

УДК 620.178.2(045)

С.Р. ИГНАТОВИЧ, Е.В. КАРАН, В.С. КРАСНОПОЛЬСКИЙ

Национальный авиационный университет, «НАУ», Киев, Украина

**МНОГООЧАГОВОЕ РАЗРУШЕНИЕ АВИАЦИОННОГО
КОНСТРУКЦИОННОГО СПЛАВА Д16АТ**

Авиационные конструкции подвергаются циклическим нагрузкам, вследствие чего у концентраторов напряжения (отверстия под заклепку) возникают и развиваются усталостные трещины. Рост усталостных трещин снижает остаточную прочность конструкции в целом и вызывает ее разрушение. Для прогнозирования момента разрушения авиационной конструкции необходимо иметь ряд исходных данных, которые могут быть получены в результате проведения эксперимента. В работе представлена методика регистрации длин трещин непосредственно на нагружаемом образце. Приведены экспериментальные данные по росту усталостных трещин в плоском образце авиационного конструкционного сплава Д16АТ. Определены коэффициенты интенсивности напряжения для трещины, а также получены параметры кинетического уравнения Пэриса.

Ключевые слова: многоочаговое повреждение, авиационная конструкция, усталостные трещины, образование и рост трещин, коэффициент интенсивности напряжения, закон Пэриса.

Введение

Авиационные конструкции представляют собой сложную систему соединений узлов, деталей и агрегатов. Заклепочные соединения обеспечивают крепление обшивки к силовым элементам конструкции самолета, причем отверстия под заклепки являются конструктивными концентраторами напряжения.

Для качественной оценки накопленного усталостного повреждения необходимо иметь ряд экспериментальных данных.

Предельное состояние определяется уровнем поврежденности. Поврежденность конструкции может быть оценена количеством трещин, образовавшихся при заданном числе циклов нагружения.

Наличие множественных трещин – многоочаговое повреждение (MSD) характеризуется одновременным присутствием усталостных трещин в одном элементе конструкции [1]. Этот вид повреждений присущ заклепочным соединениям воздушных судов.

Проблема MSD приобрела актуальность в авиации после инцидента с самолетом Boeing 737 авиакомпании Aloha Airlines 28 апреля 1988 года [2]. Были проведены многочисленные испытания лабораторных образцов и панелей обшивки при многоочаговом повреждении, определены параметры усталостного разрушения при множественных концентраторах напряжения.

Для исследования MSD может использоваться образец с тремя рядами отверстий под заклепки как упрощенный вариант однорядного заклепочного шва [3]. Оценка напряженно-деформированного состояния у отверстий с трещинами осуществляется через коэффициент

интенсивности напряжений (КИН) или аналитически с использованием метода конечных элементов [4-7].

Сложность структурного анализа заключается во взаимодействии трещин между собой. Полагают [8,9], что для оценки роста трещины может использоваться уравнение Пэриса.

Прогнозирование объединения трещин, а также влияние сформировавшихся трещин на возникновение новых дефектов описываются зависимостью числа циклов от длины трещин, по которой оценивается возможность слияния и формирования новых трещин [10].

В данной статье приведены результаты испытания плоских образцов с тремя рядами отверстий под заклепку. Получены кривые роста трещин, а также коэффициенты уравнения Пэриса. Определены числа циклов нагружения до появления трещин размером 1,27 мм для авиационного сплава Д16АТ.

Методика экспериментальных исследований

Для проведения исследований многоочагового повреждения авиационного алюминиевого сплава Д16АТ использовался плоский образец, размеры которого составляют 300×130×1,5 мм с 14 отверстиями под заклепку, расположенных в три ряда (рис. 1.)



Рис. 1. Образец для исследования

Образец нагружался на гидропульсирующей машине МУП-20 (рис. 2), с частотой нагружения 11 Гц., при отнулевом цикле ($R=0$).



Рис. 2. Испытательная машина МУП-20

Испытания проводились при двух максимальных режимах нагружения – 100 МПа и 120 МПа.

Регистрация появления трещин и их размерных параметров выполнялась с использованием цифровой фотокамеры с разрешением 960×720 пикселей и увеличением $\times 20$.

Для крепления камеры на образце разработан специальный штатив (рис. 3), который позволяет одной камерой фотографировать все трещины, перемещая его к зоне появления трещины. Используя штатив, можно получать снимки на одинаковом фокусном расстоянии, а его крепление на образце устраняет размытость снимков.

Штатив выполнен с листового алюминиевого сплава с минимизацией массы, что дало возможность избежать влияния дополнительных инерционных сил на экспериментальный образец.

Полученные снимки отображают порядковый номер отверстия, длину трещины, а также направление ее роста.



Рис. 3. Штатив для крепления камеры на образце: 1 – тело штатива; 2 – прижимные винты для фиксации штатива на образце; 3 – щель для образца; 4 – винт крепления камеры на штативе

В процессе эксперимента фиксируется очередность появления трещин.

Длины трещин определялись с использованием программы «Масштаб». Эта программа позволяет определить расстояние между

двумя, указанными оператором, точками в пикселях.

Результаты экспериментальных исследований

В процессе нагружения у некоторых отверстий образовывались усталостные трещины. Выборочные зависимости длины трещин от числа циклов нагружения показаны на рис. 4.

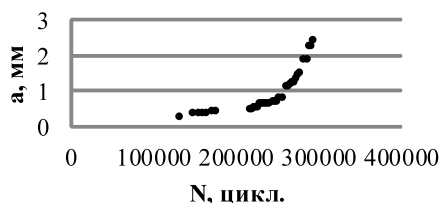
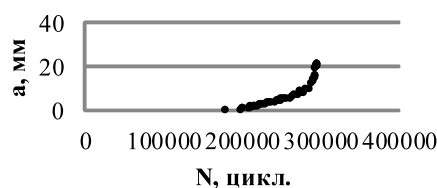
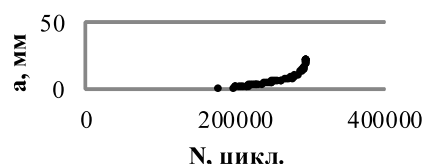
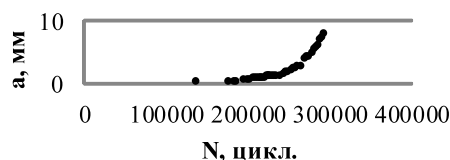


Рис. 4. Зависимости длины трещин у различных отверстий от числа циклов нагружения

По полученным кривым роста трещин строились кинетические зависимости усталостного разрушения испытуемых образцов (рис. 5). Как и ожидалось, зависимости скорости роста усталостных трещин от КИН в двойных логарифмических координатах описываются линейными функциями. Это позволяет описывать кинетику роста трещин при MSD уравнением Пэриса:

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^n,$$

где C и n – коэффициенты уравнения, ΔK – КИН.

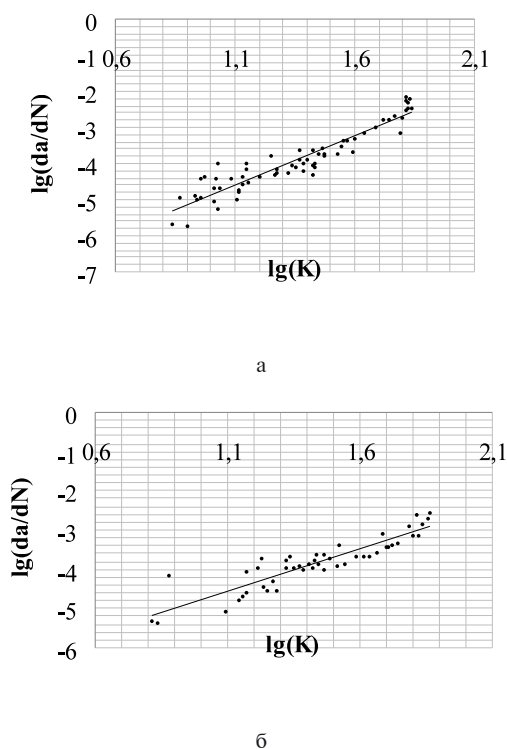


Рис. 5. Зависимость скорости роста трещин от КИН для образцов:
а – первой серии, б – второй серии

Значения констант С и n, а также значение числа циклов N_0 до зарождения трещин, приведены в таблицах 1 и 2.

Таблица 1 – Коэффициенты уравнения Пэриса и число циклов до появления начальной трещины при режиме нагружения $\sigma_{max} = 100$ МПа

№	Отв.	С	n	N_0
1	7	3,27416E-08	2,4424	232518
2	6	2,35668E-08	2,5682	240686
3	1	3,56862E-08	2,5184	213530
4	13	1,25055E-08	2,6149	259715
5	14	2,46718E-08	2,6465	256933
6	5	1,12021E-07	2,2866	291561
7	7	4,79181E-08	2,4627	231277
8	1	1,45445E-07	2,374	275771
9	6	1,70608E-07	2,3667	296319
10	9	3,39156E-08	2,6417	281672
11	4	1,1413E-08	2,7814	239099

Таблица 2 – Коэффициенты уравнения Пэриса и число циклов до появления начальной трещины при режиме нагружения $\sigma_{max} = 120$ МПа

№	Отв.	С	n	N_0
1	1	4,55722E-08	2,3132	131013
2	9	4,08413E-08	2,4365	139729
3	9	1,72346E-07	2,1814	140909
4	4	8,59607E-08	2,2109	150625
5	14	4,81282E-07	1,9999	147103
6	14	3,70595E-08	1,8012	155961
7	7	8,12456E-08	2,3043	143085
8	2	1,15133E-07	2,2089	154375
9	8	1,30467E-07	2,3306	146708
10	8	2,0649E-07	2,2306	150213
11	13	2,01651E-07	2,1545	146020

Сравнивая числа циклов до появления трещин заданной длины, следует отметить различия в диапазонах циклов в двух сериях нагружения. Незначительное увеличение уровня напряжения ведет к снижению (в 2 раза) долговечности исследуемых образцов.

Заключение

Полученные экспериментальные данные показывают, что кинетика усталостных трещин алюминиевого сплава Д16АТ при MSD описывается зависимостью Пэриса. На основании проведенных экспериментальных исследований установлены численные значения констант данного уравнения.

Литература

1. Recommendations for regulatory action to prevent widespread fatigue damage in the commercial airplane fleet. /A report of the AAWG. – 1999. – March,11. – p 162.
2. Aircraft Accident Report - Aloha Airlines Flight 243, Boeing 737-200, N73711, near Maui, Hawaii, April 1988, NTSB/AAR-89/03, National Transportation Safety Board, Washington, D.C., June 1989.
3. Mayville R.A., Warren T.J. A laboratory study of fracture in presence of lap splice multiple site damage. Atluri S.N., Sampath S.G., Tong P. Eds, Structural integrity of aging airplanes, Berlin Heidelberg. – 1991. – pp 263-273.
4. Shuxiang Guo. A study on the stress intensity factors of a finite plate with multiple elliptical holes and cracks./ Shuxiang Guo, Xiwu Xu // Acta mechanica solida sinica. – 2005. – Vol.26, №.3. – pp 351-358.

5. Dazhao YU. Finite element analysis of SIF of flat MSD panels with a number of collinear holes. /Dazhao YU, Yueliang CHEN, Zhangyan YU. //Journal of naval aeronautical engineering institute. - 2006. - Vol. 21, No. 2. - pp 561-565.
6. Xue Xiaofeng. Research on the plant multiple cracks stress intensity factors based on stochastic finite element method. /Xue Xiaofeng, Feng Yunwen, Ying Zhongwei. //Chinese Journal of Aeronautics. - 2009. - Vol.22. - pp 257-261.
7. Королев И.К. Численное моделирование накопления повреждений и развития усталостной трещины в упругих материалах. /Королев И.К., Петин С.В., Фрейдин А.Б. //Вычислительная механика сплошных сред. - 2009. - Т. 2, № 3. - С. 34-43.
8. Ren Keliang. Fatigue propagation analysis of three-dimensional widespread cracks. /Ren Keliang, Lu Guozhi. //Acta aeronautica et astronautica sinica. - 2009. - Vol. 30, №3. - pp 462-467.
9. NIE Xuezhou. Test verification approach of stress intensity factor for multiple site cracks of stiffened panel. /NIE Xuezhou, WANG Zhizhi and CHEN Li. //Chinese Journal of Mechanical Strength. - 2004. - Vol.26, №.6. - pp 301-303.
10. Yuting He. Research on crack growth of multiple-site damage structure. /Yuting He, Teng Zhang, Ronghong Cui. //28th International congress of the aeronautical sciences, ICAS. - 2012. - pp 1-8.

Поступила в редакцию 27.06.2013

С.Р. Игнатович, Є.В. Каран, В.С. Краснопольський. Многоочаговое разрушение авиационного конструкционного сплава Д16АТ

Авіаційні конструкції піддаються циклічним навантаженням, внаслідок чого у концентраторах напруження (отвори під заклепку) виникають і розвиваються втомні тріщини. Ріст втомних тріщин знижує залишкову міцність конструкції в цілому і викликає її руйнування. Для прогнозування моменту руйнування авіаційної конструкції необхідно мати ряд вихідних даних, які можуть бути отримані в результаті проведення експерименту. У роботі представлена методика реєстрації довжин тріщин безпосередньо на зразку, що навантажуються. Наведено експериментальні дані щодо росту втомних тріщин в плоскому зразку авіаційного конструкційного сплаву Д16АТ. Визначено коефіцієнти інтенсивності напруження для тріщини, а також отримані параметри кінетичного рівняння Періса.

Ключові слова: багатоосередкове пошкодження, авіаційна конструкція, тріщини від утомленості, зародження та ріст тріщин, коефіцієнт інтенсивності напруження, закон Періса.

S.R. Ignatovich, E.V. Karan, V.S. Krasnopol'sky. Procedure research multi-site damage of the aircraft structures

Aircraft structures are subjected to cyclic loads, resulting in stress concentrators (rivet holes) emerge and develop fatigue cracks. The fatigue crack growth reduces the residual strength of the structure as a whole and causes its destruction. To predict fracture points airframe must have a series of source data, which can be obtained through the experiment. This paper presents a methodology for registration of the lengths of cracks were loaded directly on the sample. Experimental data on fatigue crack growth in a flat pattern aircraft structural alloy D16AT. Defined stress intensity factors for the crack, and the parameters for the kinetic equation of Paris'.

Key words: multi-site damage, aviation construction, fatigue cracks, emerge and fatigue crack grows, stress intensity factor (SIF), Paris law.