

МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ ЛОКАЛЬНОЙ ДЕФОРМАЦИОННОЙ ПОВРЕЖДЕННОСТИ НА ПРОЦЕСС РОСТА УСТАЛОСТНОЙ ТРЕЩИНЫ

Рассмотрена методика исследования влияния локальной деформационной поврежденности на процесс роста усталостной трещины. Представленная методика направлена на создания метода прогнозирования скорости распространения усталостных трещин в плакированных алюминиевых сплавах. В основе метода – возможность оценки локальной усталостной поврежденности по состоянию деформационного рельефа у концентратора напряжений и ее связь с процессом разрушения.

Ключевые слова: *алюминиевые сплавы, усталостные трещины, прогнозирование, деформационный рельеф, локальное усталостное повреждение.*

Розглянуто методику дослідження впливу локальної деформаційної пошкоджуваності на процес зростання тріщини втоми. Методика спрямована на створення методу прогнозування швидкості розповсюдження тріщин втоми в плакованих алюмінієвих сплавах. В основі методу – можливість оцінювання локальної втоми пошкоджуваності за станом деформаційного рельєфу біля концентратора напруження і її зв'язок з процесом руйнування.

Ключові слова: *алюмінієві сплави, тріщини втоми, прогнозування, деформаційний рельєф, локальне втоми пошкодження.*

The experimental technique for the study of the local damage influence on the fatigue crack growth process is presented in the paper. The described technique aimed on the development of the new method for the prediction of fatigue crack propagation in alclad alloys.

The fatigue process is considered as a consisting of two stages, namely the stage of crack nucleation and crack propagation. Both stages have statistical probabilistic nature, thus the crack can start its propagation on the different fatigue damage backgrounds. It is presumed that the state of metal in the point of transition from the first stage to the second influences the crack propagation.

The key point of the technique and correspondent method is a possibility to assess accumulated fatigue damage by the parameters of the surface deformation relief. The deformation relief is a system of extrusions, intrusions and persistent slip bands. Quantitative analysis of deformation relief and associated fatigue damage is performed by the computer aided light microscopy and correspondent original software.

The tests for experimental approval of the proposed technique have been carried out. The strong correlation relationship between the local fatigue damage near the stress concentrator and crack propagation duration has been revealed. The new method will be implemented into the procedure of the full scale fatigue test of planes.

Key words: *aluminium alloys, fatigue cracks, prediction, deformation relief, local fatigue damage*

Актуальность проблемы.

Проектирование воздушных судов в настоящее время выполняется на основе трех принципов: безопасного ресурса, безопасного разрушения, допустимого повреждения.

Применение принципов безопасного разрушения и допустимого повреждения возможно только при условии достаточно надежного прогнозирования процессов распространения усталостных трещин. В настоящее время данная задача выполняется методами механики разрушения.

К сожалению, сложность авиационных конструкций в ряде случаев затрудняет корректное решение проблемы прогнозирования усталостных трещин.

В связи с этим очевидна необходимость дополнения существующих аналитических методов прогнозирования продолжительности стадии развития трещин инструментальными методами, разработанными на основе экспериментально-аналитических подходов.

В последние годы, в результате обширных исследований, проведенных в Национальном авиационном университете, разработана методология оценки накопленного усталостного повреждения по параметрам деформационного рельефа поверхности у концентратора напряжений [1-3]. Таким образом, создана основа для определения поврежденности материала, соответствующей формированию усталостной трещины. Очевидно, что указанная поврежденность, характеризующая текущее состояние материала, оказывает влияние на рост трещины. Соответствующая связь между локальной поврежденностью и скоростью трещины создают предпосылки для создания метода прогнозирования скорости распространения усталостной трещины.

Ниже рассмотрена методика экспериментальных исследований, проводимых для получения регрессионных зависимостей между скоростью трещины и локальной деформационной поврежденностью, яв-

ляющихся экспериментальной основой метода прогнозирования роста трещин усталости в плакированных алюминиевых сплавах.

Феноменологические основы нового метода прогнозирования скорости роста усталостных трещин.

Одним из фундаментальных признаков процесса усталостного разрушения является значительный разброс чисел циклов до разрушения.

Известно, что усталость металлов является процессом стадийным. Первая стадия – инкубационная, заключающаяся в накоплении структурных изменений, ведущих к формированию и развитию трещины. Стадия развития трещины является второй стадией усталостного процесса.

Процессы инкубационной повреждаемости и процесс разрушения носят случайный характер, что приводит к разбросу времени (числа циклов нагружения) до появления трещины и к различной скорости распространения трещины.

Среди факторов, определяющих разброс долговечностей, можно выделить: флуктуации режимов нагружения, связанные с несовершенством процедуры испытаний, различия в качестве поверхности исследуемых образцов, неточности, допускаемые при моделировании концентраторов напряжений, особенности локальной микроструктуры, в том числе кристаллографической ориентации зерен, в которых формируется начальная трещина [4].

Указанные факторы проявляются на различных масштабных уровнях, начиная от микроскопического при рассмотрении процесса на уровне кристаллита.

Можно предположить, например, что вследствие благоприятной кристаллографической ориентации зерна микроскопическая трещина возникнет в макрообъеме металла, имеющем усредненное повреждение, не достигшее предельного значения и наоборот. Такая трещина может быть инициирована и наличием включений, микроскопического механического повреждения и т.п.

Методика оценки локальной поврежденности.

В работах, выполненных в Национальном авиационном университете [1-3], было показано, что о накопленном усталостном повреждении можно судить по насыщенности деформационного рельефа, формирующегося и развивающегося на поверхности металлов при их циклическом нагружении.

Деформационный рельеф наблюдается на поверхности многих пластичных материалов, в частности, на поверхности алюминиевого плакирующего слоя конструкционных сплавов. К таким сплавам относятся: Д16АТ, В95, 2024Т3, 7075Т6. Все указанные материалы широко применяются в отечественном и зарубежном авиастроении.

Деформационный рельеф представляет собой совокупность экстрезий, интрузий, устойчивых полос скольжения. Насыщенность поверхности указанными дефектными структурами зависит от уровня прикладываемых нагрузок и количества циклов нагружения.

Установлена тесная корреляционная связь между насыщенностью деформационного рельефа и остаточной долговечностью образцов и конструктивных элементов.

В рассматриваемой методике оценивается насыщенность деформационного рельефа в непосредственной близости от концентратора напряжений. Для этого с помощью разработанной ранее процедуры компьютеризованного оптического анализа определяется параметр поврежденности D как отношение площади поверхности со следами микропластической деформации к общей площади исследуемого участка поверхности. Размер контролируемого участка при использовании микроскопа увеличением $250\times$ составляет $0,3 \times 0,3$ мм. Необходимым условием применения оптической микроскопии является подготовка поверхности в зоне контроля. Она заключалась в полировании исследуемой области, которое выполнялось алмазными пастами.

Инструментальное и методическое обеспечение экспериментального исследования процесса распространения усталостных трещин в конструктивных элементах, изготовленных из сплава Д16АТ.

В представленном исследовании использовались образцы, изготовленные из сплава Д16АТ (таблицы 1,2), однако, исследования эволюции деформационного рельефа, проведенные в Национальном авиационном университете, указывают на возможность распространения полученных выводов и на сплавы В95, 2024Т3, 7075Т6. Для плакирования сплава Д16АТ используется алюминий марки АД1 (А5). Плакирование сплава В95 выполняется алюминиевым сплавом АЦ, содержащем 0,9-1,3 % Zn. Плакирование сплавов 2024 Т3 и 7075 Т6 выполняется аналогично процедуре плакирования их аналогов - сплавов Д16АТ и В95.

Пластичный лакирующий слой, имеющий, по сравнению с основным материалом, значительно более низкие значения предела пропорциональности, рассматривается в проводимых в НАУ исследованиях в качестве индикатора накопленного усталостного повреждения.

Таблица 1

Механические характеристики сплава Д16 АТ

Предел прочности при растяжении, МПа	Предел текучести, МПа	Относительное удлинение, %	Модуль упругости, МПа
440	290	18	71

Таблица 2

Основные компоненты (% массы) сплава Д16АТ

Cu	Mg	Mn	Zn	Cr
3,8-4,9	1,2-1,8	0,3-0,9	-	-

Для получения базовых регрессионных зависимостей характеристик процесса распространения трещин от предельной локальной усталостной поврежденности исследовались образцы, геометрия которых показана на рис.1. Для локализации повреждения и зоны контроля образцы имеют концентратор напряжений в виде бокового надреза.

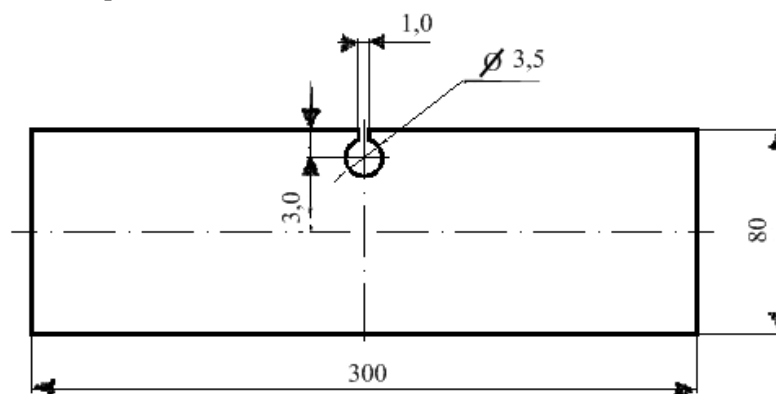


Рис.1. Плоский образец для усталостных испытаний

Разрабатываемый метод прогнозирования живучести может быть использован, прежде всего, для контроля технического состояния обшивки фюзеляжа, поэтому фактические эксплуатационные напряжения в обшивке фюзеляжа современного самолета определяли режимы нагружения при проведении усталостных испытаний [5].

В качестве основных режимов применялось нагружение пульсирующим отнулевым циклом, моделирующее нагружение фюзеляжа избыточным давлением.

Для выполнения испытаний использовалась стандартная гидропульсационная испытательная машина МУП-20, позволяющая проводить циклическое нагружение с частотой 11,0 Гц при пульсирующем отнулевым цикле и при положительной асимметрии.

Учитывая градиент напряжений в области концентратора напряжений, очевидна необходимость обоснованного выбора области оптического контроля. Такой выбор может быть сделан на основе данных о распределении напряжений и деформаций.

Для определения распределения напряжений и деформаций использовались возможности метода конечных элементов. Метод конечных элементов позволяет учесть особенность лакированного алюминиевого сплава Д16АТ – совместную работу материалов с различными физико-механическими свойствами: а) алюминиевого лакирующего слоя; б) сплава системы Al-Cu-Mg.

Для мониторинга трещины была разработана автоматизированная система постоянного контроля усталостной трещины с помощью компактной оптико-электронной системы, в которой чувствительный элемент закреплялся на образце, а длина трещины и скорость ее распространения определялась в автоматическом режиме.

Апробация методики.

Апробация методики заключалась в проведении эксперимента, доказывающего возможность установления связи между предельным значением локального усталостного повреждения и характеристиками процесса распространения трещины усталости, сформировавшейся в зоне соответствующего концентратора напряжений.

Рассмотрим результаты выполнения одного из циклов исследований.

В качестве характеристики состояния материала, при котором возникает усталостная трещина, использовался критический параметр повреждения $D_{кр}$. Это значение является максимально возможным для каждого образца и соответствует достижению стадии насыщенности деформационного рельефа.

Рис.2 иллюстрирует соответствующий разброс значений параметра $D_{кр}$.

Использовались следующие обозначения:

- $N_{mp,1,0}$ – количество циклов до формирования усталостной трещины длиной 1,0 мм;
- N_p – количество циклов нагружения до разрушения;
- N_{mp} – продолжительность распространения усталостной трещины.

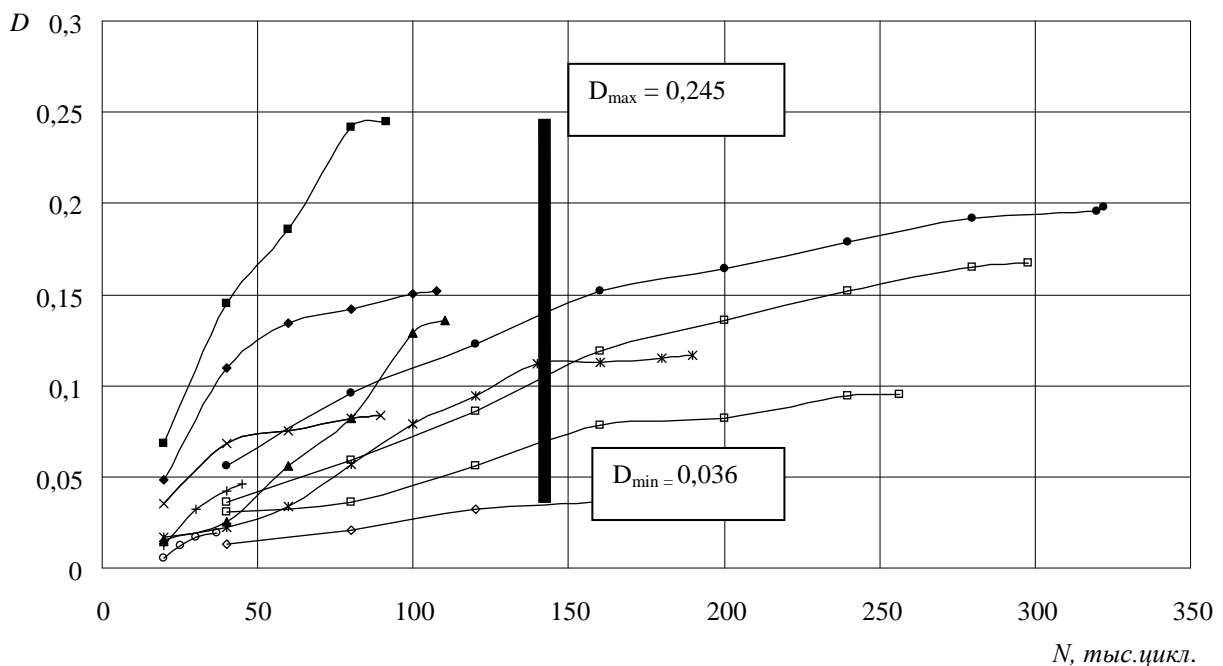


Рис.2. Разброс значений $D_{кр}$ для образцов, испытанных при $\sigma_{max} = 60,0$ МПа с коэффициентом асимметрии $R = 0$

Как видно из рис.2, разброс значений $D_{кр}$, при котором усталостная трещина демонстрирует заметный рост, в данном эксперименте находится в диапазоне $0,036 \dots 0,245$.

Следует отметить, что значение максимальной насыщенности деформационного рельефа, зависит от особенностей листа металла, из которого изготовлены образцы: размера зерна, толщины лакирующего слоя, текстуры прокатки, и.т.д.

Полученные результаты могут быть представлены в виде зависимости продолжительности стадии распространения усталостной трещины от критического параметра повреждения $D_{кр}$ (рис.3). При этом N_{mp} определяется как разность количества циклов, при котором образец разрушается $N_{разр}$, и количества циклов, при котором возникает трещина длиной 1 мм $N_{mp,1,0}$, т.е.

$$N_{mp} = N_{разр} - N_{mp,1,0}$$

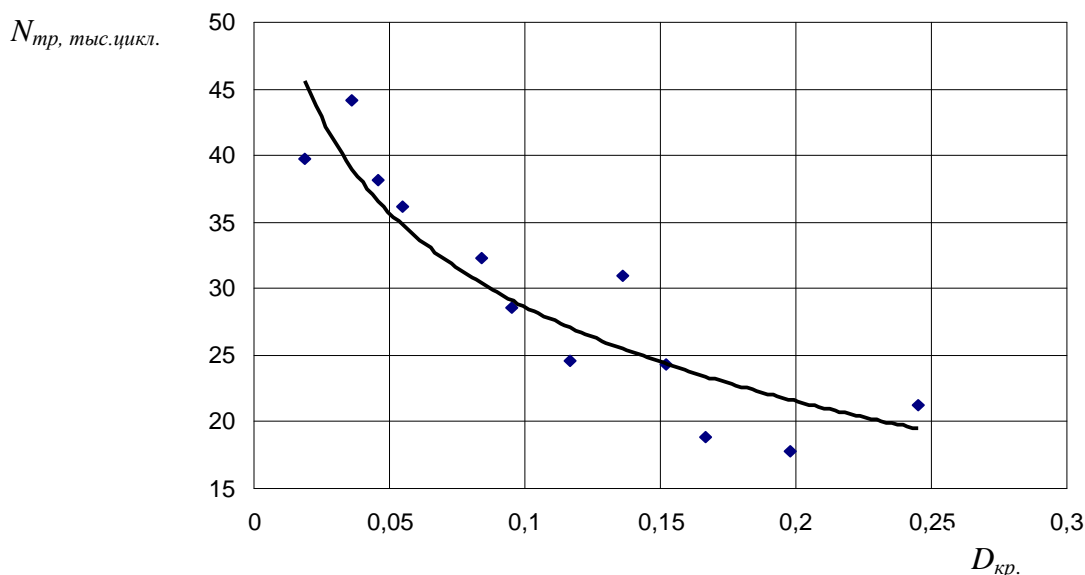


Рис.3. Зависимость продолжительности стадии распространения усталостной трещины от критического параметра повреждения $D_{кр}$ при $\sigma_{max} = 60,0$ МПа и коэффициенте асимметрии $R=0$

Для данной зависимости получено регрессионное уравнение:

$$N_{тр} = -0,214 \ln(D_{кр.}) + 5,119$$

и соответствующий коэффициент детерминации $R^2 = 0,8244$.

Таким образом, разработанная методика обеспечивает получение экспериментальных данных, необходимых для выполнения прогнозирования поведения усталостной трещины по данным о локальной деформационной поврежденности.

Выводы.

Разработанная методика обеспечивает формирование банка данных, необходимых для установления регрессионных зависимостей характеристик процесса распространения трещин усталости в плакированных алюминиевых сплавах от предельного локального деформационного повреждения.

Показателем предельного накопленного усталостного повреждения является насыщенность деформационного рельефа у концентратора напряжений.

Список литературы

1. Игнатович С.Р. Мониторинг выработки усталостного ресурса летательных аппаратов: монография / С.Р. Игнатович, М.В. Карускевич. – К.: НАУ, 2014. – 260 с.
2. Оценка накопленного усталостного повреждения по насыщенности и фрактальной размерности деформационного рельефа / М.В.Карускевич, Т.П.Маслак, Е.Ю.Корчук [и др.] // Пробл. прочности. – 2008. – № 6 (396). – С.128-135.
3. Karuskevich M. Extrusion/intrusion structures as quantitative indicators of accumulated fatigue damage / M.Karuskevich, O.Karuskevich, T. Maslak, S.Shchepak // International Journal of Fatigue. – 2012. – № 39. – P. 116-121.
4. Радченко А.И. Орієнтаційна залежність утомленості кристалітів алюмінієвого сплаву / О.І. Радченко, М.В. Карускевич, О.Ю. Корчук // Вісник НАУ. – 2002. – № 2 (13). – С. 146-151.
5. Nesterenko G. I. Service life of airplane structures / G. I. Nesterenko // ICAS Congress . – 2002. – P. 331.1–331.8.

Статья поступила в редакцию __. __. __

Карускевич Михаил Витальевич – д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры конструкции летательных аппаратов НАУ, mkaruskevich@hotmail.com

Корчук Елена Юрьевна – канд. техн. наук, с.н.с., и.о. заведующего кафедры филологических и естественных дисциплин НАУ, korchuk.lena@mail.ru

Щепак Сергей Викторович – канд. техн. наук, доцент кафедры конструкции летательных аппаратов НАУ, svskiev@mail.ru