

Динамика конструкции авиационного изделия при случайном кинематическом нагружении

М.В. Зарецкий, А.С. Сидоренко

Аннотация

Представлены результаты разработки численных моделей и данные расчетной оценки характеристик случайной вибрации изделий авиационной техники в условиях совместного полета с носителем. Получены зависимости для спектральных характеристик и уровней вибрационных ускорений и напряжений в различных точках конструкции изделия и определены зоны максимальных уровней вибрации и напряжений для изделий, размещенных на внешней подвеске маневренного носителя. Сопоставлены результаты численных экспериментов с использованием динамических моделей изделий различного уровня сложности.

Ключевые слова: авиационный носитель; колебания; метод конечного элемента; балка, оболочка; динамическое состояние; виброускорение; вибронапряжение, стационарная вибрация, спектральная плотность.

Введение

Вибрационная прочность изделий авиационной техники, транспортируемых на внешних подвесках авиационных носителей, является одним из основных факторов, влияющих на надежность и безопасность эксплуатации, как самих изделий, так и комплекса носитель – изделие.

При совместном полете с носителем на изделие авиационной техники воздействуют многие факторы, 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.

Уровни колебаний конструкции изделия являются определяющими при оценке и подтверждении характеристик долговечности изделия, поэтому определение характеристик динамического напряженно – деформированного состояния конструкции изделий совместно с носителем на различных режимах полета имеет важное практическое значение. Нагрузки, возникающие во время совместного полета, 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. Такая задача актуальна также при оценке возможности транспортирования изделия на других носителях или при более жестких режимах полета.

В случае отсутствия экспериментальных данных 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. степенью их адекватности реальным конструкциям и условиям эксплуатации, а также возможностью получения достоверных исходных данных.

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 напряженного – деформированного состояния конструкции авиационного изделия при случайном пространственном кинематическом возбуждении. Расчетные модели конструкции формируются с учетом нерегулярностей (наличия соединений и одно-

сторонних 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

В случае расчета реальных конструкций, в которых распределение массы и жесткости имеют сложные зависимости, использование приближенных аналитических методов связано с введением существенных упрощающих предположений. Для определения низших форм колебаний часто 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 настоящей работе расчетные исследования проводятся для изделий, находящихся на внешней подвеске маневренного самолета – носителя. Исходными данными для создания расчетной модели конструкции изделия являются геометрические характеристики конструкции, распределение массы не силовых элементов, таблицы центровки, механические характеристики материалов.

В случае, когда нужно учитывать относительно большое число форм колебаний, что необходимо при рассмотрении конструкции изделия как нерегулярной оболочки с присоединенными узлами подвески, применение приближенных методов является весьма трудоемкой задачей. В настоящее время 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.

В данной работе для моделирования динамического состояния изделия авиационной техники 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 функционального меню. В результате разработана КЭ модель конструкции реального авиационного изделия в виде составной подкрепленной оболочки, содержащей распределенные не силовые агрегаты (оболочечная КЭМ).

При моделировании в качестве глобальной системы координат используется прямоугольная правосторонняя система координат, начало которой принимается в центре попе-

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

Моделирование конструкции выполнено с использованием конечных элементов SOLID (объемный элемент) и SHELL (оболочечный элемент).

Элементы типа SOLID – это объемные изопараметрические двадцатиузловые конечные элементы, которые используются при создании трехмерных структурных и тепловых расчётных моделей. Они подходят для моделирования конструкций содержащих нерегулярности и достаточно хорошо описывают изменения напряжений и перемещений, полностью совместим 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.

Конечный элемент типа SHELL - оболочечный элемент, обладающий как изгибной, так и мембранной жесткостью. Это четырехузловой плоский элемент с шестью степенями свободы в каждом узле (три перемещения и три вращения), применяющийся для моделирования плоских пространственных конструкций. Элемент характеризуется толщиной и физическими свойствами материала.

При моделировании обеспечивается соответствие между КЭМ и реальной конструкцией изделия по следующим параметрам: по условиям закрепления, по геометрии, общей массе, положению центра масс и по величине момента массы относительно осей X и Z. При разработке расчётной модели 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, описывающей 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 $[C]$. Также учитываются величины внутреннего демпфирования для материалов элементов несущей конструкции.

Исследуемый объект – авиационное изделие – состоит из оболочки-обечайки, подкреплённой изнутри поддерживающими элементами, двух узлов подвески (бугелей), противовеса и заполнителя в задней части изделия (рис. 1).

Оболочечная КЭМ конструкции изделия, построенная с использованием конечных элементов SOLID и SHELL с автоматически генерируемой сеткой узлов показана на рис. 2. Элементы типа SHELL используются для разбивки обечайки изделия, а элементами SOLID набираются подкрепляющие элементы конструкции, противовес, наполнитель и узлы подвески. Узлы подвески изделия, через которые на конструкцию передается кинематическое воздействие от носителя, ограничивают перемежение изделия в определенных направлениях. Задний (по полету) узел обеспечивает жесткое закрепление по всем направлениям, передний – может свободно смещаться только в направлении оси X.

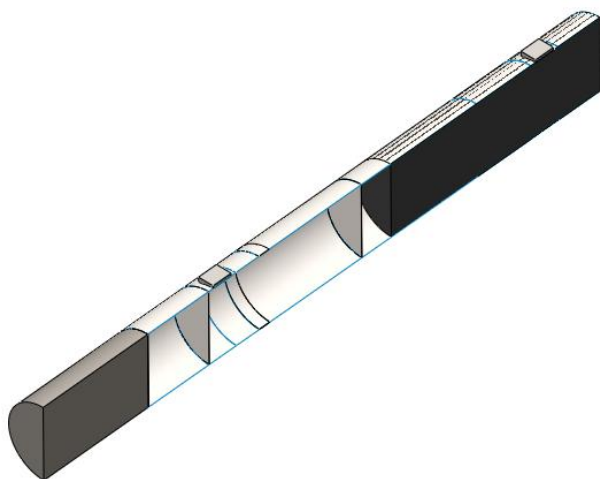


Рис. 1

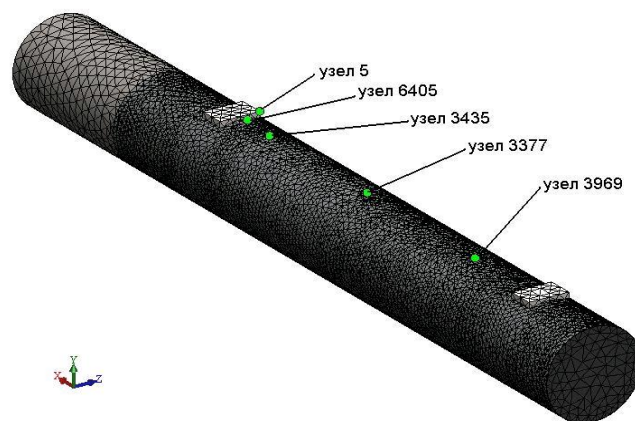
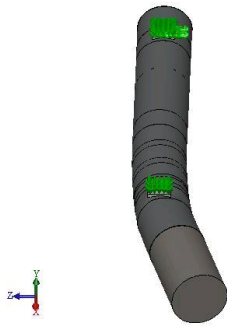
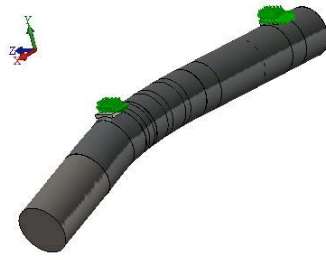


Рис. 2

На первом этапе расчета производится определение собственных форм и частот колебаний конструкции. Собственные формы колебаний и соответствующие им значения частот полученные с использованием оболочечной КЭМ конструкции показаны на рис. 3 - 5. Видно, что колебания конструкции сочетают формы характерные как для оболочки, так и балочные формы, при которых контур оболочки не деформируется. Две низшие частоты соответствуют преимущественно балочным изгибным формам колебаний (рис. 3, 4). Более высокие частоты соответствуют сочетанию и оболочечных и балочных форм изгиба и кручения (рис.5), либо преимущественно оболочечным формам.



Форма 1; частота 39,97 Гц
Рис. 3



Форма 2; частота 40,42 Гц
Рис. 4



Форма 4; частота 156,9 Гц
Рис. 5

Результаты численного анализа

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 собственных форм и параметры пошагового динамического анализа – интервал и шаг интегрирования, метод и параметры процедуры интегрирования, характеристики демпфирования.

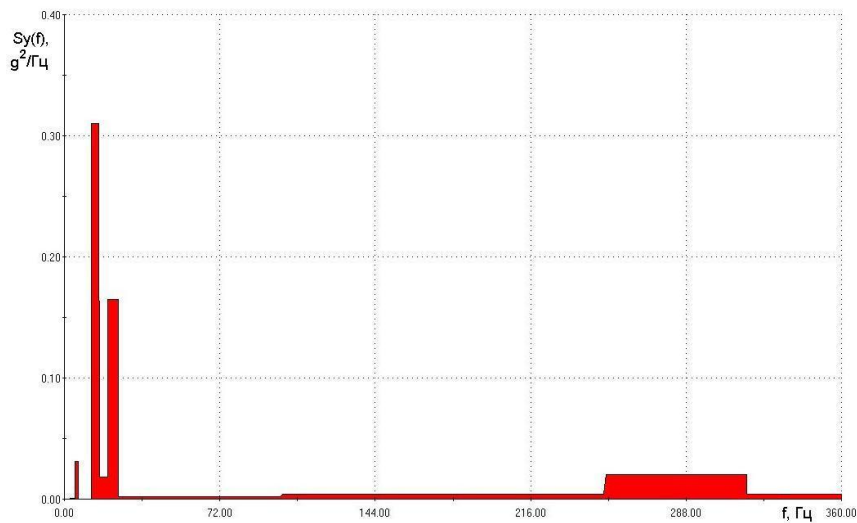


Рис. 6

Расчеты выполнены для случаев нагружения, при которых колебания конструкции вызываются кинематическим возбуждением в узлах подвески на носителе в форме стационарного случайного процесса ускорения с заданной спектральной плотностью. Рассматриваются два вида спектральной плотности ускорения: модельная («белый» шум) и спектральная плотность, соответствующая реальным условиям эксплуатации изделия совместно с носите-

лем (рис. 6). Задаются составляющие спектральной плотности по осям изделия. При этом учитывается влияние постоянной гравитационной нагрузки на колебания конструкции.

Результаты вычислений спектральных характеристик динамического состояния в различных точках конструкции изделия, расположенных на образующей цилиндрического корпуса, представлены на рис. 7 - 11. Данные характеристики соответствуют узлам КЭМ, показанным на рисунке 2. Это узлы 5 и 6405 (вблизи переднего по полету узла подвески при $X = 398$ мм и 418 мм соответственно), узел 3377 (в средней зоне при $X = 1018$ мм) и узлы 3435 и 3969 (в промежуточных зонах при $X = 530$ мм и 1570 мм соответственно).

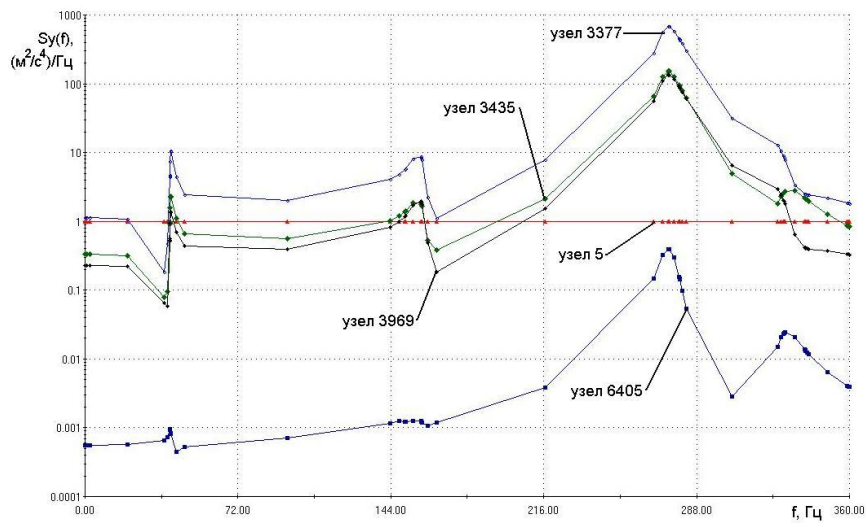


Рис. 7

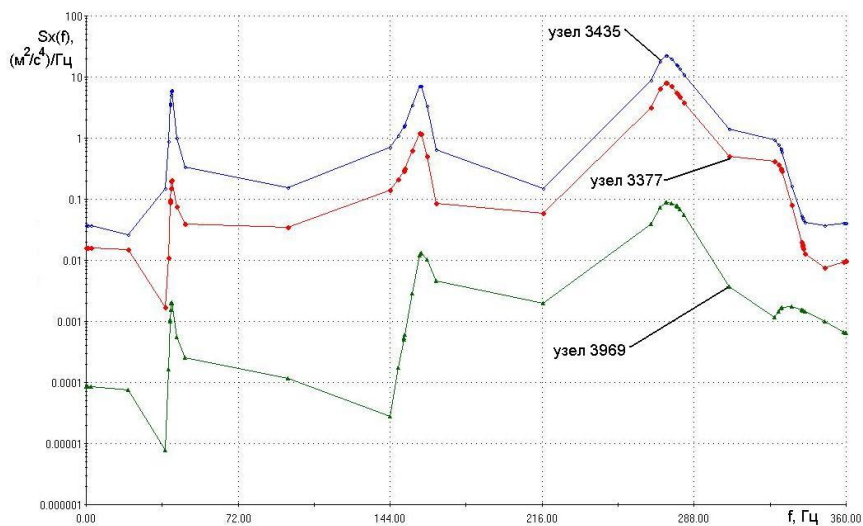


Рис. 8

На рис. 7, 8 представлены спектральные плотности ускорений по направлению осей Y и X в узлах модели при кинематическом возбуждении изделия по оси Y «белым» шумом со значением спектральной плотности $0.01 \text{ g}^2 / \text{Гц}$ в диапазоне частот (0 - 360) Гц.

Видно, что наибольший уровень вибрации имеет место в средней зоне изделия (узел 3377). Среднеквадратическое значение ускорения здесь составляет $\approx 80 \text{ м/с}^2$. При возбуждении колебаний в направлении оси Y вследствие наличия продольных деформаций возникают составляющие колебаний в направлении оси X, но уровни вибрационного ускорения в направлении оси X в целом существенно ниже, чем в направлении оси Y и возрастают по мере удаления от заднего узла подвески.

На рис. 9 показаны спектральные плотности ускорения по направлению оси Y в узлах модели при возбуждении по оси Y стационарным случайным процессом со спектральной плотностью, соответствующей условиям эксплуатационного нагружения (рис. 6) и с дисперсией составляющей $\approx 450 \text{ м}^2/\text{с}^4$.

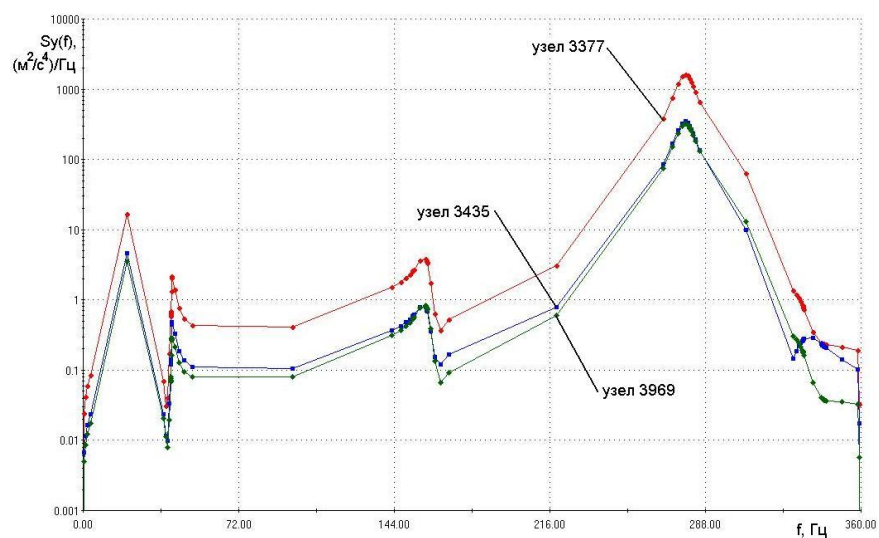


Рис. 9

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

Спектральные плотности ускорений по направлениям осей X и Y при возбуждении изделия случайным процессом со спектральной плотностью, соответствующей эксплуатационному нагружению (рис. 6), представлены на рис. 10 и 11 соответственно. Здесь результирующая кинематического возбуждения направлена под углом 45° относительно осей X и Y и

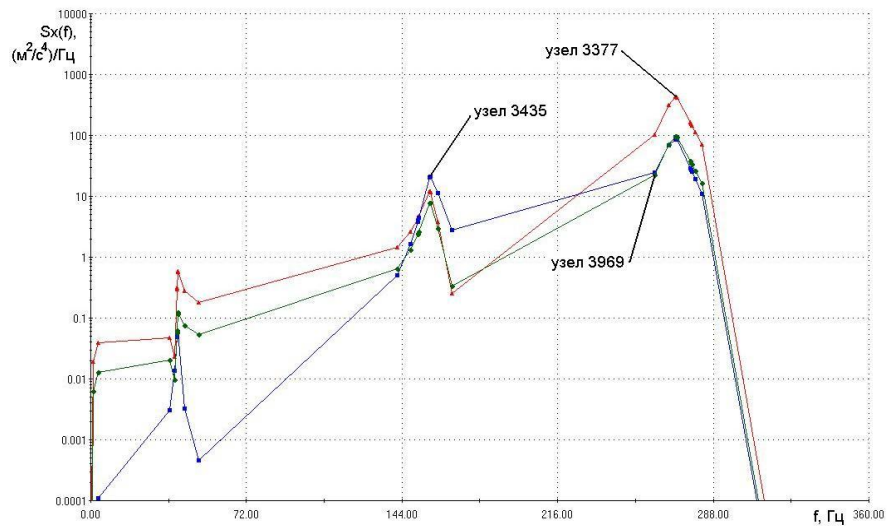


Рис. 10

лежит в плоскости X0Y. Этот случай соответствует воспроизведению двухкомпонентного вибрационного нагружения в лабораторно-стендовых испытаниях.

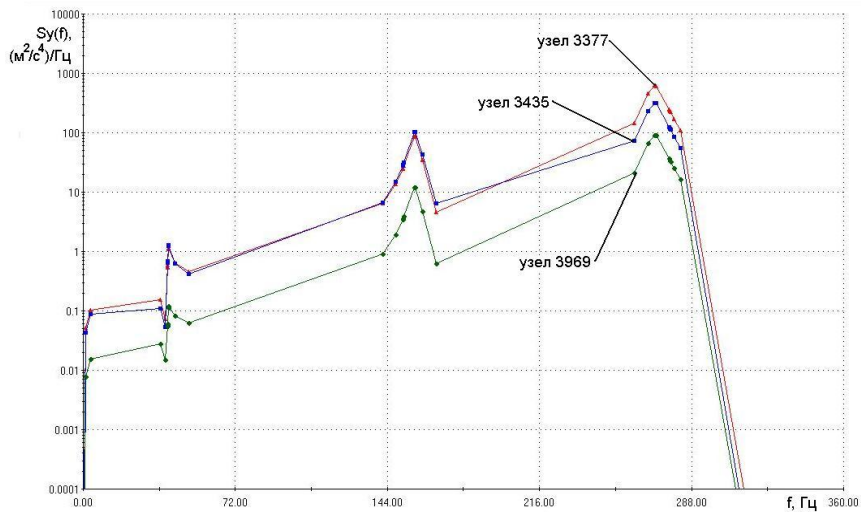


Рис. 11

Полученные результаты показывают, что, как при однокомпонентном, так и при двухкомпонентном нагружении в направлении осей X и Y, максимальные уровни виброускорения наблюдаются в средней зоне изделия (узел 3377). В то же время при одинаковых уровнях возбуждения по осям X и Y имеется существенное различие уровней составляющих вибрации по этим осям в различных зонах конструкции изделия. В средней зоне уровень

вибрации в направлении оси Y существенно выше, чем в направлении оси X, а в зоне переднего узла подвески основной вклад в результирующий уровень вибрации вносит составляющая по оси X. В промежуточной зоне уровни составляющих вибрации по двум осям имеют одинаковый порядок.

На следующем этапе производится определение характеристик напряженного состояния конструкции авиационного изделия с целью определения зон наибольшей изменчивости напряжений и максимальных уровней напряжений, возникающих при возбуждении колебаний узлов подвески изделия случайными стационарными процессами.

Для определения порядка уровней и зон концентрации напряжений 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 $0.01 \text{ g}^2 / \text{Гц}$ 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 (рис. 6). Распределения среднеквадратических значений эквивалентных напряжений при воздействии «белого шума» и эксплуатационной нагрузки представлены соответственно на рис 12 – 13.

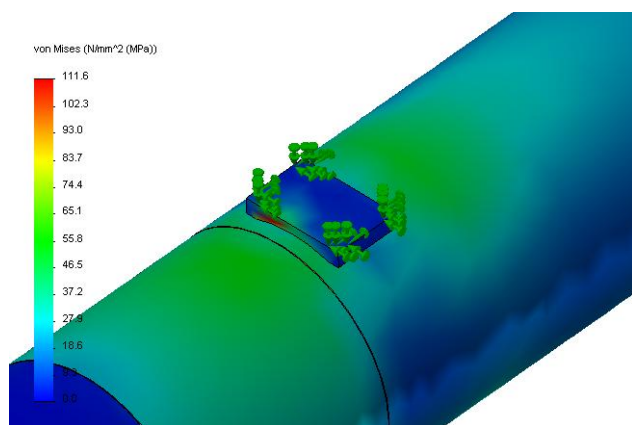


Рис. 12

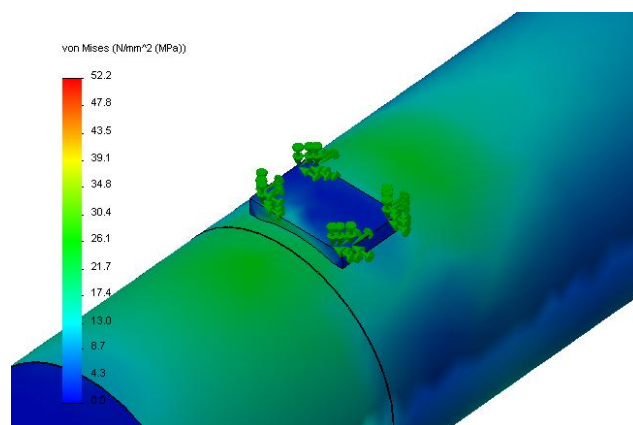


Рис. 13

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.6.

Далее производится более подробная разбивка для участков обечайки, через которые передаются динамические нагрузки на изделие и в которых наблюдается наибольшая изменчивость напряжений. Эти участки в основном характеризуют напряженное состояние изделия.

Производится последовательная разбивка этих зон КЭ типа SHELL с характерными размерами 20 мм, 18 мм и 16 мм. На рис. 14 – 15 представлены разбивка обечайки КЭ с размером 20 мм и 16 мм соответственно.

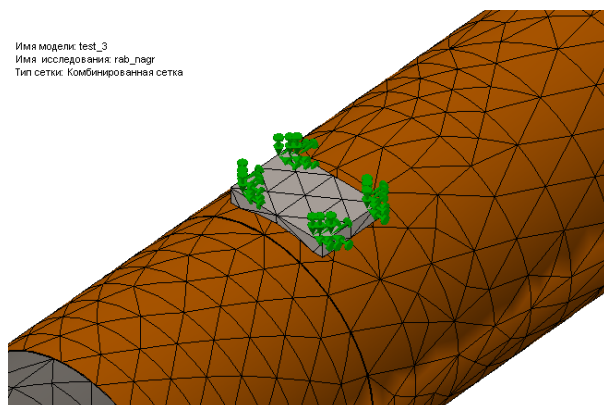


Рис. 14

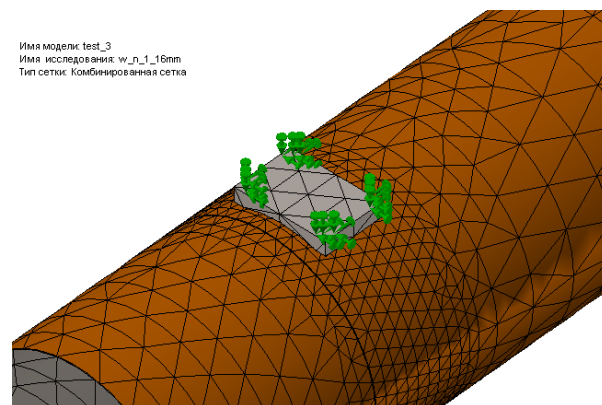


Рис. 15

Аналогично первому этапу производится определение среднеквадратических отклонений (СКО) напряжений при действии вибрационного возбуждения типа «белый шум» и эксплуатационная вибрация. Максимальные значения СКО 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 размером КЭ 20 мм, 18 мм и 16 мм соответственно (рис. 16 - 18). При возбуждении конструкции случайным процессом со спектральной плотностью ускорения, соответствующей условиям эксплуатации, зоны максимальных среднеквадратических напряжений располагаются так же вблизи переднего бугеля и соответствуют 67,7 МПа, 71,0 МПа и 71,3 МПа для вариантов разбивок с различным размером КЭ (рис. 19 - 21). Такое расположение зон максимальных СКО напряжений объясняется близостью к ним массивного противовеса, имеющего массу 300 кг.

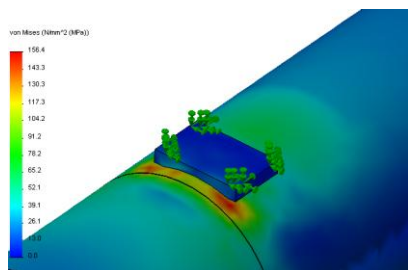


Рис. 16

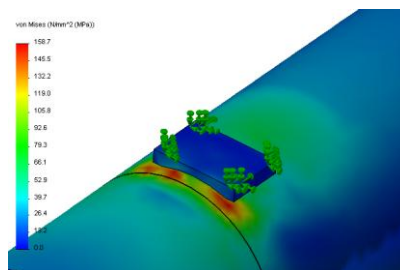


Рис. 17

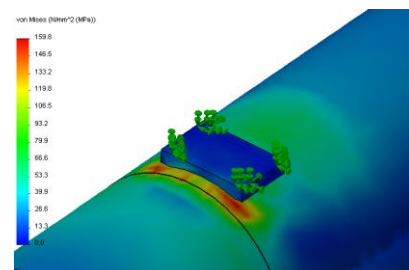


Рис. 18

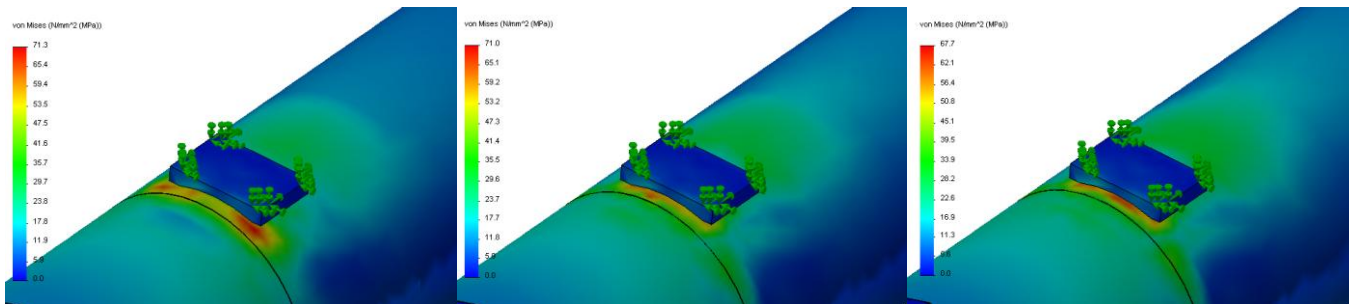


Рис. 19

Рис. 20

Рис. 21

В результате расчетных исследований определены спектральные плотности напряжений и распределение дисперсии напряжений в различных точках конструкции при возбуждении конструкции случайными стационарными процессами. На рис. 22, 23 приведены графики спектральной плотности напряжений и распределение дисперсии напряжений для узла 5423, расположенного вблизи переднего бугеля в зоне максимальной изменчивости напряжений. Эти графики соответствуют случаю возбуждения конструкции изделия случайным процессом со спектральной плотностью ускорения в виде «белого шума». Скачкообразное изменение спектральной плотности напряжений (основные пики на графике) наблюдается вблизи собственных частот: 39,97 Гц, 40,42 Гц, 156,92 Гц, 159,84 Гц (рис. 22). Максимальные составляющие дисперсии соответствуют двум нижшим собственным частотам (рис. 23).

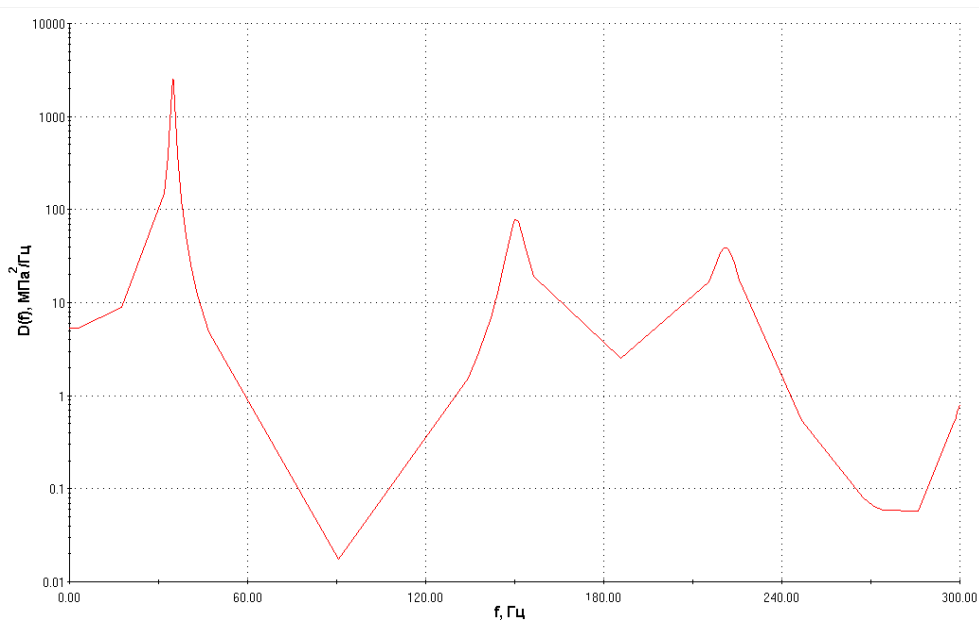


Рис. 22

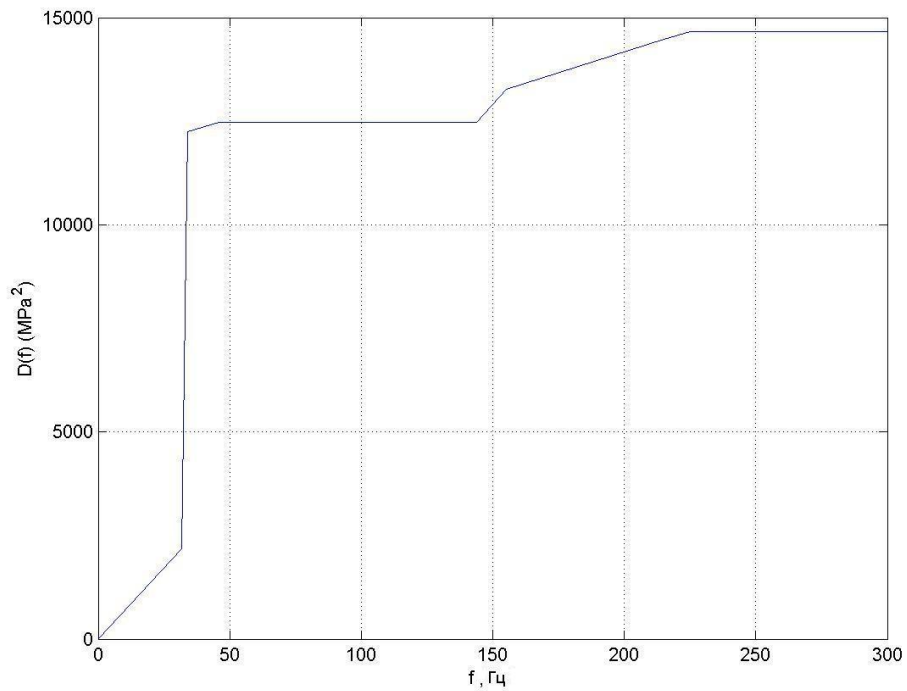


Рис. 23

Для проверки корректности определения зон наибольшей изменяемости напряжений и порядка уровней напряжений проведено моделирование нагружения конструкции квазистатическим гравитационным ускорением равным $6g$ и направленным по оси Y . На рис. 24 представлено распределение СКО эквивалентных напряжений в зоне переднего бугеля.

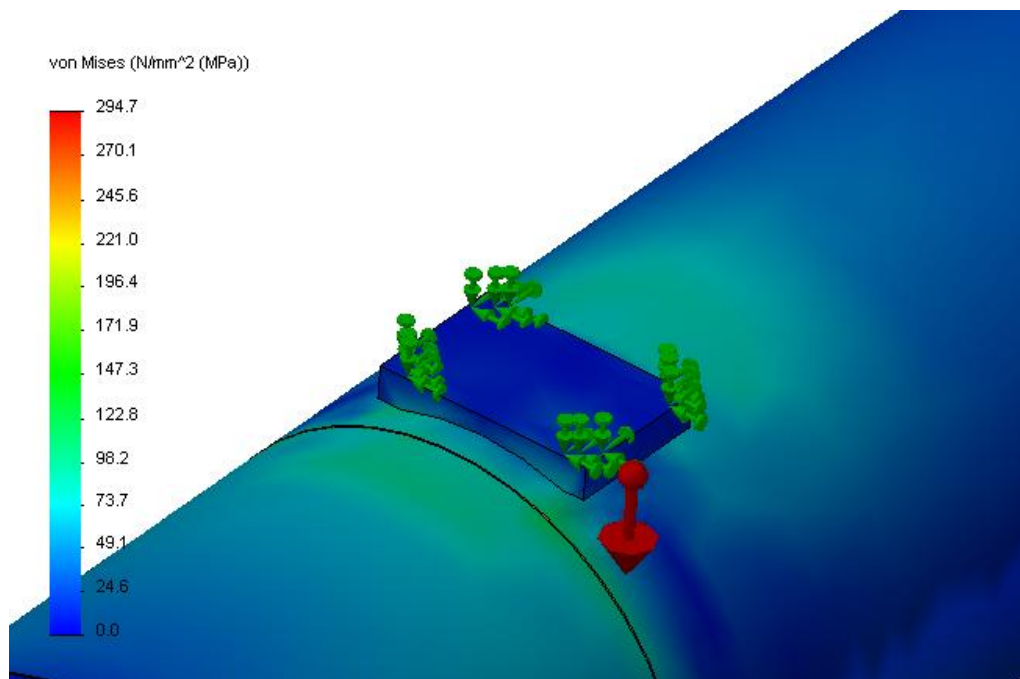


Рис. 24

Эти результаты подтверждает физическую корректность результатов динамического расчета по расположению зоны максимальных уровней напряжений в конструкции, а также по самим уровням напряжений (~ 300 МПа).

Следующим шагом является получение временной реализации напряжений $\sigma(t)$, соответствующей графику спектральной плотности напряжений (рис. 22). Тогда для каждого значения аргумента (времени) t процесс $\sigma(t)$ моделируется представлением [3]:

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

Здесь ω_j – значения частоты на графике спектральной плотности напряжений (рис. 22), $S_\sigma(\omega_j)$ – соответствующие им значения спектральной плотности, $\omega_j' = (\omega_j + \delta\omega_j)$, $\delta\omega_j$ – 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 $[0, 2\pi]$.

Для получения временной реализации процесса напряжений $\sigma(t)$ на графике спектральной плотности напряжений (рис. 22) выделены три участка вблизи пиков спектральной плотности, с которых с шагом по частоте $\Delta\omega_j$ определяются значения ω_j и соответствующие им значения $S_\sigma(\omega_j)$. Границы выделенных участков [31.88; 46.9] Гц, [134.25; 156.35] Гц и [215.39; 225.76] Гц. Шаг по частоте $\Delta\omega_j$ переменный, значения аргументов ω_j сгущаются вблизи максимумов спектральной плотности. Для первого слагаемого суммы (1) $\Delta\omega_1 = \omega_2 - \Delta\omega_1$. Для последующих слагаемых $\Delta\omega_j = (\omega_j - \omega_{j-1})/2 + (\omega_{j+1} - \omega_j)/2$. Последнее слагаемое выражается как $\Delta\omega_j = \omega_j - \Delta\omega_{j-1}$. В программе MatLab составлен алгоритм в соответствии с формулой (1), в который вводятся значения частоты с графика спектральной плотности напряжений (рис. 22) – ω_j , соответствующие им значения спектральной плотности – $S_\sigma(\omega_j)$, временной интервал T и шаг по времени Δt . Временной интервал T задан в диапазоне [0; 1] секунд, шаг по времени $\Delta t = 0.001$ секунды. На рис. 25 представлена полученная с помощью формулы (1) временная реализация процесса напряжений $\sigma(t)$.

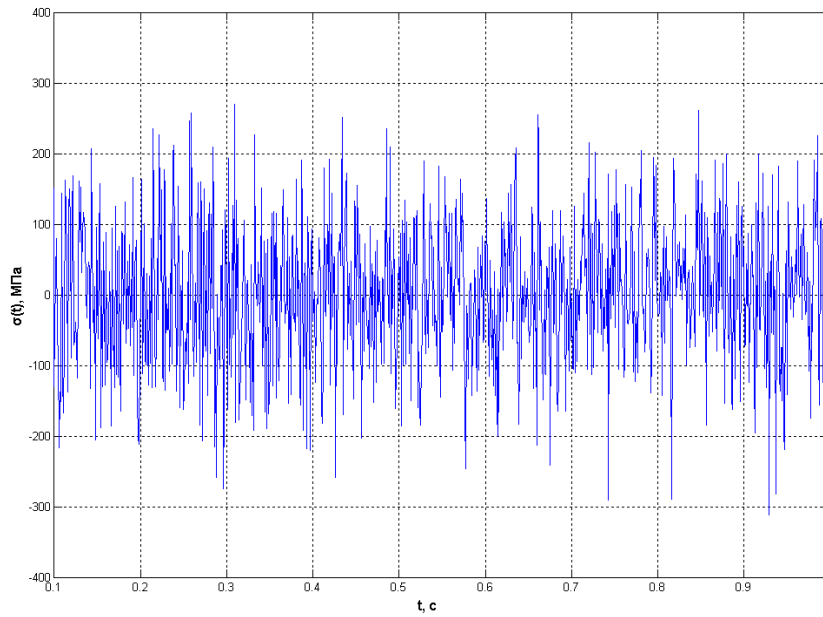


Рис. 25

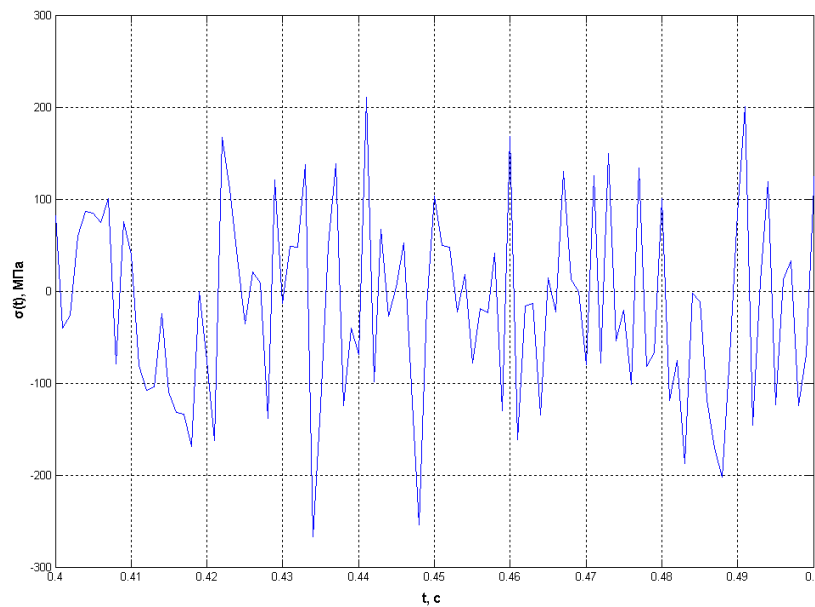


Рис. 26

На рис. 26 приведен участок временной реализации $\sigma(t)$ в увеличенном масштабе (длительностью 0.1 секунды). Видно, что процесс содержит гармоники, существенно различающиеся по частоте и соответствующие характеру исходной спектральной плотности.

Полученные реализации процесса напряжений далее могут быть использованы для оценки долговечности конструкции авиационного изделия при заданных эксплуатационных нагрузках.

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.

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

Выявлены особенности распределения составляющих уровней вибрации конструкции изделия при двухкомпонентном кинематическом возбуждении.

Разработанная КЭ модель авиационного изделия позволяет определять СКО напряжений для случаев нагружения конструкции «белым шумом» и эксплуатационным нагружением. Выявлены зоны максимальных концентраций напряжений и определены уровни напряжений.

Получены спектральные плотности эквивалентных напряжений в наиболее напряженных зонах и выявлены особенности распределения дисперсии напряжений по частоте в этих зонах.

На основе соотношений статистического моделирования построена временная реализация напряжений в наиболее нагруженных зонах конструкции.

Адекватность моделей и работоспособность программ подтверждены физической корректностью результатов динамических и прочностных расчетов, сходимостью значений собственных частот, характеристик ускорений и напряжений при дроблении КЭ разбишки, распределением напряжений при действии квазистатического гравитационного ускорения.

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

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 (рубрика «Механика»): электронный журнал. URL: <http://www.mai.ru>, 2006, вып. № 26.
5. 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.

Сведения об авторах

Зарецкий Максим Владимирович, аспирант Московского авиационного института (национального исследовательского университета).

Тел.:8-916-132-69-45; e-mail: XACE1987@mail.ru.

Сидоренко Александр Сергеевич, профессор Московского авиационного института (национального исследовательского университета), д.т.н., профессор.

Тел.:499-158-46-30; e-mail: k906@mai.ru.