



УДК 629.7.018.4

**ТРЕЩИНОСТОЙКОСТЬ АВИАЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В
ПРОЦЕССЕ ИСПЫТАНИЯ НА УСТАЛОСТЬ**

В.С. Ерасов

кандидат технических наук

Г.А. Нужный

А.В. Гриневич

доктор технических наук

А.Л. Терехин

Октябрь 2013

Всероссийский институт авиационных материалов (ФГУП «ВИАМ» ГНЦ) – крупнейшее российское государственное материаловедческое предприятие, на протяжении 80 лет разрабатывающее и производящее материалы, определяющие облик современной авиационно-космической техники. 1700 сотрудников ВИАМ трудятся в более чем тридцати научно-исследовательских лабораториях, отделах, производственных цехах и испытательном центре, а также в четырех филиалах института. ВИАМ выполняет заказы на разработку и поставку металлических и неметаллических материалов, покрытий, технологических процессов и оборудования, методов защиты от коррозии, а также средств контроля исходных продуктов, полуфабрикатов и изделий на их основе. Работы ведутся как по государственным программам РФ, так и по заказам ведущих предприятий авиационно-космического комплекса России и мира.

В 1994 г. ВИАМ присвоен статус Государственного научного центра РФ, многократно затем им подтвержденный.

За разработку и создание материалов для авиационно-космической и других видов специальной техники 233 сотрудникам ВИАМ присуждены звания лауреатов различных государственных премий. Изобретения ВИАМ отмечены наградами на выставках и международных салонах в Женеве и Брюсселе. ВИАМ награжден 4 золотыми, 9 серебряными и 3 бронзовыми медалями, получено 15 дипломов.

Возглавляет институт лауреат государственных премий СССР и РФ, академик РАН, профессор Е.Н. Каблов.

Статья подготовлена для опубликования в журнале «Труды ВИАМ»,
№10, 2013 г.

В.С. Ерасов, Г.А. Нужный, А.В. Гриневич, А.Л. Терехин

ТРЕЩИНОСТОЙКОСТЬ АВИАЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ В ПРОЦЕССЕ ИСПЫТАНИЯ НА УСТАЛОСТЬ

Предложено решение проблемы определения момента образования магистральной усталостной трещины посредством использования резонансной испытательной машины. Представлена методика определения количества циклов, при котором образуется магистральная трещина, и прогнозирования остаточного ресурса. Приведены экспериментальные данные по определению момента образования усталостной трещины в образцах из алюминиевых сплавов 1163-АТВ, В-1469-Т и В95п.ч.-АТ1.

Ключевые слова: *усталостная трещина, прогнозирование остаточного ресурса, резонансная испытательная машина.*

V.S. Erasov, G.A. Nuzhny, A.V. Grinevich, A.L. Terekhin

CRACK GROWTH RESISTANCE OF AVIATION MATERIALS IN FATIGUE TESTING

In this paper was proposed a solution of problem determination moment of formation main fatigue crack by the use of resonance test machine. Method of determination cycle number that main crack is form and methods of prediction residual life were offer. Experimental data about determination moment of formation main fatigue crack in aluminum alloys was show.

Key words: *fatigue crack, prediction of residual life, resonance test machine.*

Процесс усталостного разрушения делится на три стадии [1–3]:

- поиск «слабого места» в материале (инкубационный период);
- накопление пластической деформации, приводящей к образованию микротрещин, а затем их слиянию (развитию) в макротрещину;
- распространение усталостной трещины до разрушения конструкции (рис. 1.).

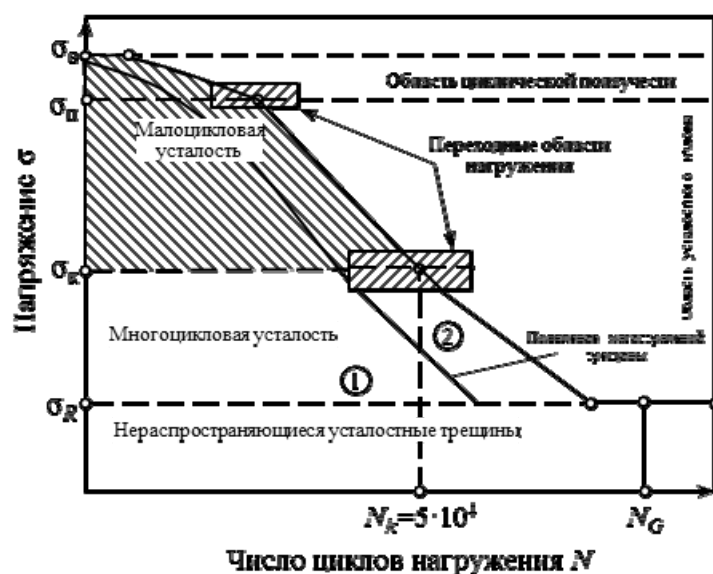


Рисунок 1. Модифицированная обобщенная кривая усталости:

N_G – максимальная долговечность при разрушении;

N_k – базовое число циклов;

σ_v – предел прочности;

σ_n – напряжение перехода от одного вида разрушения к другому при малоцикловой усталости;

σ_k – пороговое циклическое напряжение при переходе от малоцикловой усталости к многоцикловой;

σ_R – предел выносливости;

① – стадия накопления повреждений до образования магистральной трещины;

② – стадия развития магистральной трещины

Стадия развития усталостной трещины (третья стадия) достаточно хорошо описывается закономерностями, базирующимися на коэффициенте интенсивности напряжений в вершине трещины. Экспериментальное нахождение зависимости скорости роста трещины усталости от коэффициента интенсивности напряжений для различных воспроизводимых внешних факторов позволяет прогнозировать ресурс конструкции от начала образования усталостной трещины до достижения ею критического размера, за которым следует самопроизвольное разрушение конструкции под действием накопленной в ней упругой энергии. На практике менее 20–25% расчетного срока службы широкофюзеляжного самолета приходится на работу материала с трещинами [4–6]. Основное время функционирования самолета приходится на эксплуатацию без видимой усталостной трещины, что должно соответствовать моменту возникновения трещины при усталостных испытаниях элементарных

образцов. Следовательно, важной характеристикой усталостного разрушения является обнаружение и фиксация момента образования трещины усталости. Решение этой проблемы позволило бы наряду с классическими усталостными зависимостями « $\sigma-N$ » иметь кривые начала образования трещины « $\sigma-N_0$ », что дало бы возможность конструктору более корректно прогнозировать ресурс изделия [7–9].

Работы по определению количества циклов, при котором образуется магистральная трещина, интенсивно проводились во ФГУП «ВИАМ», ФГУП «ЦАГИ» и ОАО «ВИЛС» в 70–80-х годах прошлого века [10, 11], и наиболее значимые результаты нашли отражение в справочнике «Авиационные материалы». В справочнике приводятся данные по полуфабрикатам сплава В95п.ч./о.ч. Для неплакированного листа сплава В95п.ч. толщиной 6 мм для поперечных образцов в состоянии Т1 (после термообработки: закалка+искусственное старение) средние значения усталостной долговечности составляли $N_{0\text{ср}}=112$ кцикл (106–117 кцикл – диапазон изменения N_0), а в состоянии Т2 (после термообработки: закалка+искусственное старение с перестариванием) – $N_{0\text{ср}}=153$ кцикл (104–248 кцикл). Испытания проводились на образцах шириной 50 мм с центральным отверстием диаметром 5 мм с частотой 40 Гц при максимальном напряжении $\sigma^{\text{нетто}}=127$ МПа и асимметрии цикла $R=0$. Аналогичные исследования были проведены и для сплава Д16. Начало появления трещины для неплакированного листа толщиной 9 мм из сплава Д16 для продольных образцов в состоянии Т (после термообработки: закалка+естественное старение) при аналогичных условиях испытаний и идентичных образцах характеризовалось только диапазоном изменения числа циклов до начала образования трещины $N_0=130–403$ кцикл. Полученные результаты позволяют сделать только качественную оценку испытанных сплавов при данных условиях испытаний.

Ограниченность данных по характеристике начала образования усталостной трещины обусловлена методическими трудностями ее определения. Единственный работоспособный метод регистрации начала образования усталостной трещины базировался на использовании датчиков вихревого тока, которые позволяли фиксировать очаг разрушения по всей поверхности отверстия. Однако сложности аппаратного решения, необходимость использования уникальных приборов неразрушающего контроля, постоянный контроль и тарировка системы измерений крайне затрудняли использование данного метода.

Развитие испытательной техники, в частности резонансных машин для испытания на усталость, предоставило возможность использовать их как измерительный

инструмент. Наличие обратной связи по нагрузке и возможность контроля частоты нагружения на резонансных системах последних разработок дают основание для регистрации начала разрушения, т. е. определения момента образования усталостной трещины. Данная возможность обусловлена изменением жесткости образца, связанной с частотой резонансных колебаний следующим образом [12]:

$$f_p = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{m_1 + m_2}{m_1 \cdot m_2}} C, \quad (1)$$

где m_1 – масса подвижных частей возбудителя колебаний; m_2 – нагружающая масса; C – жесткость образца.

В соответствии с рис. 1 и формулой (1) на 1-й стадии изменение резонансной частоты при усталостных испытаниях вызывается изменением жесткости образца, обусловленным накоплением усталостных повреждений. Жесткость образца определяется модулем упругости материала и его геометрией:

$$C = \frac{E}{l} \frac{dx}{S(x)}, \quad (2)$$

где E – модуль упругости; l – длина образца; $S(x)$ – переменная по длине площадь поперечного сечения образца.

На 2-й стадии в изменение резонансной частоты наибольший вклад вносит наличие усталостной трещины и, как следствие, изменение жесткости всей резонансной системы. Поскольку усталостная нагрузка на образец сохраняется постоянной, то при изменении жесткости системы должна изменяться частота нагружения для данных условий испытаний.

Для исследования возможности регистрации момента образования трещины усталости использовали испытательную резонансную машину Zwick/Amsler 100 HFP 5100 (рис. 2), обеспечивающую реализацию максимальной амплитуды переменной нагрузки, равной 50 кН. Диапазон частот испытаний на машине Zwick/Amsler 100 HFP 5100 находится в пределах 30–300 Гц и зависит от жесткости образца и различной присоединенной массы в самой машине. Система регистрации параметров испытаний машины Zwick/Amsler 100 HFP 5100 позволяет фиксировать частоту испытаний и количество циклов с выводом на экран дисплея графиков зависимости частоты испытаний от количества установленных и поддерживаемых неизменными в процессе испытания циклов нагружения.

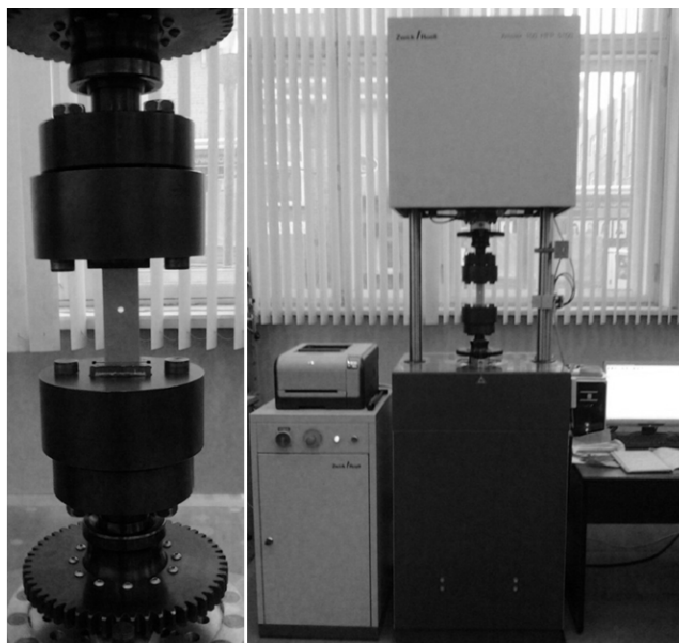


Рисунок 2. Испытательная высокочастотная резонансная машина Zwick/Amsler 100 HFP 5100

Объектом испытаний были выбраны образцы из листов сплавов 1163-АТВ, В-1469-Т и В95п.ч.-АТ1 [13–15] толщиной 1,4; 1,4 и 1,9 мм соответственно. Исследование усталостных характеристик проводилось на образцах длиной 220 мм, шириной

36 мм. Образцы вырезались в поперечном к направлению прокатки направлении, подвергались анодированию. Затем формировался концентратор напряжений последовательным сверлением центрального отверстия диаметром 4 и 5,8 мм с разверткой последнего на 6 мм, что обеспечивало реализацию коэффициента концентратора напряжений, равного $K_f=2,6$. Усталостные испытания проводились при асимметричном цикле нагружения с асимметрией $R=0,1$.

На образцах из сплава В95п.ч.-АТ1 проведена оценка момента образования трещины усталости в зависимости от максимального напряжения цикла. Характер изменения резонансной частоты при испытаниях в зависимости от числа циклов нагружения представлен на рис. 3 для максимальных напряжений цикла $\sigma_{\max}^{\text{нетто}}$: 118; 157 и 196 МПа. Для оценки долговечности N_0 необходимо знать момент появления начальной трещины L_0 , где L_0 равна сумме двух начальных трещин по обе стороны отверстия [16, 17]. За критерий появления начальной трещины примем момент появления изменения жесткости образца, определяемый следующим образом: на графике «изменение частоты–число циклов» продлеваем прямолинейный участок и находим точку касания этой линии с графиком, в которой имеет место резкое падение частоты.

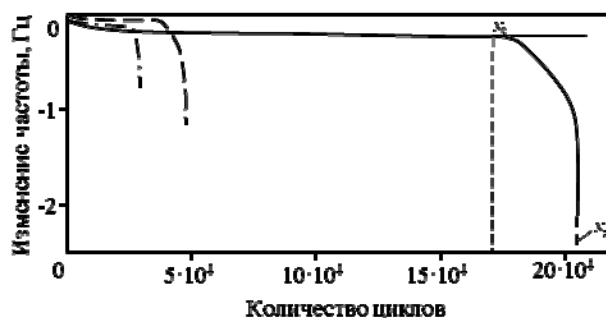


Рисунок 3. Характер изменения резонансной частоты в зависимости от числа циклов на образцах из сплава В95п.ч.-АТ1 для максимальных напряжений цикла $\sigma_{\max}^{\text{нетто}}$: 118 (—); 157 (---) и 196 МПа (-·-)

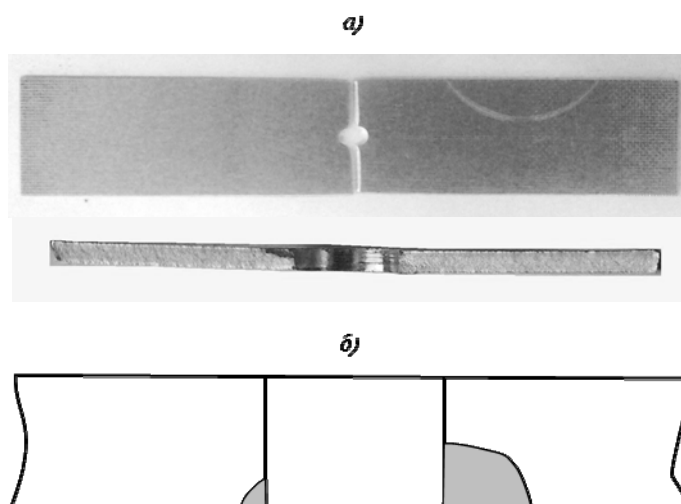


Рисунок 4. Образец из сплава В95п.ч.-АТ1 после испытания на усталость (а) и схема излома по усталостной трещине (б)

Размер L_0 (или площадь усталостной зоны S_0) определяли экспериментально. На стадии появления усталостной трещины машину останавливали и разрушали образец статически. По излому с помощью инструментального микроскопа определяли расположение начальных трещин и их суммарную площадь. При разрушении образца из сплава В95п.ч.-АТ1 (рис. 4, а) было получено, что изменение частоты соответствует образованию трещины (рис. 4, б) площадью 0,5–0,6 мм².

Результаты испытаний образцов из сплава В95п.ч.-АТ1 представлены в табл. 1, в которой проведена оценка отношения усталостной долговечности по моменту образования трещины усталости N_0 к общей долговечности образца N_p , определяемой его разрушением.

Усталостная долговечность образцов из сплава В95п.ч.-Т1

| $\sigma_{\text{нетто}}$, МПа | N_0 , циклы | N_p , циклы | N_0/N_p |
|-------------------------------|---------------|---------------|-----------|
| 118 | 172000 | 205070 | 0,84 |
| 157 | 36000 | 46400 | 0,78 |
| 196 | 21500 | 27640 | 0,78 |

Для образцов из листов сплавов 1163-АТВ, В-1469-Т и В95п.ч.-АТ1 при максимальном напряжении в нетто-сечении, равном 157 МПа, результаты испытаний представлены в табл. 2.

Таблица 2

Усталостная долговечность образцов из сплавов 1163-АТВ, В-1469-Т и В95п.ч.-АТ1

| Сплав 1163-АТВ (лист 1,4 мм) | | | Сплав В-1469-Т (лист 1,4 мм) | | | Сплав В95п.ч.-АТ1 (лист 1,9 мм) | | |
|---------------------------------|-----------------|-----------|---------------------------------|-----------------|-----------|---------------------------------|-----------------|-----------|
| N_0 , цикл | N_p , цикл | N_0/N_p | N_0 , цикл | N_p , цикл | N_0/N_p | N_0 , цикл | N_p , цикл | N_0/N_p |
| 62000 | 84100 | 0,74 | 59000 | 87620 | 0,67 | 59000 | 87620 | 0,67 |
| 64000 | 84300 | 0,76 | 64000 | 92500 | 0,69 | 64000 | 92500 | 0,69 |
| 61000 | 77850 | 0,78 | 71500 | 99330 | 0,72 | 71500 | 99330 | 0,72 |
| 45500 | 66800 | 0,68 | 84500 | 104960 | 0,81 | 84500 | 104960 | 0,81 |
| 48400 | 65980 | 0,73 | 74000 | 95760 | 0,77 | 74000 | 95760 | 0,77 |
| 39000 | 61000 | 0,64 | 75500 | 91950 | 0,82 | 75500 | 91950 | 0,82 |
| Среднее значение $N_0/N_p=0,72$ | | | Среднее значение $N_0/N_p=0,75$ | | | Среднее значение $N_0/N_p=0,80$ | | |

Таким образом, испытательная машина резонансного типа Zwick/Amsler 100 HFP 5100 может использоваться для оценки момента образования трещины усталости при величине ее площади равной 0,5–0,6 мм². При относительно большой разнице усталостных долговечностей N_p сплавов 1163-АТВ и В-1469-Т средние величины N_0/N_p для этих сплавов, характеризующие отношение усталостной долговечности по моменту образования трещины к полной долговечности образца, достаточно близки и составляют 0,72–0,75. Сплав В95п.ч.-АТ1 при минимальной усталостной долговечности N_p по сравнению со сплавами 1163-АТВ и В-1469-Т имеет наибольшую среднюю величину $N_0/N_p=0,80$, указывающую на относительно более позднее зарождение усталостной трещины.

Авторский коллектив выражает благодарность Рудакову Алексею Григорьевичу за вклад в проведение работы.

ЛИТЕРАТУРА

1. Ерасов В.С., Нужный Г.А. Жесткий цикл нагружения при усталостных испытаниях //Авиационные материалы и технологии. 2011. №4. С. 35–40.
2. Сундер. Р. Единство в разновидностях природы усталости металлов //Вопросы радиоэлектроники. Общетеchnическая серия. 2010. Спец. вып. С. 112–125.
3. Терентьев В.Ф. Усталость металлических материалов. М.: Наука. 2003. 254 с.
4. Белов В.К., Рудзей Г.Ф., Калюта А.А. Повышение усталостной долговечности заклепочных и сварных соединений авиационных конструкций технологическими методами. Новосибирск: Изд-во НГТУ. 2006. 180 с.
5. Хохлатова Л.Б., Колобнев Н.И., Антипов В.В., Каримова С.А., Рудаков А.Г., Оглодков М.С. Влияние коррозионной среды на скорость роста трещины усталости в алюминиевых сплавах //Авиационные материалы и технологии. 2011. №1. С. 16–20.
6. Каблов Е.Н. Авиакосмическое материаловедение //Все материалы. Энциклопедический справочник. 2008. №3. С. 2–14.
7. Ерасов В.С., Яковлев Н.О., Нужный Г.А. Квалификационные испытания и исследования прочности авиационных материалов //Авиационные материалы и технологии 2012. №5. С. 440–448.
8. Ерасов В.С., Гринеvич А.В., Сенник В.Я., Коновалов В.В., Трунин Ю.П., Нестеренко Г.И. Расчетные значения характеристик прочности авиационных материалов //Авиационные материалы и технологии. 2012. №2. С. 14–16.
9. Каблов Е.Н. Стратегические направления развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 года //Авиационные материалы и технологии. 2012. №5. С. 7–17.
10. Рублев А.А. Методы определения момента возникновения трещины при повторных нагрузках. Методы оценки прочности и надежности материалов. М.: ОНТИ ВИАМ. 1974. С. 157–162.
11. Зверев Е.А., Коновалов В.В., Яблонский Н.С. Методика определения долговечности до образования трещины и слежения за ее развитием на начальном этапе разрушения //Заводская лаборатория. 1986. №1. С. 71–74.
12. Апинис Р.П. Ускорение усталостных испытаний полимерных композиционных материалов с помощью высокочастотного нагружения //МКМ. 2004. Т. 40. №2. С. 169–186.

13. Фридляндер И.Н., Берстнев В.В., Ткаченко Е.А. и др. Влияние термической обработки и деформации на величину зерна и механические свойства сплавов типа дуралюмин //МиТОМ. 2003. №7. С. 3–7.
14. Клочкова Ю.Ю., Грушко О.Е., Ланцова Л.П., Бурляева И.П., Овсянников Б.В. Освоение в промышленном производстве полуфабрикатов из перспективного алюминийлитиевого сплава В-1469 //Авиационные материалы и технологии. 2011. №1. С. 8–12.
15. Романова Р.Р., Сенаторова О.Г., Укусников А.Н., Фридляндер И.Н. Влияние ступенчатого старения на структуру, механические и коррозионные свойства сплава В95п.ч. //ФММ. 1995. Т. 80. №4. С. 110–118.
16. Терентьев В.Ф., Слизов А.К., Просвирин Д.В., Кораблева С.А., Ашмарин А.А. Исследование усталостных свойств материала торсионов несущих винтов вертолетов до и после эксплуатации //Деформация и разрушение материалов. 2013. №5. С. 18–24.
17. Терентьев В.Ф., Алексеева Л.В., Кораблева С.А., Просвирин Д.В., Панкова М.Н., Филиппов Г.А. Циклическая выносливость высокопрочной коррозионностойкой тонколистовой трип-стали //Деформация и разрушение материалов. 2013. №3. С. 22–28.