

УДК 534.1:539.3:539.4

Динамическое деформирование конструкции авиационного изделия при совместной эксплуатации с носителем

А.Н. Лошкарев, А.С. Сидоренко

Аннотация

Представлены методика и результаты численного анализа напряженно-деформированного состояния элементов конструкции изделий авиационной техники при динамическом нагружении в условиях совместной эксплуатации с носителем. Выполнена разработка конечно-элементной модели конструкции с учётом конструктивных особенностей и условий нагружения. На основе расчетных исследований определены динамические характеристики и максимальные напряжения для несущей поверхности авиационного изделия.

Ключевые слова: авиационное изделие; несущая поверхность; демпфирование; колебания; динамический анализ; виброускорения; вибронапряжения.

Введение

Проблема обеспечения прочности изделий авиационной техники (АТ) при транспортировании совместно с носителем имеет большую актуальность, так как она непосредственно связана с обеспечением надежности и безопасности применения изделий. В большинстве случаев изделия закрепляются на внешней подвеске носителя (рис.1) и во время полёта подвергаются динамическому нагружению от колебаний носителя и аэродинамических сил. В результате действия циклически изменяющихся нагрузок возникают усталостные трещины в наиболее нагруженных сечениях. При этом опасность представляет не только разрушения самих изделий, сколько возможность повреждения при этом носителя.

Максимальные уровни нагружения аэродинамическими силами, действующими на изделие, обычно приходятся на несущие и рулевые поверхности. При этом НДС этих элементов конструкций отличается высокой степенью изменчивости по уровню напряжения и количеству его составляющих. Такая сильная изменчивость связана с наличием в конструкции различных соединений, которые являются зоной концентрации напряжений. Например,

в зонах сварных соединений могут возникать остаточные напряжения, уровень которых сопоставим с величиной предела текучести материала.

В данной статье представлены методика и результаты численного моделирования динамического напряженно-деформированного состояния (НДС) элементов оперения изделий АТ, находящихся в условиях нестационарного случайного нагружения сочетанием инерционных и аэродинамических нагрузок. В процессе испытательных полётов были обнаружены усталостные разрушения аэродинамических поверхностей изделия после одного типового полёта.



Рис. 1. Авиационное изделие на внешней подвеске носителя

Рассматривается реализация методики для расчетной оценки НДС несущих поверхностей конструкции авиационной бомбы (рис. 2).

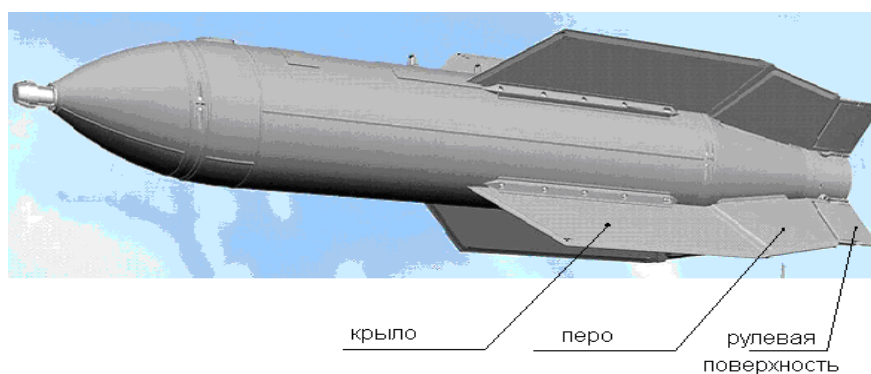


Рис. 2. Общий вид авиационной бомбы

Несущие поверхности (крылья, перья и рули), которые являются наиболее нагруженными элементами конструкции данного изделия, выполнены в виде тонкостенной конструкции, состоящей из двух одинаковых обшивок, соединенных по внешнему контуру. Контур несущей поверхности имеет сложную форму, а ее жёсткость существенно зависит от координат. Поэтому характеристики напряженного состояния подобных конструкций могут быть

определены только с помощью приближённых методов. Здесь для решения задачи используется метод конечных элементов (МКЭ) [1].

Разработка численных моделей деформируемых элементов конструкции изделия

При проведении прикладных исследований, как расчетных, так и экспериментальных, математический аппарат классической теории колебаний не всегда позволяет адекватно описывать движение реальных систем. В частности, традиционные методы решения задач теории колебаний распределенных механических систем (стержней, пластин, оболочек), основанные на разложении по собственным формам, оказываются неэффективными при исследовании более сложных систем при возбуждении нагрузкой с широким частотным спектром [2,3].

Реализация приближенных методов для расчета динамики конструкции с учетом относительно большого числа форм колебаний является весьма трудоемкой. В настоящее время наиболее эффективным численным методом определения собственных частот и форм упругой конструкции является МКЭ. Этот метод позволяет определять динамические характеристики упругой конструкции сложной геометрии при достаточно произвольных видах граничных условий при произвольном изменении нагрузки во времени. Здесь, для решения задачи выбрана система конечно-элементного моделирования MSC.visualNASTRAN for Windows с пре-постпроцессором Femap v.10.

Основная информация о реальном напряженном состоянии элементов конструкции в настоящее время получается путем тензометрирования в условиях летных или лабораторных испытаний. При этом количество измерительных каналов является ограниченным и характеристики напряжений определяется в отдельных точках конструкции. Для сокращения объемов, стоимости испытаний и сроков отработки изделия важным условием является разработка методики, которая позволяет определять характеристики, как общего напряженного состояния, так и локального в наиболее нагруженных зонах.

Из предварительного анализа данных летных испытаний, известно, что зоны максимальных напряжений находятся на крыле вблизи жесткого соединения крыла с корпусом. Немаловажным является то, что в зоне соединения имеет место объемное напряжённое состояние, которое является весьма сложным для экспериментального определения и более просто может быть определено расчетным путем.

Используемые в настоящее время методы расчета напряженного состояния несущих поверхностей авиационных изделий не позволяют учитывать изменение напряженного состояния в зонах соединений и особенности конструкции самой несущей поверхности. Обыч-

но несущая поверхность представляется в виде консольной балки с приведенными упругими характеристиками.

При разработке математических моделей элементов авиационных изделий возникают трудности, которые обусловлены:

- отличием справочных данных по механическим свойствам, полученным в лабораторных условиях, от реальных механических свойств используемых материалов;
- влиянием на механические свойства материалов и геометрию деталей термической и механической обработок в процессе производства;
- наличием в конструкции сварных соединений.

Данная работа направлена на совершенствование методов расчета подобных конструкций. Для оценки корректности численного моделирования используется сравнение его результатов с экспериментальными данными. Качество моделирования можно оценить по степени соответствия экспериментальных и расчётных значений напряжений в местах расположения тензодатчиков при летных и лабораторных испытаниях.

Моделируется несущая поверхность, состоящая из крыла соединенного с пером, которые представляют собой тонкостенную сварную конструкцию из алюминиевого сплава АМГ-3 (рис. 3). Часть контура конструкции на отрезке L_1 принимается свободной, а на отрезках L_2 - жестко закрепленной. Исходными данными для моделирования являются геометрические параметры элементов конструкции, механические характеристики материалов и параметры эксплуатационного нагружения.

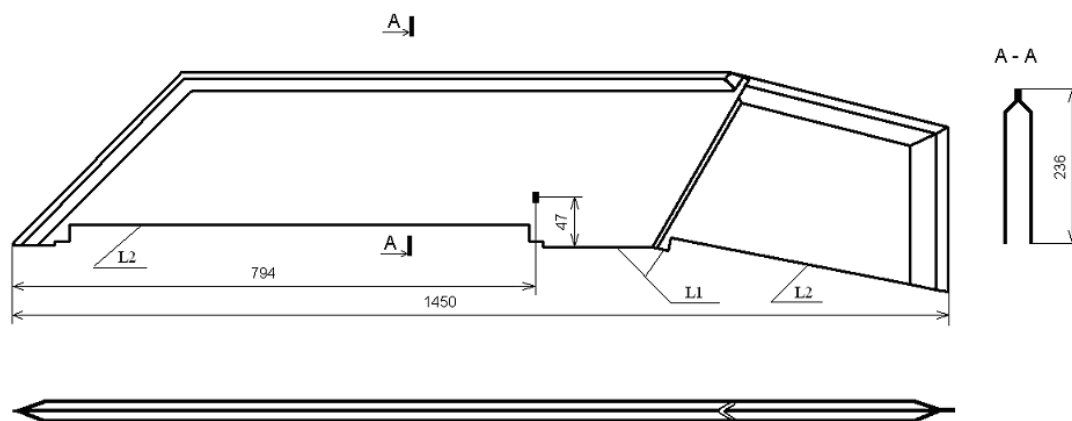


Рис. 3. Конструкция несущей поверхности

Предварительно выполнена разработка геометрической модели конструкции для получения ее исходного контура и последующего конечно-элементного моделирования.

Конечно-элементная модель (КЭМ) несущей поверхности выполнена с использованием четырёхугольных конечных элементов (КЭ) типа Plate (пластина). Этот тип элементов учитывает все внутренние силовые факторы: мембранные, сдвиговые, поперечные и изгиб-

ные. Рассмотрено два варианта разбивки, в которых количество КЭ составляет 1499 и 7338 соответственно (рис.4). Результаты тестовых вычислений для этих вариантов разбивки различаются незначительно. Поэтому для дальнейших расчетов использована первая модель, с характерными размерами элементов от 0.001 м в зоне заделки, до 0.01 м вблизи внешнего контура крыла. В зоне соединения крыла с пером также применялась более мелкая разбивка для воспроизведения реального соединения. В местах, где разбивка области четырёхугольными КЭ, например, в углах, является нерациональной, применялась разбивка треугольными КЭ. При этом воспроизводилась геометрия конструкции, имеющей толщину 0.01 м и размерами поверхности в плане, представленных на рис. 3.

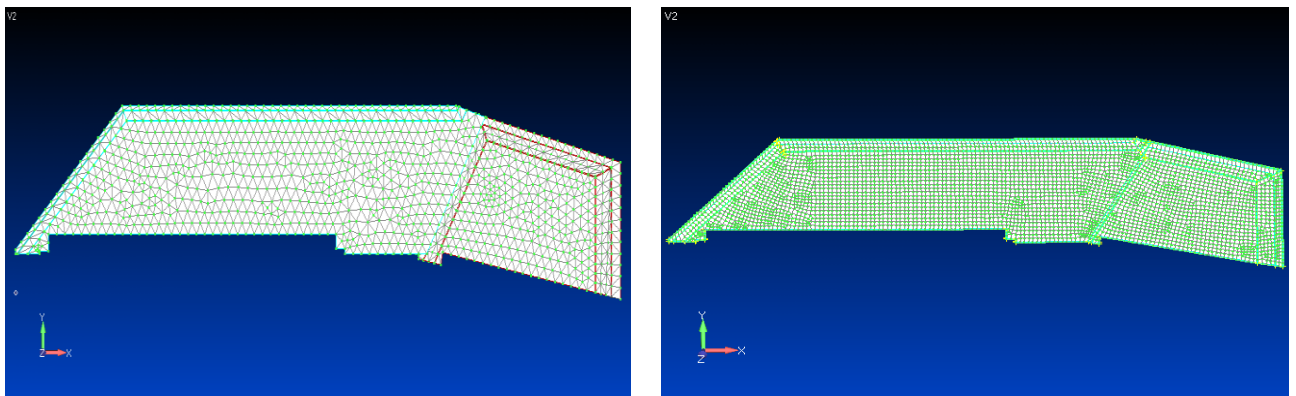


Рис.4. КЭМ несущей поверхности при первой (слева) и при второй разбивке (справа)

Результаты численного моделирования

Первым этапом расчета являются определение собственных форм и частот колебаний конструкции. Формы колебаний, соответствующие первым двум собственным частотам, показаны на рис. 5 и 6. Видно, что колебания конструкции носят сложный характер и сочетают изгибные и крутильные формы.

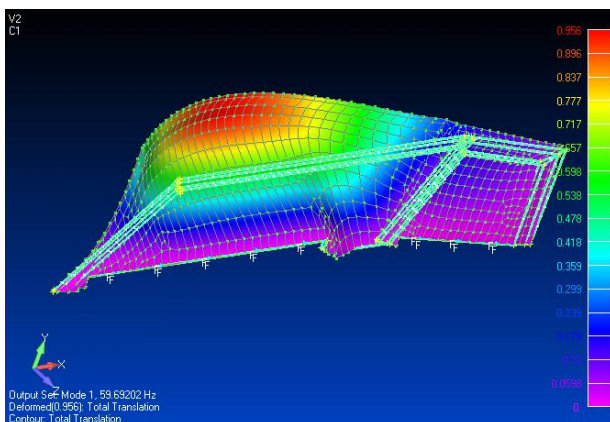


Рис.5. Первая форма колебаний

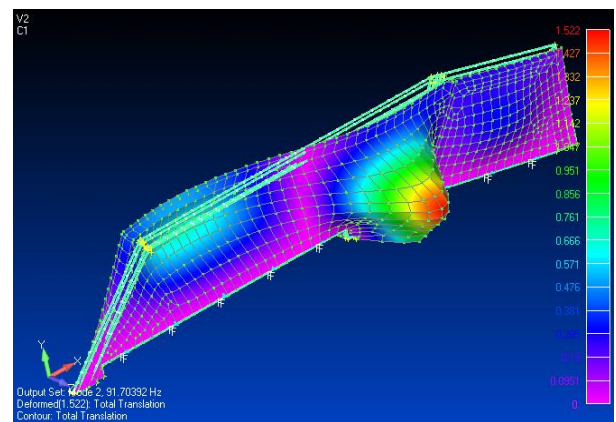


Рис.6. Вторая форма колебаний

Проверка корректности моделирования проводилось путем сравнения значений собственных частот для модели и реальной конструкции. Значения собственных частот реальной конструкции определяются из графиков спектральной плотности виброускорений, полученных при лабораторных испытаниях изделия на вибрационную прочность.

Вибрационные испытания проводятся на электрогидравлическом вибростенде в диапазоне частот 1-300 Гц. При проведении лабораторных испытаний на вибрационную прочность изделие устанавливается на вибронном стенде в специальном приспособлении, имитирующем подвеску его под самолетом. При испытаниях на конструкцию изделия действуют переменные нагрузки, значения величин и частот которых изменяются в широких пределах. Реакцию образца на действие этих нагрузок приближенно можно представить в виде суперпозиций нерегулярной последовательности низкочастотных реакций и вибрации.

Для измерения параметров вибрации в качестве виброизмерительных преобразователей (ВИП) используются пьезоэлектрические акселерометры.

Определение динамических свойств изделия заключается в записи амплитудно-частотных характеристик в точках установки дополнительных ВИП при постоянном уровне вибрации в контрольной точке с целью выявления резонансов конструкции. Экспериментальные значения резонансных частот, полученные на основе результатов лабораторных испытаний, в сравнении с расчетными значениями собственных частот несущей поверхности приведены в таблице 1.

Таблица 1

№ собственной частоты	Экспериментальные значения резонансных частот, Гц	Расчетные значения собственных частот, Гц
1	50.998	39.908
2	83.997	72.545
3	138.995	116.64

С учетом отличия расчетной модели от реальной конструкции, а также разброса характеристик различных экземпляров конструкции, соответствие теоретических и экспериментальных значений собственных частот является удовлетворительным.

Динамический расчет конструкции несущей поверхности выполняется с применением алгоритмов модального анализа для переходных процессов (Transient Dynamic/Time History). В этом типе анализа используется разложение вектора узловых перемещений в ряд по формам собственных колебаний и последующее решение системы. Данный метод применяется при анализе переходных процессов в динамических системах. В этом случае задается число

учитываемых собственных форм. Далее задаются параметры пошагового динамического анализа - шаг интегрирования, количество шагов, интервал печати результатов. Для определения шага интегрирования Δt_i используется соотношение: $\Delta t_i \leq T_{\min}/10$, где T_{\min} - период колебаний по наиболее высокой из учитываемых в разложении собственных форм. При учете 30 собственных форм и при максимальном значении соответствующих собственных частот 302.1 Гц шаг интегрирования принимается равным 0.0033 с.

Демпфирование следует учитывать при частотах вынуждающих сил, близких к резонансным частотам. В реальной конструкции присутствует внутреннее демпфирование. Если оно достаточно мало и незначительно влияет на собственные частоты и формы колебаний, а также на взаимодействие различных форм колебаний, то его можно учесть приближённо в виде эквивалентного вязкого демпфирования. В данной модели демпфирование задаётся следующим образом: устанавливается величина коэффициента демпфирования для всей конструкции G , которая является отношением коэффициента силы вязкого сопротивления C к его критическому значению C_0 . На частотах f , совпадающих с собственными частотами, коэффициент демпфирования $G = 2C/C_0$. Для всего частотного диапазона принимается определенное значение отношения C/C_0 и определяется зависимость для коэффициентов демпфирования по формуле $G(f) = (2C/C_0) \cdot (f/f_0)$. Обычно величину f_0 задают близкой к первой собственной частоте, при которой демпфирование наиболее существенно. В данном случае принимается $f_0 = 39.9$ Гц, $C/C_0 = 0.01$.

В качестве источника колебаний принимается кинематическое возмущение в виде ускорения закрепленных узлов, изменяющегося по гармоническому закону. Частота гармоника принимает фиксированные значения в заданном диапазоне. Приложенная нагрузка соответствует эксплуатационной нагрузке в виде синусоидального ускорения закрепленного контура с амплитудой 11 м/с^2 в диапазоне частот от 1 до 300 Гц, которая воспроизводилась в лабораторных условиях.

Распределение максимальных значений переменных нормальных напряжений на несущей поверхности и зоны повышенных напряжений представлены на рис. 7. Наибольшие значения максимальных нормальных напряжений σ_{\max} составляют 28.36 МПа.

Для оценки корректности конечно-элементного моделирования результаты расчетной оценки уровней напряжений сопоставлены с данными тензоизмерений при лабораторных испытаниях. Тензодатчики типа КФ5П1-10-200 были установлены на крыле и на пере несущей поверхности (рис. 8), вблизи сварных швов. При эксплуатации эти зоны являются наиболее вероятным местом образования усталостных трещин.

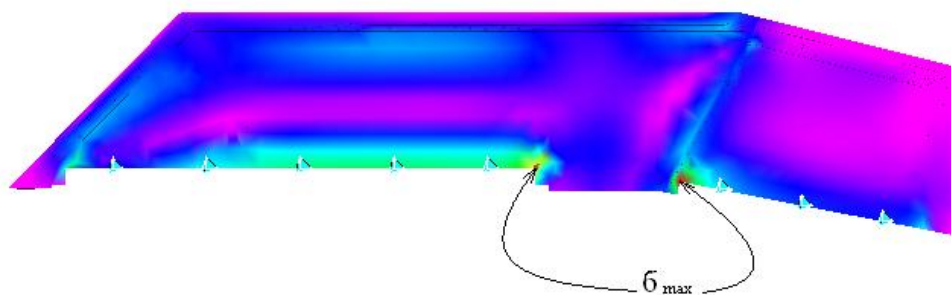


Рис.7. Зоны максимальных нормальных напряжений

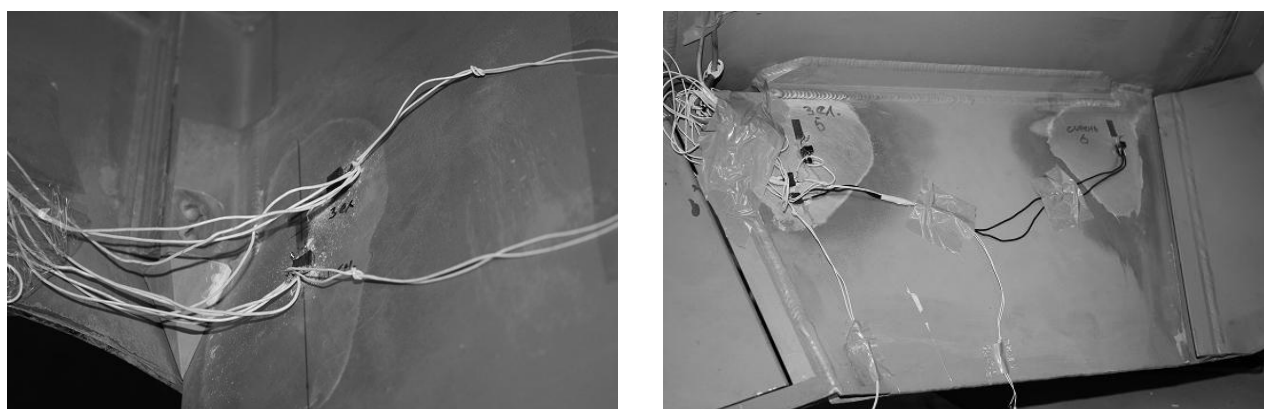


Рис.8. Расположение тензодатчиков на крыле (слева) и на пере (справа)

С использованием численной модели было получено распределение напряжений и определены их максимальные значения в точках, соответствующих местам расположения тензодатчиков.

Значения максимальных напряжений в крыле и пере несущей поверхности, полученные при лабораторных испытаниях на резонансных частотах, представлены в таблице 2. Здесь же, приведены расчетные значения максимальных эквивалентных напряжений, вычисленные по гипотезе энергии формоизменения [4], соответствующие месту расположения тензодатчиков. Видно, что расчетные значения максимальных напряжений несколько выше экспериментальных значений.

Таблица 2

Максимальные напряжения в зоне наклейки тензодатчиков, МПа

№	Частота, Гц	Данные лабораторных испытаний		Расчетные значения	
		На крыле	На пере	На крыле	На пере
1	39.908	18.67	16.34	26.52	19
2	72.545	19.96	16.82	28.36	19.61
3	116.64	17.24	15.34	24.43	17.6

Основные результаты и выводы

Разработана конечно-элементная модель динамического НДС конструкции изделия с учётом её конструктивных особенностей и условий эксплуатационного нагружения. Получено удовлетворительное соответствие расчетных и экспериментальных значений собственных частот. На основе расчетных исследований определены зоны действия максимальных напряжений и характер в элементах изделия.

Адекватность разработанной модели и работоспособность разработанной программы подтверждена результатами расчетов, которые являются физически корректными. Результаты соответствуют известным закономерностям распределения параметров динамического состояния в конструкции, выполняются энергетические соотношения, имеется соответствие между КЭ моделью и реальной конструкцией по массе, центровке и значениям собственных частот.

Качество численного моделирования динамического деформирования элементов конструкции изделия подтверждено соответствием экспериментальных и расчетных значений компонентов напряженного состояния в местах наклейки тензодатчиков.

Результаты работы были использованы при проведении лабораторных испытаний изделия на вибрационную прочность и для подтверждения его назначенного ресурса.

Библиографический список

1. Зенкевич О. Метод конечных элементов в технике. – М.: Мир, 1975. – 536 с.
2. Бабаков И.М. Теория колебаний. – Изд. 4-е. – М.: Дрофа, 2004. – 592 с.
3. Сидоренко А.С., Станкевич А.И. Введение в прикладную теорию колебаний. Учебное пособие. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2009. – 108 с.
4. Горшков А.Г., Трошин В.Н., Шалашилин В.И. Соппротивление материалов. – М.: ФИЗМАЛИТ, 2005. – 544 с.

Сведения об авторах

Лошкарев Александр Николаевич, аспирант Московского авиационного института (государственного технического университета);

тел. (903) 614-86-34, e-mail: cheraken@mail.ru

Сидоренко Александр Сергеевич, профессор Московского авиационного института (государственного технического университета), д.т.н.,

тел. (499) 158-46-30; e-mail: k906@mai.ru