

УДК 629.7

Л.А. Адегова

Анализ расчетных методов исследования усталостной долговечности элементов конструкций летательных аппаратов

В статье рассмотрены этапы формирования подхода к оценке ресурса летательных аппаратов и существующие расчетные методы исследования усталостной долговечности элементов их конструкций.

Ключевые слова: *усталостная долговечность, напряженно-деформированное состояние, конструктивно-технологические факторы, коэффициенты коррекции.*

Усталость металлов как особая форма разрушения была впервые отмечена в 1854 г. Но для первых самолетов проблема усталостной долговечности конструкции не являлась одной из основных. В течение двух-трех десятилетий после первого полета самолета возможность усталостных разрушений жизненно важных частей едва ли считалась вероятной, поэтому при проектировании конструкции расчет на усталостную долговечность не проводился.

Однако со временем опыт эксплуатации летательных аппаратов (ЛА) показал, что накопление усталостных повреждений, создаваемых часто повторяющимися нагрузками умеренной величины, может приводить к преждевременному разрушению основной конструкции самолета даже при отсутствии высокой концентрации напряжений. Эти предположения носили академический характер и основывались, главным образом, на оценке эффекта суммирования усталостных повреждений планера самолета под действием нагрузок от маневров и воздушных порывов в течение обычного срока эксплуатации [1]. В работах [2, 3] указывалось, что общие тенденции развития самолетостроения, в частности в направлении увеличения скоростей, прочностной эффективности конструкций и срока эксплуатации самолетов, приведут к тому, что опасность разрушения от усталости еще больше возрастет, если не будут приняты специальные меры для ее предотвращения.

Проблема усталостной долговечности авиаконструкций остро встала в середине сороковых годов прошлого века, когда в различных частях света были отмечены многократные случаи разрушения в воздухе самолетных конструкций, имевших достаточную статическую прочность [4]. Эти катастрофы

указывали на необходимость при проектировании основных элементов конструкции самолетов учитывать действие на них всей совокупности возникающих в эксплуатации повторных нагрузок и способствовали изменению мнения относительно степени важности усталостной долговечности для самолетостроения. Со времени этих событий проблема усталостной прочности крыла стала усиленно разрабатываться в английском авиационном научно-исследовательском институте в Фарнборо (RAE) и в Австралии. Были начаты весьма интенсивные исследования проблемы усталости конструкции самолета и сформировано единое мнение о том, что усталостная долговечность должна учитываться как важный фактор при проектировании всех типов самолетов.

Одной из самых ранних попыток сформулировать требования к выносливости самолета стала работа профессора Пагсли в 1942 г. Изучая действие нагрузок от атмосферной турбулентности на крыло и оперение, он выдвинул требование к конструкции, заключающееся в следующем: конструкция должна быть пригодной к эксплуатации до $20 \cdot 10^6$ циклов при переменной нагрузке, составляющей $\pm 10\%$ от постоянной нагрузки, действующей на самолет во время полета.

В 1947 г. Георг Снайдер из авиационной фирмы Боинг представил работу, в которой рассматривалась проблема усталости герметичных кабин. Он обратил внимание на недостаточность коэффициента безопасности (равного двум) для обеспечения усталостной прочности и предложил коэффициент 3 для конструкции, рассчитанной только на давление.

Исследования усталости авиаконструкций связаны с именами советского ученого Н.И. Марина и немецкого ученого Е. Гассне-

ра. По инициативе Н.И. Марина были проведены первые исследования по отработке необходимого ресурса конструкции на стадии проектирования. Е. Гасснер предложил метод, на основании которого циклические нагрузки представлялись в виде многоступенчатой программы нагружения при испытаниях на ресурс [5].

В 70–80 гг. в Центральном аэрогидродинамическом институте (ЦАГИ) под руководством А.Ф. Селихова была создана отраслевая система обеспечения ресурса конструкции ЛА на всех этапах его проектирования и эксплуатации. А.Ф. Селихов был первым в СССР, кто поставил в замкнутой четкой формулировке задачу обеспечения ресурса самолета на этапе проектирования.

Согласно современным стандартам ресурс пассажирского самолета должен достигать 60...100 тыс. ч налета, такие же жесткие требования предъявляются и к ресурсу военных самолетов. В силу этого расчет усталостной долговечности конструкций проводится как на этапах проектирования, так и на этапах изготовления и эксплуатации самолета.

Проектирование с учетом усталостной долговечности сложнее, чем конструирование, основанное только на учете ограничений, налагаемых статической прочностью. Дополнительные трудности здесь можно подразделить на две обширные категории. Во-первых, на самолет действует широкий диапазон различных повторных нагрузок. При циклическом нагружении приходится учитывать и среднее напряжение, и амплитуду переменного напряжения. На практике очень редко встречаются случаи, когда работа детали протекает в единообразных условиях нагружения. Во-вторых, существует множество данных, свидетельствующих о том, что усталостная долговечность деталей сильно зависит от местных условий, особенно от локализованных высоких напряжений.

Из-за всех этих трудностей рассчитать конструкцию на точно заданное число циклов переменной нагрузки очень трудно. Вводятся обобщающие упрощения в распределение суммарных напряжений, при которых силовое поле внешних нагрузок рассматривается так, как если бы все поперечные сечения многих деталей конструкций несли на-

грузку в одинаковой мере. Местное напряженное состояние, определяющее сопротивление усталости детали, может зависеть от разнообразия концентраторов напряжений в соседних областях, так что рассчитывать это состояние бывает слишком трудно. Даже там, где местное распределение напряжений можно рассчитать или замерить во всех деталях, экономические или иные практические соображения часто делают такой повсеместный анализ нецелесообразным, если не считать, может быть, немногих наиболее важных локальных участков конструкции. Точно так же недостаточно подробно могут быть известны и особенности материала или процесса изготовления детали. Из-за подобной ограниченности данных необходимо либо прибегать к завышению запаса прочности, либо заранее идти на рассчитанный риск. В обоих случаях некоторую пользу можно извлечь из эксплуатационного опыта, который показывает, как детали той или иной конструкции, изготовленные по штатной технологии, ведут себя в реальных условиях эксплуатации.

Начиная с конца 50-х гг. прошлого века было сделано много попыток разработать методы расчета срока службы авиационных конструкций [6, 7]. Однако эти методы не давали хороших результатов, что объясняется случайным характером изменения многих переменных.

Одним из наиболее старых методов определения срока службы является метод, основанный на линейной гипотезе суммирования усталостных повреждений, впервые предложенный Пальмгреном в 1924 г. и развитый впоследствии Майнером в 1945 г. Независимо от последовательности действия циклов напряжений вносимые ими усталостные повреждения линейно суммируются и определяются в относительном виде по обычной кривой выносливости. Согласно линейной гипотезе при программном нагружении суммарное повреждение определяется в виде:

$$a = \sum_{i=1}^k \frac{n_i}{N_i},$$

где n_i – число циклов нагрузки i -го уровня; N_i – число циклов нагрузки i -го уровня до

разрушения; k – число ступеней в блоке нагружения.

Усталостное разрушение теоретически должно произойти при $a = 1$. Но испытания простых образцов, а также более сложных элементов показывают, что этот метод не является точным. Многочисленные экспериментальные исследования показали, что величина a при усталостном разрушении отличается от единицы и зависит от вида материала, типа элемента конструкции, технологии изготовления конструкции и программ нагружения. Для конструкционных алюминиевых сплавов, применяемых в авиастроении, в зависимости от вида и характера нагружения, типа образцов и деталей, а также других факторов эта величина может находиться в пределах $0,3 \leq a \leq 2,6$. Например, для нижней поверхности крыла пассажирских и других неманевренных самолетов $a = 0,7$, для верхней – $0,35$. Для нижней поверхности маневренных самолетов $a = 1,0 \dots 1,5$ [5].

Некоторые исследователи применяли метод пересечений (tangent-intercept method), имеющий определенные достоинства. Этот метод определяет срок службы элемента как число циклов, при котором происходит касание кривой выносливости и суммарной кривой повторяемости для данного числа летных часов. Предполагается, что разрушение может произойти при любом уровне нагрузки, если она действует достаточно часто, и что влияние наклепа, создаваемого высокими нагрузками, приводит к некоторому снижению повреждения, вызываемого низкими нагрузками. Уровень нагрузки, при которой должен быть определен срок службы, зависит от формы кривой повторяемости нагрузок. В большинстве случаев этот уровень соответствует 30...50 % от расчетного напряжения.

Метод коэффициентов концентрации напряжений подобен методу суммирования повреждений, за исключением того, что кривые выносливости для элемента или соединения строятся на основании лабораторных испытаний образцов, имеющих тот же коэффициент концентрации напряжений и испытываемых при той же асимметрии напряжений. При применении этого метода главной

трудностью является произвольная оценка коэффициента концентрации напряжений рассматриваемого элемента. Этот метод очень удобен тем, что снижается влияние неточностей, связанных с разбросом и неполнотой данных. При умении правильно оценить коэффициенты концентрации напряжений, применение рассматриваемого метода имеет то преимущество, что сводит к минимуму количество испытаний на выносливость.

Существуют и другие методы определения срока службы [8], но они имеют очень ограниченное применение. Одни из них базируются на произвольных условиях нагружения, типе образца и специальных коэффициентах безопасности. Другие основываются на комбинации испытаний элементов при постоянном уровне нагружения и расчетного срока службы стандартного образца при данном спектре нагрузок.

Таким образом, ни один из названных методов не является вполне пригодным для определения действительного срока службы. Неточность спектра нагружения и разброс результатов испытаний приводят к заключению, что методика определения срока службы конструкции должна строиться на положениях теории вероятностей.

При расчете усталостной долговечности нескольких элементов следует учитывать, что в них имеется большое число одинаковых концентраторов напряжений, материал около которых работает в практически идентичных условиях, но из-за существенного рассеяния усталостных свойств наблюдается разрушение элементов при наработках, заметно меньших средней усталостной долговечности опасных зон. Элемент всегда разрушается по слабейшему (из многих) месту. Расчет таких элементов должен учитывать эту особенность сопротивления усталости авиаконструкций и базироваться на использовании кривых усталости, получаемых экспериментально по специально разработанным методикам [5].

Переход к концентрации напряжений при расчете усталостной долговечности производится с помощью теоретического коэффициента концентрации напряжений k_t . Если исходные данные характеризуют усталость

гладких образцов, используют коэффициент $k_{эф}$, который определяется либо по результатам эксперимента, либо по различным эмпирическим формулам. Общепринятая методика коррекции наклона кривых при изменении концентрации напряжений (уровня и вида концентрации) отсутствует, поэтому в этом случае основным методом решения задачи является обобщение результатов испытаний близких по конструкции элементов, работающих в аналогичных условиях нагружения. При проектировании конструкции в целом можно принять коэффициент концентрации «умеренно хорошего» (moderately good) соединения. Величину этого коэффициента можно выбрать как проектное задание в соответствии с опытом проектировщиков. Так, фирма Локхид полагает, что этот коэффициент может быть доведен до четырех, но при расчетах для повышения надежности принимает его равным 4,5 [7]. Величина этого коэффициента вместе со спектром нагрузок и обусловленным сроком эксплуатации служит основанием для установления допускаемых напряжений. Данный метод предусматривает учет на последнем этапе расчета требований по статической прочности конструктивного элемента.

Методика расчета усталостной долговечности, применяемая в ЦАГИ, основана на использовании кривых усталости образцов и учете влияния конструктивно-технологических параметров элемента с помощью коэффициентов коррекции [9]. Оценка расчетной долговечности проводится на основании формулы

$$N_p = \frac{A_{бр}}{\sigma_{0max}^m} k_{кор},$$

где $A_{бр}$ – параметр кривой усталости; σ_{0max} – максимальное значение одного отнулевого цикла, эквивалентного по вносимому усталостному повреждению всему блоку нагружения; m – показатель кривой усталости; $k_{кор}$ – коэффициент коррекции, позволяющий учитывать конструктивно-технологические особенности конструкции.

Значение σ_{0max} определяется по соотношению

$$\sigma_{0max} = \sqrt[m]{\sum (n_i \sigma_{0i}^m)},$$

где n_i – число отнулевых циклов с максимальным значением σ_{0i} .

Коэффициенты коррекции $k_{кор}$ определяются экспериментально либо рассчитываются [9].

В работе [10] для расчета конструктивных элементов планера самолета предложена методика, в которой в качестве базовых характеристик усталости элементов конструкции используются базовые характеристики сплавов и полуфабрикатов, из которых изготовлены элементы. Для учета конструктивно-технологических особенностей каждого элемента используется процедура коррекции этих характеристик посредством включения в расчетные формулы специальных коэффициентов коррекции. Для оценки усталостной долговечности предложено соотношение

$$N = 10^5 \left(\frac{\sigma_R}{\sigma_{эkv}} \right)^m,$$

где σ_R – рейтинг усталости или максимальное напряжение отнулевого цикла (номинальное напряжение в сечении брутто), при котором усталостная долговечность рассматриваемого элемента конструкции равна 10^5 циклов; $\sigma_{эkv}$ – эквивалентное напряжение полетного спектра нагружения рассматриваемого элемента или максимальное значение отнулевого цикла (номинальное напряжение в сечении брутто), эквивалентного по вносимому усталостному повреждению одному типовому полету; $m = 4$ – показатель степени, принимаемый для всех конструктивных элементов из рассматриваемых алюминиевых сплавов.

Каждый единичный i -цикл, характеризующийся амплитудой σ_{ai} и средним значением σ_{mi} , приводится к эквивалентному отнулевому циклу с использованием соотношений:

$$\sigma_{0i} = \begin{cases} \sqrt{2\sigma_{ai}\sigma_{maxi}}, & \sigma_{mi} \geq 0 \\ \sqrt{2(\sigma_{ai} + 0,2\sigma_{mi})}, & \sigma_{mi} < 0, \sigma_{maxi} > 0, \\ 0, & \sigma_{maxi} \leq 0 \end{cases}$$

где σ_{maxi} – максимальное значение единичного i -цикла.

Расчет эквивалентных напряжений спектра нагружения элемента проводится по формуле

$$\sigma_{эkv} = \sqrt[m]{\sum n_i \sigma_{0i}^m}.$$

Для оценки значений σ_R выполнена классификация конструктивных элементов. Влияние конструктивно-технологических факторов на усталость выражается через введение специальных коэффициентов коррекции величин базовых рейтингов усталости σ_{R0} [10].

Методика оценки усталостной долговечности с использованием коэффициентов коррекции, учитывающих конструктивно-технологические факторы конструкции, получила широкое распространение оценки ресурса летательных аппаратов и в нашей стране, и за рубежом.

Библиографический список

1. Kaul H.W. Statische Erhebungen uber Betriebsbeanspruchungen von Flugzeugflugeln, p. 307–313, 1938 Jahrbuch der Deutschen Luftfahrtforschung, Lilienthal-Gesellschaft fur Luftfahrtforschung, Ergänzungsband.
2. Bland R.B., Sandorf P.E. The Control of Life Expectancy in Airplane Structures, Aeronautical Engineering Review. Vol. 2. № 8. 1943. P. 7–21.
3. Lundberg B. Note on Fatigue Strength Requirements for Aircraft, Provision International Civil Aviation Organization Airworthiness Division, Second Session, Doc. 2926. AIR/147, March 13, 1947. Also published as Technical Note N. HE-206 of the Aeronautical Research Institute of Sweden (FFA), Stockholm, 1947 / Lundberg B. «Bear-up» Requirements for Aircraft, Aero Digest. Vol. 55. №. 6. P. 56–58 and 120–122, 1947.
4. Гиддингс Г. Усталостная прочность самолетов / Техн. перевод № 9162 под ред. А.З. Воробьева. Жуковский: ЦАГИ, 1957. 23 с.
5. Сопротивление усталости элементов конструкций / А.З. Воробьев, Б.И. Олькин, В.Н. Стебнев, Т.С. Родченко. М.: Машиностроение, 1990. 240 с.
6. Шлейхер Р.Л. Практические вопросы выносливости авиационных конструкций / Техн. перевод № 9390 под ред. А.З. Воробьева. Жуковский: ЦАГИ, 1958. 47 с.
7. Усталость самолетных конструкций / Пер. с англ. под общ. ред. И.И. Эскина. М.: Гос. науч.-техн. изд-во Оборонгиз, 1961. 500 с.
8. Walker P.B., Roy J. Aeronaut. Soc. 53, 763, 1949.
9. Белов В.К., Адегова Л.А. Повышение усталостной долговечности высоконагруженных зон конструкций самолетов на этапе ресурсных испытаний // Общероссийский научно-технический журнал "Полет". 2010. № 9. С. 19–26.
10. Стрижиус В.Е. Методы расчета усталостной долговечности авиационных конструкций. М.: Машиностроение, 2012. 272 с.

Adegova L.A. Analysis of Calculation Methods of Analyzing the Fatigue Endurance of Aircrafts' Constructional Elements. The stages of the development of the approach to studying the assessment of aircrafts' life cycle are identified; the existing calculation methods of analyzing the fatigue endurance of aircrafts' constructional elements are concerned.

Key words: *fatigue endurance; stress-strain state; structural and technological factors; correction coefficients.*

Адегова Людмила Алексеевна – кандидат технических наук, доцент кафедры «Строительная механика» СГУПСа. Научные интересы: прочностной расчет летательных аппаратов. E-mail: adegova@mail.ru