

УДК 534.1: 629.73

Оценка показателей долговечности конструкции авиационного изделия при действии случайных нагрузок

Зарецкий М.В.*, Сидоренко А.С.**

Московский Авиационный Институт (национальный исследовательский университет), МАИ, Волоколамское шоссе, 4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993, Россия

**e-mail: XACE1987@mail.ru*

***e-mail: k906@mai.ru.*

Аннотация

Представлены результаты разработки численных моделей и данные расчетной оценки характеристик случайной вибрации и долговечности изделий авиационной техники в условиях совместного полета с носителем. Получены зависимости для спектральных характеристик и уровней напряжений в различных точках конструкции изделия и определены зоны максимальных уровней вибрации и напряжений для изделий, размещенных на внешней подвеске маневренного носителя. С использованием алгоритмов статистического моделирования построены реализации случайных процессов напряжений и получены графики повторяемости для приведенных регулярных циклов. На основе линейной гипотезы суммирования повреждений определены оценки усталостной повреждаемости конструкции изделия.

Ключевые слова: авиационный носитель, конструкция, колебания, метод конечного элемента; оболочка, динамическое состояние, вибронапряжение, стационарная вибрация, спектральная плотность, статистическое моделирование, усталость

Введение

Долговечность, надежность и безопасность эксплуатации являются одними из важнейших требований, предъявляемых к авиационным изделиям транспортируемыми совместно 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.

Изделие авиационной техники, транспортируемое на самолете-носителе, подвергается 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.

Определение характеристик динамического напряженно-деформированного состояния конструкции изделия при совместном полете с носителем на различных режимах полета имеет важное практическое значение для оценки уровней колебания конструкции изделия и для дальнейшей оценки и подтверждения характеристик долговечности изделия. Возникающие во время совместного полета 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 транспортируемого авиационного изделия. Также эта задача актуальна при оценке возможности транспортирования изделия на других носителях или при более жестких режимах полета.

В том случае, когда нет возможности получить экспериментальные данные, необходимые характеристики динамического напряженно – деформированного состояния изделия могут быть получены расчетным путем. Эффективность использования расчетных методов для исследования реальных конструкций и дальнейшая применимость полученных результатов во многом определяются качеством расчетных моделей, т.е. насколько точно модели описывают реальные конструкции и условия эксплуатации, а также возможностью получения достоверных исходных данных на этапе разработки модели.

Расчетные исследования колебаний конструкций летательных аппаратов и подвесных авиационных изделий в процессе полета представлены в книгах [1, 2, 3]. 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.

Целью настоящей работы является разработка методики математического моделирования динамического напряженно-деформированного состояния и оценки долговечности конструкции авиационного изделия при случайном пространственном кинематическом возбуждении, моделирующем действие реальных полетных нагрузок. Расчетные модели конструкции формируются с учетом нерегулярностей (наличия соединений и односторонних связей, конструктивных особенностей узлов подвески). Модели должны описывать пространственное движение конструкции и составляющие ее пространственного локального деформирования в зонах нерегулярностей в рамках оболочечной модели.

Формирование численных моделей

Использование приближенных аналитических методов для случая расчета реальных конструкций, в которых распределение массы и жесткости имеют сложные зависимости, связано с введением существенных упрощающих предположений. Для определения низших форм колебаний в основном используется

метод последовательных приближений. После определения форм колебаний система дифференциальных уравнений в частных производных приводится к системе обыкновенных дифференциальных уравнений. Решение системы дифференциальных уравнений проводится с использованием стандартных алгоритмов и программ численного интегрирования.

В представленной работе проводятся расчетные исследования для изделий, закрепленных на внешней подвеске маневренного самолета – носителя. Исходными данными для создания расчетной модели конструкции изделия являются геометрические характеристики конструкции, распределение массы, механические характеристики материалов.

Объектом исследования является авиационное изделие, состоящее из оболочки-обечайки, с подкрепляющими элементами, двух узлов подвески (бугелей), противовеса, моделирующего массу передней части изделия, и заполнителя, размещенного в задней части изделия (рис. 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.

Применение приближенных методов при рассмотрении конструкции изделия как нерегулярной оболочки с присоединенными узлами подвески, когда нужно учитывать относительно большое число форм колебаний, является весьма трудоемкой задачей. Наиболее рациональным способом решения задач о колебаниях

сложных конструкций является использование метода конечных элементов (МКЭ), который реализован в виде компьютерных интерактивных систем для персональных ЭВМ.

Для моделирования динамического напряженного состояния авиационного изделия используется система твердотельного моделирования и конечно-элементного расчета сложных конструкций SolidWorks. В данной системе конечно-элементная модель (КЭМ) конструкции изделия строится с использованием интерактивного функционального меню в режиме диалога. В результате разработана оболочечная КЭ модель конструкции реального авиационного изделия в виде составной подкрепленной оболочки, содержащей распределенные не силовые агрегаты.

В качестве глобальной системы координат при моделировании принята прямоугольная правосторонняя система координат с началом в центре поперечного сечения, соответствующего центру масс изделия. Ось X модели совпадает с продольной осью изделия и направлена по полету; ось Y направлена вверх.

Для моделирования конструкции использовались объемные конечные элементы типа SOLID и оболочечные элементы типа SHELL.

Объемные изопараметрические двадцатиузловые конечные элементы SOLID используются при создании трехмерных структурных и тепловых расчётных моделей. Эти элементы применяются для моделирования конструкций содержащих нерегулярности и достаточно хорошо описывают изменения напряжений и перемещений, 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. Элемент характеризуется толщиной и физическими свойствами материала и применяется для моделирования тонкостенных пространственных конструкций.

При моделировании обеспечивается соответствие между КЭМ и реальной конструкцией изделия по условиям закрепления, геометрическим параметрам, распределению массы, положению центра масс и по величине момента массы относительно осей X и Z. Наиболее подробно воспроизводятся жесткостные и массовые характеристики тех частей конструкции, через которые передаются динамические нагрузки и которые оказывают основное влияние на динамическое состояние [4].

Демпфирующие свойства конструкции изделия описываются с использованием обобщенной модели Рэлея, которая описывает действие внешних и внутренних диссипативных сил пропорциональных соответственно массе и жесткости конструкции. Диссипативный оператор имеет вид $\alpha [M] + \beta [C]$. 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 [С]. Также учитываются величины внутреннего демпфирования для материалов несущей конструкции.

КЭМ конструкции изделия, разработанная с использованием элементов SOLID и SHELL и автоматически генерируемой сеткой узлов показана на рис. 2. Обечайка изделия набрана элементами типа SHELL. Для разбиения подкрепляющих элементов конструкции, противовеса, заполнителя и узлов подвески используются элементы SOLID. Через узлы подвески изделия на конструкцию передается кинематическое воздействие от носителя. Эти узлы ограничивают перемещение изделия в определенных направлениях. Задний (по полету) узел жестко закреплен по всем направлениям, передний – может свободно смещаться только в направлении оси X.

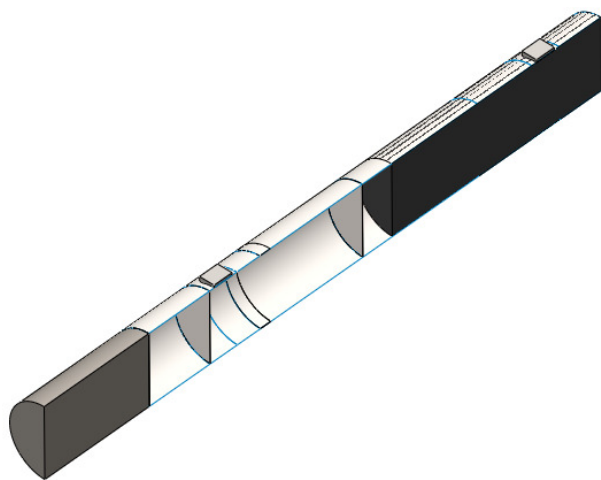


Рис. 1

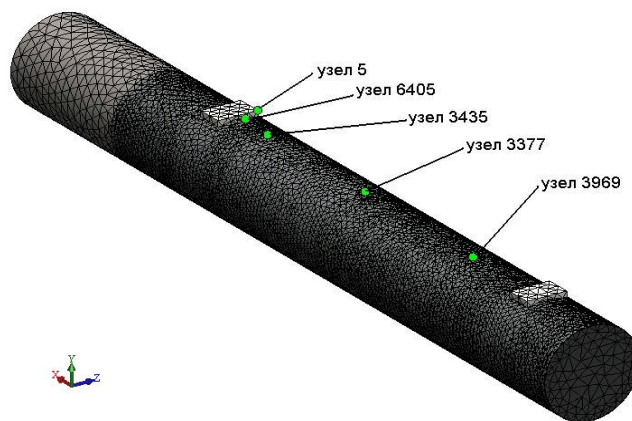


Рис. 2

На первом этапе расчета определяются собственные формы и соответствующие частоты колебаний конструкции. Значения частот колебаний, соответствующих собственным формам, полученные с использованием оболочечной КЭМ конструкции представлены в таблице 1.

Таблица 1

1 форма	2 форма	3 форма	4 форма	5 форма	6 форма
34.8 Гц	37.9 Гц	143.2 Гц	150.2 Гц	221.4 Гц	271.75 Гц

Колебания конструкции происходят при сочетании оболочечных и балочных форм, при которых контур оболочки не деформируется. Две низшие частоты соответствуют преимущественно балочным изгибным формам колебаний. Более высокие частоты соответствуют сочетанию и оболочечных и балочных форм изгиба и кручения, либо преимущественно оболочечным формам [5].

Определены характеристики виброускорений при возбуждении конструкции случайными стационарными процессами с модельной спектральной плотностью ускорений и спектральной плотностью ускорений, которая соответствует совместному полету. Для данных условий нагружения наибольшие уровни ускорения имеют место в средней зоне изделия [6].

Определение характеристик напряженного состояния

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.

Расчеты выполнены с использованием разработанной КЭМ конструкции для случаев 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 плотности в направлении осей изделия. Рассмотрены два вида спектральной плотности ускорения: модельная («белый» шум) и спектральная плотность, соответствующая реальным условиям эксплуатации изделия совместно с носителем (рис. 3). При этом учитывается влияние постоянной гравитационной нагрузки на колебания конструкции.

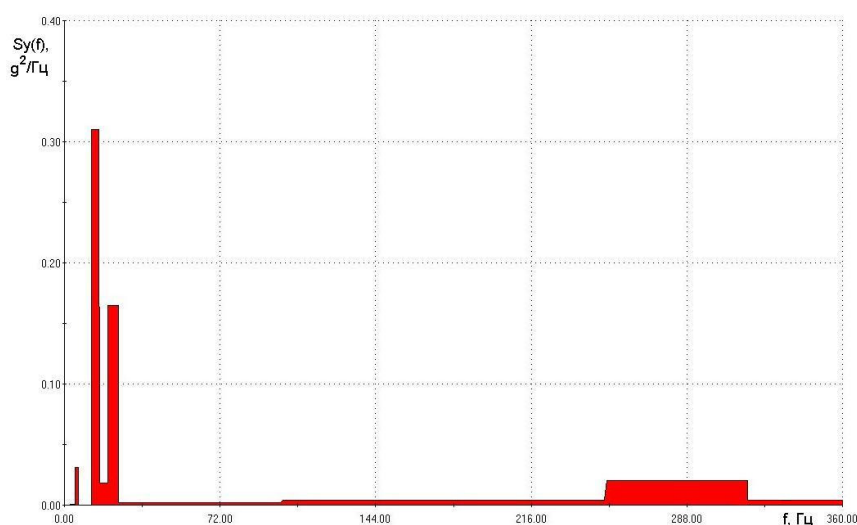


Рис. 3

Для определения уровней напряжений и зон их концентрации на первом этапе производится предварительная разбивка модели конструкции элементами SHELL (обечайка) и SOLID (подкрепляющие элементы, противовес, наполнитель, узлы подвески) с характерным размером КЭ 50 мм. Далее выполняется расчет напряжений в конструкции при возбуждении колебаний в узлах конструкции по оси Y случайным стационарным процессом ускорения в виде «белого шума» со спектральной плотностью ускорения $0.01 \text{ г}^2 / \text{Гц}$ в диапазоне частот (0 - 300) 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 распределения среднеквадратических значений эквивалентных напряжений при воздействии «белого шума» и эксплуатационной нагрузки представлены соответственно на рис. 4 и 5.

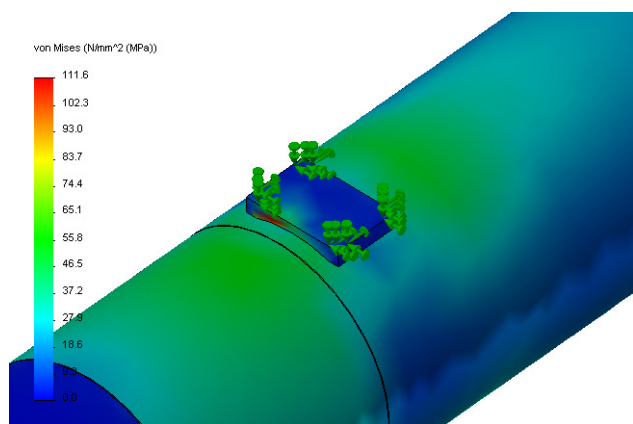


Рис. 4

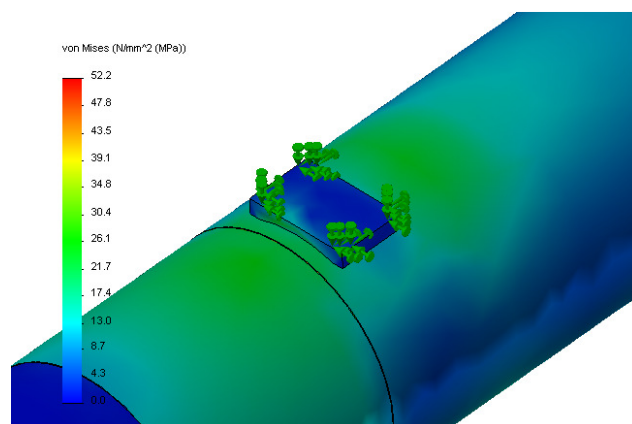


Рис. 5

Видно, что зоны наибольшей изменчивости напряжений располагаются вблизи переднего бугеля. Максимальные уровни среднеквадратических напряжений составляют: 111,6 МПа при возбуждении «белым шумом» и 52,2 МПа при действии эксплуатационной вибрации со спектральной плотностью, показанной на рис.3.

Далее путем вычислений напряжений при последовательном дроблении разбивки обоснован выбор характерного размера элементов участков обечайки, через которые передаются динамические нагрузки на изделие и в которых наблюдается наибольшая изменчивость напряжений. Эти участки в основном характеризуют напряженное состояние изделия.

Последовательно проводилась разбивка этих зон элементами типа SHELL с характерными размерами 20 мм, 18 мм и 16 мм. На рис. 6 и 7 представлены разбивка части обечайки КЭ с характерными размерами 20 мм и 16 мм соответственно.

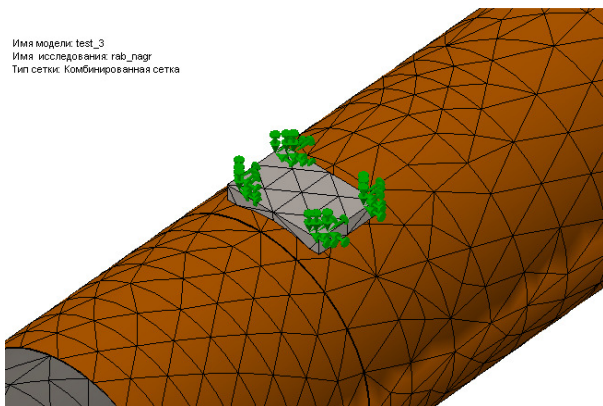


Рис. 6

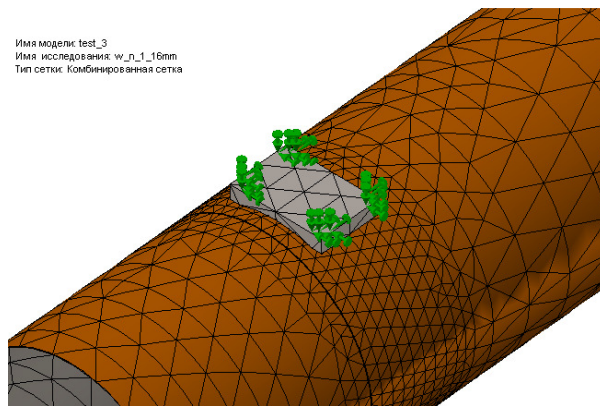


Рис. 7

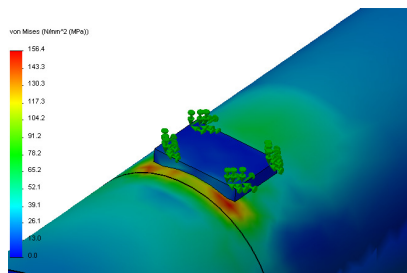


Рис. 8

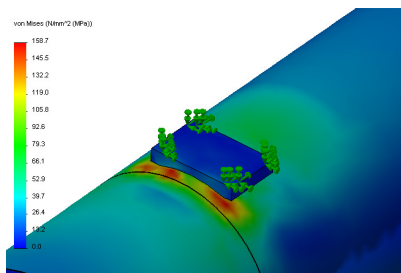


Рис. 9

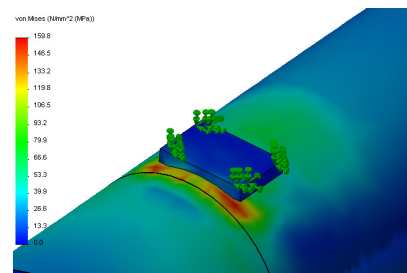


Рис. 10

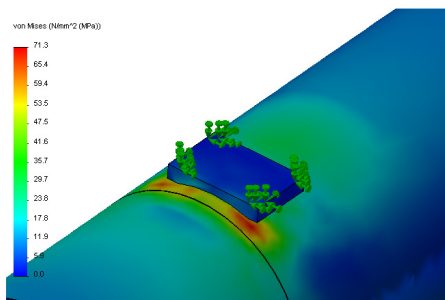


Рис. 11

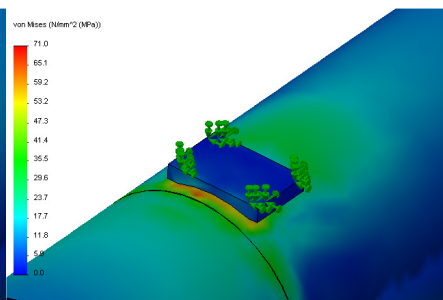


Рис. 12

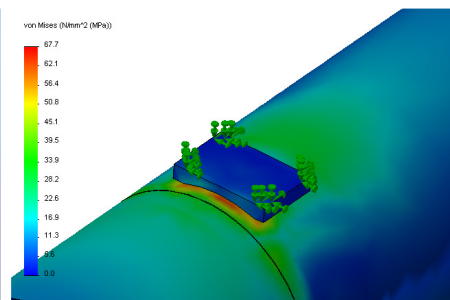


Рис. 13

Определены среднеквадратические значения (СКЗ) напряжений при действии вибрационного возбуждения типа «белый шум» и эксплуатационная вибрация. Максимальные значения СКЗ напряжений при нагружении конструкции «белым шумом» наблюдаются вблизи переднего бугеля и составляют: 156,4 МПа, 158,7 МПа, 159,8 МПа для вариантов разбивок с размерами КЭ 20 мм, 18 мм и 16 мм

соответственно (рис. 8 - 10). 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 67,7 МПа, 71,0 МПа и 71,3 МПа соответственно для вариантов разбивок с размерами КЭ 20 мм, 18 мм и 16 мм (рис. 11 - 13). Такое расположение зон максимальных СКЗ напряжений объясняется близостью к ним массивной передней части изделия (противовеса).

В результате расчетных исследований определены спектральные плотности напряжений и распределение дисперсии напряжений в различных точках конструкции при возбуждении конструкции случайными стационарными процессами. На рис. 14,а и 14,б приведены графики спектральной плотности напряжений для узла 5423, расположенного вблизи переднего бугеля в зоне максимальной изменяемости напряжений. График на рис. 14,а соответствует случаю возбуждения конструкции изделия случайным процессом со спектральной плотностью ускорения в виде «белого шума», а на рис. 14,б - воздействию случайной вибрации со спектральной плотностью, показанной на рис. 3. Резкое изменение спектральной плотности напряжений, соответствующее основным пикам на графике $S_{\sigma}(f)$ наблюдается вблизи собственных частот: 34,8 Гц, 37,9 Гц, 143,2 Гц, 150,2 Гц (рис. 14). На рис. 15,а и 15,б приведены графики распределения дисперсии напряжений $D_{\sigma}(f)$, соответствующие зависимостям на рис. 14,а и 14,б.

Максимальные составляющие дисперсии соответствуют двум низшим собственным частотам.

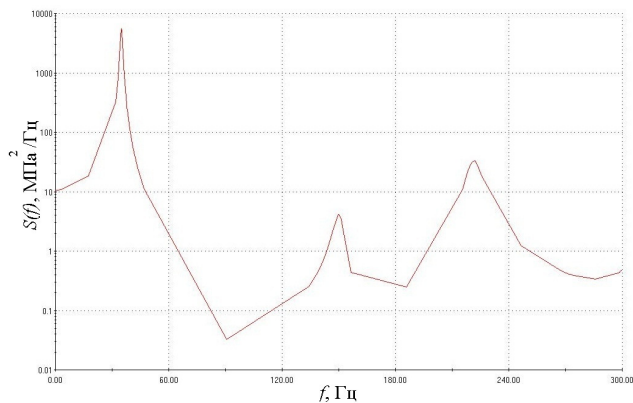


Рис. 14, а

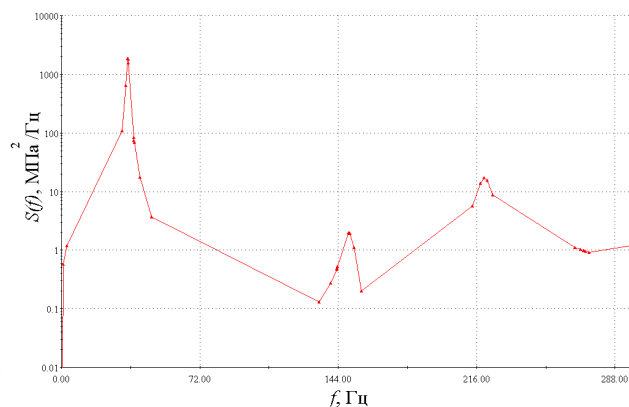


Рис. 14,б

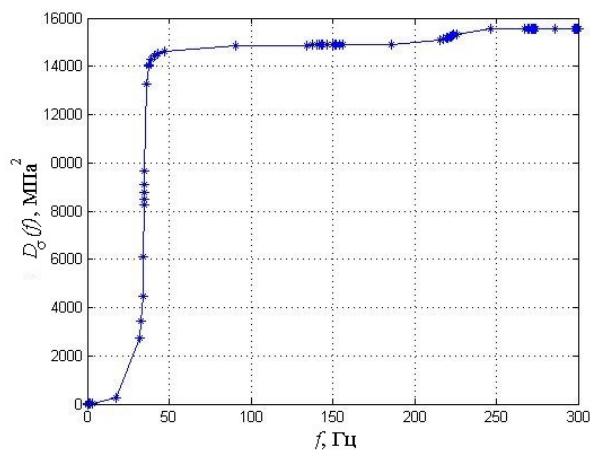


Рис. 15, а

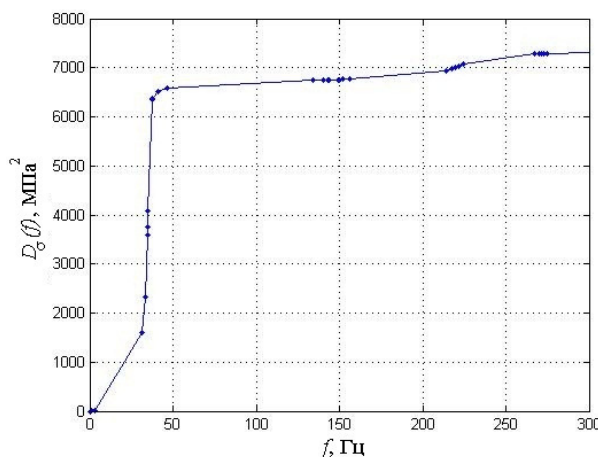


Рис. 15, б

Моделирование реализации случайных процессов напряжений

Для оценки характеристик долговечности конструкций, на которые воздействуют случайные колебания, наиболее сложной задачей является определение процессов изменения динамических напряжений во времени. Изменения динамических напряжений в точках конструкции описываются случайными функциями, которые могут быть получены или путем вычисления напряжений на каждом временном шаге, или с помощью алгоритмов

статистического моделирования случайного процесса напряжений. Первый способ применим лишь для относительно несложных математических моделей конструкций, так как требует многократного (до десятков тысяч раз) повторения решения квазистатической задачи на каждом шаге по времени. Его применение является обоснованным в основном для расчетов механических систем с учетом нелинейностей. При этом обычно процесс внешнего случайного нагружения формируется путем статистического моделирования.

В данной работе оценка характеристик долговечности проводится на основе использования линейной численной модели имеющей высокую сложность, которая обусловлена необходимостью адекватно определять напряжения в зонах их быстрого изменения по координатам (вблизи концентраторов напряжений). Поэтому для получения реализаций случайных процессов напряжений здесь используется статистическое моделирование, исходными данными для которого являются спектральные характеристики процессов напряжений, получаемые из предыдущего решения задачи статистической динамики.

Временные реализации процесса напряжений $\sigma(t)$, соответствующие зависимостям для спектральных плотностей напряжений (рис. 14) при каждом текущем значении аргумента (времени) t моделируются в виде гармонического ряда [3]:

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

Здесь ω_j – значения частоты на графике спектральной плотности напряжений (рис. 22), $S_\sigma(\omega_j)$ – соответствующие им значения спектральной плотности, $\omega_j' = (\omega_j +$

$\delta\omega_j$), $\delta\omega$ – 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 (1) приближается к нормальному.

Для получения временной реализации процесса напряжений $\sigma(t)$ на графике спектральной плотности напряжений от воздействия на конструкцию «белого шума» (рис. 14, а) выделены два частотных интервала, на которых расположены пики спектральной плотности. Для выделенных интервалов шагом $\Delta\omega$ определяются значения ω_j и соответствующие им значения $S_\sigma(\omega_j)$. Шаг по частоте $\Delta\omega$ переменный, значения аргументов ω_j сгущаются вблизи максимумов спектральной плотности. Для первого слагаемого суммы (1) $\Delta\omega_1 = \omega_2 - \omega_1$. Для последующих слагаемых $\Delta\omega_j = (\omega_j - \omega_{j-1})/2 + (\omega_{j+1} - \omega_j)/2$. Моделирование реализации производится в следующей последовательности: сначала моделируются процессы для каждого из выделенного пика, а затем производится их суммирование.

В системе MatLab реализован алгоритм моделирования (1). 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 (0-300 Гц) определяются интервалы, в которых сосредоточена практически вся дисперсия процесса и соответствующие пикам зависимостей $S_\sigma(f)$ (рис. 14). 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 $T \geq 100/f_1$, где f_1 Гц – низшая частота в спектре вынужденных колебаний.

При моделировании процесса для случая нагружения конструкции «белым шумом»-для первого частотного интервала (верхняя граница 46.9 Гц) принято $\Delta t = 0.01$ с, для второго интервала (верхняя граница 226 Гц) - $\Delta t = 0.002$ с. На рис. 16 представлены составляющие реализации процесса, полученные с помощью формулы (1) для каждого частотного интервала в отдельности. Синим цветом показана составляющая для первого пика спектральной плотности напряжений, красным – для второго пика.

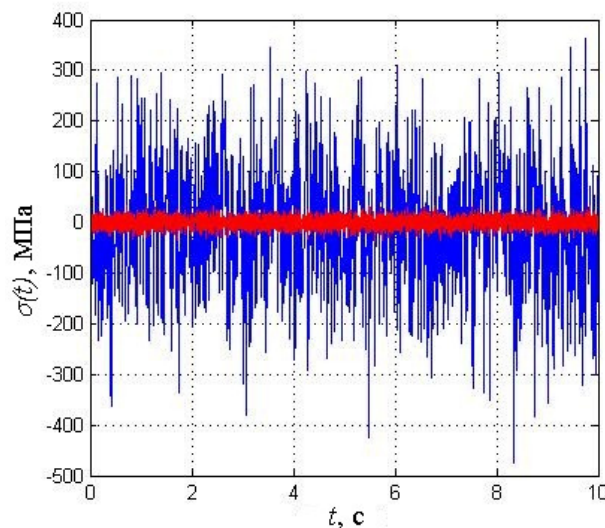


Рис. 16

На рис. 17 приведен участок составляющих реализаций $\sigma(t)$ длительностью 1 с. Видно, что процессы содержат гармоники, существенно различающиеся по частоте и уровню, что соответствует характеру исходной спектральной плотности.

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. 18 представлена суммарная реализация $\sigma(t)$. Сравнение реализаций на рис. 18 и 16 показывает, что основной вклад в суммарный уровень процесса вносит первая (низкочастотная) составляющая процесса $\sigma(t)$, а вклад второй составляющей относительно невелик.

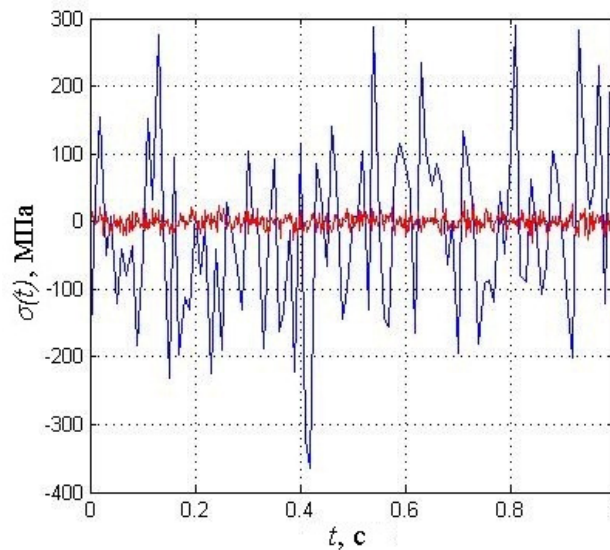


Рис. 17

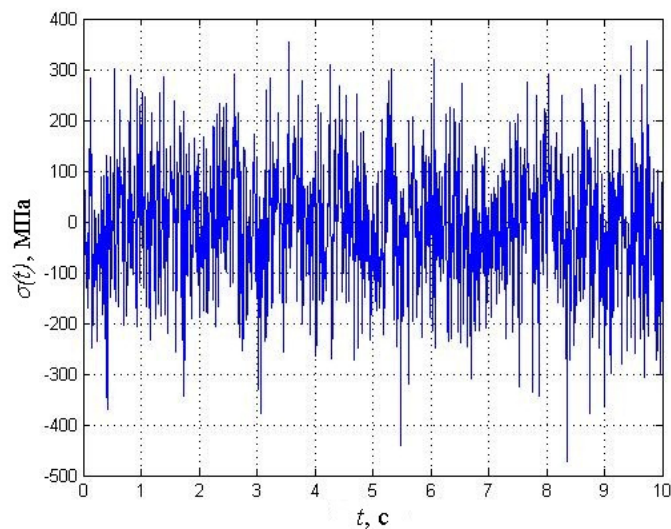


Рис. 18

Ординаты модельного процесса имеют нормальное распределение, поэтому можно проверить соответствие полученной реализации процесса напряжений по уровню напряжений и по спектральному составу спектральной плотности напряжений, по которой моделировался процесс.

Для случая возбуждения конструкции случайным процессом со спектральной плотностью ускорения соответствующей условиям эксплуатации производится аналогичное моделирование реализации процесса напряжений. Спектральная плотность напряжений при данном типе возбуждения для узла 18532 КЭМ, находящегося в зоне максимальных среднеквадратических напряжений вблизи переднего бугеля представлена на рис. 14,б. На графике приведены два наиболее значимых пика, ограниченных по частоте отрезками [31.88; 46.9] Гц и [215.39; 225.76] Гц. В отдельности для каждого пика моделируется процесс напряжений в соответствии с формулой (1). Моделирование проведено с шагом по времени $\Delta t = 0.01$ секунды для первого пика и с шагом $\Delta t = 0.002$ секунды для второго пика.

Результаты моделирования приведены на рис. 19, 20. На рис. 19 представлены результаты моделирования реализации случайного процесса напряжений для первого (показано синим цветом) и второго пиков (показано красным цветом) спектральной плотности. Суммарная реализация процесса показана на рис. 20.

Ординаты полученных модельных процессов напряжений имеют распределение близкое к нормальному. На основании этого можно оценить соответствие между модельными реализациями процессов и спектральных

плотностей напряжений, по которым моделировались реализации, по уровням напряжений. Значения ординат модельных процессов должны быть не более $3D_{\sigma}^{0.5}$, где D_{σ} - суммарная дисперсия процесса, определяемая по спектральной плотности. Значения величин $3D_{\sigma}^{0.5}$ для процессов со спектральными плотностями, представленными на рис. 14, а и 14, б составляют около 380 МПа и 260 МПа соответственно, что удовлетворительно совпадает с уровнями максимумов модельных процессов (см. рис. 18 и 19).

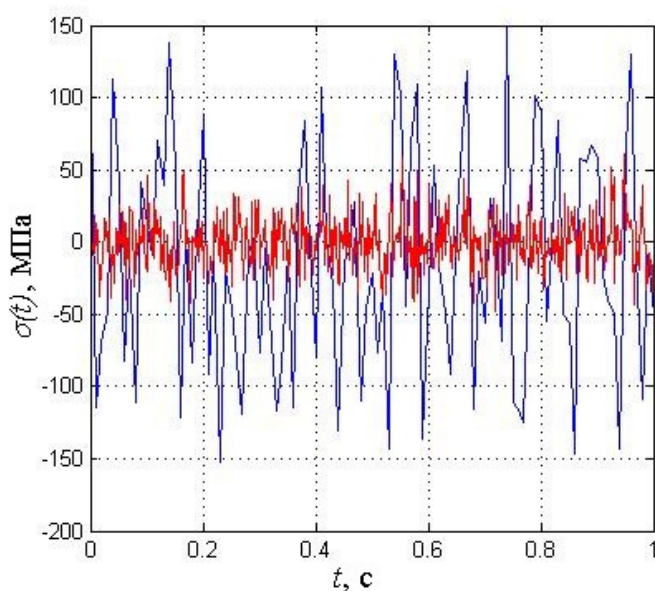


Рис. 19

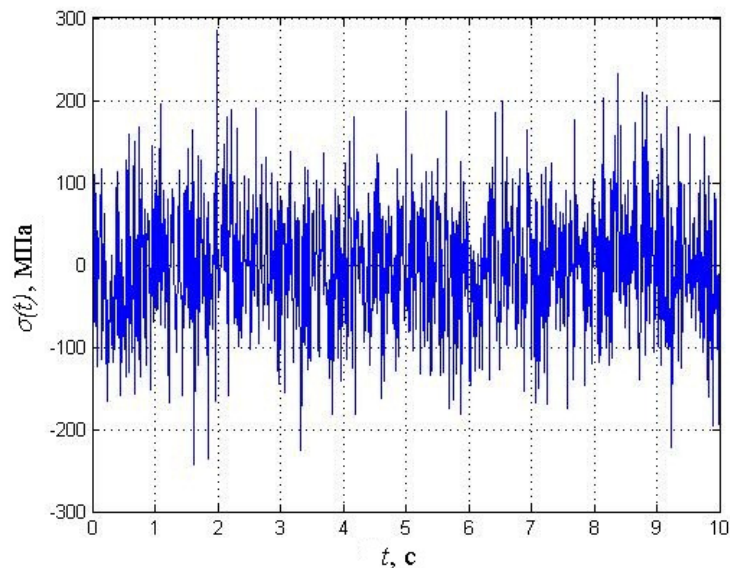


Рис. 20

Схематизация процесса нагружения

Для оценки характеристик долговечности конструкции при случайном нагружении полученные случайные процессы напряжений приводятся к эквивалентному по повреждающему действию набору регулярных циклов напряжений, т. е. гармонических циклов напряжений с постоянной амплитудой. Для приведения к эквивалентным регулярным циклам напряжений используется стандартный метод «дождя» [7], алгоритмы которого реализуются с помощью ЭВМ.

В алгоритмы вводятся значения времени t и соответствующие им значения напряжений $\sigma(t)$, по реализациям для двух рассматриваемых случаев нагружения конструкции изделия (см. рис. 18, 20).

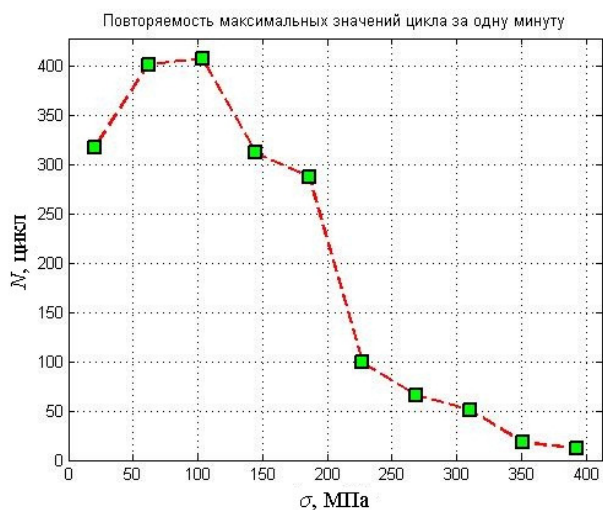


Рис. 21

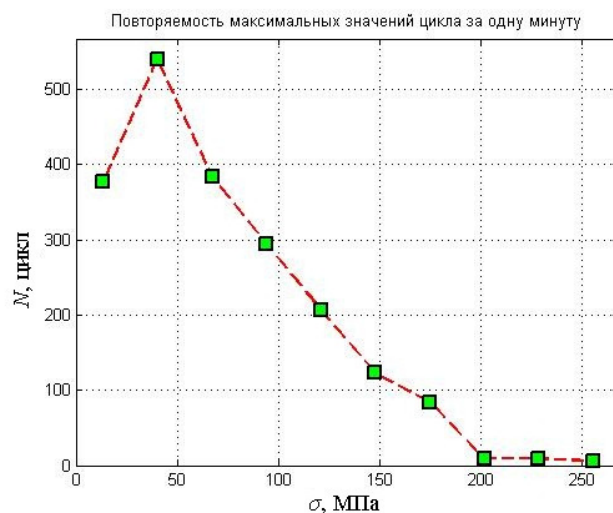


Рис. 22

В результате вычислений получены графики повторяемости приведенного симметричного цикла напряжений за одну минуту полета для случая возбуждения колебаний «белым шумом» (рис. 21) и эксплуатационной вибрацией (рис. 22).

Оценка долговечности

Оценка долговечности проводится на основе линейной гипотезы суммирования повреждений:

$$\sum_{i=1}^k \frac{n_i}{N_i} = 1. \quad (2)$$

Здесь n_i – число циклов наработки за время испытания при напряжении σ_i , N_i – число циклов до разрушения при напряжении σ_i , k – число уровней регулярных циклов напряжений. Значения n_i снимаются с графика повторяемости и для соответствующих им значений напряжений σ_i по диаграмме (кривой) усталости для данного типа материала определяются значения N_i . Диаграмма усталости, построенная в логарифмических координатах, состоит из двух пересекающихся прямолинейных отрезков (ветвей). Ветви диаграммы характеризуются абсциссой и

ординатой точки перелома кривой усталости – N_G и σ_{N_G} и показателями наклона кривой усталости – m_N и m_{N_1} , которые определяются по формуле [8]:

$$m_N = \operatorname{ctg} \alpha = \frac{\lg N_1 - \lg N_2}{\lg \sigma_2 - \lg \sigma_1} \quad (3)$$

Здесь (N_1, σ_1) и (N_2, σ_2) – координаты любых двух точек, принадлежащих ветви, для которой определяется показатель наклона кривой m_N .

Так как диаграммы усталости построены для стандартных образцов материала, которые подвергаются определенным видам лабораторных испытаний, имеют определенные форму, шероховатость, предварительно нанесенные концентраторы напряжений, то для изделия необходимо построить приведенную диаграмму усталости.

Исследуемое изделие изготовлено из стали 30 ХГСА. Для образца из этой стали принимается: $N_G = 65000$ циклов, $m_N = 6,34$, $m_{N_1} = 95,98$, $\sigma_{N_G} = 810$ МПа [8].

Ордината точки перелома приведенной кривой усталости определяется по формуле:

$$\sigma_{N_{G д}} = \frac{\sigma_{N_G}}{K} \quad (4)$$

Здесь $\sigma_{N_{G д}}$ – 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) определяется следующим образом:

– при растяжении-сжатии или изгибе

$$K = \left(\frac{K_{\sigma}}{K_{\partial\sigma}} + \frac{1}{K_{F\sigma}} - 1 \right) \cdot \frac{1}{K_v \cdot K_A} \quad (5)$$

– 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; $K_{\partial\sigma}$, $K_{\partial\tau}$ – масштабный фактор, $K_{F\sigma}$, $K_{F\tau}$ – качество обработки поверхности; K_v – коэффициент влияния поверхностного упрочнения, K_A – анизотропию материала.

В соответствии с рекомендациями ГОСТ 25.504-82 «Методы расчета характеристик сопротивления усталости» указанные коэффициенты принимаются равными $\frac{K_{\sigma}}{K_{\partial\sigma}} = 3,5$, $K_{F\sigma} = 0,83$, $K_v = 1,20$, $K_A = 1$. Тогда в соответствии с формулой (5) коэффициент $K = 3,08$. Далее по формуле (4) для исследуемой конструкции определяется приведенное значение ограниченного предела выносливости $\sigma_{N_{Gд}}$, которое получается равным $\sigma_{N_{Gд}} = 262$ МПа. Таким образом, точка перелома для приведенной кривой усталости (рис. 23) будет иметь координаты (65000 циклов; 262 МПа).

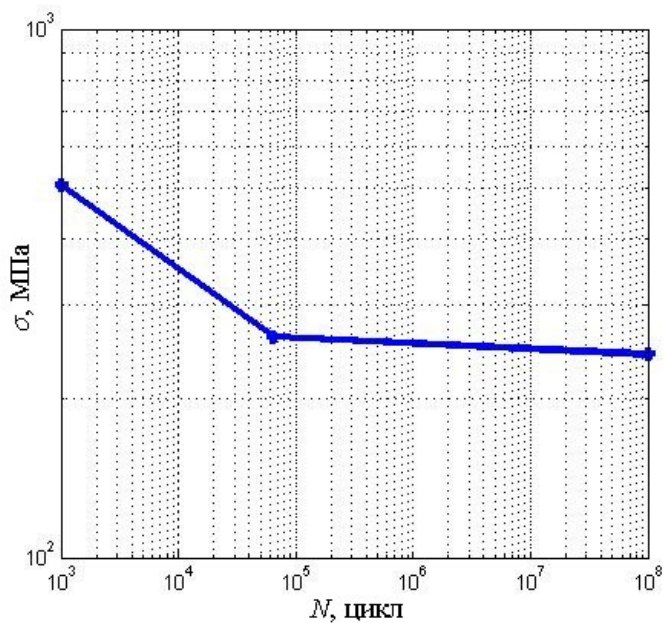


Рис. 23

Оценка долговечности на основе соотношения линейной гипотезы суммирования повреждений (2) проводится с использованием полученных графиков повторяемости напряжений при воздействии на изделие нагрузок типа «белый шум» и эксплуатационная вибрация (рис. 21, 22). Значения n_i получены в результате схематизации смоделированного случайного процесса и уже использовались для построения графиков повторяемости. Соответствующие им значения напряжения σ_i используются для определения по формуле (3) значений N_i .

В результате вычислений относительных долговечностей по формуле (2) получено, что повреждаемость при возбуждении конструкции случайным процессом со спектральной плотностью ускорения в виде «белого шума» составляет 45,86% за один час полета, а при возбуждении конструкции случайным процессом со спектральной плотностью ускорения, соответствующей режиму эксплуатации, составляет 4,38% за один час полета.

Опытным путем показано, что оценка расхода ресурса по линейной гипотезе накопления повреждений может быть заниженной в несколько раз, т.е. давать ошибку не в запас прочности. Поэтому для более корректной оценки применяют скорректированную линейную гипотезу суммирования повреждений. Корректировка заключается в том, что в правую часть условия усталостного разрушения (2) вводится корректирующий коэффициент a_p , который может принимать значения от 0,1 до 1,5.

Для материалов, имеющих диаграмму усталости, содержащую два наклонных участка, условие разрушения (2) принимает вид:

$$\sum_{i=1}^r \frac{n_i}{N_i} = a_p \quad (6)$$

Корректирующий коэффициент вычисляется по формуле:

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

Здесь $\sigma_{a,i}$ – 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 соответствии с условием (6) корректирующий коэффициент a_p для случая возбуждения конструкции «белым шумом» принимает значение 0.3, а при воздействии эксплуатационным возбуждением равен 0.27. Тогда повреждаемость при возбуждении конструкции изделия случайным процессом с модельной спектральной плотностью ускорения составит 152,8% за один час полета, т.е.

произойдет разрушение изделия. При возбуждении конструкции случайным процессом со спектральной плотностью ускорения, соответствующей режиму эксплуатации, повреждаемость составляет 16,2% за один час полета.

Основные результаты и выводы

Разработаны методики численного моделирования динамического и напряженно – деформированного состояний конструкций авиационных изделий при случайном пространственном кинематическом возбуждении. Модели, разработанные с использованием объемных КЭ, позволяют учитывать нерегулярности конструкции (соединения, односторонние связи, конструктивные особенности узлов подвески) и оценивать характеристики составляющих ее пространственного локального деформирования в зонах нерегулярностей.

На основе разработанных КЭ моделей определены динамические характеристики изделий и проведены расчетные исследования спектральных характеристик вибрационного состояния изделия при различных видах случайного кинематического нагружения. Получены спектральные плотности эквивалентных напряжений в наиболее напряженных зонах и выявлены особенности распределения дисперсии напряжений по частоте в этих зонах для случаев нагружения конструкции «белым шумом» и эксплуатационным нагружением.

С использованием соотношений статистического моделирования построены временные реализации процессов случайных напряжений в наиболее нагруженных зонах конструкции, сформированы кривые повторяемости для приведенных

регулярных циклов и проведена оценка степени повреждаемости конструкции изделия в наиболее опасных точках.

Приведенные результаты расчетов показывают, что разработанные КЭ модели позволяют определять спектральные характеристики и СКО пространственных колебаний и напряженного состояния изделий при заданных условиях кинематического случайного нагружения, соответствующего этапу совместного полета изделий с носителем.

Адекватность моделей и работоспособность программ подтверждены физической корректностью результатов динамических и прочностных расчетов, сходимостью значений собственных частот, характеристик ускорений и напряжений при дроблении КЭ разбивки.

Модели вынужденных колебаний изделий могут быть использованы для оценки динамического состояния, вибрационной прочности и долговечности изделий и узлов подвески при заданных условиях эксплуатационного нагружения.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 13-08-01243).

Библиографический список

1. Гудков А.И., Лешаков П.С. Внешние нагрузки и прочность летательных аппаратов. Изд. 2-е. М.: Машиностроение, 1968. 470 с.
2. Фигуровский В. И. Расчет на прочность беспилотных летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1973. 360 с.
3. Вибрации в технике. Справочник в 6 т. М.: Машиностроение. - Т. 1. Колебания линейных систем. Под ред. В.В. Болотина, 1978. 352 с. - Т. 3. Колебания машин,

конструкций и их элементов. Под ред. Ф.М. Диментберга и К.С. Колесникова, 1980. 544 с.

4. Сидоренко А.С., Родионов Г.Л. Динамическое состояние летательного аппарата при аварии на этапе взлета // Труды МАИ, электронный журнал. URL: <http://www.mai.ru>, 2007, вып. № 26.

5. Зарецкий М.В., Сидоренко А.С. Вибрационное состояние авиационных изделий при полете с носителем // Труды МАИ ,URL <http://www.mai.ru>, 2011, вып. № 46.

6. Зарецкий М.В., Сидоренко А.С. Динамика конструкции авиационного изделия при случайном кинематическом нагружении // Труды МАИ , URL <http://www.mai.ru>, 2012, вып. № 58.

7. Расчеты и испытания на прочность. Методы схематизации случайных процессов нагружения элементов машин и конструкций и статистического представления результатов. ГОСТ 25.101-83. М.: Издательство стандартов, 1984. 21 с.

8. Троценко В.Т., Сосновский Л.А. Сопротивление усталости металлов и сплавов (справочник в 2-х т.), Киев, Наукова думка, 1987, Т.1, 510 с., Т.2, 825 с.