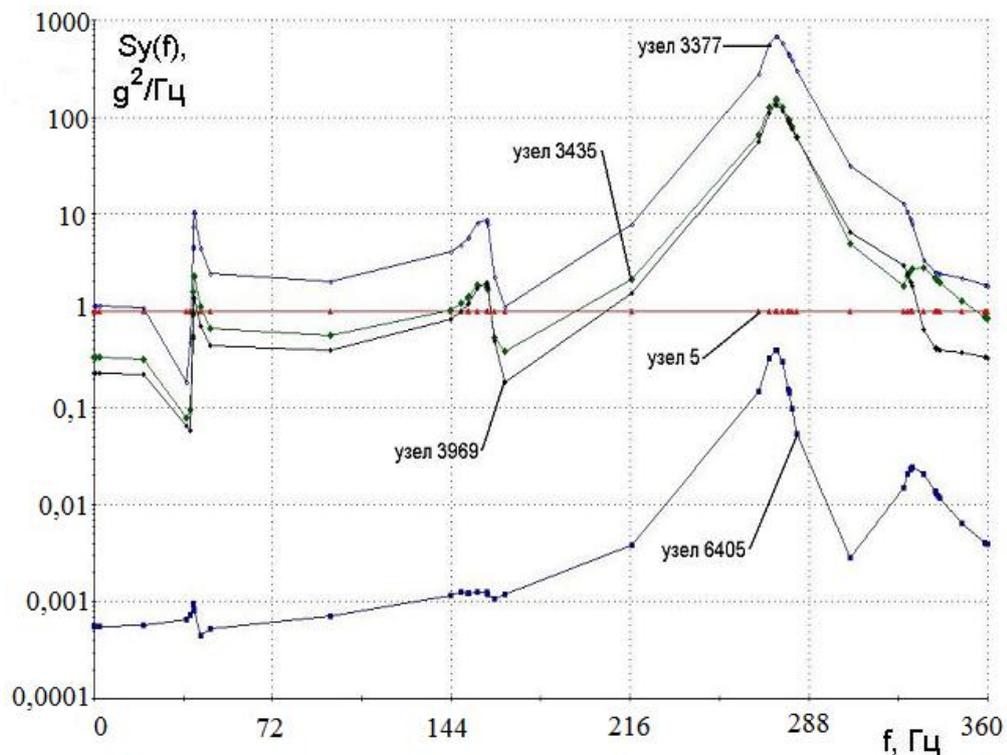


Рис. 3.12

Спектральные плотности ускорения по оси Y
(оболочечная модель, «белый» шум)

Видно, что наибольший уровень вибрации имеет место в средней зоне изделия (узел 3377). Среднеквадратическое значение ускорения здесь составляет $\approx 80 \text{ м/с}^2$. При возбуждении колебаний в направлении оси Y вследствие наличия продольных деформаций возникают составляющие колебаний в направлении оси X , но уровни вибрационного ускорения в

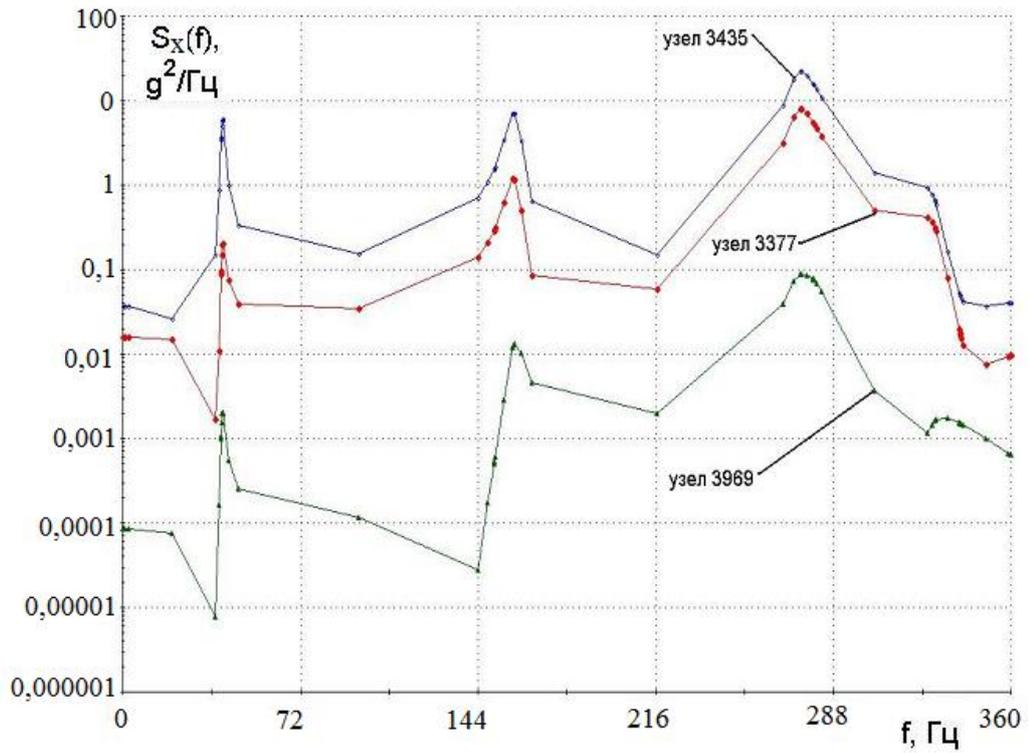


Рис. 3.13

Спектральные плотности ускорения по оси X
(оболочечная модель, «белый» шум)

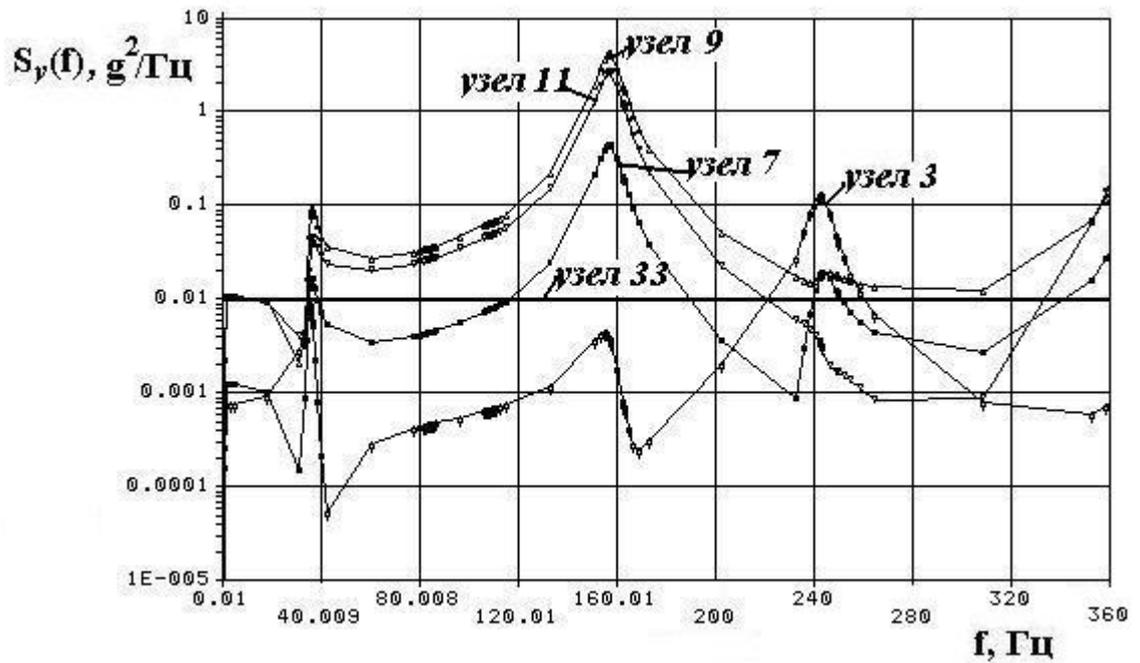


Рис. 3.14

Спектральные плотности ускорения по оси Y
(балочная модель, «белый» шум)

направлении оси X в целом существенно ниже, чем в направлении оси Y , и возрастают по мере удаления от заднего узла подвески.

Для сравнения на рис. 3.14 приведены спектральные плотности ускорения аналогичные спектральным плотностям, представленным на рис. 3.12 и полученные с использованием балочной модели изделия. Расположение узлов для этой модели показано на рис. 3.2. Переднему и заднему по полету узлам подвески здесь соответствуют узлы 3 и 13 КЭМ. Эти узлы соединены упругими связями с основанием (носителем), на котором задается кинематическое возбуждение. Узел 33 – один из узлов принадлежащих основанию. Между этими результатами имеется удовлетворительное соответствие по максимальным значениям спектральной плотности и распределению уровней ускорения в зависимости от координаты X .

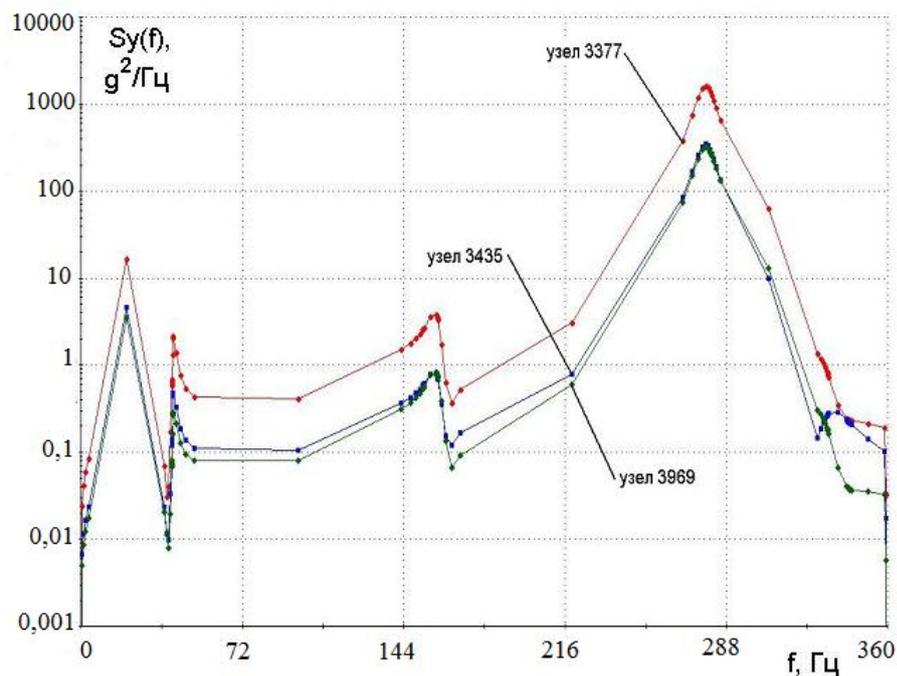


Рис. 3.15

Спектральные плотности ускорения по оси Y
(оболочечная модель, эксплуатационная вибрация)

На рис. 3.15 показаны спектральные плотности ускорения по направлению оси Y в узлах модели при возбуждении стационарным случайным процессом со спектральной плотностью ускорения, соответствующей условиям

эксплуатационного нагружения (рис. 3.11), и с дисперсией составляющей $\approx 450 \text{ м}^2/\text{с}^4$.

Для данных условий нагружения наибольшие значения уровней ускорения имеют место в средней зоне изделия (узел 3377). Максимальные значения дисперсии ускорения составляют $\approx 4200 \text{ м}^2/\text{с}^4$.

В качестве сравнения на рис. 3.16 приведены спектральные плотности ускорений аналогичные представленным на рис. 3.15 и полученные с использованием балочной модели изделия. Видно, что имеется удовлетворительное соответствие между этими результатами по максимальным значениям спектральной плотности, дисперсии и распределению уровней ускорения по координате X изделия.

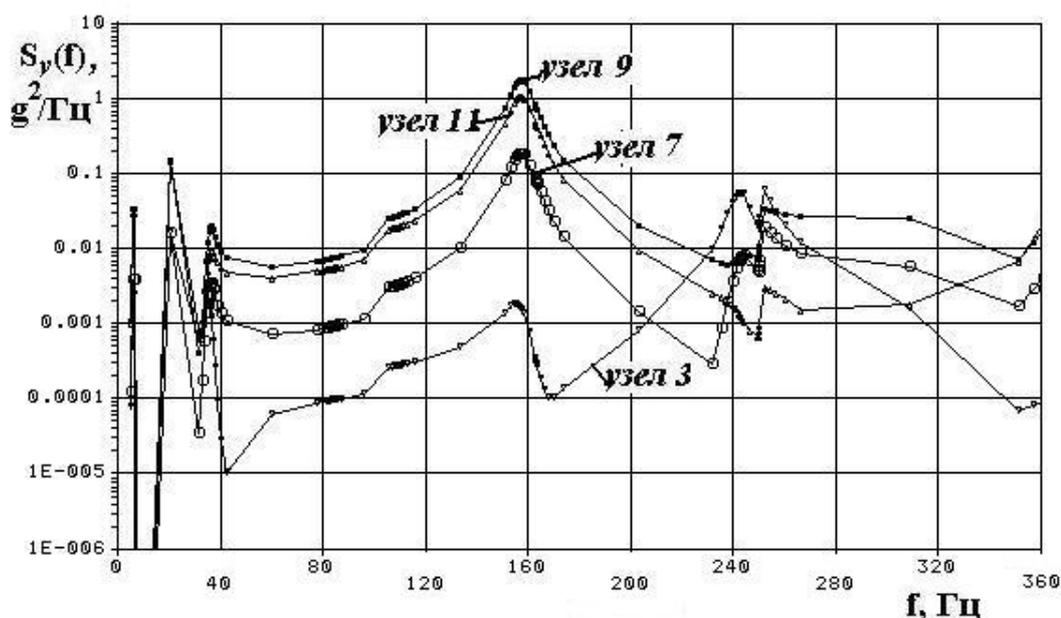


Рис. 3.16

Спектральные плотности ускорения по оси Y
(балочная модель, эксплуатационная вибрация)

Спектральные плотности ускорений по направлениям осей X и Y при возбуждении изделия стационарным случайным процессом со спектральной плотностью, соответствующей эксплуатационному нагружению (рис. 3.11), и с результирующей, направленной под углом 45° относительно осей X и Y, и

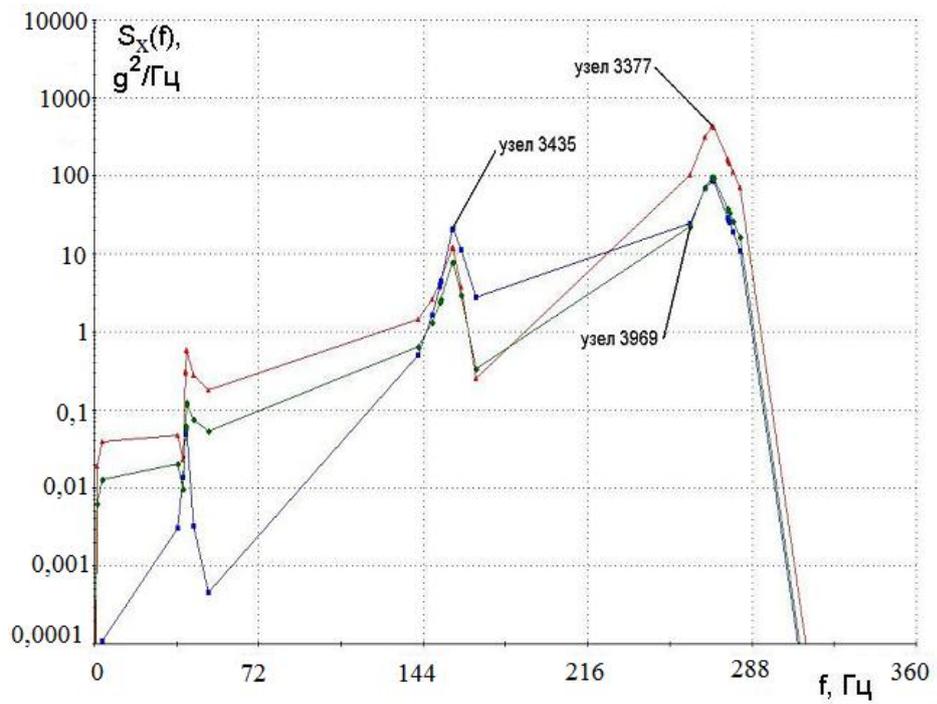


Рис. 3.17

Спектральные плотности ускорения по оси X
(оболочечная модель, двухкомпонентное возбуждение)

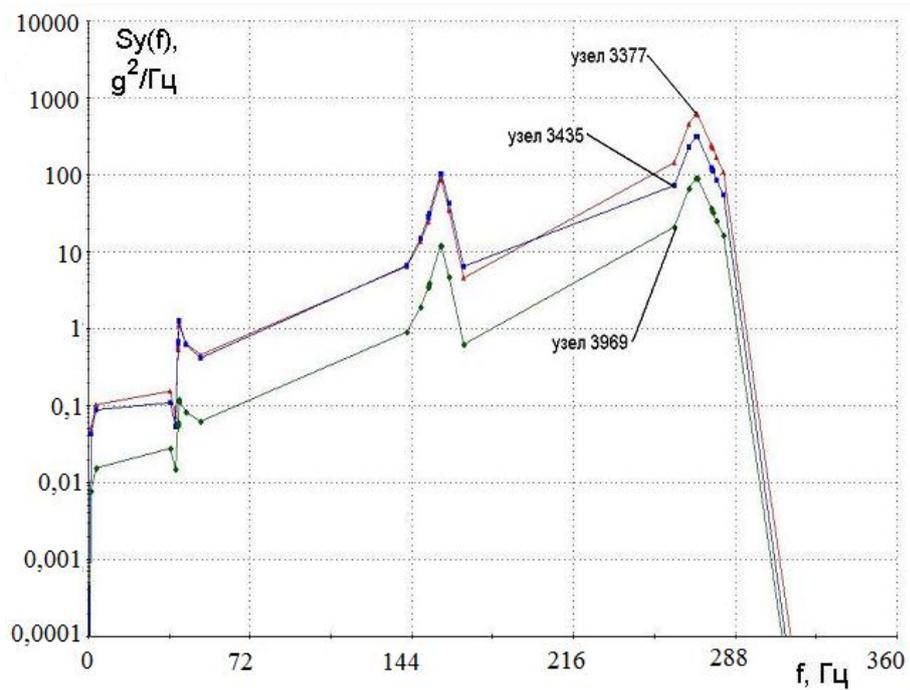


Рис. 3.18

Спектральные плотности ускорения по оси Y
(оболочечная модель, двухкомпонентное возбуждение)

лежащей в плоскости XOY , представлены на рис. 3.17 и 3.18. Этот случай соответствует условиям воспроизведения двухкомпонентного вибрационного нагружения в лабораторно-стендовых испытаниях.

Спектральные плотности ускорений a_x и a_y по направлениям осей X и Y соответственно для случая двухкомпонентного вибрационного нагружения, полученные с использованием балочной модели, помещены на рис. 3.19, 3.20.

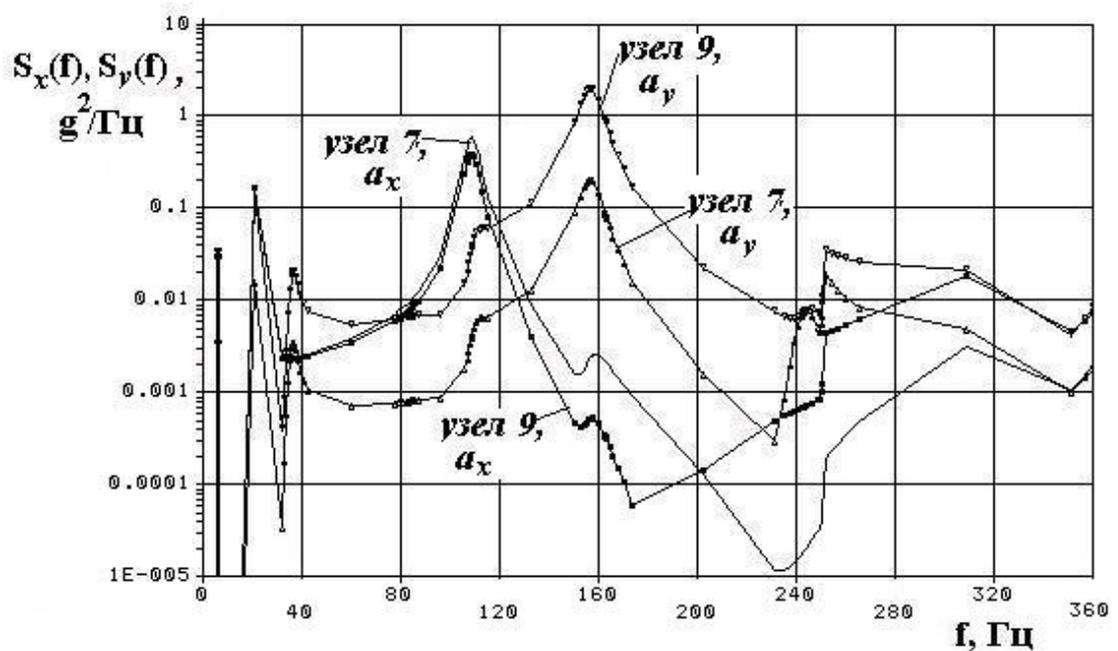


Рис. 3.19

Спектральные плотности ускорения по осям X и Y
(балочная модель, двухкомпонентное возбуждение, средняя зона)

Полученные для обеих моделей результаты показывают, что в этом случае, так же, как и при однокомпонентном нагружении в направлении оси Y , максимальные уровни виброускорения наблюдаются в средней зоне изделия (узел 3377 и узел 9). В то же время при одинаковых уровнях возбуждения по осям X и Y имеется существенное различие уровней составляющих вибрации по этим осям в различных зонах конструкции изделия. В средней зоне уровень вибрации в направлении оси Y существенно выше, чем в направлении оси X , а в зоне переднего узла подвески (узел 3 балочной КЭМ) основной вклад в результирующий уровень вибрации вносит составляющая по оси X . В

промежуточной зоне уровни составляющих вибрации по двум осям имеют одинаковый порядок.

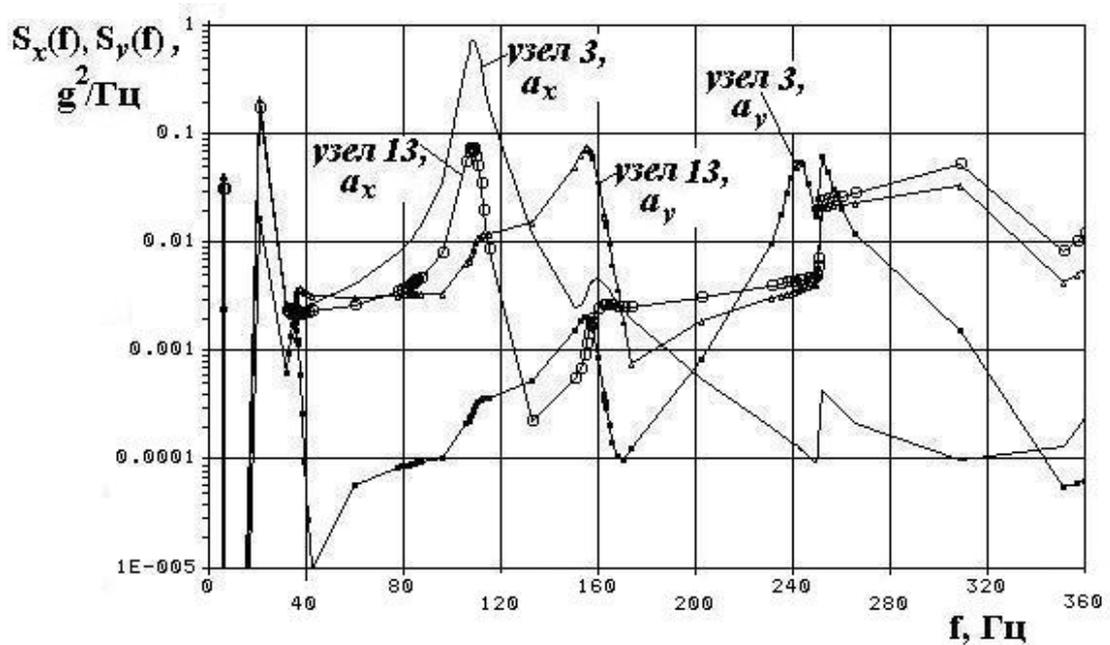


Рис. 3.20

Спектральные плотности ускорения по осям X и Y
(балочная модель, двухкомпонентное возбуждение, узлы подвески)

3.3. Сопоставление результатов численного моделирования и экспериментальных данных

Для оценки корректности методики моделирования и полученных результатов проведено их сопоставление с данными полунатурных экспериментальных исследований динамического состояния реальных изделий авиационной техники при действии случайного стационарного кинематического нагружения. Кинематическое нагружение в эксперименте создавалось путем задания случайного широкополосного процесса ускорения на бугелях изделия последовательно в направлении осей X и Y изделия. Режим нагружения устанавливался путем формирования спектральной плотности

ускорения с заданным распределением дисперсии в диапазоне $5 \div 300$ Гц и суммарной дисперсией $369 \text{ м}^2/\text{с}^4$ (СКО ускорения $19,2 \text{ м}/\text{с}^2$) [9]. График спектральной плотности ускорения кинематического нагружения приведен на рис. 3.21.

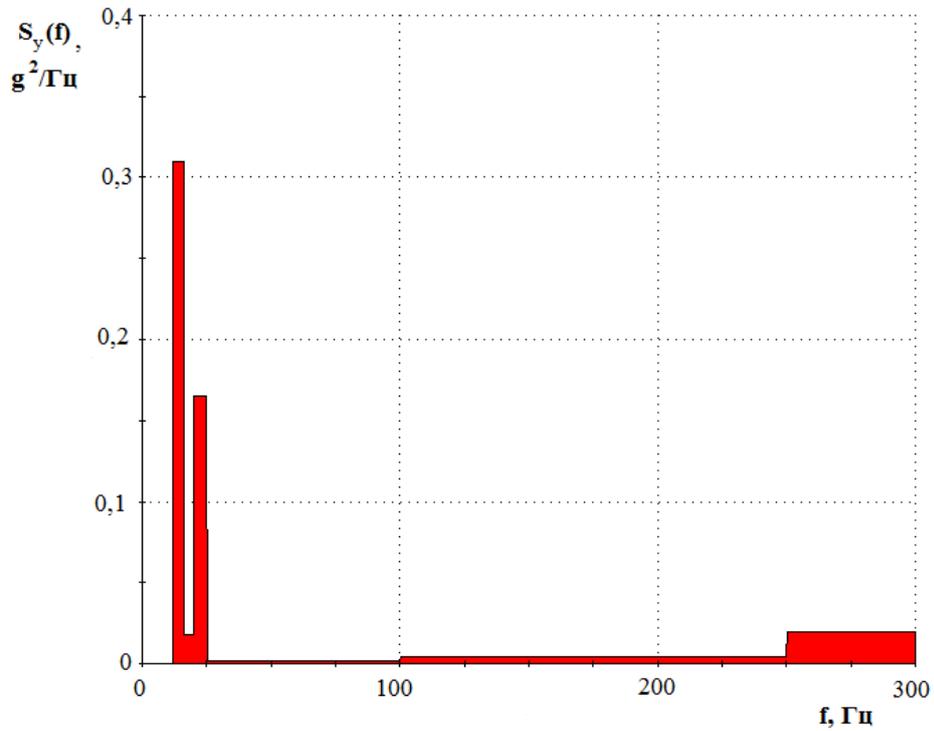


Рис. 3.21

Спектральная плотность ускорения кинематического возбуждения в эксперименте

Таблица 3.2

Координаты точек, мм	Номера точек и датчиков				
	Точка 1	Точка 2	Точка 3	Точка 4	Точка 5
	1, 2, 3	4, 5	6, 7, 8	9	10
X	352	1130	1750	1130	1130
Y	155	155	155	5,47	-155
Z	-3,1	-12,9	-7,07	155	-3,17

Измерения вибрационного ускорения проводились в отдельных зонах корпуса изделия по направлениям осей X, Y и Z. Координаты точек расположения датчиков ускорения в принятой системе координат приведены в таблице 3.2.

Расположение датчиков на конструкции проиллюстрировано на рис. 3.22. Здесь же указаны номера КЭ, соответствующие местам расположения датчиков.

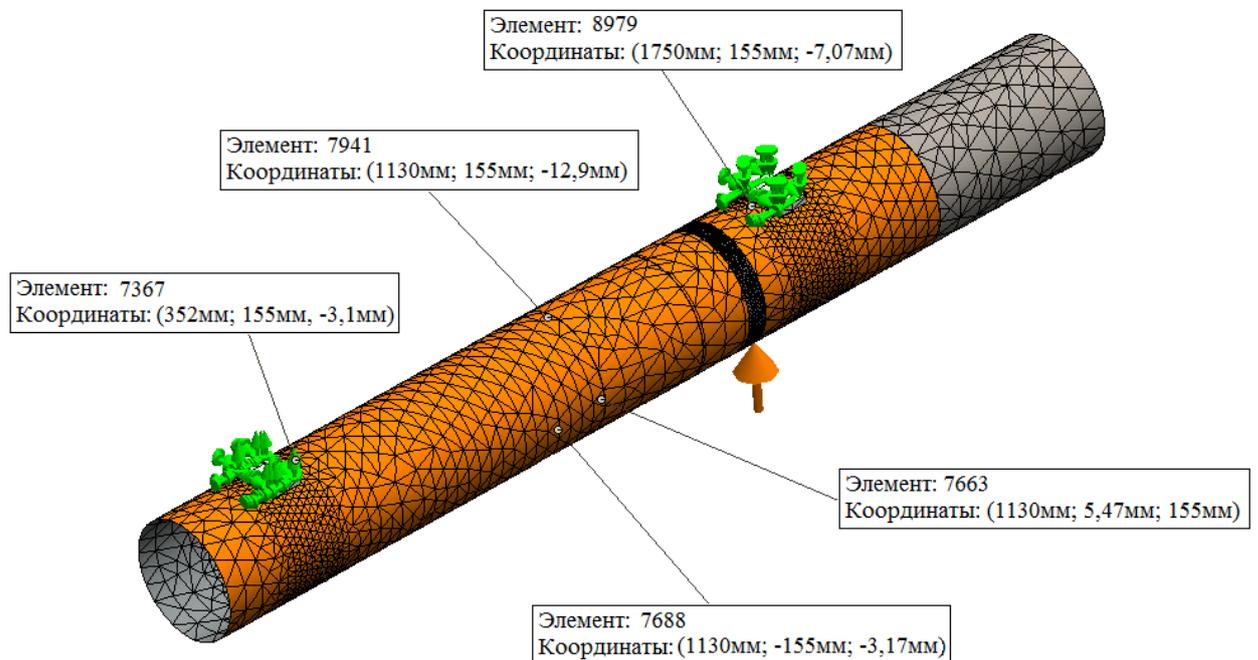


Рис. 3.22

Схема расположение датчиков на конструкции изделия

В результате обработки случайных процессов ускорения, зарегистрированных датчиками, получены спектральные плотности и среднеквадратические отклонения (СКО) составляющих ускорения в точках измерения.

Для сопоставления результатов эксперимента и численного моделирования построены спектральные плотности составляющих ускорения

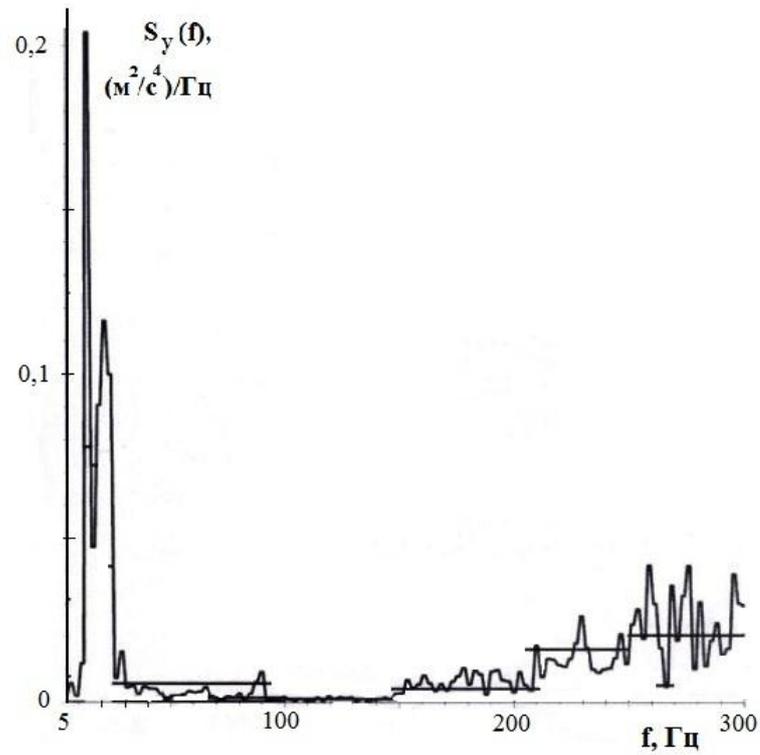


Рис. 3.23

Экспериментальная спектральная плотность составляющих ускорения по оси Y - $S_y(f)$ вблизи заднего бугеля (точка измерения 1)

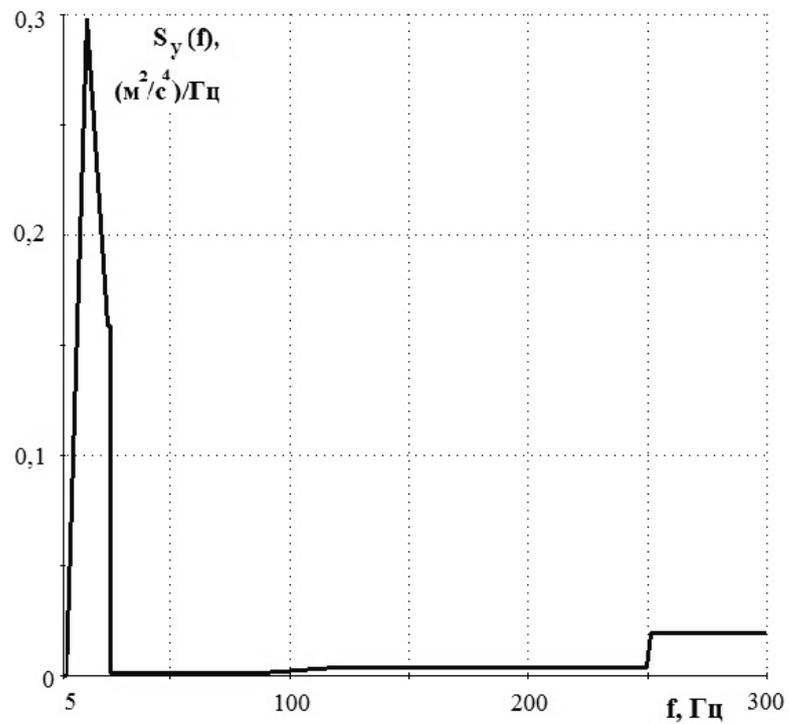


Рис. 3.24

Расчетная спектральная плотность составляющих ускорения по оси Y - $S_y(f)$ вблизи заднего бугеля (точка измерения 1)

для КЭ модели изделия при условиях нагружения принятых в эксперименте в узлах модели, соответствующих точкам расположения датчиков.

Экспериментальная и расчетная спектральные плотности составляющих ускорения по оси Y - $S_y(f)$ вблизи заднего бугеля (точка измерения 1) представлены на рис. 3.23 и 3.24 соответственно. Между этими зависимостями наблюдается удовлетворительное соответствие по характеру изменения и по суммарной дисперсии.

Однако в целом расчетные и соответствующие экспериментальные спектральные плотности составляющих ускорения имеют существенные различия по частотному составу. В качестве примера представлены экспериментальная (рис. 3.25) и расчетная (рис. 3.26) зависимости для

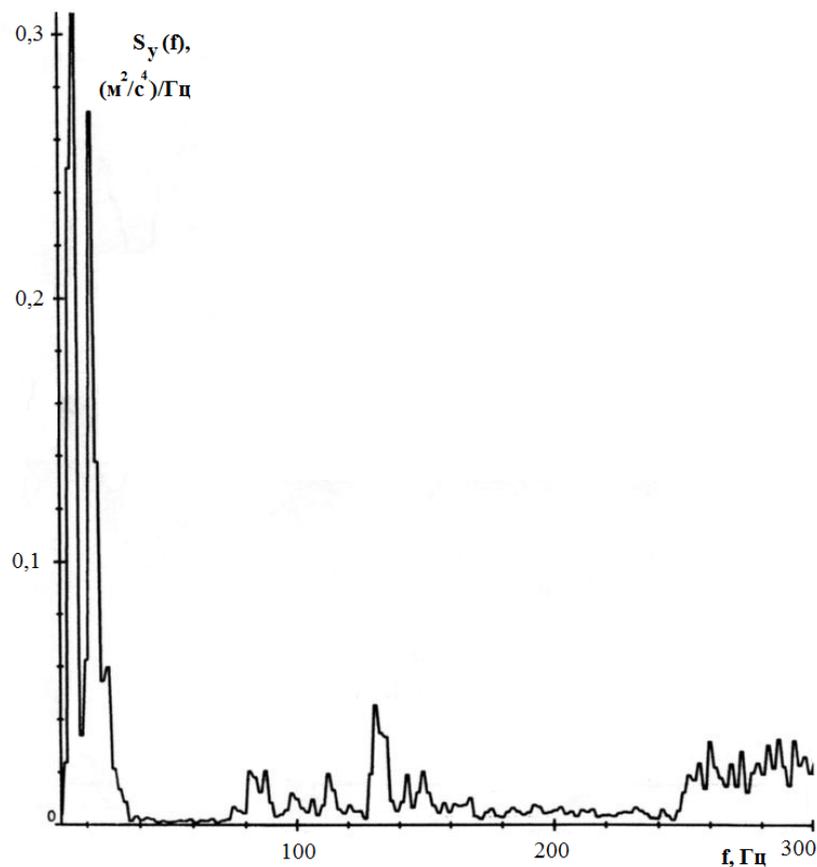


Рис. 3.25

Экспериментальная зависимость для спектральной плотности составляющей ускорения по оси Y - $S_y(f)$ при возбуждении вибрации в направлении оси Y

спектральных плотностей составляющих ускорения по оси Y – $S_y(f)$ при возбуждении вибрации в направлении оси Y для средней зоны конструкции. Такие различия обусловлены сильной зависимостью спектрального состава отклика в эксперименте от сравнительно малого изменения механических и геометрических параметров конструкции, условий закрепления и нагружения, а также от времени действия вибрации. Поэтому сопоставление результатов численного моделирования и данных эксперимента далее проводится

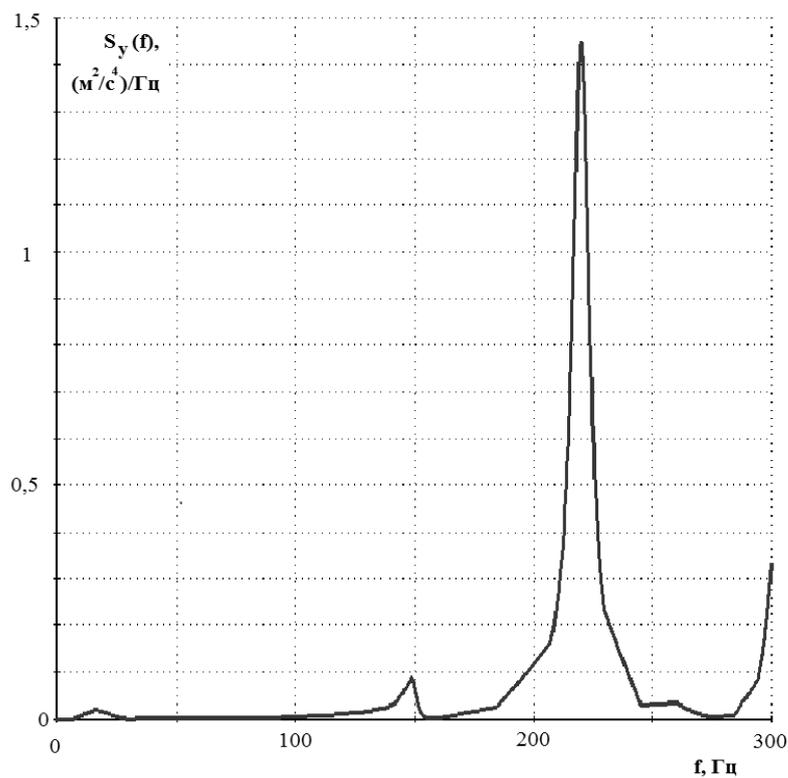


Рис. 3.26

Расчётная зависимость для спектральной плотности составляющей ускорения по оси Y – $S_y(f)$ при возбуждении вибрации в направлении оси Y

по интегральной характеристике случайных процессов ускорений – СКО ускорения в точках измерения.

Расчетные и экспериментальные значения СКО составляющих ускорения для точек конструкции изделия, в которых размещались датчики, представлены в таблицах и соответствуют случаям действия кинематического нагружения

последовательно в направлении оси X (таблица 3.3) и оси Y (таблица 3.4) изделия. Для экспериментальных значений СКО приведены диапазоны их изменения в процессе испытаний.

Из сопоставления данных видно, что наиболее существенное различие уровней имеет место для составляющих ускорения по оси Z. Относительно высокий уровень этих составляющих при испытаниях вызван наличием нелинейных связей в реальной конструкции, вызывающих появление значительных уровней вибрации в поперечном направлении при симметричном возбуждении в плоскости X0Y изделия.

Таблица 3.3

Направления составляющих ускорения и № № точек	X1	Y1	Y2	Z2	X3	Y3	Z4	Z5
	Значения СКО ускорения, m/c^2	Численное моделирование						
0,5		4,8	42,3	0,5	36,1	27,7	1,3	0,8
Эксперимент								
16,7-18,3		14,5-25,3	9,8-23,9	6,6-10,1	15,1-20,6	12,7-24,0	4,3-8,3	5,4-6,1

Таблица 3.4

Направления составляющих ускорения и № № точек	X1	Y1	Y2	Z2	X3	Y3	Z4	Z5
	Значения СКО ускорения, m/c^2	Численное моделирование						
0,5		19,2	48,1	1,2	8,5	42,7	1,1	1,1
Эксперимент								
6,20-6,9		17,0-21,0	14,1-16,7	5,50-8,80	4,8-7,4	36,3-47,6	5,7-7,6	5,6-7,8

В целом результаты моделирования имеют удовлетворительное соответствие с экспериментальными данными по уровням вибоускорения. Таким образом, разработанная методика моделирования вибродинамического состояния конструкции авиационных изделий при совместном полете с носителями позволяет получать адекватные оценки интегральных уровней вибрационного ускорения.

Глава 4. Исследование напряженного состояния конструкции авиационного изделия при случайных колебаниях

4.1. Моделирование напряженного состояния конструкции при случайном кинематическом возбуждении

В главе представлены результаты конечно-элементного моделирования напряженного состояния конструкции реального авиационного изделия при воздействии случайного кинематического возбуждения.

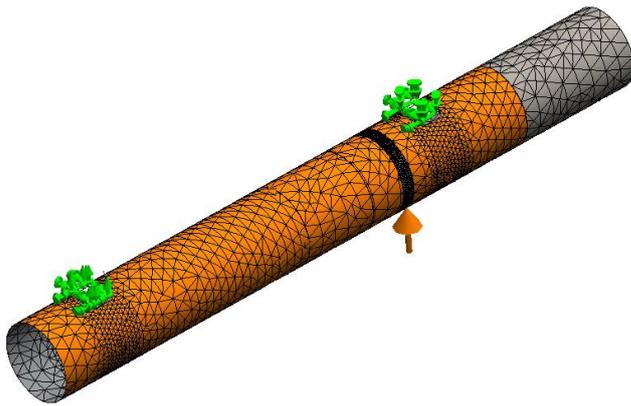


Рис. 4.1
КЭ модель авиационного
изделия

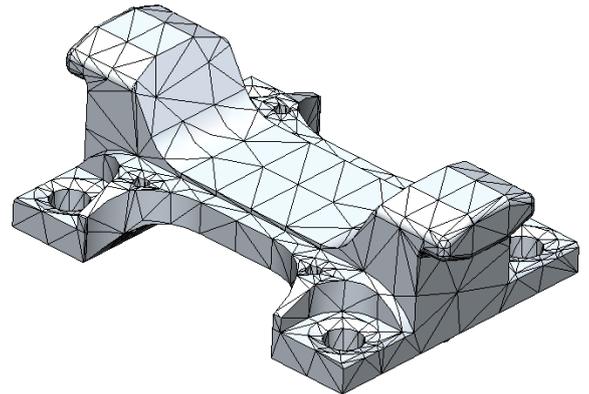


Рис. 4.2
КЭ модель узла крепления
изделия к ЛА

Расчетные исследования проводились с использованием методики, изложенной в Разделе 2.2., и разработанной оболочечной КЭМ конструкции изделия. Рассматривались случаи нагружения, при которых колебания конструкции вызываются кинематическим возбуждением в узлах подвески на носителе. Кинематическое возбуждение задано в форме стационарного случайного процесса ускорения с известными составляющими спектральной

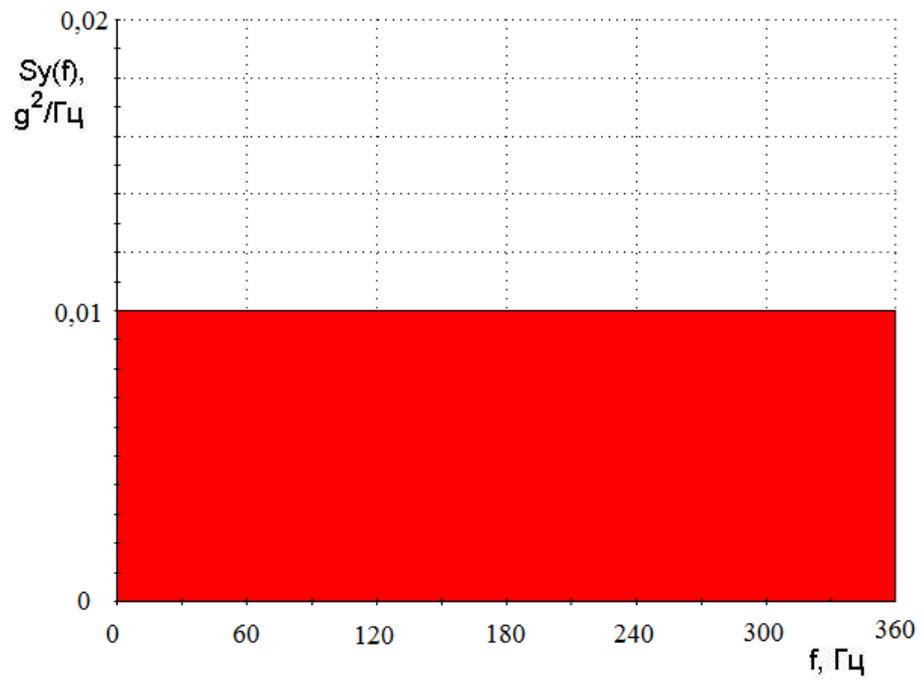


Рис. 4.3

Модельная спектральная плотность ускорения кинематического возбуждения («белый шум»)

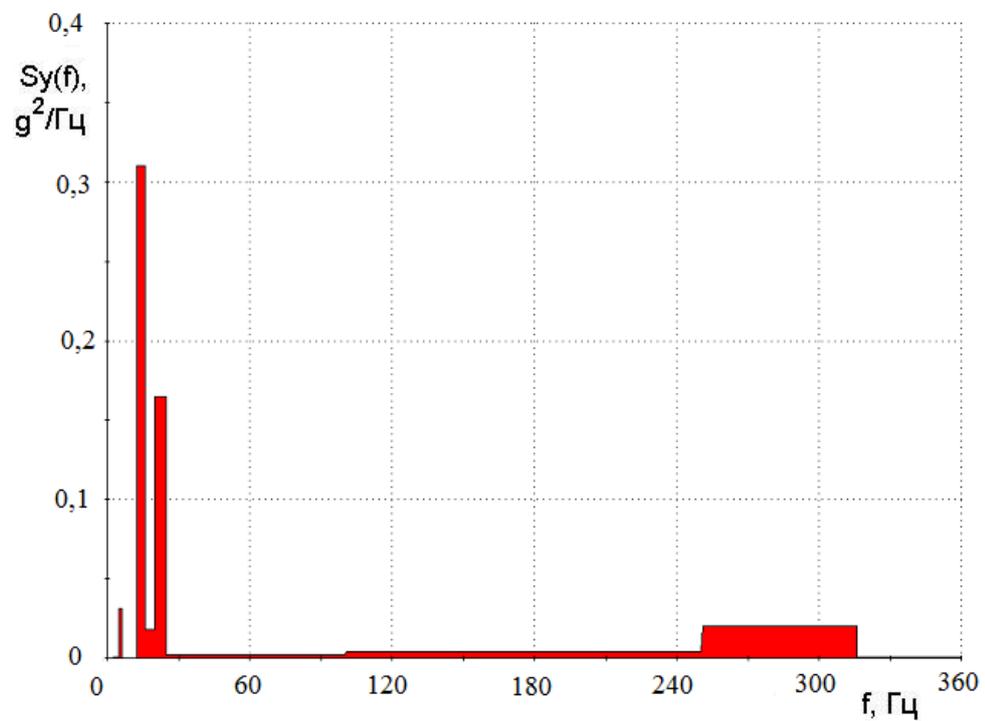


Рис. 4.4

Спектральная плотность ускорения кинематического возбуждения в эксплуатации

плотности в направлении осей изделия. Рассмотрены два вида спектральной плотности ускорения: модельная («белый» шум) (рис. 4.3) и спектральная плотность, соответствующая реальным условиям эксплуатации изделия совместно с носителем (рис. 4.4). При этом учитывается влияние постоянной гравитационной нагрузки на колебания конструкции.

На первом этапе исследований производится предварительная разбивка модели конструкции элементами SHELL (обечайка) и SOLID (подкрепляющие элементы, габаритно-массовый макет передних отсеков, наполнитель, узлы подвески) с характерным размером КЭ 50 мм. Далее выполняется расчет характеристик процессов напряжений в конструкции при возбуждении колебаний в узлах конструкции по оси Y случайным стационарным процессом ускорения в виде «белого шума» со спектральной плотностью ускорения $0.01 \text{ g}^2 / \text{Гц}$ в диапазоне частот (0 - 360) Гц. Аналогичные исследования проведены при возбуждении конструкции по оси Y случайным стационарным процессом со спектральной плотностью ускорения, которая соответствует реальным условиям эксплуатации изделия совместно с носителем. Полученные

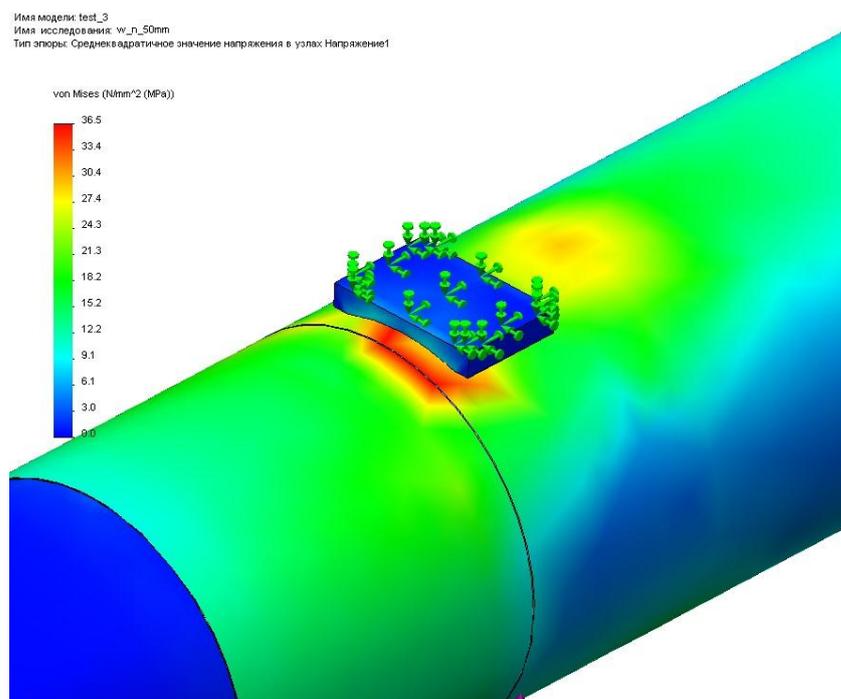


Рис. 4.5

Распределение напряжений в зоне переднего бугеля («белый шум»)

распределения среднеквадратических значений (СКЗ) эквивалентных напряжений при воздействии «белого шума» и эксплуатационной нагрузки представлены соответственно на рис. 4.5 и 4.6. В обоих случаях при анализе напряженного состояния учитываются составляющие напряжений, соответствующие первым 10 собственным формам.

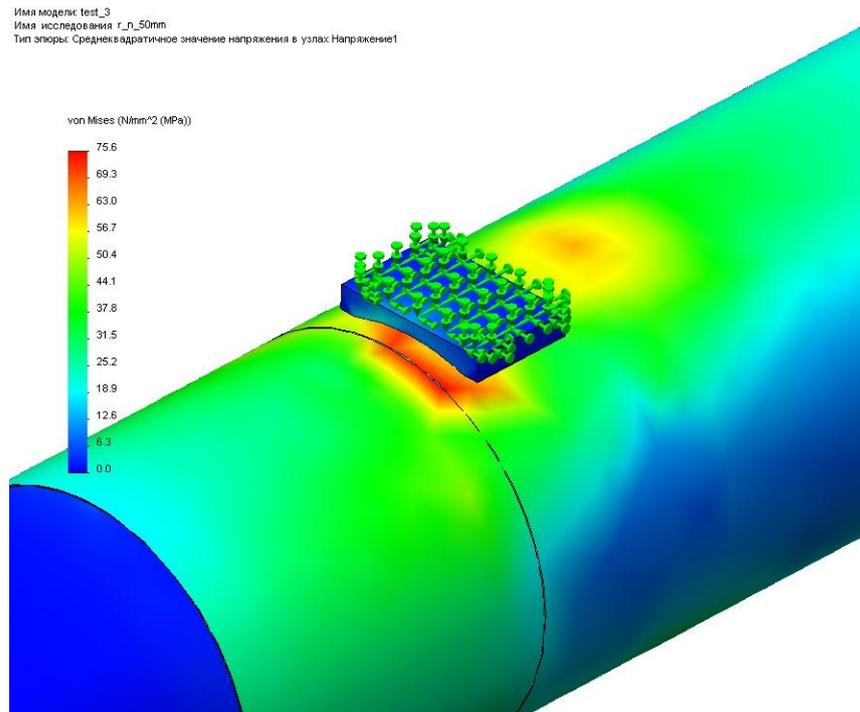


Рис. 4.6
Распределение напряжений в зоне переднего бугеля
(эксплуатационная вибрация)

Видно, что зоны наибольшей изменчивости напряжений располагаются вблизи переднего бугеля. Максимальные уровни среднеквадратических напряжений составляют: 36,5 МПа при возбуждении «белым шумом» (рис. 4.3) и 75,6 МПа при действии эксплуатационной вибрации со спектральной плотностью ускорения, показанной на рис. 4.4.

Далее путем вычислений напряжений при последовательном дроблении разбивки обоснован выбор характерного размера элементов зон обечайки, через которые передаются динамические нагрузки на изделие, и в которых наблюдается наибольшая изменчивость напряжений. Последовательно

проводилась разбивка этих зон элементами типа SHELL с характерными размерами 20 мм, 18 мм и 16 мм. На рис. 4.7 и 4.8 представлены разбивка части обечайки КЭ с характерными размерами КЭ 20 мм и 16 мм соответственно.

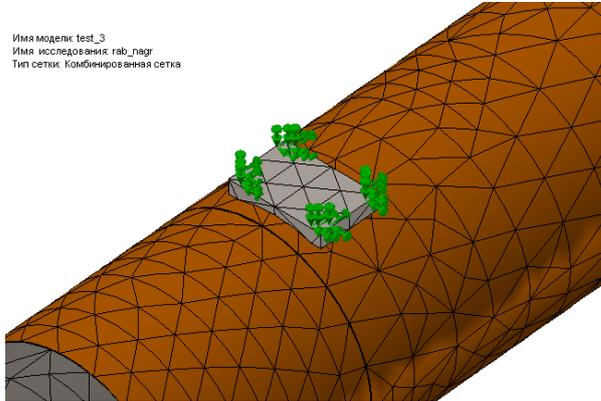


Рис. 4.7. Разбивка части обечайки КЭ с характерным размером 20 мм

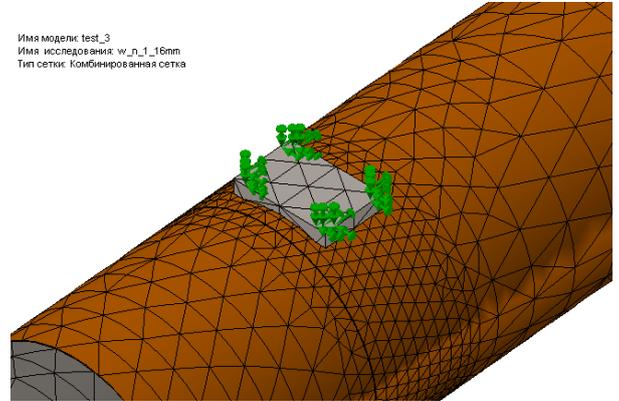


Рис. 4.8. Разбивка части обечайки КЭ с характерным размером 18 мм

Определены среднеквадратические значения (СКЗ) напряжений при действии вибрационного возбуждения типа «белый шум» и эксплуатационная вибрация. Максимальные значения СКЗ напряжений при нагружении

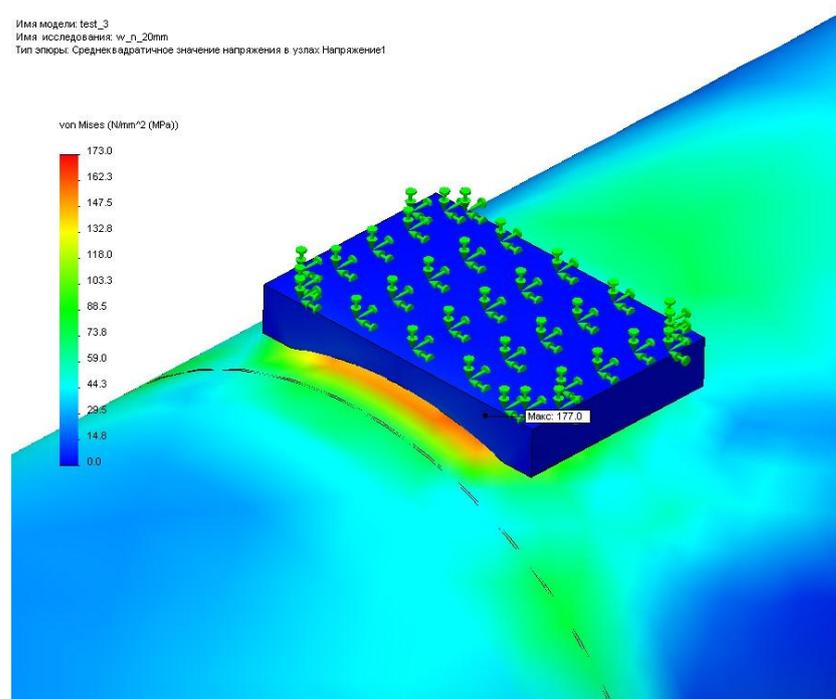


Рис. 4.9
Распределение СКЗ напряжений («белый шум», КЭ 20 мм)

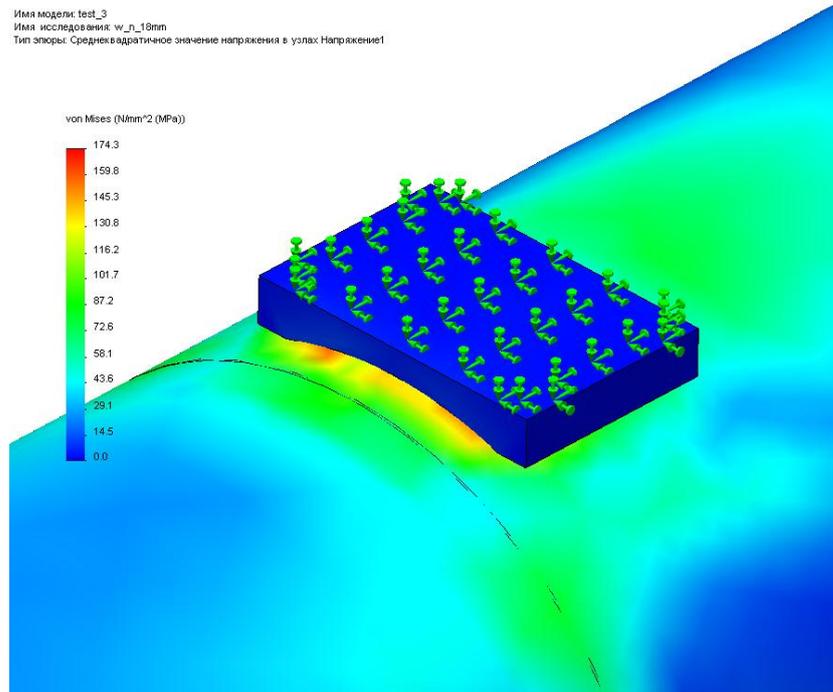


Рис. 4.10
Распределение СКЗ напряжений («белый шум», КЭ 18 мм)

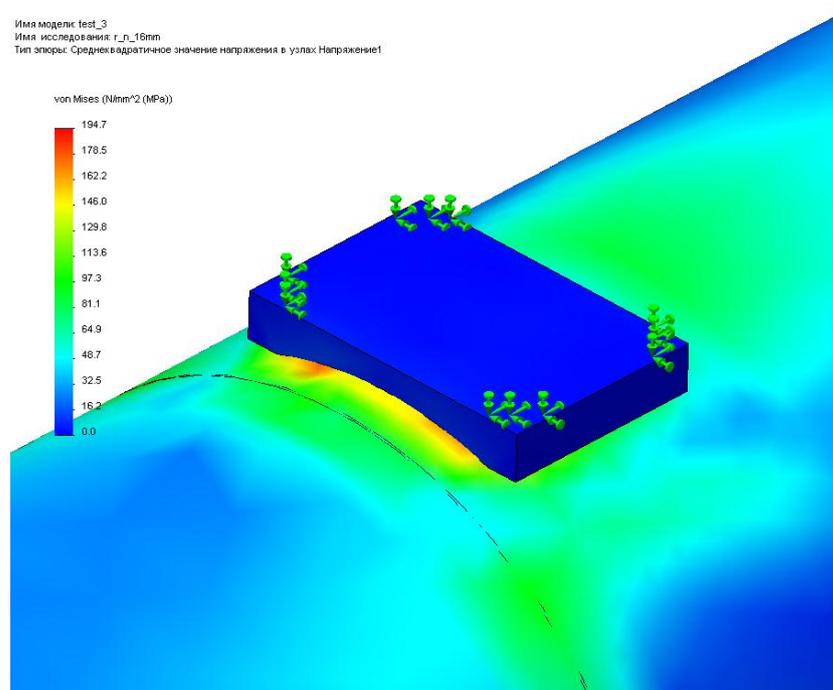


Рис. 4.11
Распределение СКЗ напряжений («белый шум», КЭ 16 мм)

конструкции «белым шумом» наблюдаются вблизи переднего бугеля и составляют: 173 МПа, 174,3 МПа, 175,8 МПа для разбивок с размерами

КЭ 20 мм, 18 мм и 16 мм соответственно (рис. 4.9 – 4.11).

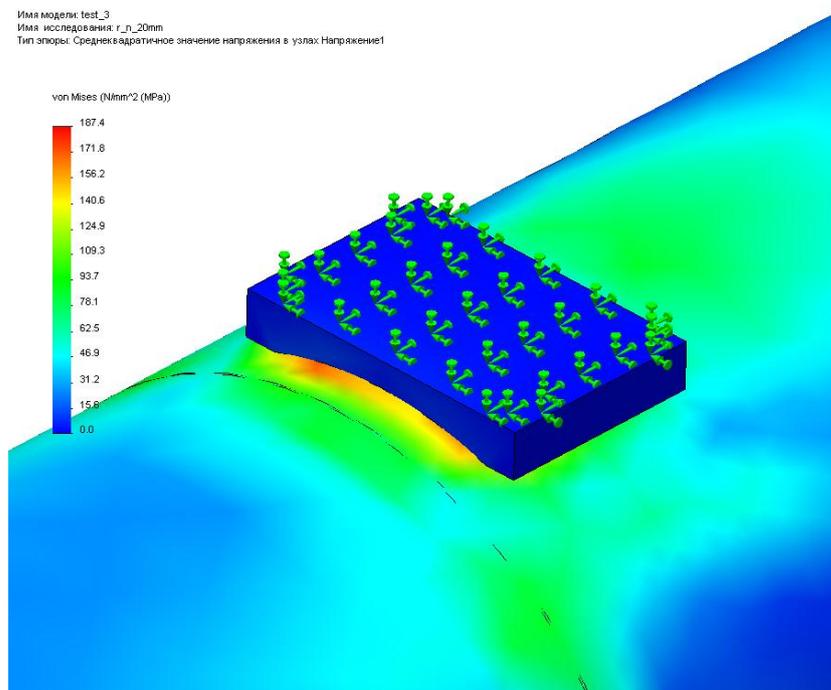


Рис. 4.12

Распределение СКЗ напряжений (эксплуатационная вибрация, КЭ 20 мм)

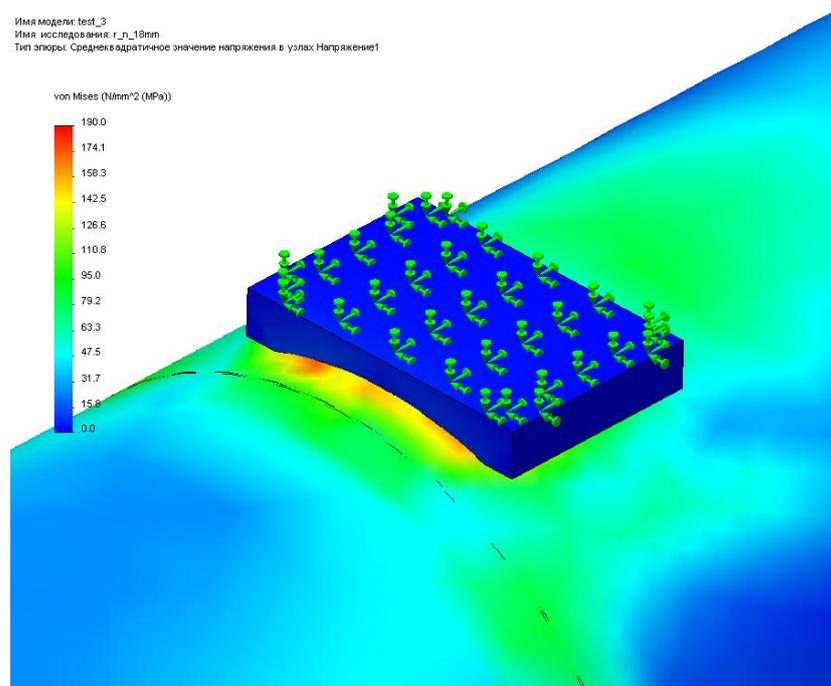


Рис. 4.13

Распределение СКЗ напряжений (эксплуатационная вибрация, КЭ 18 мм)

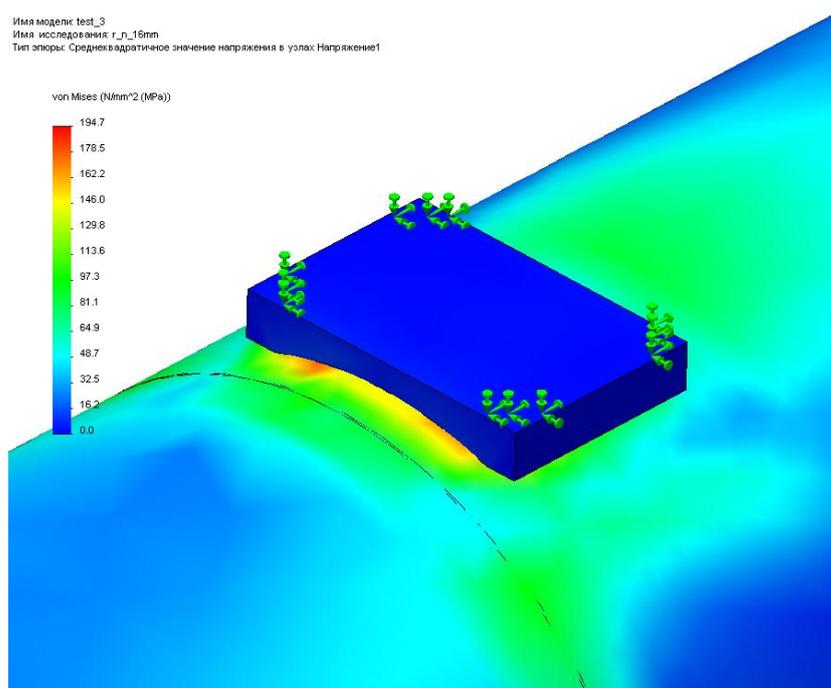


Рис. 4.14

Распределение СКЗ напряжений (эксплуатационная вибрация, КЭ 16 мм)

При возбуждении конструкции случайным стационарным процессом со спектральной плотностью ускорения, соответствующей полетной нагрузке, зоны максимальных среднеквадратических напряжений также располагаются вблизи переднего бугеля и их значения составляют 187,4 МПа, 190 МПа и 194,7 МПа соответственно для вариантов разбивок с размерами КЭ 20 мм, 18 мм и 16 мм (рис. 4.12 – 4.14). Такое расположение зон максимальных СКЗ напряжений объясняется близостью к ним массивной передней части изделия.

4.2. Результаты моделирования напряженного состояния

В результате расчетных исследований определены зависимости для спектральных плотностей напряжений $S_{\sigma}(f)$ и распределения дисперсии напряжений $D_{\sigma}(f)$ в различных точках конструкции при возбуждении конструкции случайными стационарными процессами. На рис. 4.15а,б и 4.16а,б

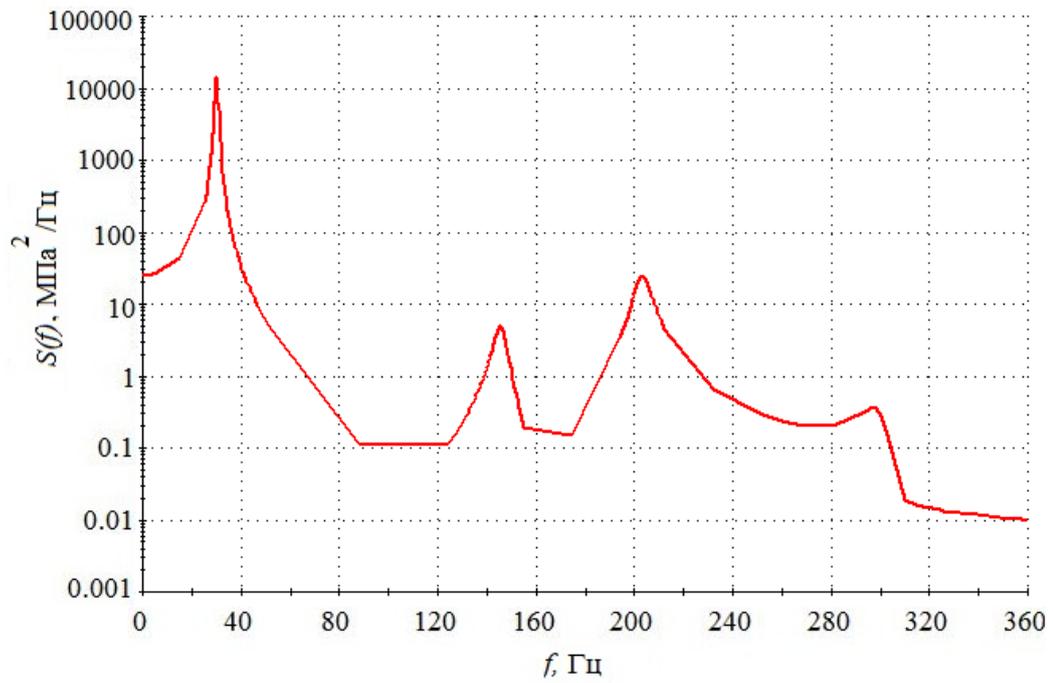


Рис. 4.15,а

Спектральная плотность напряжений для узла 18205 («белый шум»)

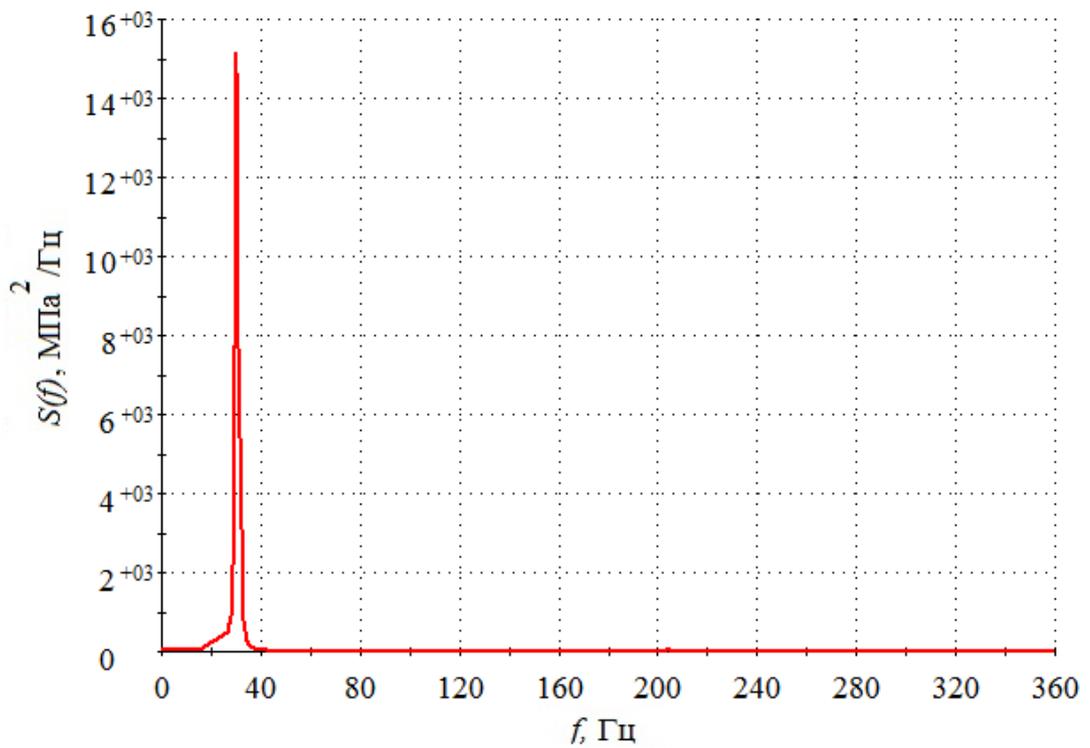


Рис. 4.15,б

Спектральная плотность напряжений для узла 18205
в линейном масштабе («белый шум»)

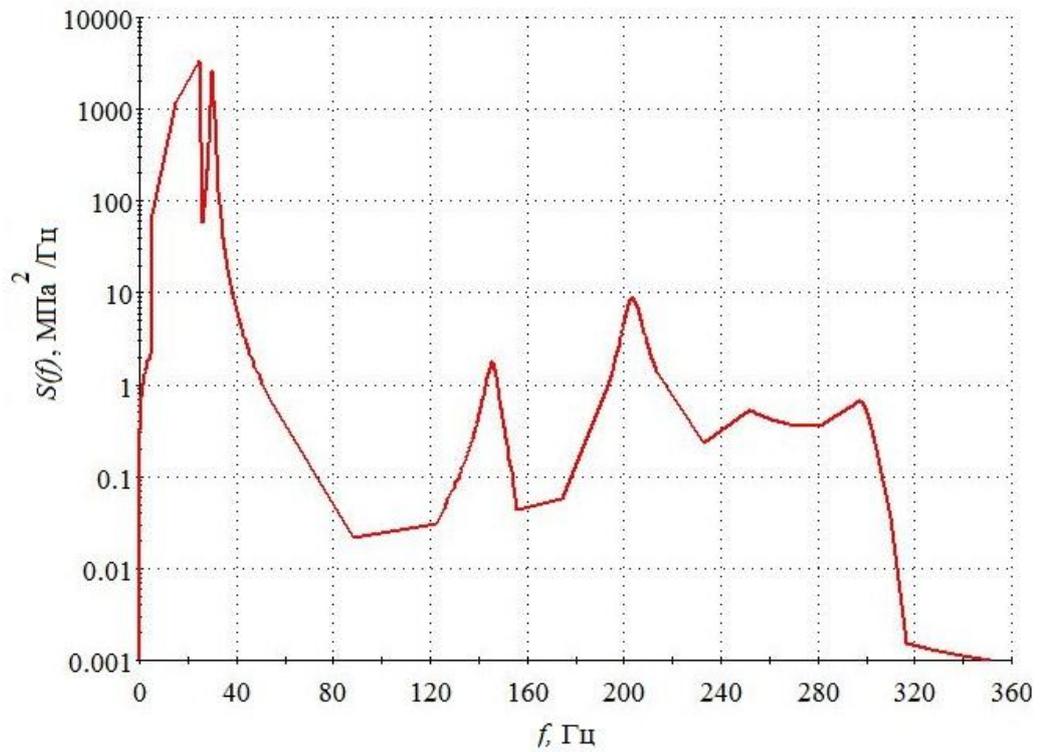


Рис. 4.16,а

Спектральная плотность напряжений для узла 18205
(эксплуатационная вибрация)

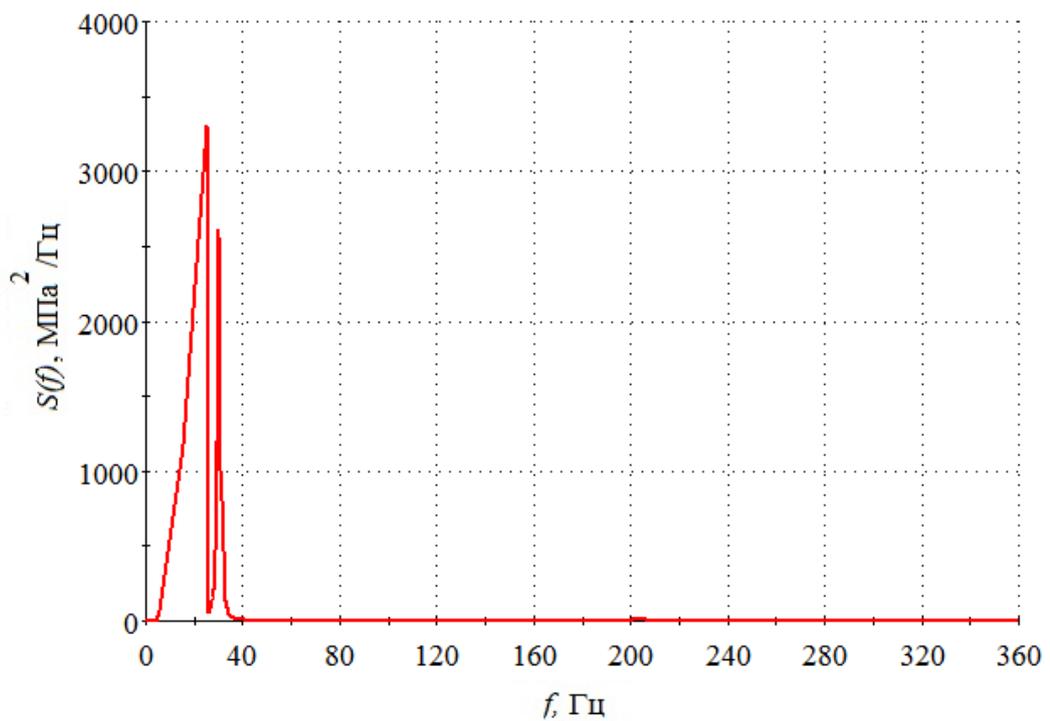


Рис. 4.16,б

Спектральная плотность напряжений для узла 18205
в линейном масштабе (эксплуатационная вибрация)

приведены графики спектральной плотности напряжений для узла 18205, расположенного вблизи переднего бугеля в зоне максимальной изменяемости напряжений. График на рис. 4.15,а соответствует случаю возбуждения конструкции изделия случайным процессом со спектральной плотностью ускорения в виде «белого шума», а на рис. 4.16,а - воздействию случайной вибрации со спектральной плотностью ускорения, показанной на рис. 4.3. На рисунках 4.15,б и 4.16,б приведены графики спектральной плотности напряжений в линейном масштабе, соответствующие двум случаям кинематического возбуждения.

Видно, что процесс напряжений является узкополосным. Резкое изменение спектральной плотности напряжений, соответствующее основным пикам на графиках $S_\alpha(f)$, наблюдается вблизи собственных частот: 34,8 Гц, 37,9 Гц, 143,2 Гц, 150,2 Гц (рис. 4.16,а,б).

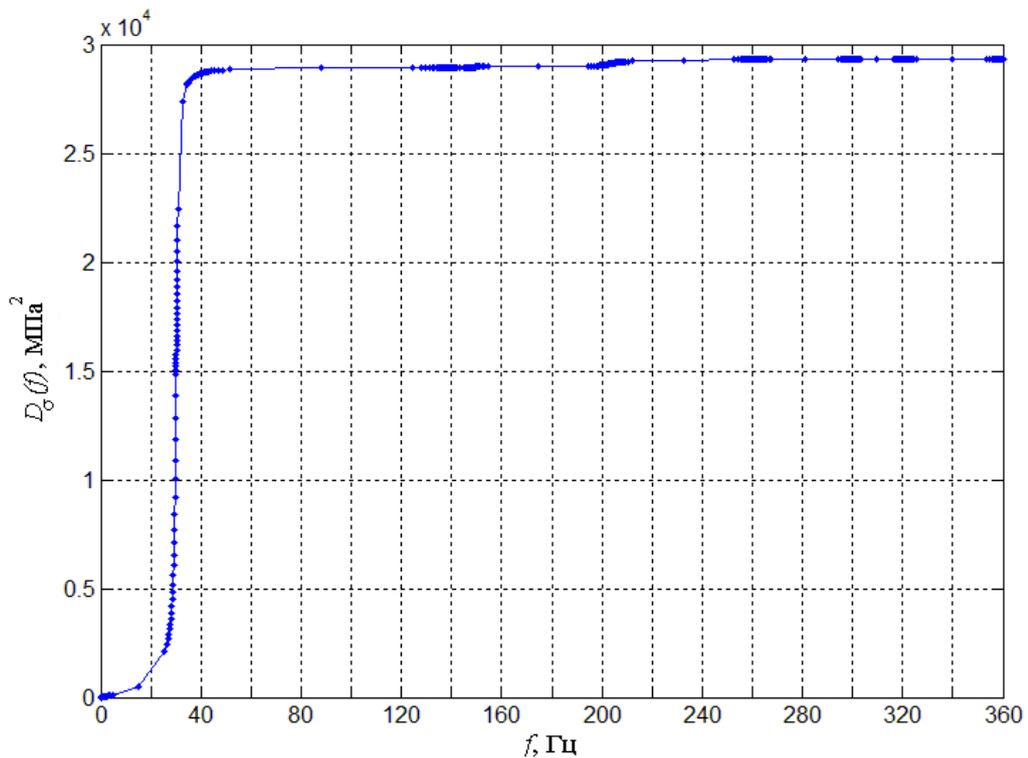


Рис. 4.17

Распределение дисперсии напряжений $D_\alpha(f)$, соответствующее зависимости на рис. 4.15а,б («белый шум»)

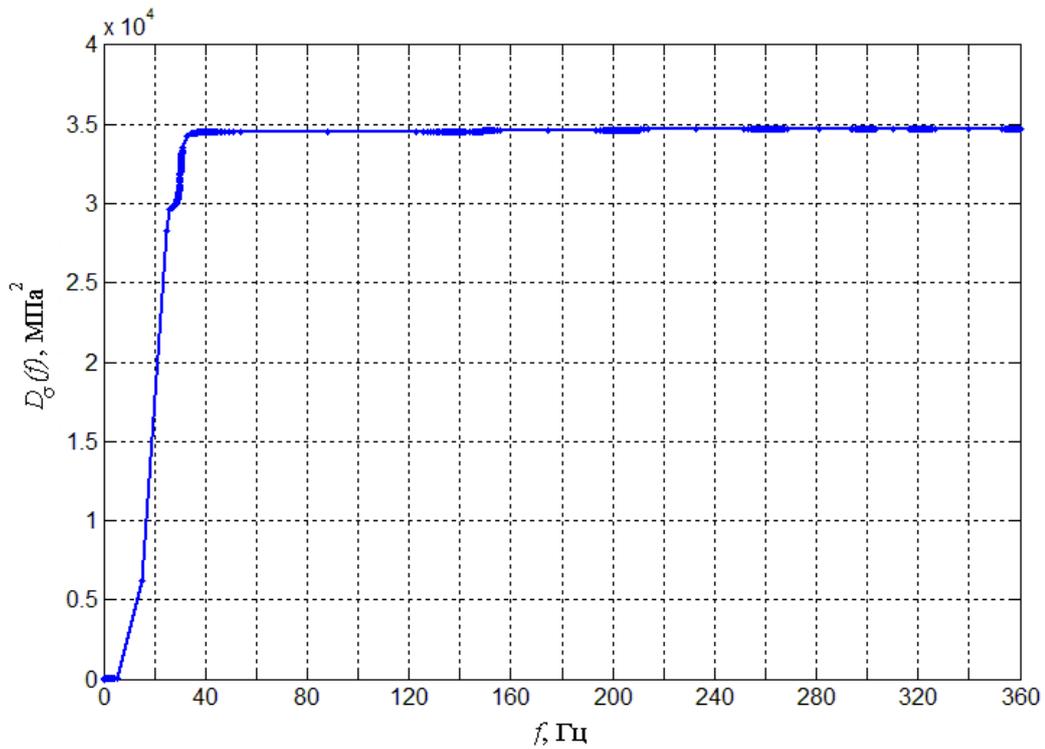


Рис. 4.18

Распределение дисперсии напряжений $D_\alpha(f)$, соответствующее зависимости на рис. 4.16а,б (эксплуатационная вибрация)

На рис. 4.17 и 4.18 приведены графики распределения дисперсии напряжений $D_\alpha(f)$, соответствующие зависимостям на рис. 4.15а,б и 4.16а,б. Максимальные составляющие дисперсии соответствуют двум нижшим собственным частотам.

Для оценки корректности определения зон наибольшей изменяемости напряжений и порядка уровней напряжений проведено моделирование нагружения конструкции квазистатическим гравитационным ускорением равным $6g$ и направленным по оси Y . На рис. 4.19 представлено распределение эквивалентных напряжений в зоне переднего бугеля.

Результаты квазистатического расчета имеют удовлетворительное соответствие с результатами динамического расчета по расположению зоны максимальных уровней напряжений в конструкции, а также по самим уровням максимальных напряжений, составляющим ~ 300 МПа.

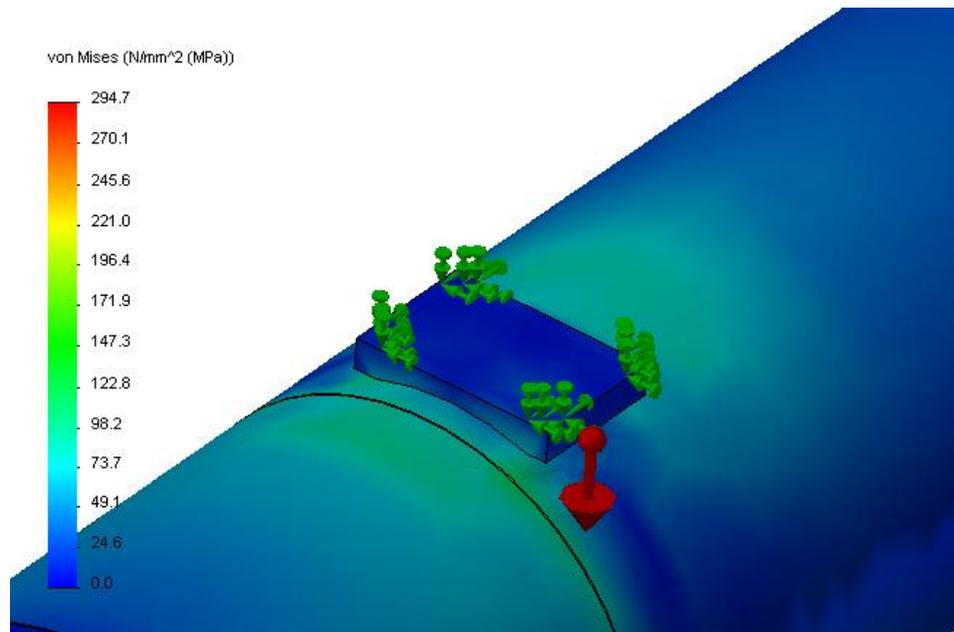


Рис. 4.19

Распределение СКЗ напряжений при квазистатическом нагружении

Глава 5. Оценка долговечности конструкции авиационного изделия при случайном нагружении

5.1. Моделирование реализаций случайных процессов напряжений

Алгоритм моделирования случайного процесса (2.2) реализован с использованием системы MatLab. В качестве исходных данных используются значения частоты ω_j , соответствующие им значения спектральной плотности – $S_\sigma(\omega_j)$, временной интервал T и шаг дискретизации процесса $\sigma(t)$ по времени – Δt . Предварительно в рассматриваемом диапазоне частот (0-360 Гц) определяются интервалы, соответствующие пикам зависимостей $S_\sigma(f)$ (рис. 4.15, 4.16). В этих частотных интервалах сосредоточена практически вся дисперсия процесса. Шаг дискретизации по времени Δt выбирается для каждого частотного интервала из условия $\Delta t \leq \pi / \omega_c$, где ω_c – верхняя граница соответствующего интервала. Величина T задается из условия $T \geq 100/f_l$, где f_l Гц – низшая частота в спектре вынужденных колебаний [4]. Шаги дискретизации в различных частотных интервалах должны находиться между собой в кратном отношении. Это необходимо для последующего суммирования составляющих процесса.

При моделировании процесса для случая нагружения конструкции «белым шумом» для первого частотного интервала (верхняя граница 41,0 Гц) принято $\Delta t = 0.01$ с, для второго интервала (верхняя граница 252,5 Гц) – $\Delta t = 0.002$ с. На рис. 5.1 представлены составляющие реализации процесса напряжений, полученные с помощью формулы (2.2), для каждого частотного интервала в отдельности. Синий цвет имеет составляющая для первого пика спектральной плотности напряжений, красный – для второго пика.

На рис. 5.2 приведен участок составляющих реализации $\sigma(t)$ длительностью 1 с. Видно, что процессы содержат гармоники, существенно

различающиеся по частоте и уровню, что соответствует характеру исходной спектральной плотности.

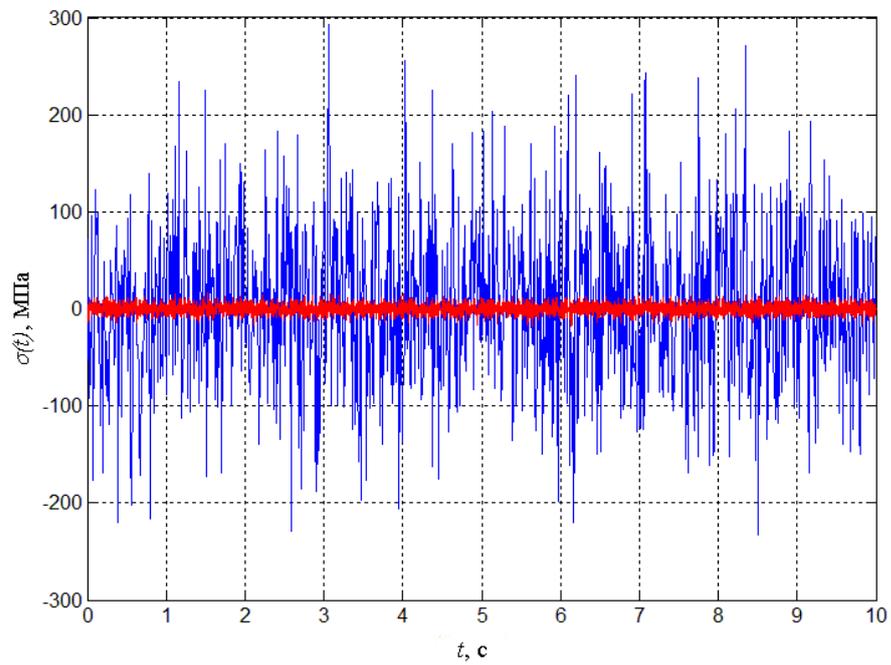


Рис. 5.1

Составляющие реализации процесса напряжений («белый шум»)

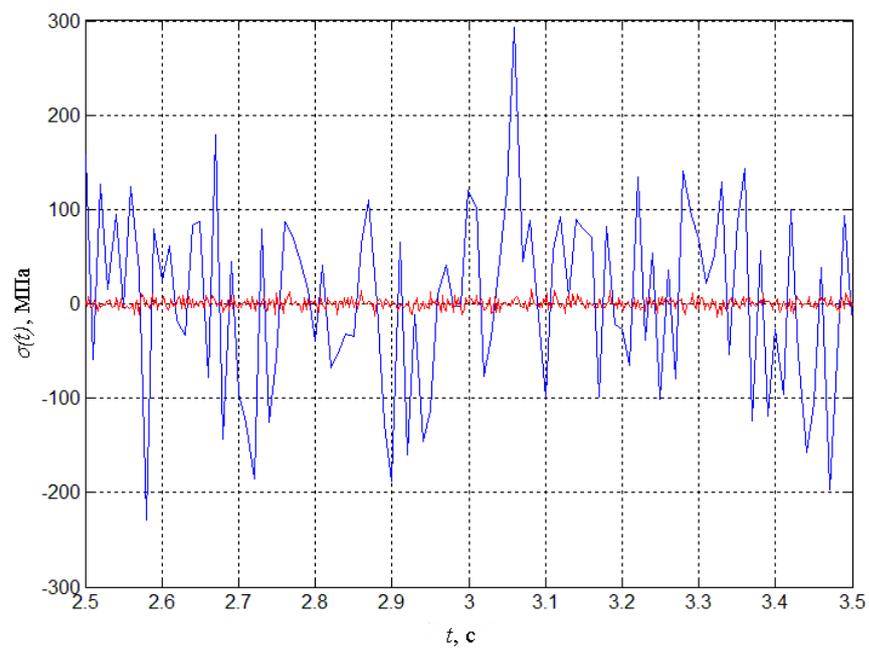


Рис. 5.2

Составляющие реализации процесса напряжений («белый шум»)

Далее проводится суммирование двух процессов. Значения $\sigma(t)$, которые получены при моделировании первого пика, суммируются со значениями $\sigma(t)$, полученными для второго пика и имеющими такое же значение координаты t . На рис. 5.3 представлена суммарная реализация $\sigma(t)$. Сравнение реализаций на рис. 5.1 и 5.3 показывает, что основной вклад в суммарный уровень процесса вносит первая (низкочастотная) составляющая процесса $\sigma(t)$, а вклад второй составляющей относительно невелик.

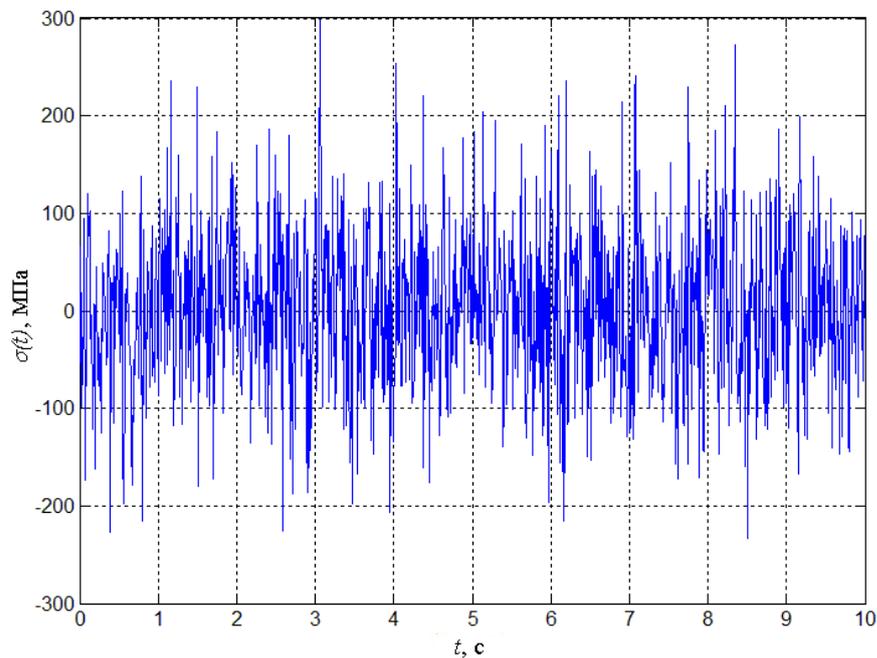


Рис. 5.3
Суммарная реализация $\sigma(t)$ («белый шум»)

Соответствие между полученной реализацией процесса напряжений и исходной спектральной плотностью можно предварительно оценить по спектральному составу реализации.

Для случая возбуждения конструкции случайным процессом со спектральной плотностью ускорения соответствующей условиям эксплуатации производится аналогичное моделирование реализаций процессов напряжений. Спектральная плотность напряжений при данном типе возбуждения для узла 18532 КЭМ, находящегося в зоне максимальных уровней напряжений вблизи переднего бугеля, представлена на рис. 4.16. На графике отчетливо выражены

пики, ограниченные по частоте отрезками [0.1; 25.7] Гц, [25.7; 39] Гц, [122.6; 151.2] Гц, [174.7; 232.7] Гц и [281.1; 320] Гц. В отдельности для каждого пика моделируется процесс напряжений в соответствии с формулой (2.2). Моделирование проведено с шагом по времени $\Delta t = 0.01$ секунды для первого и второго пиков, с шагом $\Delta t = 0.002$ секунды для третьего и четвёртого пиков и с шагом $\Delta t = 0.001$ для пятого пика.

Результаты моделирования приведены на рис. 5.4, 5.5. На рис. 5.4 представлены результаты моделирования реализации случайного процесса напряжений для каждого пика спектральной плотности в отдельности. Составляющая для первого пика обозначена синим цветом, для второго пика – зеленым цветом. Третий, четвёртый и пятый пики обозначены фиолетовым, голубым и красным цветами соответственно. Суммарная реализация процесса показана на рис. 5.5. Видно, что основной вклад в суммарную реализацию процесса вносит составляющая 1-го пика спектральной плотности напряжений. Составляющие процесса, относящиеся к 3, 4 и 5 пикам, в практических

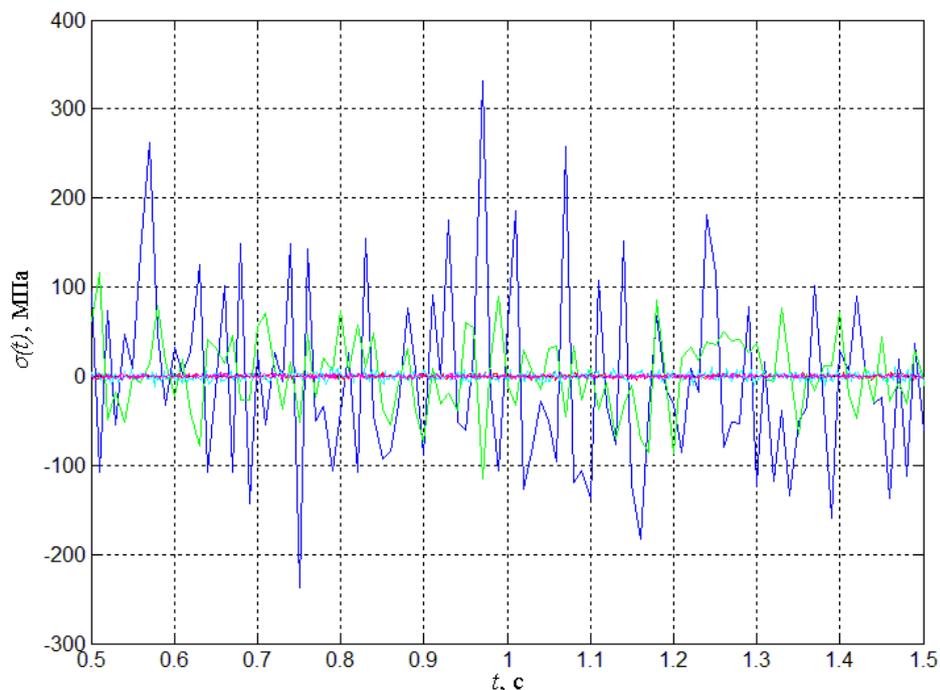


Рис. 5.4

Составляющие реализации процесса напряжений $t=1\text{с}$
(эксплуатационная вибрация)

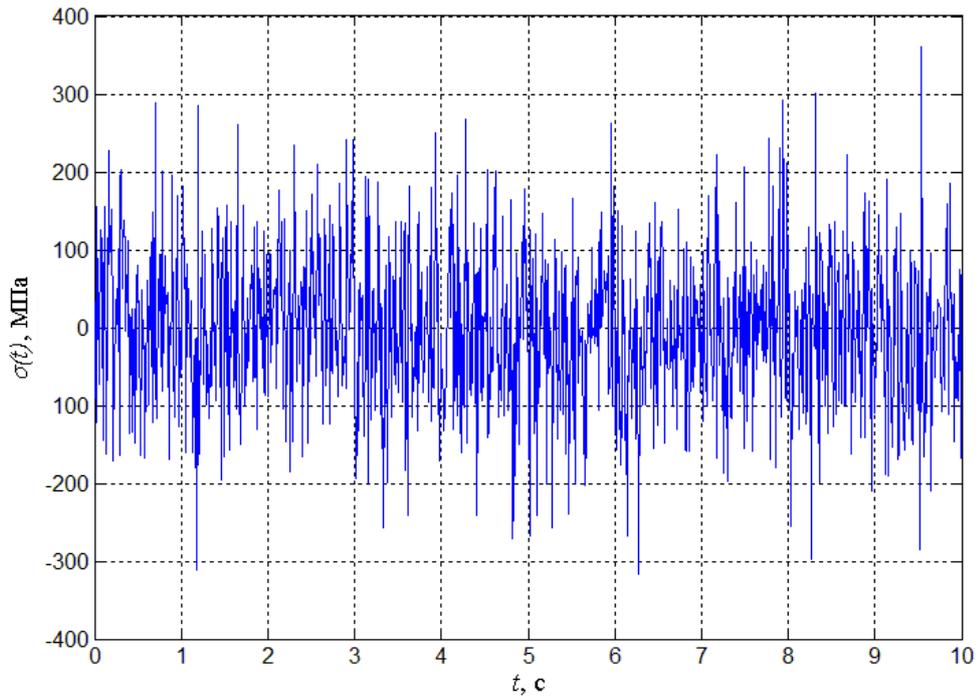


Рис. 5.5

Суммарная реализация $\sigma(t)$ (эксплуатационная вибрация)

расчётах можно не учитывать из-за их незначительного вклада в суммарную реализацию процессов напряжений.

Ординаты полученных модельных процессов напряжений имеют распределение близкое к нормальному. На основании этого можно оценить соответствие между модельными реализациями процессов и спектральными плотностями напряжений, по которым моделировались реализации, по уровням напряжений. Максимальный размах модельных процессов должен иметь величину порядка $6D_{\sigma}^{0,5}$ ($\sigma_{\max} \approx 3D_{\sigma}^{0,5}$), где D_{σ} - суммарная дисперсия процесса напряжений, определяемая по спектральной плотности напряжений. Значения величин $3D_{\sigma}^{0,5}$ для процессов со спектральными плотностями, представленными на рис. 3.15, 3.16, составляют около 510 МПа и 570 МПа соответственно, что удовлетворительно соответствует уровням максимумов модельных процессов (см. рис. 5.3 и 5.5).

5.2. Схематизация реализаций процессов напряжений и построение кривых повторяемости циклов напряжений

Схематизация полученных модельных процессов напряжений (рис. 5.3, 5.5) проведена по методу «дождя».

Представленный алгоритм схематизации процесса напряжений методом «дождя» реализован с помощью пакета инженерного анализа Matlab.

По результатам вычислений построены графики функции удельной повторяемости регулярных циклов напряжений, действующих в элементах конструкции авиационного изделия (рис. 5.8 и 5.9). Графики представляют зависимость количества циклов n_i от амплитуды действующего напряжения σ_i за единицу времени полёта.

Графики построены по реализациям процессов напряжений продолжительностью 600 с для случаев возбуждения конструкции «белым шумом» (рис. 5.8) и эксплуатационной вибрацией (рис. 5.9). Из реализаций последовательно брались выборки продолжительностью 10 с, 60 с и 300 с.

Видно, что графики повторяемости для выборок различной продолжительности имеют существенные различия только в области циклов напряжений с амплитудами до 180-200 МПа, которые дают относительно малый вклад в суммарную повреждаемость конструкции. Поэтому далее расчет долговечности проводился с использованием функций повторяемости построенных для выборок в 60с. Для случая действия эксплуатационной вибрации эта функция дает несколько завышенную оценку повреждаемости (в запас прочности).

Зависимости для спектральных плотностей напряжений (рис. 4.15 и 4.16) показывают, что процессы вибронапряжений в конструкции являются узкополосными. В результате статистического моделирования получены процессы вибронапряжений, распределение ординат которых приближается к

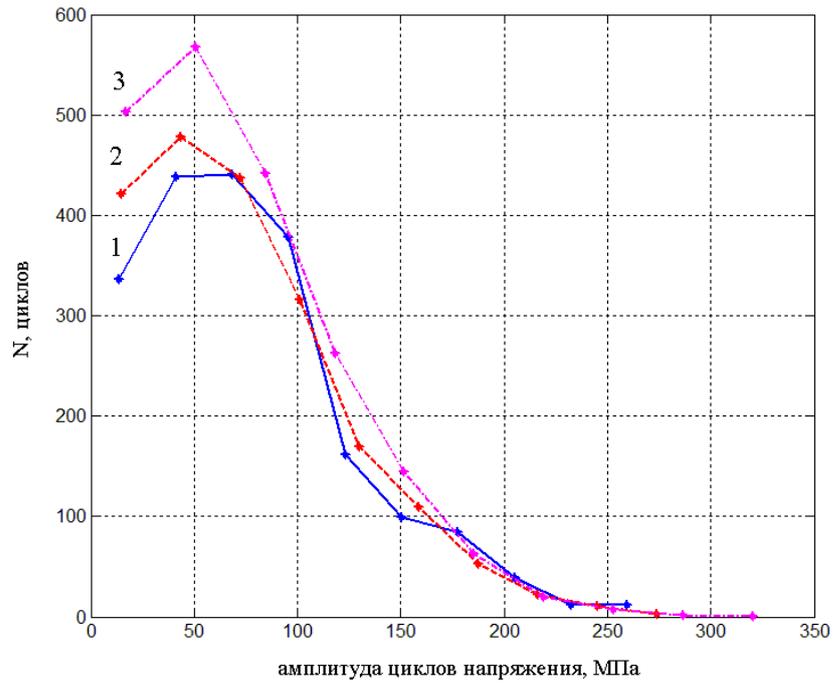


Рис. 5.8

Повторяемости приведенных регулярных циклов напряжений за одну минуту полета («белый шум»).

1- выборка 10 с, 2- выборка 60 с, 3- выборка 300 с.

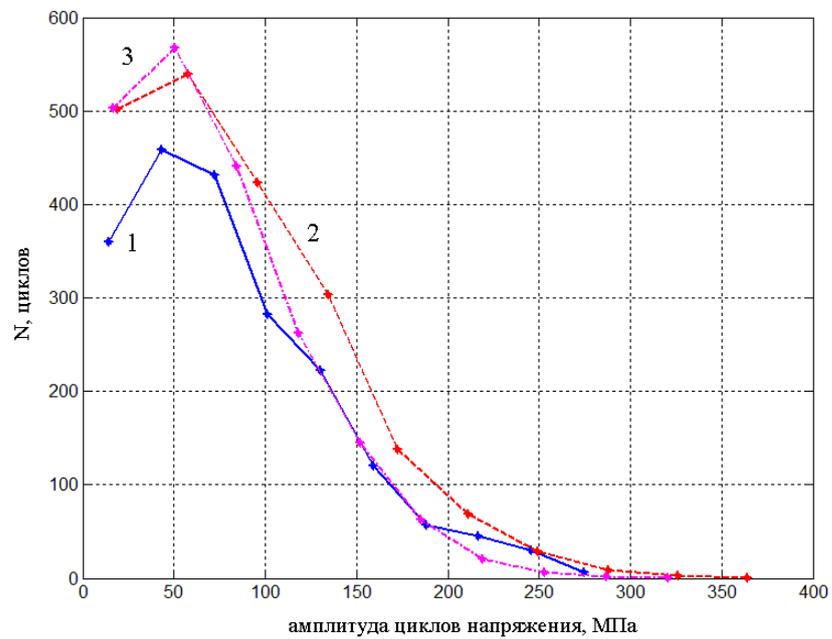


Рис. 5.9

Повторяемости приведенных регулярных циклов напряжений за одну минуту полета (эксплуатационная вибрация).

1- выборка 10 с, 2- выборка 60 с, 3- выборка 300 с.

нормальному. Известно [8], что распределение максимумов узкополосного нормального процесса близко к распределению Рэлея. Полученные зависимости для повторяемости амплитуд циклов модельных процессов напряжений (рис. 5.8 и 5.9) имеют вид близкий к кривой плотности распределения Рэлея. Это показывает, что модельные процессы также являются узкополосными, и служит дополнительным подтверждением адекватности результатов моделирования процессов вибронпряжений.

5.3. Построение приведенной кривой усталости для элементов конструкции авиационного изделия

Конструкция исследуемого авиационного изделия изготовлена из стали 30ХГСА. Для образца из этой стали принимается: $N_G = 65000$ циклов, $m_{N_1} = 6,34$, $m_{N_2} = 95,98$, $\sigma_{N_G} = 810$ МПа [58]. Тогда можно определить ординату точки перелома приведенной кривой усталости по формуле [25]:

$$\sigma_{N_{Gд}} = \frac{\sigma_{N_G}}{K}, \quad (4.5)$$

где $\sigma_{N_{Gд}}$ – медианное значение предела выносливости для элемента конструкции изделия (соответствующее вероятности разрушения 50%), σ_{N_G} – медианное значение предела выносливости лабораторных образцов.

Коэффициент K , входящий в соотношение (4.5), при растяжении-сжатии или изгибе определяется следующим образом [25]:

$$K = \left(\frac{K_\sigma}{K_{\sigma}} + \frac{1}{K_{F\sigma}} - 1 \right) \cdot \frac{1}{K_v \cdot K_A} \quad (4.6)$$

Учитывая рекомендации, приведенные в Разделе 2.6., коэффициенты из соотношения (4.6) принимаются равными: $\frac{K_\sigma}{K_{\sigma}} = 3,5$, $K_{F\sigma} = 0,83$, $K_v = 1,20$, $K_A = 1$.

Тогда в соответствии с формулой (4.6) коэффициент $K = 3.08$. Далее по формуле (4.5) для исследуемой конструкции определяется приведенное значение предела ограниченной выносливости $\sigma_{N_G д}$, соответствующее числу циклов N_G , которое получается равным $\sigma_{N_G д} = 262$ МПа.

На рис. 4.15 представлены кривые усталости для образца и элемента конструкции из материала 30ХГСА. Для приведенной кривой усталости точка перелома имеет координаты (65000 циклов; 262 МПа).

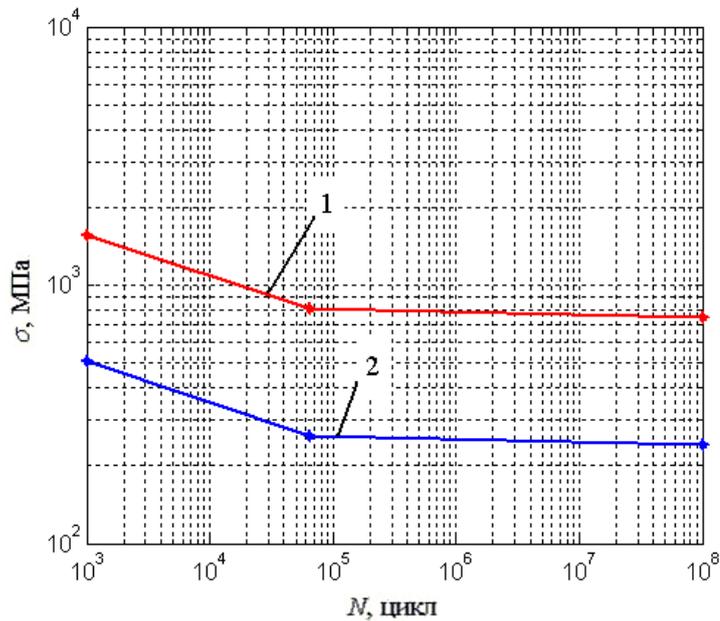


Рис. 4.15
Кривые усталости для образца материала (1) и
элемента конструкции (2)

5.4. Оценка долговечности конструкции на основе скорректированной линейной гипотезы накопления усталостных повреждений

По полученным данным повторяемости напряжений эквивалентного процесса напряжений и приведённой кривой усталости для конструкции изделия по скорректированной линейной гипотезе накопления повреждений

можно оценить повреждаемость изделия при возбуждении узлов крепления «белым шумом» и эксплуатационным нагружением.

Как отмечено в Разделе 2.7. корректированная линейная гипотеза накопления повреждений имеет вид [35]:

$$\sum_{i=1}^r \frac{n_i}{N_i} = a_p.$$

Корректирующий коэффициент a_p для рассматриваемого материала, для которого кривая усталости состоит из двух ветвей, рассчитывается по формуле:

$$a_p = \sum_{i=1}^r \sigma_{a,i} t_i / \sigma_{a,max} ,$$

где $\sigma_{a,i}$ – значение амплитуды напряжения для i -ой ступени блока напряжений, $\sigma_{a,max}$ – максимальное значение амплитуды напряжения в блоке, $t_i = v_{i,\sigma} / v_{\sigma}^*$, где $v_{i,\sigma}$ – число повторений амплитуд напряжений в одном блоке нагружения, v_{σ}^* – суммарное число циклов в блоке, r – число ступеней напряжений в блоке.

В результате вычислений получено, что для случая возбуждения конструкции «белым шумом», корректирующий коэффициент a_p принимает значение 0.29. При воздействии эксплуатационного возбуждения корректирующий коэффициент так же равен 0.29.

Медианное значение долговечности в количестве часов полета с учетом введенных соотношений вычисляется по приведенной в Разделе 2.7. формуле [35]:

$$t_p = \frac{a_p N_G}{v_{\sigma}} \left[\frac{1}{\sigma_{-1дN_G}^{m_1}} \sum_{(\bar{\sigma}_{a_i} \geq \sigma_{-1дN_G})} \bar{\sigma}_{a_i}^{-m_1} t_i + \frac{1}{\sigma_{-1дN_G}^{m_2}} \sum_{(\bar{\sigma}_{a_i} < \sigma_{-1дN_G})} \bar{\sigma}_{a_i}^{-m_2} t_i \right]^{-1}.$$

Здесь v_{σ} - общее число циклов в блоке нагружения; $\sigma_{-1дN_G}$ - медианные значения пределов выносливости, соответствующие числу циклов N_G по кривой усталости, изображаемой в виде двух наклонных прямых в двойных логарифмических координатах; m_1 и m_2 - показатели степени наклона ветвей

кривой усталости; $\bar{\sigma}_{a_i}$ - среднее значение амплитуды напряжений i -й ступени блока нагружения; $t_i = v_{i\sigma} / v_\sigma$ - относительное число повторения амплитуды σ_{a_i} .

После подстановки в приведенную выше формулу характеристик приведенной кривой усталости и распределения амплитуд напряжений получено, что медианный ресурс конструкции изделия на режиме реальной эксплуатации составляет 40 часов.

Для случая кинематического возбуждения конструкции «белым шумом» появление усталостного разрушения следует ожидать после 61,3 часов полета.

Заключение

По результатам выполнения настоящей диссертационной работы можно сформулировать следующие основные результаты и рекомендации:

- разработана общая методика расчетной оценки показателей долговечности для несущих конструкций авиационных изделий при действии случайных нагрузок, включающая определение вероятностных характеристик локального напряженного состояния на основе конечно-элементного моделирования, генерирование реализаций и схематизацию случайных процессов напряжений, и суммирование усталостных повреждений;

- построена методика численного моделирования динамического и напряженного состояний конструкций авиационных изделий при действии стационарных случайных нагрузок, учитывающая геометрические характеристики и распределение массы реальных конструкций, и позволяющая определять характеристики напряженного состояния в зонах нерегулярностей;

- разработана и обоснована методика статистического моделирования временных реализаций случайных процессов напряжений по графику спектральной плотности и построения кривых повторяемости для приведенных регулярных циклов напряжений;

- разработанные методики реализованы для исследования динамического и напряженного состояний и оценки долговечности конструкции реального авиационного изделия при действии кинематического случайного нагружения в условиях совместного полета с носителем;

- разработаны конечно-элементные модели реальной конструкции на основе стандартных элементов различной размерности, позволяющие проводить уточнение и усложнение моделей и использовать для моделирования доступную систему конечно-элементного анализа;

– изучено влияние параметров КЭ сетки и размера КЭ на результаты вычислений вероятностных характеристик составляющих ускорения и напряжений в конструкции;

– проведены исследования динамического и напряженного состояний авиационного изделия при действии кинематического возбуждения конструкции случайным процессом с модельной спектральной плотностью ускорений («белый шум») и со спектральной плотностью ускорений, соответствующей этапу совместной эксплуатации изделия с самолётом-носителем;

– проведено сопоставление результатов моделирования динамического состояния изделия с данными лабораторно-стендовых испытаний реального изделия, показавшее их удовлетворительное соответствие по уровням виброускорения, что подтверждает возможность использования разработанной методики моделирования для прогнозирования вибродинамического состояния конструкции авиационных изделий при совместном полете с носителями и позволяет получать адекватные оценки уровней вибрационного ускорения;

– на основе разработанной методики моделирования временных реализаций случайных процессов напряжений, построенных кривых повторяемости циклов напряжений и скорректированной линейной гипотезы накопления повреждений получены оценки медианной долговечности для реальной конструкции авиационного изделия;

– предложенная методика «сквозного» расчёта долговечности конструкции авиационных изделий на основе конечно-элементного моделирования вероятностных характеристик напряженного состояния и последующего статистического моделирования может быть использована для прогнозирования долговечности, сокращения объема испытаний на стадиях разработки и модернизации различных авиационных изделий.

Список литературы

1. Авдонин, А. С., Фигуровский, В. И. Расчет на прочность летательных аппаратов: Учеб. пособие для авиац. спец. вузов / А. С. Авдонин, В. И. Фигуровский. – М.: Машиностроение, 1985. – 439 с.
2. Арепьев, А.Н., Громов, М.С., Шапкин, В.С. Вопросы эксплуатационной живучести авиаконструкций / А.Н. Арепьев, М.С. Громов, В.С. Шапкин. – М.: Воздушный транспорт, 2002. – 424 с.
3. Балабух, Л.И., Алфутов, Н.А., Усюкин, В.И. Строительная механика ракет / Л.И. Балабух, Н.А. Алфутов, В.И. Усюкин. – М.: Высшая школа, 1984. – 358 с.
4. Бендат, Дж., Пирсол, А. Измерение и анализ случайных процессов: Пер. с англ. / Дж. Бендат, А. Пирсол. – М.: Изд-во «Мир», 1974. – 464 с.
5. Болотин, В.В. Ресурс машин и конструкций / В.В. Болотин. – М.: Машиностроение, 1990. – 448с.
6. Болотин, В.В. Случайные колебания упругих систем/ В.В. Болотин. – М.: Наука, 1979. – 336 с.
7. Болотин, В.В., Ермоленко, А.Ф., Синяущек, М.Н. О распределении долговечности при случайных циклических нагрузках / В.В. Болотин, А.Ф. Ермоленко, М.Н. Синяущек. – М.:Машиноведение, 1979. – № 3. – С. 46-52.
8. Болотин, В.В. Методы теории вероятностей и теории надежности в расчетах сооружений / В.В. Болотин. – 2-е изд., доп. и перераб. – М.: Стройиздат, 1982. – 351 с.
9. Будник, Г.Д., Вышедкевич, И.У., Макаревский, Д.И., Сидоренко, А.С. Экспериментальное исследование динамического состояния авиационного изделия при случайной вибрации. Тезисы доклада. Материалы XX Международного симпозиума «Динамические и технологические проблемы механики конструкций и сплошных сред» им. А. Г. Горшкова. Ярополец, 17-21

февр. 2014. Т. 1 / Г.Д. Будник, И.У. Вышедкевич, Д.И. Макаревский, А.С. Сидоренко. – М.: ООО «ТР-принт», 2014. – С. 34-36.

10. Бусленко, Н.П. Метод статических испытаний (метод Монте-Карло) / Н.П. Бусленко. – М.: Физматгиз, 1962, – 331 с.

11. Бутушин, С.В., Никонов, В.В., Фейгенбаум, Ю.М., Шапкин В.С. Обеспечение летной годности воздушных судов гражданской авиации по условиям прочности / С.В. Бутушин [и др.]. – М.:МГТУ ГА, 2013. – 772с.

12. Быков, В. В. Цифровое моделирование в статистической радиотехнике / В. В. Быков. – Изд-во «Советское радио», 1971. – 328 с.

13. Вейбулл, В. В. Усталостные испытания и анализ их результатов / В. В. Вейбулл. – М.: Машиностроение, 1964. – 275 с.

14. Вибрации в технике. Справочник в 6 томах. Т. 1. Колебания линейных систем/ Под ред. В.В. Болотина. – Изд. 2-е. – М.: Машиностроение, 1990. – 504 с. Т.3. Колебания машин, конструкций и их элементов / Под ред. Ф.М. Диментберга, К.С. Колесникова, 1980. – 544 с.

15. Воробьев, А.З., Олькин, Б.И., Стебеньев, В.Н. Сопротивление усталости элементов конструкций / А.З. Воробьев, Б.И. Олькин, В.Н. Стебеньев [и др.]. – М.: Машиностроение, 1990. – 240 с.

16. Вольмир, А.С. Оболочки в потоке жидкости и газа (задачи аэроупругости) / А.С. Вольмир. – М.: Наука, 1976. – 416 с.

17. Вольмир, А. С. Нелинейная динамика пластинок и оболочек / А. С. Вольмир. – М.: Наука, 1972. – 432 с.

18. Гладкий, В.Ф. Вероятностные методы проектирования конструкции летательного аппарата / В.Ф. Гладкий. – М.: Наука, 1982. – 272 с.

19. Гребеников, А.Г., Клименко, В.Н., Стебеньев, В.Н. Сопротивление усталости и трещиностойкость сплавов, элементов и агрегатов авиационных конструкций / А.Г. Гребеников, В.Н. Клименко, В.Н. Стебеньев [и др.]. – М.: ЦАГИ, 1990. – Вып. 6. – 80 с.

20. Гудков, А.И., Лешаков, П.С. Внешние нагрузки и прочность летательных аппаратов / А.И. Гудков, П.С. Лешаков. – Изд. 2-е. – М.: Машиностроение, 1968. – 470 с.

21. Гусев, А. С., Светлицкий, В. А. Расчет конструкций при случайных воздействиях / А. С. Гусев, В. А. Светлицкий. – М.: Машиностроение, 1984. – 240 с.

22. Гусев, А. С. Сопротивление усталости и живучесть конструкций при случайных нагрузках / А. С. Гусев. – М.: Машиностроение, 1989. – 248 с.

23. 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.

24. ГОСТ 23207-78 Сопротивление усталости. Основные термины, определения и обозначения. – М.: Издательство стандартов, 1981. – 48 с.

25. ГОСТ 25.504-82 Расчеты и испытания на прочность. Методы расчета характеристик сопротивления усталости. – М.: Издательство стандартов, 1982. – 55 с.

26. Диментберг, М.Ф. Случайные процессы в динамических системах с переменными параметрами / М.Ф. Диментберг. М.: Наука, 1989. – 175 с.

27. Дубинский, В.С., Нестеренко, Г.И., Райхер, В.Л., Стучалкин, Ю.А. Обеспечение безопасности эксплуатации конструкций стареющих самолетов / В.С. Дубинский, Г.И. Нестеренко, В.Л. Райхер, Ю.А. Стучалкин // Тр. ЦАГИ. – 1997. – №2635. – С.330-333.

28. Зарецкий, М.В., Сидоренко, А.С. Вибрационное состояние авиационных изделий при полете с носителем / М.В. Зарецкий, А.С. Сидоренко // Труды МАИ (рубрика «Авиационная техника и технология»). – 2011. – №46. – Режим доступа: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=26006>.

29. Зарецкий, М.В., Сидоренко, А.С. Динамика конструкции авиационного изделия при случайном кинематическом нагружении / М.В. Зарецкий, А.С. Сидоренко // Труды МАИ (рубрика «Авиационная техника и

технология»). – 2012. – №58. – Режим доступа: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=33423>.

30. Зарецкий, М.В., Сидоренко, А.С. Оценка показателей долговечности конструкции авиационного изделия при действии случайных нагрузок / М.В. Зарецкий, А.С. Сидоренко // Труды МАИ (рубрика «Авиационные технологии»). – 2013. – №70. – Режим доступа: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=44479>.

31. Зарецкий, М.В., Сидоренко, А.С. Моделирование динамического напряженного состояния конструкции авиационного изделия при случайном нагружении нагрузок / М.В. Зарецкий, А.С. Сидоренко // Труды МАИ (рубрика «Математика. Физика. Механика»). – 2014. – №75. – Режим доступа: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=49667>.

32. Зенкевич, О. Метод конечных элементов в технике / О. Зенкевич. – М.: Изд-во «Мир», 1976. – 542 с.

33. Иерусалимский, К.М., Корнеев, А.Н. Влияние остаточных напряжений после сварки на прочность и устойчивость элементов конструкций / К.М. Иерусалимский, А.Н. Корнеев // Тр. ЦАГИ. – 1998. – № 2633. – С. 34-43.

34. Кармишин, А.В., Жуков, А.И., Колосов, В.Г. Методы динамических расчетов и испытаний тонкостенных конструкций / А.В. Кармишин, А.И. Жуков, В.Г. Колосов [и др.]. – М.: Машиностроение, 1989. – 288 с.

35. Когаев, В.П., Махутов, Н.А., Гусенков, А.П. Расчеты деталей машин и конструкций на прочность и долговечность: Справочник / В.П. Когаев, Н.А. Махутов, А.П. Гусенков. – М.: Машиностроение, 1985. – 224 с.

36. Когаев, В.П. Расчеты на прочность при напряжениях, переменных во времени / В.П. Когаев; под ред. А. П. Гусенкова. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1993 – 354 с.

37. Коллинз, Дж. Повреждение материалов в конструкциях / Дж. Коллинз. – М.: Изд-во «Мир», 1984. – 624 с.

38. Коренев, Б.Г., Рабинович, И.М. Справочник по динамике сооружений / Б.Г. Коренев, И.М. Рабинович. – М.: Стройиздат, 1972. – 511 с.

39. Кубенко, В.Д., Ковальчук, П.С., Подчасов, Н.П. Нелинейные колебания цилиндрических оболочек / В.Д. Кубенко, П.С. Ковальчук, Н.П. Подчасов. – К.: Выща шк. Головное изд-во, 1989. – 208 с.
40. Ленк, А., Ренитц, Ю. Механические испытания приборов и аппаратов: Пер. с англ. / А. Ленк, Ю. Ренитц. – М.: Изд-во «Мир», 1976. – 272 с.
41. Лизин, В.Т., Пяткин, В.А. Проектирование тонкостенных конструкций / В.Т. Лизин, В.А. Пяткин. – М.: Машиностроение, 1994. – 384 с.
42. Мавлютов, Р.Р. Концентрация напряжений в элементах авиационных конструкций / Р.Р. Мавлютов. – М.: Наука, 1981. – 141 с.
43. Методические указания. Расчеты и испытания на прочность в машиностроении. Вероятностные методы расчета усталостной долговечности деталей машин и элементов конструкций при нерегулярном нагружении. РД 50-607-86. – М.: Изд-во стандартов, – 1986. – 37 с.
44. Михайлов, А.Л., Крюков, С.В. Экспериментальная вибродиагностика упругих конструкций, основанная на определении собственных форм колебаний / А.Л. Михайлов, С.В. Крюков. // Вестник Рыбинской государственной авиационной технологической академии им. П.А. Соловьева. – 2009. – №1. – С. 63-70.
45. Мяченков, В.И., Мальцев, В.П., Майборода, В.П. Расчеты машиностроительных конструкций методом конечных элементов / В.И. Мяченков, В.П. Мальцев, В.П. Майборода [и др.]; под общ. ред. В.И. Мяченкова. – М.: Машиностроение, 1989. – 520 с.
46. Образцов, И.Ф., Савельев, Л.М., Хазанов, Х.С. Метод конечных элементов в задачах строительной механики летательных аппаратов / И.Ф. Образцов, Л.М. Савельев, Х.С. Хазанов. – М.: Высш. школа, 1985. – 392 с.
47. Образцов, И.Ф., Булычев, Л.А., Васильев, В.В. Строительная механика летательных аппаратов: Учебник для авиационных специальностей вузов / И.Ф. Образцов, Л.А. Булычев, В.В. Васильев [и др.]; под ред. И.Ф. Образцова. – М.: Машиностроение, 1986. – 536 с.

48. Пальмов, В.А. Колебания упруго-пластических тел / В.А. Пальмов. М.: Наука, 1976. – 348 с.
49. Райхер, В.Л. Гипотеза спектрального суммирования и ее применение для усталостной долговечности при действии случайных нагрузок / В.Л. Райхер // Труды ЦАГИ. – 1969. – №.1134. – С.3-39.
50. Райхер, В.Л. Формирование программ натуральных испытаний на выносливость для определения ресурсных характеристик авиаконструкций. Прочность авиационных конструкций / В.Л. Райхер, Ю.А. Свирский // Труды ЦАГИ. 1998. – № 2631. – С.76-80.
51. Селихов, А.В., Чижов, В.М. Вероятностные методы в расчетах прочности самолета / А.В. Селихов, В.М. Чижов. – М.: Машиностроение, 1985. – 240 с.
52. Серенсен, С.В., Когаев, В.П., Шнейдерович, Р.М. Несущая способность и расчеты деталей машин на прочность / С.В. Серенсен, В.П. Когаев, Р.М. Шнейдерович. – М.: Машиностроение, 1975. – 488 с.
53. Серенсен, С.В., Когаев, В.П. Вероятностные методы расчета на прочность при переменных нагрузках / С.В. Серенсен, В.П. Когаев // В кн.: Механическая усталость в статистическом аспекте. – М.: Наука, 1979. – С.117-134.
54. 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.
55. Сидоренко, А.С. Статистическая механика и надежность систем. Учеб. пособие. – М.: Изд-во МАИ, 2013. 112 с.
56. Станкевич А.И. Современные проблемы теории колебаний: Учебное пособие / А.С. Сидоренко. – М.: Изд-во МАИ, 1996. – 62 с.
57. Стрижиус, В.Е. Методы расчета усталостной долговечности элементов авиаконструкций / В.Е. Стрижиус. – М.: Машиностроение, 2012. – 272 с.

58. Трощенко, В.Т., Сосновский, Л.А. Соппротивление усталости металлов и сплавов: Справочник. Части 1 и 2 / В.Т. Трощенко, Л.А. Сосновский. – Киев: Наукова думка, 1987 г. – 1324 с.

59. Фигуровский, В.И. Расчет на прочность беспилотных летательных аппаратов / В. И. Фигуровский. – М.: Машиностроение, 1973. – 360 с.

60. Фирсанов, В.В. Математическое моделирование вибродинамического состояния систем отделения авиационных управляемых ракет/ В.В. Фирсанов // Техника воздуш. флота. – 2005. – Т. LXXIX, №5 (676). – С. 29-41.

61. Фирсанов, В.В. Методы расчета установок ЛА на прочность: Учеб. Пособие / В.В. Фирсанов. – М.: Изд-во МАИ, 1994. – 64 с.

62. Фирсанов, В.В. Динамика и прочность установок авиационного вооружения / В.В. Фирсанов. – М.: Изд-во МАИ, 2007. – 400 с.

63. Хэйвуд, Р.Б. Проектирование с учётом усталости: Пер. с англ. / Р.Б. Хэйвуд. – М.: Машиностроение, 1969. – 504 с.

64. Шклярчук, Ф. Н. Динамика конструкций летательных аппаратов: Учеб. пособие / Ф. Н. Шклярчук. – М. Изд-во МАИ 1983. – 79 с.

65. Щербань, К.С. Ресурсные испытания натуральных конструкций самолетов / К.С. Щербань. – М.: Физматлит, 2009. – 234 с.

66. An algorithm for accurate evaluation of the fatigue damage due to multimodal and broadband processes / Y.M. Low // Probabilistic Engineering Mechanics. – 2011. – № 26. – p.435–446.

67. An analytical solution for fast fatigue assessment under wide-band random loading / C.L. Chow, D.L. Li.// International Journal of Fatigue. – 1991 – Volume 13. – Issue 5. – p. 395-404.

68. Analysis of circular cylindrical shells under harmonic forces / Raydin Salahifar, Magdi Mohareb // Thin-Walled Structures. – 2010. –Volume 48. – Issue 7 – p. 528-539.

69. Aspects of fatigue affecting the design and maintenance of modern military aircraft / S.A. Barter, J.Q. Clayton, G.Clarck // International Journal of Fatigue. – 1993. – Volume 15. – Issue 4. – p. 325-332.

70. Dynamic characteristics of a perforated cylindrical shell for flow distribution in SMART / S. Lima, Y. Choia, K. Haa, K. Parka, N. Parka, Y. Parka, K. Jeongb, J. Parkb // *Nuclear Engineering and Design*. – 2011. – №241. – p. 4079-4088.

71. Fatigue life prediction of aircraft structures – past, present, future / Schiitz W. // *Engineering Fracture Mechanics*. – 1974. – Vol. 6. – № 4. – p. 745—773.

72. Fatigue reliability assessment of riveted lap joint of aircraft structures / Wei Huang, Tie-Jun Wang, Y. Garbatov, C. Guedes Soares // *International Journal of Fatigue*. – 2012. – №43. – p. 54–61.

73. FEM based fatigue crack growth predictions for spar of light aircraft under variable amplitude loading / Aleksandar Grbovic, Bosko Rasuo // *Engineering Failure Analysis*. – 2012. – №26. – p. 50–64.

74. Fundamental natural frequencies of thin cylindrical shells: a comparative study / M. El-Mously // *Journal of Sound and Vibration*. – 2003. – №264. – p. 1167-1186.

75. Implications of the lead crack philosophy and the role of short cracks in combat aircraft / R. Jones, D. Tamboli // *Chinese Journal of Aeronautics*. – 2011. – №24. – p. 527-532.

76. Modal analysis of thin cylindrical shells with cardboard liners and estimation of loss factors / Hasan Koruka, Jason T. Dreyera, Rajendra Singh // *Mechanical Systems and Signal Processing*. – 2014. – Vol. 45. – Issue 2. – p. 346-359.

77. Modeling and simulation of large-scale ductile fracture in plates and shells / Bo Ren, Shaofan Li // *International Journal of Solids and Structures*. –2012. – №49. – p. 2373-2393.

78. Modeling dynamic fracture in Kirchhoff plates and shells using the extended finite element method / S.J. Rouzegara, M. Mirzaei // *Scientia Iranica*. – 2013. – Vol. 20. – Issue 1. – p. 120-130.

79. Natural frequencies and mode shapes for axisymmetric vibrations of shells in turning-point range / Zhi-Liang Zhang, Chang-Jun Cheng // *International Journal of Solids and Structures*. – 2006. – №43. – p. 5525–5540.

80. Non-linear vibrations of shells: A literature review from 2003 to 2013/ Farbod Alijani, Marco Amabili // *International Journal of Non-Linear Mechanics*. – 2014. – №58. – p. 233–257.

81. Nonlinear dynamic response of rotating circular cylindrical shells with precession of vibrating shape - Part I: Numerical solution / Y.Q. Wang, X.H. Guo, H.H. Chang, H.Y. Li // *International Journal of Mechanical Sciences*. – 2010. – №52. –p. 1217-1224.

82. Prediction of fatigue damage and fatigue life under random loading / Wen-Fang Wu, Tsan-Hua Huang // *Int. J. Pres. Ves. & Piping*. – 1993. – №53. – p. 273-298.

83. Prediction of natural frequencies of finite length circular cylindrical shells / C. Wang, J.C.S. Lai // *Applied Acoustics*. – 2000. – №59. – p. 385-400.

84. Probabilistic durability analysis methods for metallic airframes / J.N. Yang, S.D. Manning, J.L. Rudd, M.E. Arfley // *Probabilistic Engineering Mechanics*. – 1987. – Vol. 2. – №. 1. – p. 9-15.

85. Spectral methods for lifetime prediction under wide-band stationary random processes / D. Benasciutti, R. Tovo // *International Journal of Fatigue*. – 2005. – №27. – p. 867–877.

86. The fatigue crack growth of a ship steel in seawater under spectrum loading / Y.W. Cheng // *International Journal of Fatigue*. – 1985 – Volume 7. – Issue 2. – p. 95–100.

87. Vibration of shells / Arthur W. Leissa // *Acoustical Society of America*. – 1993. – 428 p.