

УДК 534.1:539.3:539.4

## **Методика оценки ресурса авиационных конструкций в условиях эксплуатационного нагружения**

А.Н. Лошкарев

### **Аннотация**

Представлены результаты разработки методик расчета динамических характеристик и оценки ресурса элементов конструкции изделий авиационной техники в условиях совместной эксплуатации с носителем. Выполнена разработка конечно-элементной модели конструкции с учётом конструктивных особенностей и условий нагружения. Сформированы алгоритмы оценки показателей долговечности тонкостенных конструкций рассматриваемых изделий, с учетом влияния сварных соединений. Разработана методика испытаний на вибрационную прочность, которая может быть использована для частичной замены летных испытаний на назначенный ресурс лабораторными вибрационными испытаниями.

**Ключевые слова:** авиационное изделие; несущая поверхность; метод конечных элементов; колебания; ресурс; виброускорение; вибронапряжение; случайная вибрация.

### **Введение**

Одной из актуальных проблем современного машиностроения является проблема повышения долговечности и ресурса создаваемых машин и конструкций. Для обеспечения работоспособности и безопасности необходимо еще на стадии проектирования привлекать к обоснованию технических решений современные методы инженерного анализа. Здесь имеются в виду не только практические приложения теоретических разработок, но и использование их в современных программных комплексах, ориентированных на применение мощных персональных компьютеров и рабочих станций. Для изделий техники, на которые при эксплуатации действуют интенсивные переменные во времени нагрузки, особую актуальность приобретают проблемы обеспечения требуемой динамической прочности и долговечности элементов конструкции и оборудования. Одним из основных путей решения этих проблем, является разработка методик расчетного и экспериментального

определения характеристик напряженно-деформированного состояния (НДС), прочности и долговечности изделий при действии эксплуатационных нагрузок.

В статье представлены результаты разработки методик расчета и испытаний элементов конструкций изделий авиационной техники (АТ), находящихся в условиях нестационарного случайного нагружения в виде сочетания инерционных и аэродинамических нагрузок. Предложенные методики могут применяться для расчетной оценки долговечности элементов конструкции АТ и для подтверждения в условиях лабораторных испытаний назначенного ресурса по условиям вибрационной прочности и виброустойчивости бортовых устройств и аппаратуры. Рассматривается реализация методики для расчетно-экспериментальной оценки НДС и долговечности несущих поверхностей авиационной бомбы (АБ) (рис. 1).



*Рис. 1. Авиационная бомба на внешней подвеске носителя*

### **Методика испытаний на вибрационную прочность**

Принятие на вооружение ВВС новых самолетов типа Су-34 существенно изменило тактику боевого применения АБ и, соответственно, требования тактико-технического задания (ТТЗ) по назначенному ресурсу АБ (от 6 до 36 часов), что потребовало изменения всей технологии испытаний на ресурс.

Проведение летных испытаний на назначенный ресурс в новых условиях связано со значительными техническими трудностями (увеличением продолжительности каждого полета, дозаправкой в воздухе и др.) и крупными финансовыми затратами. Для сокращения объема летных ресурсных испытаний используется их частичная замена лабораторно-стендовыми испытаниями в сочетании с использованием методик расчетного определения характеристик НДС и долговечности конструкции при действии эксплуатационных нагрузок.

Лабораторно-стендовые испытания проводятся на основе разработанной типовой методики предварительных стендовых испытаний на назначенный ресурс авиационных бомбо-

вых средств поражения по критериям вибрационной прочности, виброустойчивости бортовых устройств и приборов и сопротивления усталости с применением измерительно-вычислительного комплекса с системой управления вибростендом (ИВК СУВ).

В основу методики положены требования ТТЗ по назначенному ресурсу и характеристики нагружения, полученные в результате специальных летных испытаний (СЛИ) АБ по программе, разработанной ФГУП «ГНПП «Базальт», ОАО «ОКБ Сухого», ФГУП «ЛИИ им. М.М. Громова», на режимах полета, включающих все эволюции типовых полетов на боевое применение АБ с самолета Су-34. Особенностью проведения стендовых испытаний является воспроизведение нагрузок, идентичных реальным, зарегистрированным бортовой аппаратурой во время проведения СЛИ и записанных на жесткие носители.

При летных испытаниях на конструкцию АБ действуют переменные нагрузки, значения уровней и частот которых изменяются в широких пределах. Реакцию образца на действие этих нагрузок приближенно можно представить в виде суперпозиции нерегулярной последовательности низкочастотных реакций и вибрации. В качестве исходных данных о переменных нагрузках на конструкцию используются результаты измерений виброускорений образца АБ и деформаций в крыльях и хвостовом оперении в течение всего полета при проведении СЛИ, которые в общем случае представляют собой существенно нестационарные случайные процессы.

Вибрационные испытания проводятся на электрогидравлическом вибростенде в диапазоне частот 1-300 Гц. Лабораторным испытаниям на вибрационную прочность подвергают те же образцы изделий, которые были испытаны на виброустойчивость [1]. Перед началом испытаний изделие извлекается из тары и проводится проверка герметичности воздушным давлением 0,08 МПа и визуальный осмотр образца с целью выявления внешних дефектов и отклонений от требований чертежа. После чего проводится установка образца на вибростенде в специальном приспособлении, имитирующем подвеску его под самолетом (рис. 2).

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 (рис. 3).



Рис.2. Установка АБ с крепежным приспособлением на платформе вибростенда



Рис.3. Установка вибропреобразователей на изделие

Для разработки режимов стендовых испытаний изделий на вибрационную прочность и виброустойчивость материалы с параметрами их виброн нагружения в процессе лётных испытаний представляются в виде файлов с реальными вибросигналами, зафиксированными виброаппаратурой с аналоговыми фильтрами в полосе частот 3-500 Гц. Формирование режимов стендовых испытаний (рис. 4) осуществлялось в полном соответствии с требованиями ТТЗ с использованием информации о параметрах виброускорений и напряжений, измеренных при проведении лётных испытаний. Эта информация преобразуется в процессы соответствующие отдельным этапам полета носителя, что позволяет в испытательном комплексе «Прочность» ФГУП «ГНПП «Базальт» моделировать реальное нагружение АБ и их элементов в условиях боевого применения самолета Су-34 с изделием.

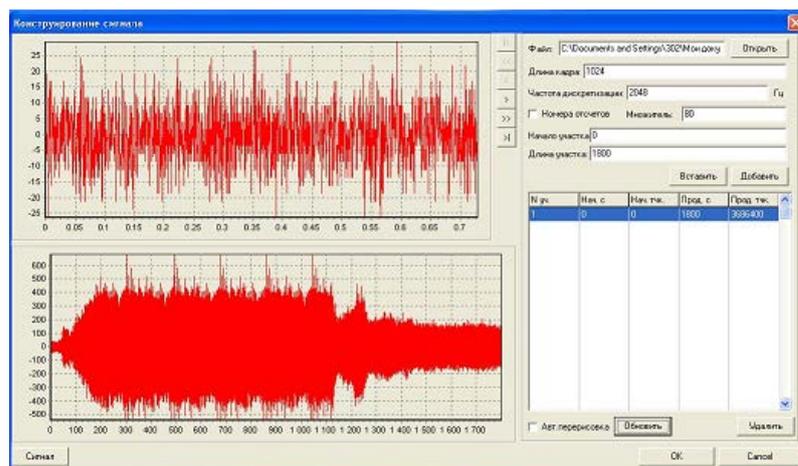


Рис. 4. Формирование режимов стендовых испытаний АБ на назначенный ресурс с применением ИВК СУВ

Характеристики виброн нагружения испытываемого образца и напряжений в элементах его конструкции регистрируются с помощью ИВК СУВ во время проведения стендовых ис-

пытаний в реальном режиме времени. Обработка реализаций случайных процессов вибронагружения АБ заключается в определении характеристик ускорений: средних, среднеквадратических значений и спектральных плотностей ускорений. Эквивалентность воспроизводимых и реальных процессов определяется степенью близости их спектральных плотностей.

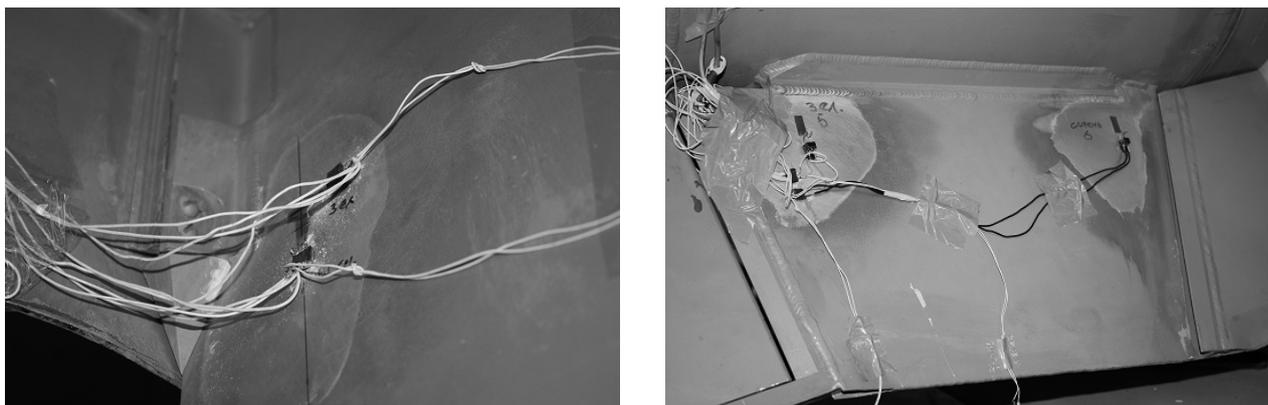
Усталостные разрушения составляют основной вид разрушения элементов конструкции. Современная практика испытаний на усталость показала, что, несмотря на существенное увеличение возможностей оборудования для проведения повторно-статических испытаний, вопрос упрощения структуры процесса нагружения применительно к практике установления ресурсных характеристик изделий авиационной техники стоит в ряду первоочередных из-за несовершенства методик моделирования нагружения.

Для испытаний несущих элементов изделия, которые наиболее нагружены, были изготовлены специальные приспособления (рис. 5). При их помощи обеспечивается уровень напряжений в элементах АБ, сопоставимый с напряжениями, возникающими в натурных условиях.



*Рис.5. Установка элементов АБ в специальном приспособлении*

Формирование режимов стендовых испытаний по условиям сопротивления усталости осуществлялось с использованием информации о параметрах напряжений, замеренных в ходе проведения СЛИ АБ на самолете Су-34. В качестве исходных данных для нагружения конструкции при проведении усталостных испытаний используются показания датчиков деформации (тензорезисторов), размещенных на крыльях и элементах хвостового оперения. Тензодатчики типа КФ5П1-10-200 были установлены на крыле и на пере несущей поверхности (рис. 6), вблизи сварных швов. При эксплуатации эти зоны являются наиболее вероятным местом образования усталостных трещин.

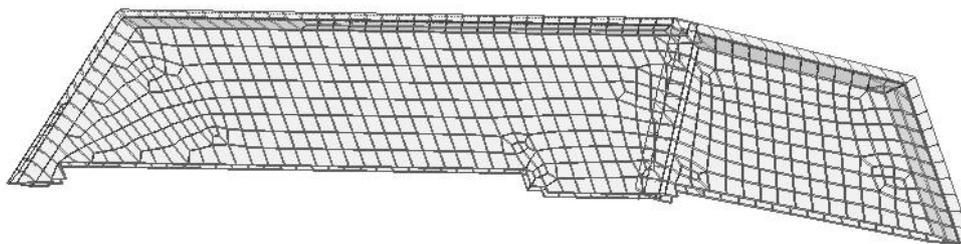


*Рис.6. Расположение тензодатчиков на крыле (слева) и на пере (справа)*

### **Разработка численных моделей элементов конструкции**

Контур несущей поверхности имеет сложную форму, а ее жёсткость зависит от координат. Поэтому характеристики напряженного состояния данной конструкции могут быть определены только с помощью приближённых методов. В настоящее время наиболее эффективным численным методом определения собственных частот и форм упругой конструкции является метод конечных элементов [2] (МКЭ). Этот метод позволяет определять динамические характеристики упругой конструкции сложной геометрии при достаточно произвольных видах граничных условий и 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.

Моделирование несущей поверхности выполнено с использованием конечных элементов в виде четырёхугольных пластин (plate). Этот тип элементов учитывает все внутренние силовые факторы: мембранные, сдвиговые, поперечные и изгибные. Конечно-элементная модель содержит 1490 элементов типа plate с характерными размерами от 1 мм в зоне заделки, до 10 мм на конце крыла (рис. 7). В зоне сварного соединения применялась мелкая разбивка для более адекватного моделирования соединения. Материал несущей поверхности – алюминиевый сплав АМГ 3.



*Рис.7. Конечно-элементная модель несущей поверхности*

Граничные условия соответствовали жесткой заделке по контуру, где несущая поверхность соединяется с корпусом.

Был проведен расчет собственных частот и форм колебаний конструкции на основе разработанной конечно-элементной модели. Первая форма колебаний представлена на рис. 8.

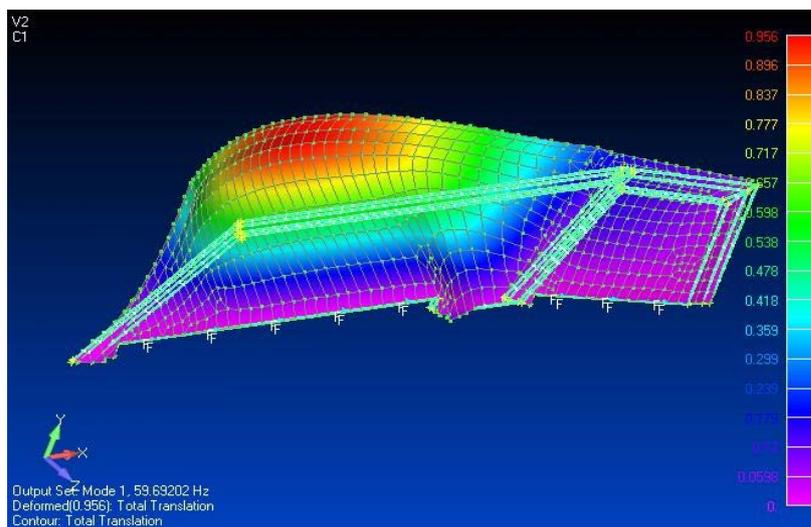


Рис.8. Первая форма колебаний

Экспериментальные значения собственных частот несущей поверхности можно оценить по графикам спектральной плотности виброускорений, полученных при лабораторных испытаниях. Экспериментальные значения собственных частот, полученные на основе результатов летных и лабораторных испытаниях, в сравнении с расчетными значениями приведены в таблице 1.

Таблица 1

**Значения собственных частот, Гц**

№ частоты	Данные летных испытаний	Данные лабораторных испытаний	Расчетные значения
1	50.998	48.625	59.692
2	83.997	74.875	72.545
3	138.995	125.375	116.64
4	198.314	201.711	194.752
5	313.684	302.1	298.762

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

### **Оценка ресурса на основе скорректированной гипотезы линейного суммирования усталостных повреждений**

Оценка характеристик долговечности проводится с использованием предположений о виде локального напряженного состояния и экспериментальных характеристик сопротивления усталости для используемого материала. Введение предположений обусловлено практической возможностью получения соответствующих расчетных или экспериментальных данных.

Расчетная оценка долговечности определяется на основе скорректированной линейной гипотезы суммирования повреждений применительно к плоскому напряженному состоянию [3]. Определяется медианная долговечность элемента конструкции в зоне сварного соединения до появления усталостной трещины (в часах полета или числе циклов эксплуатации). По данным тензоизмерений или расчетов формируется блок нагружения, соответствующий одному типовому циклу или одному часу эксплуатации для самого тяжелого случая нагружения.

Случайные процессы напряжений являются нерегулярными и для оценки долговечности они приводятся к эквивалентным по повреждающему действию регулярным процессам путем обработки по одному из известных методов (максимумов, полусумм - полуразностей, «дождя», полных циклов). Для обработки сигналов случайной вибрации конструкции в авиастроении наиболее часто используется метод полных циклов. Сущность метода заключается в последовательном исключении из записи процесса промежуточных циклов, амплитуды которых меньше амплитуд основных циклов с наложенными на них промежуточными циклами. Для каждого цикла определяются две характеристики – амплитуда и среднее значение. Эти характеристики служат основой для построения таблиц и графиков дифференциальной и интегральной повторяемости ускорений и напряжений, а также для последующей оценки показателей повреждаемости и долговечности конструкции. Таблицы и графики интегральной повторяемости строятся для характерного периода эксплуатации (одного часа полета, одного типового полета и т.д.) с использованием унифицированных алгоритмов. Обработка проводится с помощью численных алгоритмов, для чего реализация предварительно переводится из аналоговой формы в цифровую форму путем считывания значений реализации с заданным шагом по времени. Шаг считывания

выбирается таким образом, чтобы описывались все экстремумы составляющих процесса в заданной полосе частот. Далее выделенные полные циклы напряжений, имеющие различные коэффициенты асимметрии, по известным алгоритмам приводятся к эквивалентным отнулевым (пульсирующим) циклам с коэффициентами асимметрии равными 0.

Предполагается, что в опасных, с точки зрения усталостного разрушения, зонах напряженное состояние конструкции является плоским, а нормальные и касательные напряжения изменяются синхронно и синфазно. Тогда условия разрушения можно представить в виде:

$$\sigma_{\text{экв}} \geq \sigma_{-1} \quad \text{или} \quad \tau_{\text{экв}} \geq \tau_{-1} \quad (1)$$

Величины эквивалентных напряжений определяются по принятой теории прочности. Соответствующие значения главных напряжений вычисляются по известным формулам с использованием амплитудных значений компонент, измеряемых в эксперименте. Компоненты нормальных напряжений, определяемые расчетным путем, вычисляются как суммы модулей соответствующих мембранных и изгибных напряжений.

Учет влияния асимметрии циклического нагружения, концентрации напряжений, а также масштабного фактора и качества обработки поверхности проводится путем определения приведенных предельных амплитуд эквивалентного симметричного цикла:

$$\sigma_{a,\delta} = \sigma_a / K, \quad \tau_{a,\delta} = \tau_a / K. \quad (2)$$

Здесь  $\sigma_a$  и  $\tau_a$  - предельные амплитуды эквивалентного симметричного цикла, которые определяются по формулам:

$$\sigma_a = \sigma_{-1} - \psi \cdot \sigma_m, \quad \tau_a = \tau_{-1} - \psi_\tau \cdot \tau_m, \quad (3)$$

в которых коэффициенты  $\psi_\sigma$ ,  $\psi_\tau$  характеризуют влияние среднего напряжения цикла  $\sigma_m$ ,  $\tau_m$  на предельную амплитуду.

При наличии данных о пределах выносливости материалов при отнулевом цикле напряжений -  $\sigma_0$  и  $\tau_0$ , для коэффициентов  $\psi_\sigma$ ,  $\psi_\tau$  используются соотношения:

$$\psi_\sigma = 2\sigma_{-1} / \sigma_0 - 1, \quad \psi_\tau = 2\tau_{-1} / \tau_0 - 1. \quad (4)$$

Для алюминиевых сплавов величины  $\sigma_a$  и  $\tau_a$  могут быть также вычислены по следующим формулам, в которых напряжения считаются растягивающими:

$$\sigma_a = \sigma_{-1} [1 - (\sigma_m / \sigma_s)^2], \quad \tau_a = \tau_{-1} [1 - (\tau_m / \tau_s)^2]. \quad (5)$$

Коэффициент  $K$  в формулах (3) определяется следующим образом:

-при растяжении-сжатии или изгибе

$$K = (k_\sigma / k_{\delta\sigma} + 1 / k_{F\sigma} - 1) / (k_v \cdot k_A); \quad (6)$$

- при кручении

$$K = (k_\tau / k_{\partial\tau} + 1 / k_{F\tau} - 1) / (k_v \cdot k_A) \quad (7)$$

В этих выражениях коэффициенты  $k_\sigma$ ,  $k_\tau$  учитывают концентрацию напряжений;  $k_{\partial\sigma}$ ,  $k_{\partial\tau}$  - масштабный фактор,  $k_{F\sigma}$ ,  $k_{F\tau}$  - качество обработки поверхности;  $k_A$  - анизотропию материала.

Расчетная оценка долговечности определяется на основе скорректированной линейной гипотезы суммирования повреждений применительно к плоскому напряженному состоянию. Определяется медианная долговечность элемента конструкции в зоне действия максимальных напряжений до появления усталостной трещины (в часах полета или в количестве полетов). Исходными данными являются функции распределения амплитуд напряжений, средние значения наибольших амплитуд напряжений  $\sigma_{a,max} = \sigma_a$  и параметры приведенной кривой усталости. Блок нагружения, соответствующий одному типовому полету или одному часу полета для наиболее тяжелого случая нагружения формируется по данным тензоизмерений при испытаниях или путем расчетов.

Медианный ресурс элемента конструкции (в часах полета или количестве полетов) определяется по формуле:

$$\bar{L} = \lambda \cdot l_b, \quad (8)$$

в которой  $\lambda$  - количество блоков нагружения до появления усталостной трещины,  $l_b$  - длительность периода нагружения, соответствующего одному блоку.

Величина  $\lambda$  определяется с использованием показателей  $m_\sigma$  и  $m_\tau$  соответствующих кривых усталости и предположения, что нормальные и касательные напряжения действуют раздельно:

$$(\lambda / \lambda_\sigma)^{2/m_\sigma} + (\lambda / \lambda_\tau)^{2/m_\tau} = 1, \quad \lambda_\sigma = N_{\sigma,сум} / v_\sigma, \quad \lambda_\tau = N_{\tau,сум} / v_\tau. \quad (9)$$

Здесь  $N_{\sigma,сум}$ ,  $N_{\tau,сум}$  - суммарное число циклов действия всех амплитуд нормальных и касательных напряжений за время эксплуатации;  $v_\sigma$ ,  $v_\tau$  - общее число циклов в блоках нагружения, определяемое по формуле:

$$v_{\sigma,\tau} = \sum v_{i\sigma,\tau}, \quad (i = 1, 2, \dots, n), \quad (10)$$

где  $v_{i\sigma,\tau}$  - число повторений амплитуд напряжений в одном блоке нагружения;  $n$  - число ступеней напряжений в блоке.

Величины  $N_{сум}$  для напряжений  $\sigma$ ,  $\tau$  вычисляются следующим образом:

- при  $\sigma_{a,max} \geq \sigma_{l\partial NG}$

$$N_{\sigma, \text{сум}} = a_p \cdot N_G \left[ \left( \sum_{\sigma_{ai} \geq \sigma_{-1}} t \sigma_{ai}^{m1} \times i \right) / \sigma_{-1\partial NG}^{m1} + \left( \sum_{\sigma_{ai} < \sigma_{-1}} t \sigma_{ai}^{m2} \times i \right) / \sigma_{-1\partial NG}^{m2} \right]^{-1}, \quad (11)$$

- при  $\sigma_{a, \text{max}} < \sigma_{-1\partial NG}$

$$N_{\sigma, \text{сум}} = a_p \cdot N_G \sigma_{-1\partial NG}^{m2} \left[ \left( \sum_{\sigma_{ai} < \sigma_{-1}} t \sigma_{ai}^{m2} \times i \right) / \sigma_{-1\partial NG}^{m2} \right]^{-1}. \quad (12)$$

В этих соотношениях суммирование проводится по всем амплитудам  $\sigma_{ai}$ . Величина  $t_i = v_i \sigma / v_\sigma$ , а значение корректирующего множителя  $a_p$ , принимается на основе экспериментальных данных для алюминиевых сплавов либо определяется по формуле

$$a_p = \sum \sigma_{ai} \times t_i / \sigma_{a, \text{max}}, \quad (i=1, 2, \dots, n). \quad (13)$$

Величина  $N_{\tau, \text{сум}}$  вычисляется по формулам, аналогичным (11, 12) с заменой индексов  $\sigma$  на  $\tau$ .

Если параметры кривой усталости для элемента конструкции не известны, то расчет может быть проведен с использованием кривой усталости для образца из того же материала и соответствующего значения эффективного коэффициента концентрации напряжений. Показатели наклона  $m_\sigma$  и  $m_\tau$  и абсциссы  $N_G$  точек перелома кривых усталости предполагаются одинаковыми для образца и элемента конструкции.

Формирование блоков нагружения с симметричными или отнулевыми циклами проводится по результатам оценок переменных напряжений в опасных точках, путем приведения реальных нерегулярных эксплуатационных напряжений к регулярным напряжениям, эквивалентным по повреждающему действию. Учет объемности напряженного состояния и концентрации напряжений проводится с помощью эффективных коэффициентов концентрации  $k_\sigma, k_\tau$ .

Для построения блока необходимы оценки величин ступеней напряжений  $\sigma_{ai}$  и количества циклов в каждой ступени нагружения  $v_{i\sigma}$ . Последние определяются по формуле:

$$v_{i\sigma} = v_\sigma \cdot \Delta P_i, \quad (14)$$

в которой  $v_\sigma$  - общее количество циклов в блоке,  $\Delta P_i$  - вероятность нахождения амплитуды  $\sigma_a$  в  $i$ -м интервале напряжений ( $\sum \Delta P_i = 1$ ). Далее вычисляются предельные амплитуды эквивалентного симметричного цикла.

Характеристики блока нагружения, соответствующего одному типовому полету, вычисленные путем обработки таблиц повторяемости нормальных напряжений на несущих поверхностях при летных испытаниях приведены в таблице 2.

Таблица 2

Параметры блока нагружения	№ интервала				
	1	2	...	12	13
Интервал $\sigma_{a,i}$ , МПа	0-4,91	4,906-9,81	...	53,96-58,86	58,86-63,77
$\sigma_{a,i}$ , МПа	4,91	9,81	...	58,86	63,77
$t_i (\sum t_i = 1)$	0,0018	0,034	...	0,003	0,002
$t_i, c$	4,52	86,46	...	9,43	5,77
$\nu_{i\sigma}$	6598,2	7915	...	0,67	0,30
$\sigma_{ai} / \sigma_{a max}$	0,077	0,154	...	0,923	1,000

Результаты вычисления значений ресурса конструкции  $\lambda$  (в количестве типовых полетов), представленные в таблице 3, показывают, что наиболее существенное влияние на величину долговечности оказывают уровни действующих напряжений и механические характеристики используемого материала. Учет действия только нормальных напряжений дает заметное завышение величины долговечности.

Таблица 3

### Оценка ресурса конструкции

Наименование	Оценка по напряжениям в точке измерений				Оценка по максимальным эквивалентным напряжениям	
	при сложном напряжённом состоянии		только по нормальным напряжениям			
Материал	АМГ 3	АМГ 6	АМГ 3	АМГ 6	АМГ 3	АМГ 6
Ресурс $\lambda$	13,69	68,16	16,42	89,13	1,426	13,37

Для оценки влияния свойств материала была получена оценка ресурса при использовании сплава АМГ 6, имеющего более высокие показатели сопротивления усталости, чем АМГ 3. Видно, что в этом случае величина ресурса конструкции резко увеличивается.

## **Основные результаты и выводы**

Разработана расчетно-экспериментальная методика оценки динамического НДС элементов конструкции изделий АТ и методика оценки долговечности конструкции в условиях совместной эксплуатации с носителем.

Проведен анализ материалов летно-конструкторских испытаний изделий, представленных в виде результатов обработки процессов вибронпряжений и виброускорений в точках изделия. Разработаны основные вопросы проведения и принципы назначения режимов лабораторно-стендовых ресурсных испытаний изделий.

Разработана конечно-элементная модель конструкции с учётом конструктивных особенностей. Проведено сравнение соответствующих теоретических значений собственных частот с результатами, полученными при лётных и лабораторных испытаниях.

Сформированы алгоритмы оценки показателей долговечности конструкций рассматриваемых изделий, с учетом влияния сварных соединений. Алгоритмы основаны на использовании скорректированной линейной гипотезы суммирования повреждений и данных летных испытаний, представленных в виде таблиц повторяемости и значений условной повреждаемости.

Представлена методика испытаний на вибрационную прочность, которая может быть использована для частичной замены летных испытаний на назначенный ресурс лабораторными вибрационными испытаниями, что позволит существенно сократить объем летных испытаний образцов изделий авиационной техники.

## **Библиографический список**

1. Сидоренко А.С. Методы и средства испытаний и контроля. Учебное пособие. – М.: Изд-во МАИ, 2005. – 96 с.
2. Зенкевич О. Метод конечных элементов в технике. – М.: Мир, 1975. – 536 с.
3. Когаев В.П., Махутов Н.А., Гусенков А.П. Расчеты деталей машин и конструкций на прочность и долговечность. – М.: Машиностроение, 1985. – 224 с.

## **Сведения об авторах**

Лошкарев Александр Николаевич, аспирант Московского авиационного института (национального исследовательского университета), тел. (903) 614-86-34, e-mail: [cheraken@mail.ru](mailto:cheraken@mail.ru)