

УДК 534.1: 629.73

Моделирование динамического напряженного состояния конструкции авиационного изделия при случайном нагружении

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

Разработана методика численного моделирования и получены результаты расчетных исследований характеристик вибронпряжений изделий авиационной техники, вызванных действием стационарной случайной вибрации при полете с носителем. Получены спектральные характеристик и уровни вибрационных напряжений в различных точках конструкции изделия и установлены максимальные уровни напряжений. С использованием алгоритмов статистического моделирования получены реализации случайных процессов вибронпряжений, соответствующие исходным спектральным плотностям, для различных видов случайного нагружения.

Ключевые слова: авиационное изделие, конструкция, вынужденные случайные колебания, метод конечного элемента; динамическое состояние, вибронпряжения, стационарная вибрация, спектральная плотность, статистическое моделирование

Введение

Надежность и безопасность эксплуатации являются важными требованиями при проектировании авиационных изделий, транспортируемых на самолетах-носителях. На изделие в полете действует вибрация, которая может привести к частичному или полному разрушению его конструкции. Поэтому оценка вибрационной прочности изделий является актуальной научно-технической задачей.

На уровни вибрационных нагрузок и на динамическое напряженно-деформированное состояние конструкции авиационного изделия в целом оказывают влияние такие факторы как режим полета, особенности конструкции самолета и узлов подвески, условия размещения изделий и т.д.

Определение характеристик динамического напряженно-деформированного состояния конструкции изделия при совместном полете с носителем необходимо для оценки и подтверждения характеристик вибрационной прочности. Вибрационные напряжения в конструкции изделия, возникающие при совместном полете, могут вызывать накопление усталостных повреждений. В некоторых случаях они являются определяющими при оценке прочности конструкции авиационного изделия. При отсутствии экспериментальных данных, необходимые характеристики динамического напряженно-деформированного состояния изделия могут быть получены расчетным путем. Эффективность использования расчетных методов для исследования реальных конструкций во многом определяются качеством расчетных моделей, соответствием их характеристик реальным конструкциям и условиям эксплуатации.

Расчетные модели колебаний конструкций летательных аппаратов и авиационных изделий содержатся в книгах [1, 2, 3]. В этих исследованиях рассматривалась модель 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 заданы характеристики вибрации в узлах подвески изделия.

Целью настоящей работы является разработка методики математического моделирования динамического напряженно-деформированного состояния конструкции авиационного изделия при случайном пространственном кинематическом возбуждении, моделирующем действие реальных полетных нагрузок. Расчетные модели конструкции формируются с учетом нерегулярностей конструкции (наличия зон концентрации и односторонних связей). Модели должны описывать пространственное движение и локальное деформирование конструкции в рамках оболочечной модели с учетом нерегулярностей.

Методика численного моделирования

Для случая расчета реальных конструкций, в которых распределение массы и жесткости имеют сложные зависимости, использование приближенных аналитических методов требует введения существенных упрощающих предположений.

В настоящей работе для создания расчетной модели конструкции изделия используются геометрические характеристики конструкции, распределение массы механические характеристики материалов.

Исследуемым объектом является авиационное изделие, которое состоит 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). Случайные кинематические нагрузки передаются от носителя на конструкцию изделия через узлы подвески. Задний (по полету) узел обеспечивает жесткое закрепление изделия по всем направлениям, передний узел может свободно смещаться только в направлении продольной оси изделия.

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 в режиме диалога с использованием интерактивного функционального меню. Разработана оболочечная КЭМ модель конструкции реального авиационного изделия в виде составной подкрепленной оболочки, содержащей распределенные не силовые агрегаты. Для моделирования конструкции использовались конечные элементы типа SOLID (объемный элемент) и SHELL (оболочечный элемент).

В качестве глобальной системы координат при моделировании принята прямоугольная правосторонняя система координат с началом в центре поперечного се-

чения, соответствующего центру масс изделия. Ось X модели совпадает с продольной осью изделия и направлена по полету; ось Y направлена вверх.

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 $[C]$.

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 .

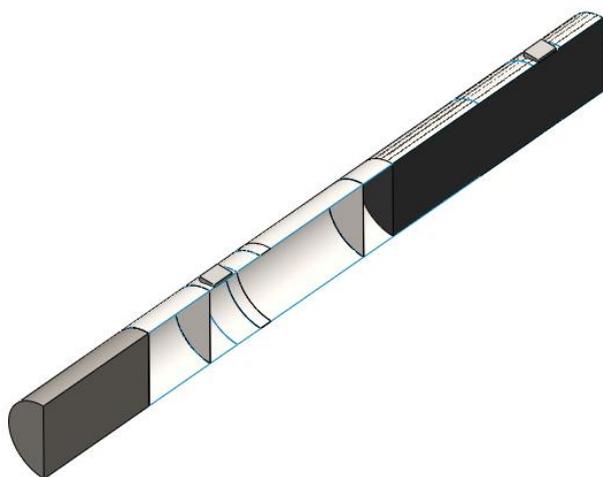


Рис. 1

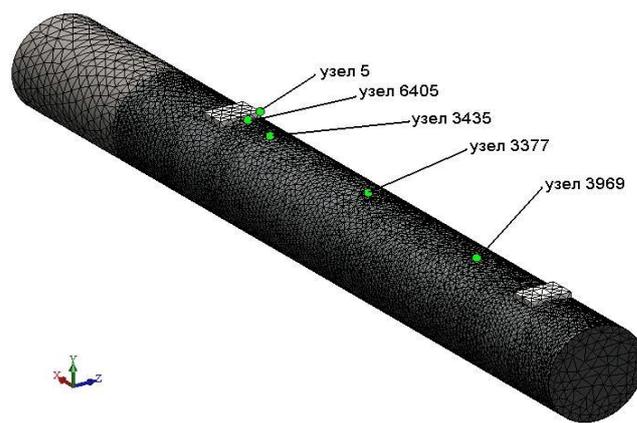


Рис. 2

Значения частот, соответствующие первым собственным формам, представлены в таблице.

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 [4].

Определены характеристики виброускорений при возбуждении конструкции случайными стационарными процессами с модельной спектральной плотностью ускорения («белый» шум) и спектральной плотностью ускорения, которая соответствует совместному полету изделия с носителями. Для заданных условий нагружения наибольшие уровни ускорения имеют место в средней зоне изделия [5].

Определение характеристик напряженного состояния

Для оценки характеристик прочности конструкции изделия 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 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.

Для определения зон концентрации и уровней напряжений 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 $0.01 \text{ g}^2 / \text{Гц}$ в диапазоне частот (0 - 300) Гц. Аналогичные расчеты проведены при возбуждении конструкции по оси Y случайным стационарным процессом со спектральной плотностью ускорения, которая представлена на рис. 3.

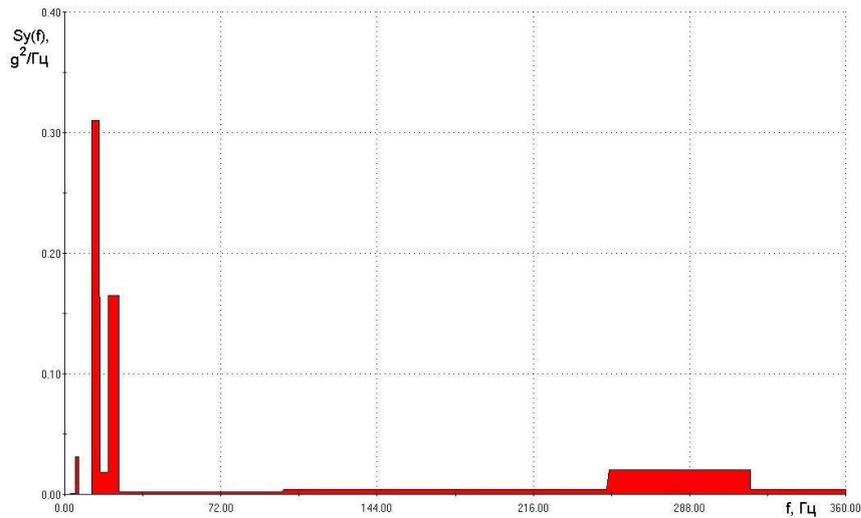


Рис. 3

Распределения среднеквадратических значений эквивалентных напряжений при воздействии «белого шума» и эксплуатационной нагрузки представлены на рис. 4 и 5 соответственно. Зоны наибольшей изменчивости и концентрации напряжений располагаются вблизи переднего бугеля. Такое расположение зон максимальных напряжений объясняется близостью к этим зонам массивной передней части изделия (противовеса).

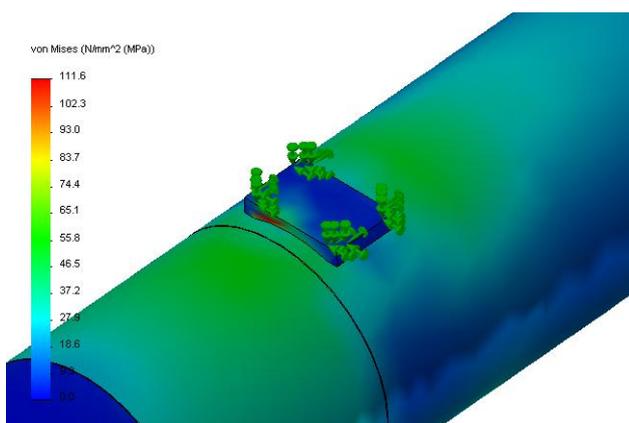


Рис. 4

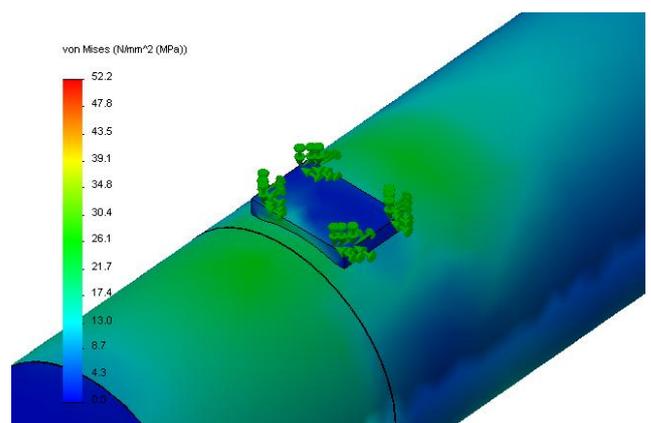


Рис. 5

Полученные предварительные значения максимальных среднеквадратических значений (СКЗ) напряжений составляют 111,6 МПа при возбуждении «белым шу-

мом» и 52,2 МПа при действии вибрации со спектральной плотностью, показанной на рис. 3.

Далее последовательно проводилась разбивка этих зон элементами типа SHELL с характерными размерами 20 мм, 18 мм и 16 мм. На рис. 6 и 7 представлены разбивки части обечайки КЭ с характерными размерами 20 мм и 16 мм соответственно. Путем вычислений напряжений при последовательном дроблении разбивки обоснован выбор характерного размера элементов для участков обечайки, через которые передаются динамические нагрузки на изделие и в которых наблюдается наибольшая изменчивость напряжений. Напряженное состояние на этих участках в основном характеризует уровень напряжений изделия в целом.

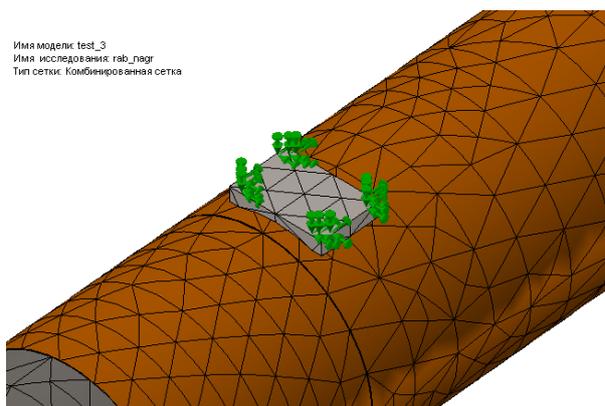


Рис. 6

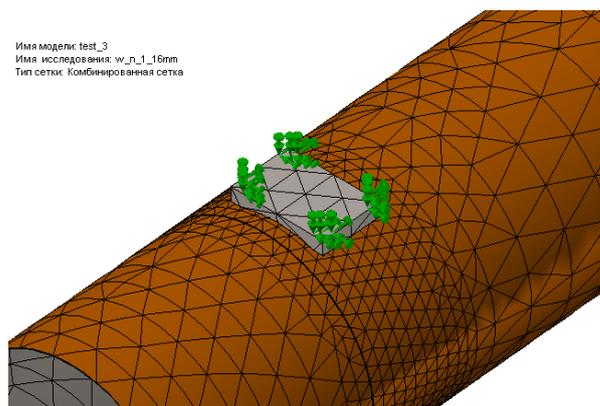


Рис. 7

Максимальные значения СКЗ напряжений вблизи переднего бугеля при нагружении конструкции «белым шумом» 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 процессом со спектральной плотностью ускорения, соответствующей условиям эксплуатации, зоны максимальных среднеквадратических напряжений располагаются также вблизи переднего бу-

геля. Их значения составляют 67,7 МПа, 71,0 МПа и 71,3 МПа для вариантов разбивок с размерами КЭ 20 мм, 18 мм и 16 мм соответственно (рис. 11 - 13).

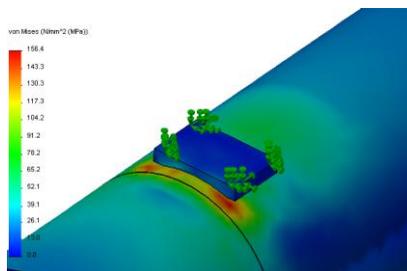


Рис. 8

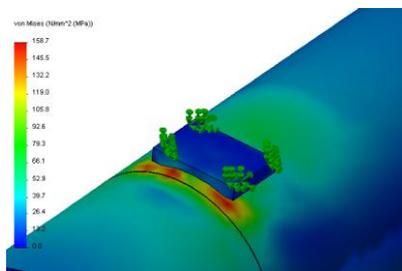


Рис. 9

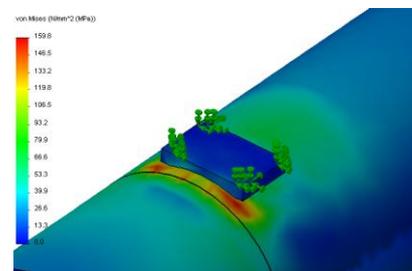


Рис. 10

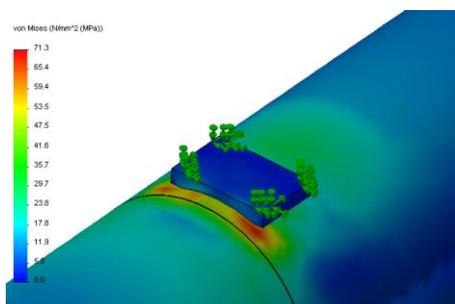


Рис. 11

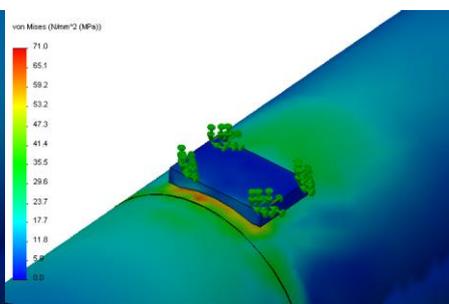


Рис. 12

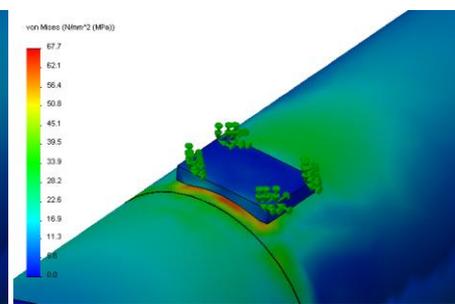


Рис. 13

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 изменчивости напряжений. График на рис. 14,а соответствует случаю возбуждения конструкции изделием 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 $S_{\alpha}(f)$ 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 нижшим собственным частотам.

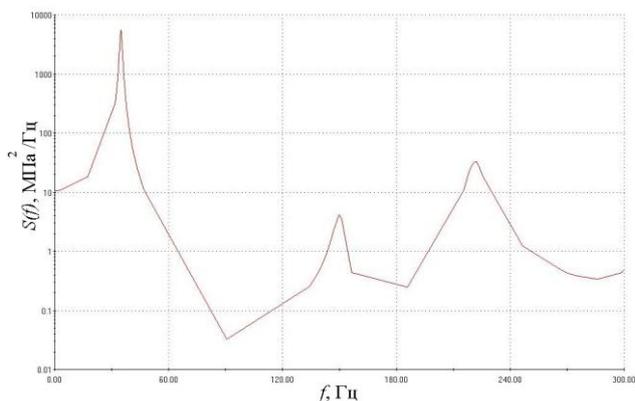


Рис. 14, а

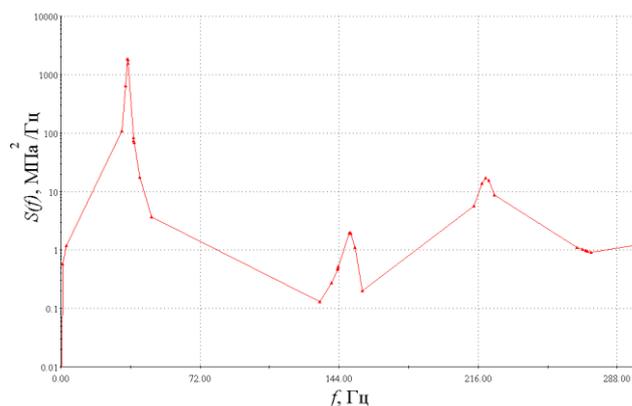


Рис. 14,б

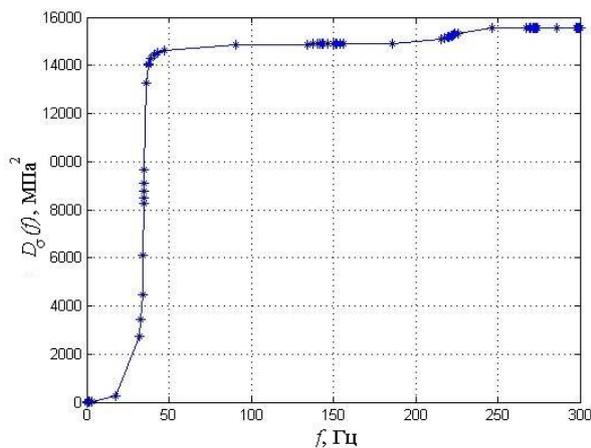


Рис. 15, а

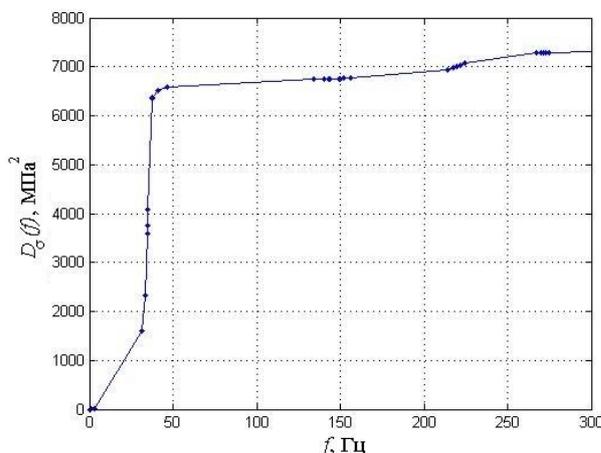


Рис. 15, б

Для оценки корректности определения зон наибольших уровней напряжений проведено моделирование нагружения конструкции квазистатическим гравитационным ускорением равным $6g$ и направленным по оси Y . Распределение эквивалентных напряжений в зоне переднего бугеля для этого вида нагружения, представленное на рис. 16 соответствует характеру распределения напряжений, показанному на

рис 8-10. Эти результаты подтверждают физическую корректность результатов динамического расчета по расположению зоны максимальных уровней напряжений в конструкции, а также по самим уровням напряжений.

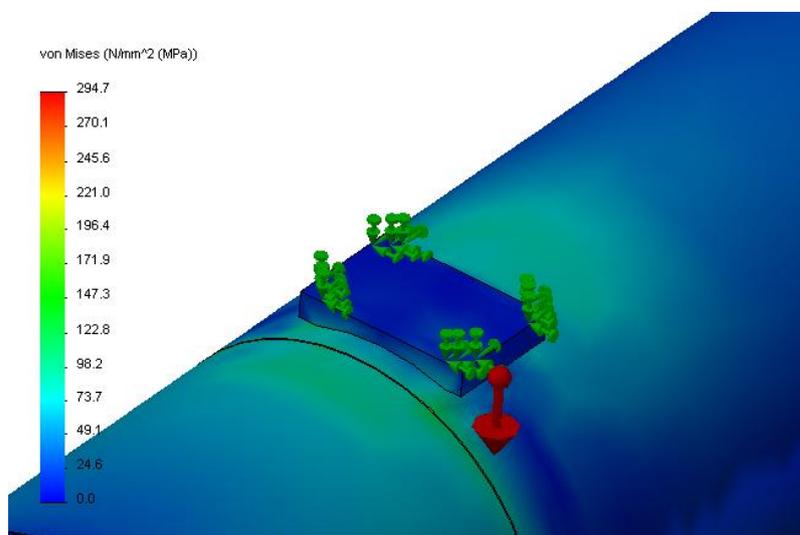


Рис. 16

Моделирование случайных процессов напряжений

Для оценки вибрационной прочности конструкций, испытывающих случайные колебания, необходимо определение зависимостей динамических напряжений от времени. Случайные функции, описывающие изменение динамических напряжений в точках конструкции могут быть получены либо путем вычисления напряжений на каждом временном шаге, либо с использованием алгоритмов статистического моделирования случайного процесса напряжений. Первый способ применяется в основном для расчетов нелинейных систем. При этом обычно процесс внешнего случайного нагружения формируется путем статистического моделирования.

В данной работе вычисление характеристик вибронапряжений проводится на основе линейной численной модели имеющей высокую сложность, так как необходимо адекватно определять быстро изменяющиеся по координатам напряжения в

зонах концентрации. Поэтому для получения реализаций случайных процессов напряжений здесь используется статистическое моделирование, исходными данными для которого являются спектральные характеристики процессов напряжений.

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]:

$$\sigma(t) = \sum_{j=0}^N [S_{\sigma}(\omega_j) \Delta \omega_j]^{1/2} \cos(\omega_j' t + \alpha_j). \quad (1)$$

Здесь ω_j и $S_{\sigma}(\omega_j)$ – дискретные значения частоты и соответствующие им значения спектральной плотности напряжений, $\omega_j' = (\omega_j + \delta\omega_j)$, $\delta\omega_j$ – 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.

Распределение значений реализаций, полученных по алгоритму (1), при увеличении количества слагаемых N 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 $\Delta\omega_j$ определяются значения ω_j и соответствующие им значения $S_{\sigma}(\omega_j)$. Шаг по частоте $\Delta\omega_j$ 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 $\Delta\omega_j = (\omega_j - \omega_{j-1})/2 + (\omega_{j+1} - \Delta\omega_j)/2$. Моделирование реализации производится в следующей последовательности: сначала моделируются процессы для каждого из выделенного пика, а затем производится их суммирование.

Алгоритм моделирования (1), реализован с использованием системы MatLab. Исходными данными являются значения частоты ω_j и соответствующие им значения спектральной плотности $S_\sigma(\omega_j)$, временной интервал (длина реализации) 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 Δt задается 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.

На рис. 17 представлены составляющие реализации процесса напряжений, для каждого частотного интервала. Синим цветом показана составляющая для первого пика спектральной плотности, красным – для второго пика. На рис. 18 приведен участок составляющих реализаций $\sigma(t)$ длительностью 1 с. Видно, что процессы содержит гармоники, существенно различающиеся по частоте и уровню, что соответствует характеру исходной спектральной плотности.

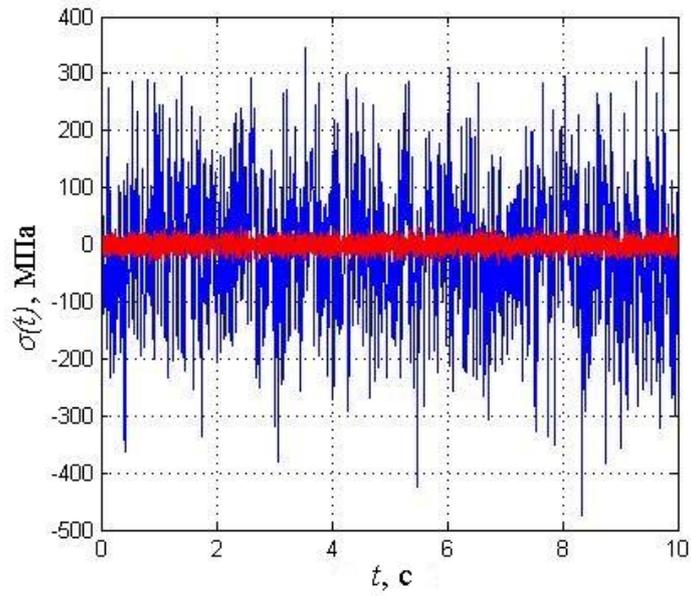


Рис. 17

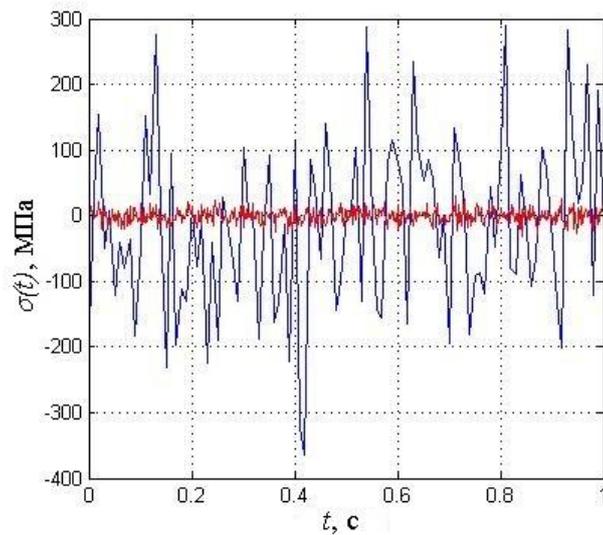


Рис. 18

Далее 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 . Суммарная реализация $\sigma(t)$ представлена на рис. 19.

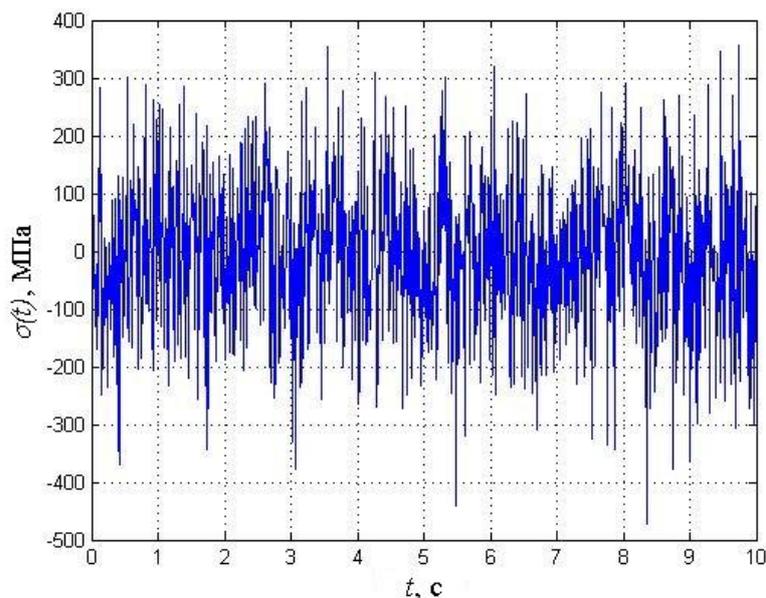


Рис. 19

Аналогичным образом выполнено моделирование реализации процесса напряжений для случая возбуждения конструкции случайным процессом со спектральной плотностью ускорения, соответствующей условиям эксплуатации. Моделируется процесс напряжений для узла 18532 КЭМ, находящегося в зоне максимальных уровней напряжений вблизи переднего бугеля. Соответствующая спектральная плотность напряжений представлена на рис. 14,б. Рассматриваются два наиболее значимых пика на графике, ограниченных по частоте отрезками [31.88; 46.9] Гц и [215.39; 225.76] Гц. Моделирование процесса напряжений в соответствии с формулой (1) проводится для каждого пика в отдельности. На рис. 20 представлены результаты моделирования реализации случайного процесса напряжений для первого (показано синим цветом) и второго (показано красным цветом) пиков спектральной плотности. Суммарная реализация процесса показана на рис. 21.

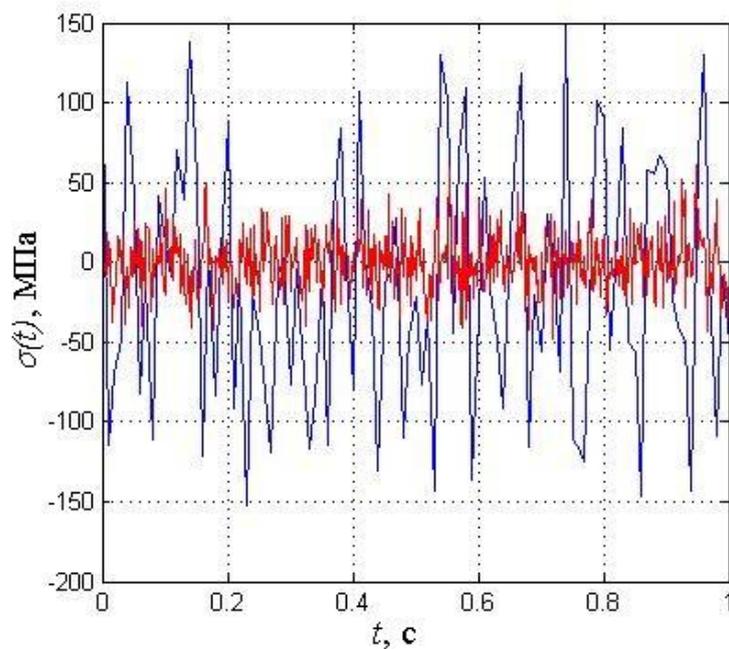


Рис. 20

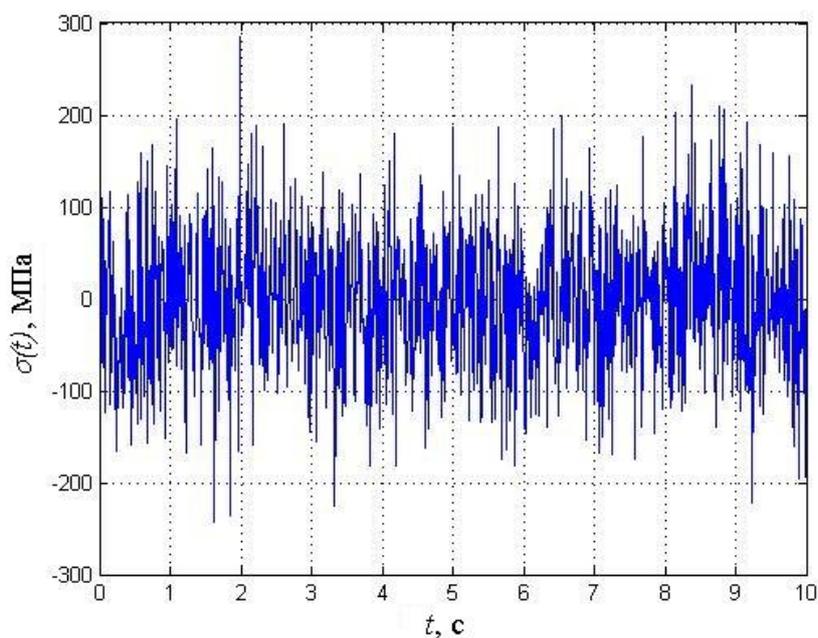


Рис. 21

Ординаты полученных модельных процессов напряжений имеют распределение близкое к нормальному. На основании этого можно оценить соответствие по уровням напряжений между модельными реализациями процессов и спектральными плотностями напряжений, по которым моделировались реализации. Значения ординат модельных процессов должны быть не более $3D_{\sigma}^{0.5}$, где D_{σ} - суммарная диспер-

сия 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.

Далее полученные случайные процессы напряжений приводятся к эквивалентному по повреждающему действию набору гармонических циклов напряжений с постоянной амплитудой (регулярных циклов). Для этого используется стандартный метод «дождя» [6], алгоритмы которого реализуются с помощью ЭВМ.

В результате вычислений получены графики повторяемости приведенных симметричных циклов напряжений за одну минуту полета для случая возбуждения «белым шумом» (рис. 22) и эксплуатационной вибрацией (рис. 23).

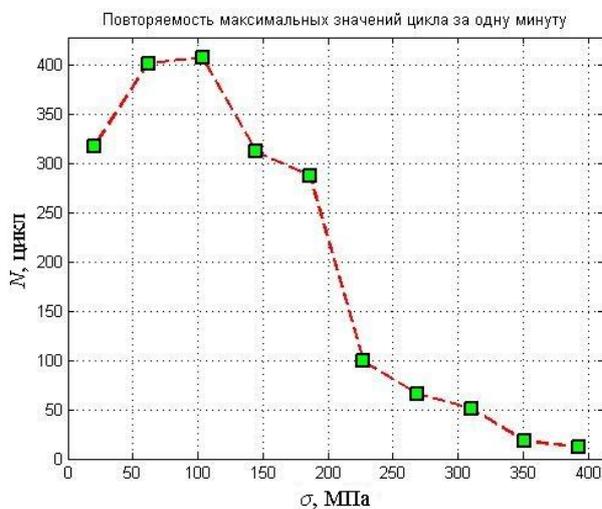


Рис. 22

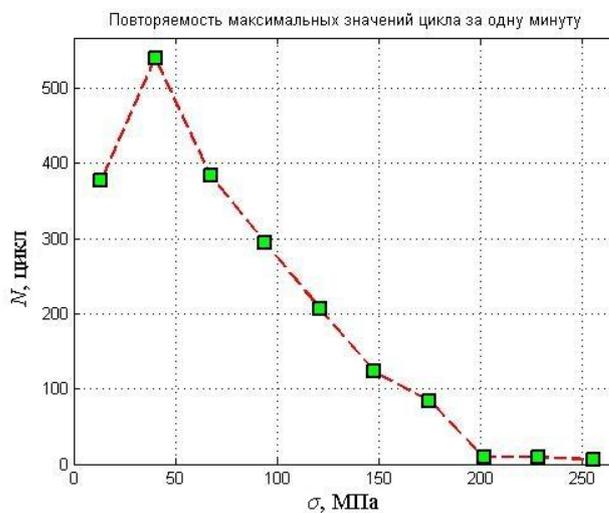


Рис. 23

Эти графики являются оценками плотности вероятности амплитуд напряжений и необходимы для оценки характеристик долговечности конструкции.

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 и оценивать характеристики составляющих ее пространственного локального деформирования.

На основе разработанных КЭ моделей определены динамические характеристики изделия и спектральные характеристики вибрационных ускорений 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. Установлены зоны концентрации напряжений и определены уровни максимальных напряжений.

На основе алгоритмов статистического моделирования построены реализации процессов напряжений для наиболее нагруженных зон конструкции.

Приведенные результаты расчетов показывают, что разработанные КЭ модели позволяют определять спектральные характеристики и уровни напряжений при пространственных колебаниях изделий при случайном кинематическом нагружении.

Адекватность моделей и работоспособность программ подтверждены физической корректностью результатов расчетов динамических ускорений и напряжений, сходимостью значений характеристик напряжений при дроблении КЭ разбивки, распределением напряжений при действии квазистатического гравитационного ус-

корения. Разработанные методики моделирования могут быть использованы для оценки динамического состояния, НДС и вибрационной прочности изделий и узлов подвески авиационных изделий при заданных условиях 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. 3. Колебания машин, конструкций и их элементов. Под ред. Ф.М. Диментберга и К.С. Колесникова, 1980. 544 с.

4. Зарецкий М.В., Сидоренко А.С. Вибрационное состояние авиационных изделий при полете с носителем // Труды МАИ: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=26006>, 2011, вып. № 46.

5. Зарецкий М.В., Сидоренко А.С. Динамика конструкции авиационного изделия при случайном кинематическом нагружении // Труды МАИ <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=33423>, 2012, вып. № 58.

6. Расчеты и испытания на прочность. Методы схематизации случайных процессов нагружения элементов машин и конструкций и статического представления результатов. ГОСТ 25.101-83. М.: Изд-во стандартов 1981. 25 с.