

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

Автореферат диссертации на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Москва - 2014

Работа выполнена в ФГБОУВПО Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет).

Научный руководитель: доктор технических наук, профессор **Сидоренко Александр Сергеевич**.

Официальные
оппоненты:

Никонов Валерий Васильевич, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой Московского государственного технического университета гражданской авиации;

Волоховский Василий Юрьевич, кандидат технических наук, доцент, доцент Московского энергетического института (национального исследовательского университета).

Ведущая организация: Федеральное государственное унитарное предприятие «Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем» Государственный научный центр Российской Федерации, г. Москва.

Защита состоится «12» ноября 2014 г. в 14-00 часов на заседании диссертационного совета Д 212.125.05 при Московском авиационном институте (национальном исследовательском университете) по адресу: 125993, Россия, Москва, Волоколамское ш., 4, МАИ.

С диссертацией можно ознакомиться в научно-технической библиотеке ФГБОУВПО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» и на сайте http://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=50162.

Автореферат разослан «24» сентября 2014 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета Д 212.125.05

Федотенков Г.В.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность проблемы. Одной из проблем современного машиностроения является обеспечение требуемого уровня прочности и долговечности конструкций при увеличении уровней эксплуатационного нагружения и при одновременном снижении материалоемкости изделий. Эта проблема имеет особенную актуальность при разработке и модернизации изделий авиационной техники.

Динамическое состояние изделий авиационной техники, транспортируемых на подвесках авиационных носителей на полетных режимах, является одним из основных факторов, влияющих на прочностную надежность и безопасность эксплуатации как самих изделий, так и комплекса носитель-изделие. Определение характеристик динамического состояния конструкций авиационных изделий в условиях действия случайной вибрации имеет существенное практическое значение, так как уровни колебаний конструкции во многих случаях являются определяющими при оценке и подтверждении характеристик прочности и долговечности изделия. Подобная задача возникает также при оценке возможности транспортирования изделия на других носителях или при более жестких режимах полета.

Экспериментальное определение динамического состояния изделий при действии случайной полетной вибрации требует использования специального оборудования, наличия реальной конструкции и имеет относительно высокую стоимость. Поэтому разработка методик расчетного определения характеристик напряженно-деформированного состояния и долговечности авиационных изделий при действии случайных нагрузок является **актуальной и значимой** задачей.

Целью диссертационной работы является разработка и реализация методики численного моделирования динамического деформирования и оценки долговечности конструкций авиационных изделий при случайных

динамических нагрузках, соответствующих этапу совместной эксплуатации с носителем.

Для достижения поставленной цели в диссертационной работе решены следующие задачи:

– разработаны конечно-элементные (КЭ) модели конструкции, и получено распределение вероятностных характеристик параметров динамического состояния в конструкции;

– проведено сопоставление расчетных вероятностных характеристик динамического состояния с данными лабораторно-стендовых испытаний, и подтверждена адекватность полученных характеристик;

– проведено исследование напряженно-деформированного состояния (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.

Научная новизна диссертационной работы заключается в следующем:

– разработана общая методика расчетной оценки показателей долговечности 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, 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;

– 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;

– проведено сопоставление результатов моделирования динамического состояния изделия с данными лабораторно-стендовых испытаний реального изделия, показавшее их удовлетворительное соответствие по уровням виброускорения;

– 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 (т.е. соответствующей вероятности появления усталостного разрушения равной 50%) для реальной конструкции авиационного изделия.

На защиту выносятся следующие основные научные положения и результаты:

– общая методика расчетной оценки долговечности несущих конструкций авиационных изделий при действии случайных нагрузок на основе конечно-элементного моделирования локального напряженного состояния, генерирования реализаций и схематизации случайных процессов напряжений,

теории суммирования усталостных повреждений;

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

– методика статистического моделирования временных реализаций случайных процессов напряжений по спектральным плотностям и построения кривых повторяемости для приведенных регулярных циклов напряжений;

– результаты исследований динамического и напряженного состояний и оценки долговечности конструкции реального авиационного изделия при действии кинематического случайного нагружения в условиях совместного полета с носителем.

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 их 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 временных реализаций случайного процесса напряжений и кривых повторяемости амплитуд приведенных регулярных циклов напряжений по спектральной плотности напряжений может быть использована для оценки характеристик нагруженности и повреждаемости реальных машин и конструкций 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;
- соответствием полученных при статистическом моделировании характеристик распределений амплитуд напряжений известным теоретическим зависимостям.

Апробация работы. Основные положения и результаты диссертации докладывались и обсуждались на:

- научно-практической конференции студентов и молодых ученых МАИ «Инновации в авиации и космонавтике – 2011». Москва, 26-30 апреля 2011;
- Московской молодёжной научно-практической конференции «Инновации в авиации и космонавтике – 2012». Москва, 17-20 апреля 2012 г;
- Московской молодёжной научно-практической конференции «Инновации в авиации и космонавтике – 2013». Москва, 16-18 апреля 2013 г;
- научном семинаре им. А.Г. Горшкова «Проблемы механики деформируемого твердого тела и динамики машин» 09 июня 2014 г.

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

Структура и объем диссертации. Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения и библиографического списка из 87 наименований. Общий объем диссертации составляет 102 страниц машинописного текста.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы диссертационной работы, рассмотрены цель и задачи проведенных исследований, приведены методы, которые использовались для решения поставленных в диссертационной работе задач, сформулирован объект и предмет исследований, кратко изложена структура работы.

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

Проанализированы исследования динамического и напряженно-деформированного состояния конструкций при действии случайной вибрации. Рассмотрены публикации по оценке характеристик усталостного разрушения материалов и конструкций, вызванного случайными внешними нагрузками.

На основе анализа литературы сформулированы основные задачи диссертационной работы.

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.

Конечно-элементное моделирование динамического состояния конструкции авиационного изделия 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. Соединение КЭ различной размерности выполняется на основе комбинированной сетки конечных элементов. Узлы крепления, подкрепляющие элементы, наполнитель и габаритно-массовые макеты отдельных отсеков моделируются как объёмные твердотельные элементы. Обечайка моделируется оболочечными КЭ. После этого создается комбинированная сетка конечных элементов и выполняется соединение оболочечных SHELL-элементов обечайки и SOLID-элементов узлов крепления, подкрепляющих элементов, наполнителя и габаритно-массовых макетов отсеков.

Задаются параметры закрепления изделия и характеристики кинематического возбуждения. Кинематическое возбуждение задаётся в форме случайного стационарного процесса ускорения с заданной спектральной плотностью.

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. В результате определяются вероятностные характеристики динамического состояния – спектральные плотности ускорения и среднеквадратические отклонения (СКО) ускорения в узлах конструкции.

Конечно-элементное моделирование напряженного состояния заключается в последовательном определении составляющих перемещений в каждом узле КЭ модели, вычислении деформаций и далее - напряжений. Для численного моделирования напряженного состояния используются уточненные модели НДС конструкции изделия, построенные на основе конечных элементов оболочечного и объёмного типов. Модели должны адекватно описывать локальное напряженное состояние в зонах концентрации динамических напря-

жений, так как эти зоны являются очагами возникновения и развития усталостных повреждений. На начальном этапе проводится предварительная разбивка КЭ модели для определения расположения зон наибольшей изменчивости напряжений. Далее проводится более подробная разбивка этих зон КЭ с последовательно уменьшающимся характерным размером. На основании полученной сходимости результатов СКО напряжения делается окончательный выбор характерного размера конечного элемента для проведения дальнейших исследований.

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 частоты 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.

Результатами вычислений являются спектральные плотности и СКО напряжений в узлах КЭ модели.

Методика оценки долговечности при случайном нагружении включает следующие этапы:

- определение характеристик эксплуатационного нагружения элементов конструкции и преобразование этих характеристик в пригодную для расчета форму;
- определение характеристик сопротивления усталости для материалов конструкции 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 конструкции авиационного изделия.

Оценка характеристик долговечности проводится на основе численной модели НДС конструкции и линейной гипотезы накопления усталостных повреждений. 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. Для построения этих графиков используются результаты расчёта вероятностных характеристик напряженно-деформированного состояния в наиболее нагруженных зонах конструкции.

Функции повторяемости циклов напряжений формируются на основе временных реализаций напряжений, действующих в элементах силовой конструкции. Для получения реализаций случайных процессов напряжений используется статистическое моделирование, исходными данными для которого являются спектральные характеристики процессов напряжений.

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:

$$\sigma(t) = \sum_{j=0}^N [S_{\sigma}(\omega_j) \Delta\omega_j]^{1/2} \cos(\omega_j t + \alpha_j), \quad (1)$$

где ω_j – значения частоты на графике спектральной плотности напряжений; $S_{\sigma}(\omega_j)$ – 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 $[0, 2\pi]$.

Как правило, случайный процесс вибронпряжений является сочетанием отдельных узкополосных процессов (рис. 1). В этом случае

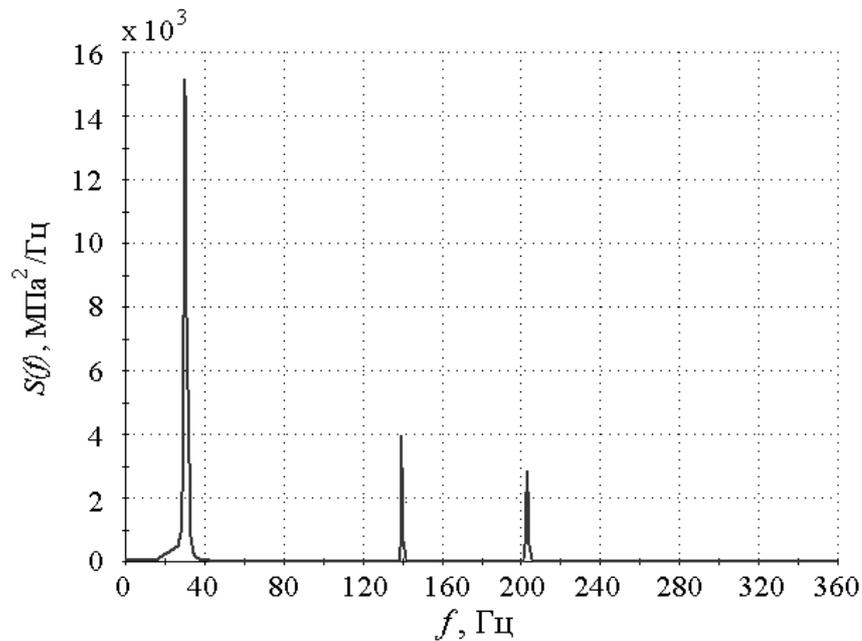


Рис. 1. Спектральная плотность напряжений

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 перемен-

ный, уменьшающийся вблизи максимумов спектральной плотности. Для первого слагаемого суммы гармонического ряда $\Delta\omega_1 = \omega_2 - \omega_1$. Для последующих слагаемых $\Delta\omega_j = (\omega_j - \omega_{j-1})/2 + (\omega_{j+1} - \omega_j)/2$. Вначале моделируются процессы для каждого из выделенных пиков спектральной плотности, а затем производится суммирование значений процессов в совпадающие моменты времени.

После моделирования, полученные случайные процессы напряжений в наиболее нагруженных зонах конструкции авиационного изделия заменяются некоторыми схематизированными регулярными процессами нагружения, которые по величине вносимого усталостного повреждения будут эквивалентны исходным. В результате такой схематизации получаются зависимости для распределения амплитуд регулярных циклов напряжений.

Для схематизации предлагается использовать метод «дождя», который даёт наиболее корректные результаты по характеристикам приведенных симметричных циклов и наиболее удобен для реализации на ЭВМ.

В качестве кривой усталости обычно принимается экспериментальная зависимость амплитуд регулярных циклов напряжений σ_a от числа циклов N , соответствующая вероятности появления усталостного разрушения равной 50%. Далее, по известным (справочным) характеристикам сопротивления усталости, полученным по результатам испытаний стандартных образцов, определяются характеристики приведенной кривой усталости для элементов конструкции с учетом влияния концентрации напряжений, масштабного фактора, качества обработки поверхности, поверхностного упрочнения и анизотропии материала.

Суммарное влияние всех факторов определяется значением коэффициента приведения K , после вычисления которого строится приведенная кривая усталости для элемента конструкции. Ордината точки перелома приведенной кривой усталости $\sigma_{N_{Gд}}$ определяется по формуле: $\sigma_{N_{Gд}} = \frac{\sigma_{N_G}}{K}$, где σ_{N_G} – медианное значение предела выносливости лабораторных образцов.

Оценка долговечности авиационного изделия сводится к определению

времени до момента образования усталостной макротрещины. Для расчётной оценки долговечности используется скорректированная гипотеза линейного суммирования усталостных повреждений. Корректировка позволяет интегрально учитывать зависимость накопленного усталостного повреждения не только от числа циклов нагружения, но и от уровней амплитуды напряжений, что снижает возможную завышенную оценку долговечности. В соответствии с скорректированной линейной гипотезой усталостное разрушение наступает при выполнении соотношения: $\sum_{i=1}^r \frac{\bar{n}_i}{\bar{N}_i} = a_3$, где \bar{n}_i – осредненное значение задаваемого количества циклов с напряжением σ_i для каждого экспериментального образца; \bar{N}_i – осредненное значение количества циклов с напряжением σ_i , определяемое для каждого образца по кривой усталости, до появления в элементе конструкции изделия усталостной макротрещины; a_3 – предельное значение меры усталостного повреждения отличное от 1, определяемое экспериментальным путём.

В случае отсутствия экспериментальных данных рекомендуется использовать расчетное значение меры повреждения – a_p . Для материалов, имеющих диаграмму усталости с двумя наклонными участками коэффициент a_p вычисляется по формуле: $a_p = \zeta = \sum_{i=1}^{r_1} \sigma_{a,i} \cdot t_i / \sigma_{a,max}$, где $v_{i,\sigma}$ - 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 $\sigma_{a,i} < 0.5 \sigma_{-1д}$.

В качестве меры долговечности авиационного изделия принято использовать блок нагружения. Количество приведенных циклов напряжений в блоке нагружения соответствует количеству циклов за определенное число полетов или часов полета. Обычно рассматривается блок нагружения, соответствующий часу полета.

Медианное значение долговечности, т.е. соответствующее вероятности появления усталостного разрушения равной 50%, в количестве часов полёта

(блоков нагружения) вычисляется по формуле:

$$t_p = \frac{a_p N_G}{v_\sigma} \left[\frac{1}{\overline{m}_1} \sum_{\overline{\sigma}_{a_i} \geq \overline{\sigma}_{-1дN_G}} \overline{\sigma}_{a_i}^{-m_1} t_i + \frac{1}{\overline{m}_2} \sum_{\overline{\sigma}_{a_i} < \overline{\sigma}_{-1дN_G}} \overline{\sigma}_{a_i}^{-m_2} t_i \right]^{-1}. \quad (2)$$

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 наклона ветвей кривой усталости; $\overline{\sigma}_{a_i}$ – среднее значение амплитуды напряжений i -й ступени блока нагружения.

В третьей главе изложены результаты реализации разработанной методики численного моделирования для исследования динамического состояния конструкции реального авиационного изделия. Расчетные исследования проводятся для авиационного изделия, находящегося на внутренней подвеске маневренного самолета.

Конструкция изделия (рис. 2) состоит из оболочки-обечайки с подкрепляющими элементами, двух узлов подвески (бугелей), габаритно-массового

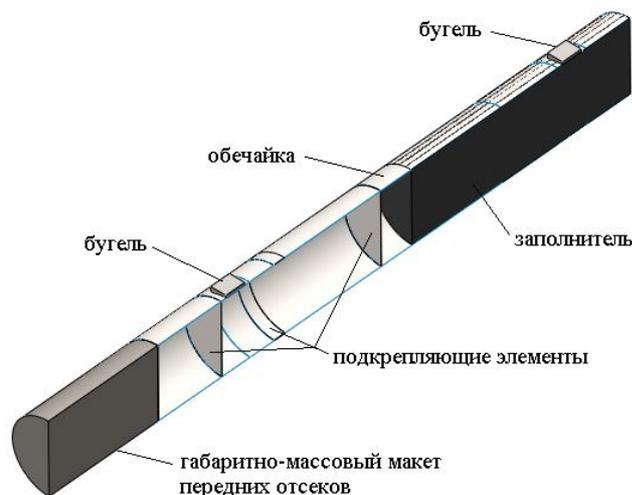


Рис. 2. Схема конструкции авиационного изделия

макета передних отсеков и заполнителя, размещенного в задней части изделия.

Представлены результаты разработки конечно-элементных моделей (КЭМ) изделия с использованием конечных элементов разной размерности. Основная КЭМ изделия сформирована с использованием оболочечных (типа SHELL) и объемных (типа SOLID) КЭ. Помимо этого сформирована КЭМ с использованием балочных (типа BEAM) КЭ.

Расчетные исследования динамического состояния изделия выполнены для случаев нагружения кинематическим возбуждением в форме стационарного случайного процесса ускорения с заданной спектральной плотностью в диапазоне [0; 360] Гц. Рассматривались два вида спектральной плотности ускорения: модельная («белый» шум) и спектральная плотность, соответствующая реальным условиям эксплуатации изделия совместно с носителем.

Динамический расчет конструкции с использованием разработанных моделей выполнен с применением алгоритмов модального анализа для случайных процессов.

В результате вычислений получены распределения СКО и спектральные характеристики виброускорений в узлах КЭМ, соответствующих определенным точкам конструкции изделия (рис. 3). Получено удовлетворительное соответствие между уровнями и зонами максимальных виброускорений по результатам вычислений с использованием оболочечной и балочной КЭМ.

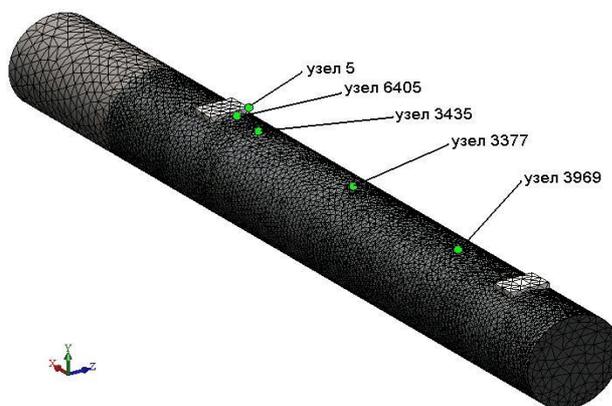


Рис. 3. Расположение узлов КЭМ

Оценка корректности методики численного моделирования и полученных результатов проводилась путем сопоставления результатов вычислений и известных экспериментальных данных. Для этого при моделировании использовались условия лабораторно-стендовых испытаний реального изделия, в которых кинематическое нагружение случайным широкополосным процессом ускорения в узлах крепления изделия создавалось последовательно в направлении осей X и Y изделия. Режим нагружения устанавливался путем формирования спектральной плотности ускорения с заданным распределением дисперсии в диапазоне [5; 300] Гц. При испытаниях проводилось измерение составляющих виброускорений в направлениях осей X, Y, Z изделия и получены спектральные плотности и СКО составляющих ускорения. Сопоставление результатов моделирования и экспериментальных данных проведено по интегральной характеристике – СКО ускорения в точках измерения. Получено удовлетворительное количественное соответствие результатов моделирования с экспериментальными данными по уровням виброускорения. Таким образом, подтверждено, что разработанная методика моделирования вибродинамического состояния конструкции авиационных изделий позволяет получать адекватные оценки интегральных уровней вибрационного ускорения.

В четвертой главе реализована представленная в главе 2 методика исследования напряженного состояния конструкции авиационного изделия при случайном кинематическом возбуждении.

Расчетные исследования проводились с использованием оболочечной КЭМ и условий кинематического возбуждения аналогичным представленным в главе 3. Для обеспечения корректности определения напряжений проводились вычисления с последовательным дроблением КЭ сетки. На первом этапе расчетов получены распределения СКО эквивалентных напряжений для разбивки модели элементами с характерным размером 50 мм. Получено, что зоны наибольшей изменчивости напряжений располагаются вблизи переднего бугеля. Далее по результатам вычислений напряжений при

последовательной разбивке зон наибольшей изменяемости напряжений элементами типа SHELL с характерными размерами 20 мм, 18 мм и 16 мм обоснован выбор характерного размера КЭ.

В результате вычислений определены:

- распределения СКО напряжений при действии эксплуатационной вибрации и вибрационного возбуждения типа «белый шум»;
- зависимости для спектральных плотностей напряжений $S_{\sigma}(f)$ и распределения дисперсии напряжений $D_{\sigma}(f)$ в зоне наибольшей изменяемости напряжений (рис. 4, 5).

Получено, что максимальные уровни напряжений наблюдаются вблизи переднего бугеля.

По характеру изменения спектральной плотности видно, что процесс напряжений является узкополосным. Максимальные составляющие дисперсии напряжений соответствуют двум низшим собственным частотам.

В пятой главе проведена оценка долговечности конструкции авиационного изделия при случайном нагружении.

Оценка характеристик долговечности проводится на основе разработанной численной модели НДС конструкции и скорректированной линейной гипотезы накопления усталостных повреждений.

Исходными данными для реализации линейной гипотезы накопления усталостных повреждений служат:

- характеристики приведенной кривой усталости;
- максимальные уровни циклов напряжений σ_i , возникающих в элементах конструкции изделия и их количество n_i , которые определяются по графикам функции повторяемости напряжений.

Для получения реализаций случайных процессов напряжений используется статистическое моделирование, исходными данными для которого являются спектральные характеристики процессов напряжений, получаемые из решения задачи статистической динамики в главе 4.

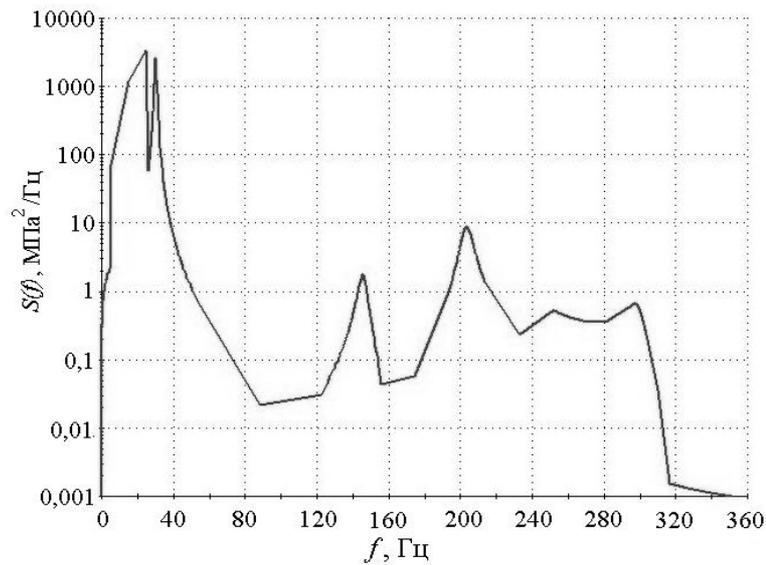


Рис. 4. Спектральная плотность напряжений в зоне наибольшей изменчивости напряжений (эксплуатационная вибрация)

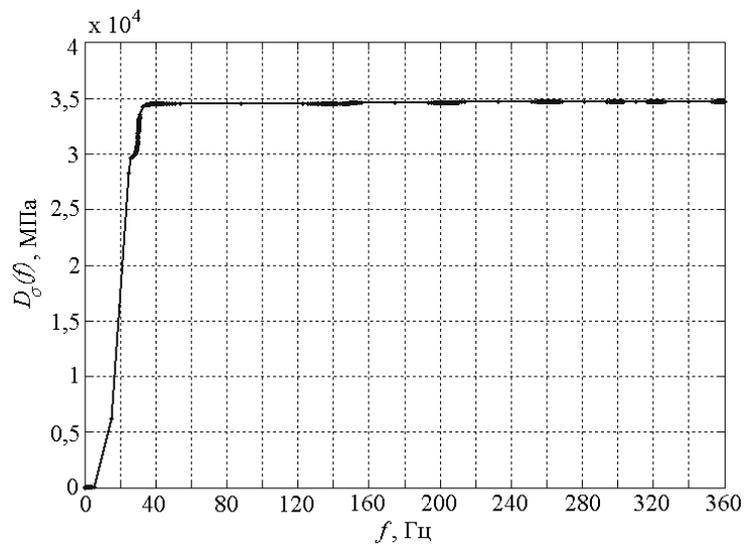


Рис. 5. Распределение дисперсии напряжений $D\sigma(f)$ (эксплуатационная вибрация)

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 в соответствии с алгоритмом (1).

Так как случайный процесс напряжений является сочетанием отдельных узкополосных процессов, то моделирование временной реализации процесса напряжений $\sigma(t)$ проводится в три этапа:

- разбиение всего частотного диапазона $[0; 360]$ Гц на i интервалов, содержащих по одному «пику» спектральной плотности $S_{\sigma}(\omega_i)$;
- моделирование реализации процесса напряжений $\sigma_i(t)$ для каждого частотного интервала;
- построение реализации $\sigma(t)$ путём суммирования полученных реализаций $\sigma_i(t)$.

В результате получены реализации процесса 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. Максимальный размах модельных процессов должен иметь величину порядка $6 D_{\sigma}^{0,5}$ ($\sigma_{\max} \approx 3D_{\sigma}^{0,5}$), где D_{σ} - суммарная дисперсия процесса напряжений. Для полученных модельных процессов это условие выполняется.

Далее проводится схематизация полученных модельных процессов напряжений для приведения их к набору регулярных циклов. Схематизация проводится с использованием стандартного метода «дождя».

По результатам вычислений получены графики повторяемости приведенного симметричного регулярного цикла напряжений для двух вариантов случайного нагружения. Представлены графики удельной повторяемости приведенных регулярных циклов напряжений, действующих вблизи переднего бугеля в зоне повышенных напряжений. Графики построены по реализациям процессов напряжений продолжительностью 600 с для случаев возбуждения конструкции «белым шумом» и эксплуатационной вибрацией. Из реализаций последовательно брались выборки продолжительностью 10 с, 60 с и 300 с (рис. 6).

Графики повторяемости имеют существенные различия только в области циклов напряжений с амплитудами до 180-200 МПа, которые дают относительно малый вклад в суммарную повреждаемость конструкции. Для рас-

чета долговечности далее используется функция повторяемости, построенная для выборки 60 с.

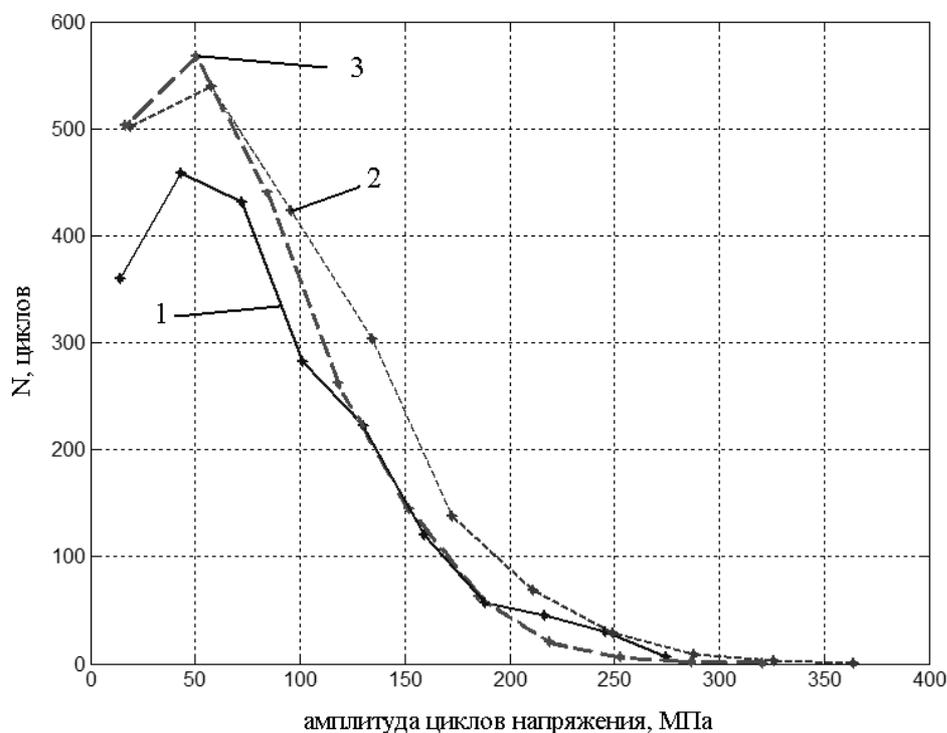


Рис. 6. Повторяемости приведенных регулярных циклов напряжений (эксплуатационная вибрация, 1- выборка 10 с, 2- выборка 60 с, 3- выборка 300 с)

Зависимости для спектральных плотностей напряжений показывают, что процессы вибронпряжений в конструкции являются узкополосными. В результате статистического моделирования получены процессы вибронпряжений, распределение ординат которых приближается к нормальному. Известно, что распределение максимумов узкополосного нормального процесса близко к распределению Рэлея. Полученные зависимости для повторяемости амплитуд циклов модельных процессов напряжений также близки к кривой плотности распределения Рэлея. Это показывает, что полученные модельные процессы также являются узкополосными и подтверждает адекватность результатов моделирования процессов вибронпряжений.

Определение усталостной долговечности проведено по скорректированной линейной гипотезе накопления усталостных повреждений по формуле:

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

в которой n_i – заданное количество циклов с напряжением σ_i ; N_i – определяемое по кривой усталости количество циклов с напряжением σ_i до появления усталостной макротрещины; a_p – расчетное значение меры усталостного повреждения.

Определены параметры приведенной кривой усталости для элемента конструкции в зоне наибольших уровней напряжений и проведено ее построение.

Рассчитаны значения корректирующего коэффициента a_p и соответствующие оценки долговечности до появления усталостного разрушения. 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 с учетом введенных соотношений вычисляется по формуле (2).

После подстановки в эту 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.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ДИССЕРТАЦИОННОЙ РАБОТЫ

1. 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.

2. 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.

3. Разработана и обоснована методика статистического моделирования временных реализаций случайных процессов напряжений по графику спектральной плотности и построения кривых повторяемости для приведенных регулярных циклов напряжений.

4. 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.

5. 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.

6. Изучено влияние параметров КЭ сетки и размера КЭ на результаты вычислений вероятностных характеристик составляющих ускорения и напряжений в конструкции.

7. 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.

8. 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.

9. 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.

10. 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 ОПУБЛИКОВАННЫХ РАБОТ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

В рецензируемых научных журналах и изданиях, включенных ВАК РФ для публикации основных научных результатов диссертаций:

1. Зарецкий М.В., Сидоренко А.С. Вибрационное состояние авиационных изделий при полете с носителем // Труды МАИ (рубрика «Авиационная техника и технология»): URL <http://www.mai.ru>, 2011, вып. № 46.

2. Зарецкий М.В., Сидоренко А.С. Динамика конструкции авиационного изделия при случайном кинематическом нагружении // Труды МАИ (рубрика «Авиационная техника и технология»): URL <http://www.mai.ru>, 2012, вып. № 58.

3. Зарецкий М.В., Сидоренко А.С. Оценка показателей долговечности конструкции авиационного изделия при действии случайных нагрузок // Труды МАИ (рубрика «Авиационная техника и технология»): URL <http://www.mai.ru>, 2013, вып. № 70.

4. Зарецкий М.В., Сидоренко А.С. Моделирование динамического напряженного состояния конструкции авиационного изделия при случайном нагружении // Труды МАИ (рубрика «Математика. Физика. Механика»): URL <http://www.mai.ru>, 2014, вып. № 75.

В других научных изданиях:

1. Зарецкий М.В. Моделирование динамического состояния авиационных изделий при действии эксплуатационной вибрации. // Тезисы докладов научно-практической конференции студентов и молодых ученых МАИ «Инновации в авиации и космонавтике – 2011». Москва, 26-30 апреля 2011. – М.: МЭЙЛЕР, 2011. – С. 13-14.

2. Зарецкий М.В. Напряженно – деформированное состояние конструкции авиационного изделия при действии полетных нагрузок. // Тезисы докладов Московской молодежной научно-практической конференции «Инновации в авиации и космонавтике – 2012». Москва, 17-20 апреля 2012. – М.: ООО «Принт-салон», 2012. – С. 267-268.

3. Зарецкий М.В. Оценка долговечности конструкции авиационного изделия при действии случайных нагрузок. // Тезисы докладов Московской молодежной научно-практической конференции «Инновации в авиации и космонавтике – 2013». Москва, 16-18 апреля 2013. – М.: ООО «Принт-салон», 2013. – С. 36-37 .