

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ МНОГООЧАГОВОГО УСТАЛОСТНОГО ПОВРЕЖДЕНИЯ ОБРАЗЦОВ ИЗ АЛЮМИНИЕВОГО СПЛАВА Д16АТ

С.Р. Игнатович, Е.В. Каран, А.С. Якушенко

Национальный авиационный университет, Украина

Abstract. The process simulation of multiple-site damage (MSD) rivet holes compounds aircraft structures consists of two stages. The first stage this is modeling of time (number of cycles) initial cracks at the rivet holes. For this stage necessary have two parameters of distribution, such as α – shape parameter; β – scale parameter. The second phase this is a random simulation of fatigue cracks based on the Paris law with two or one material coefficient C and m , this depend of the type model. Input parameters for statistical modeling Monte Carlo experimental results appear elements of aircraft structures rivet holes connection. Limit state design - the destruction of at least one jumper between studs.

Введение. Для определения ресурсных характеристик авиационных конструкций с многоочаговым повреждением (MSD) заклепочных соединений используют, как правило, метод Монте-Карло [1]. При этом реализуется численное моделирование процессов случайного появления и случайного роста усталостных трещин, а также их объединения [2].

Численное моделирование MSD заклёпочных соединений авиационных конструкций состоит из двух основных этапов. Первый этап – это моделирование времени (количества циклов N_0) до возникновения трещины начальной длины у отверстий под заклёпки. Второй этап – моделирование случайного роста усталостных трещин. Входными параметрами для статистического моделирования методом Монте-Карло выступают результаты экспериментальных исследований элементов авиационных конструкций с заклёпочным соединением. Предельное состояние конструкции – разрушение хотя бы одной перемычки между заклёпками.

Для численного моделирования первого этапа многоочагового повреждения – времени до возникновения трещины, размеры которой составляют 0,00127 м., используется двухпараметрическое распределение Вейбулла [1]:

$$F(N_0) = 1 - \exp \left[- \left(\frac{N_0}{\beta} \right)^\alpha \right], \quad (1)$$

где $F(N_0)$ – обобщённая функция распределения; N_0 – количество циклов до появления трещины заданной длины; α – параметр формы; β – параметр масштаба или характерный усталостный ресурс.

Параметр формы α для алюминиевых конструкций обычно принимается равным 4,0 [3]. Есть рекомендации использовать разные значения параметра α в зависимости от рассматриваемого конструктивного элемента самолета и условий его нагружения – от $\alpha = 4$ (для самолёта в целом) до $\alpha = 8$ (для критической детали при нагружении от перепада давления в кабине) [1]. Параметр масштаба β принимается в расчётах как значение, ниже которого лежат 63,2% всех наблюдений.

На основе выбранных значений α и β , а также полученных экспериментальных данных для N_0 [4] определяется функция распределения количества циклов до появления трещины $F(N_0)$.

Функция $F(N_0)$ используется для моделирования количества циклов до появления усталостных трещин:

$$N_0 = \beta \left[\ln \frac{1}{1 - F(N_0)} \right]^{1/\alpha} \quad (2)$$

После появления трещины начинается ее рост.

Второй этап моделирования случайного роста усталостных трещин базируется на использовании уравнения Периса:

$$\frac{da}{dN} = C(\Delta K)^m \quad (3)$$

где a – длина трещины при количестве циклов N ; C и m – коэффициенты материала; ΔK – размах коэффициента интенсивности напряжений в цикле.

Для детерминированных или полудетерминированных моделей задаются детерминированные значения коэффициентов материала C или m . Эти значения берутся из литературных источников [5].

Обычно принимается, что коэффициент m является детерминированной величиной, а C – случайной, причем распределённой в соответствии логарифмически нормальным законом.

На основании проведенных экспериментальных исследований получено, что коэффициент m – случайная величина, распределенная по логнормальному закону с математическим ожиданием $\mu[m] = 3,4163$ и среднеквадратичным отклонением $\sigma[m] = 1,1306$ (рис. 1).

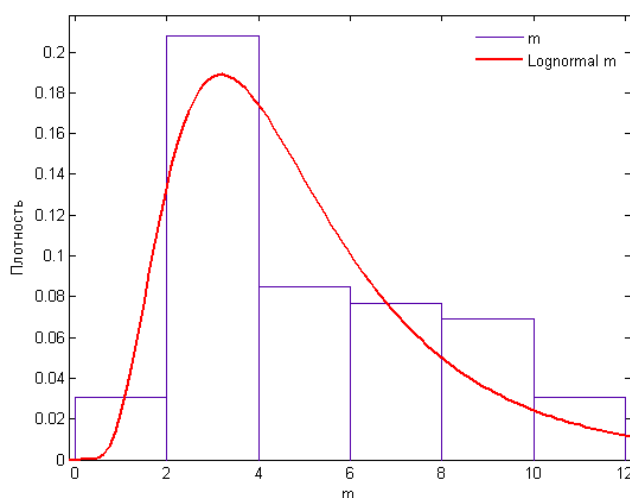


Рис. 1. Логарифмически нормальное распределение параметра m уравнения (3) для алюминиевого сплава Д16АТ

Следовательно, распределения параметров m и C являются необходимыми данными для построения статистической модели.

Методика проведения моделирования методом Монте-Карло. Для проведения моделирования методом Монте-Карло в специально разработанной программе – «CrackSkinP» выделяются три основных этапа моделирования.

1. Моделирование геометрии образца и порядок размещения отверстий.

Для моделирования геометрии образца в программе реализован раздел – «Геометрия». Этот раздел содержит в себе три основных окна, в которые оператор вводит необходимые величины. В первое окно вводится количество перемычек между отверстиями, разрушение хотя бы одной перемычки считается как предельное состояние. Во второе окно вводится шаг отверстий, расстояние между их центрами. И в третье окно вводится диаметр отверстий под заклёпки.

После ввода данных в три окна в разделе «Геометрия» образовывается модельный образец. Например, геометрические размеры образца для модели:

- количество отверстий – n (1...50);
- диаметр отверстий – d (0,004 м);
- расстояние между центрами отверстий – l (0,020 м).

2. Материал и нагрузки.

Следующим этапом ввода данных выступает раздел «Материалы/Нагрузки». В данном разделе реализовано 4 окна. В первое окно вводится величина циклической нагрузки (σ , МПа). Во второе окно, вводится предел текучести для исследуемого материала ($\sigma_{0,2}$, МПа). В третье окно вводится коэффициент асимметрии цикла нагружения (R). Например:

- напряжение – σ (80...120 МПа) при $\Delta\sigma = \sigma_{\max} \Rightarrow R = 0$;
- шаг нагружения – ΔN (100 циклов).

3. Трещина

В разделе «Трещина» основные 3 окна и блок для выбора типа модели. Первое окно – «Минимальная длина», в это окно вводится начальный размер трещины, например, 1,27 мм. В следующие два окна вводятся параметры закона распределения Вейбулла α и β .

В блоке выбора типа модели реализовано три основных подхода моделирования которые описаны выше.

Результаты статистического моделирования. На первом этапе моделирования программа выдает следующие параметры: развитие отдельных трещин, гистограмму длин трещин, среднее значение длины, максимальную и минимальную длину перемишки, а также напряжение в нетто сечении заклепочного шва (рис. 2).

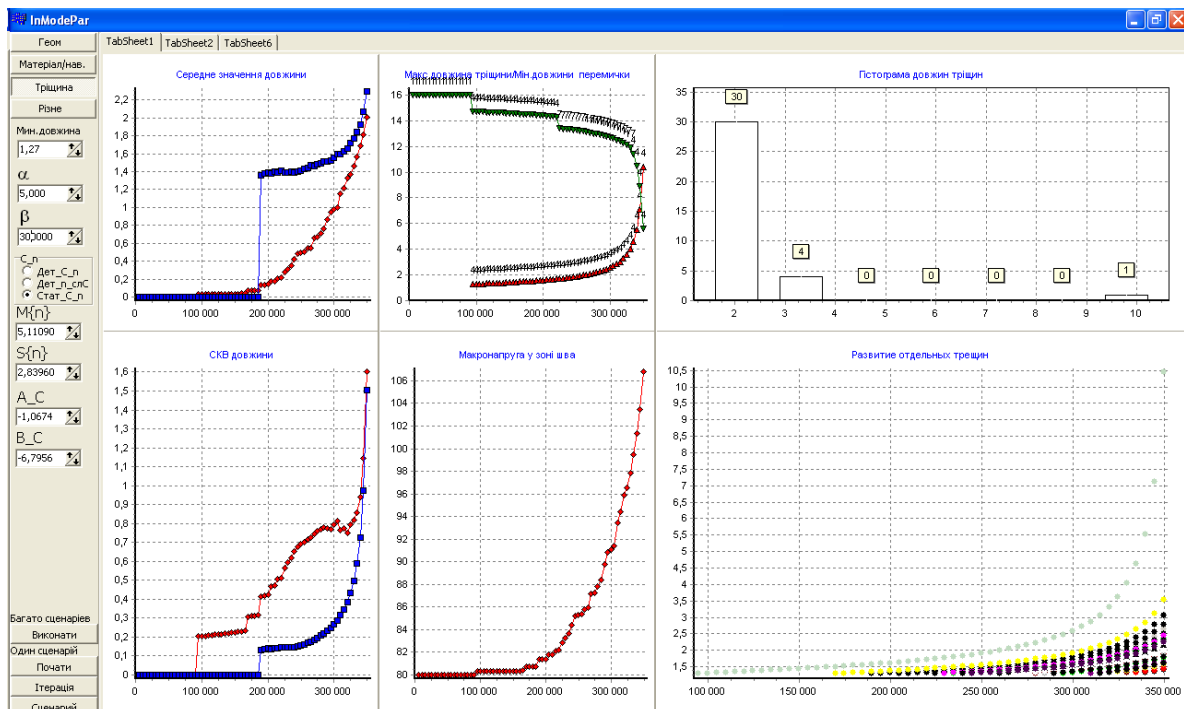


Рис. 2. Окно программы с результаты моделирования многоочагового усталостного повреждения заклёпочного соединения

Далее моделируется скорость роста отдельных трещин и возможное их объединение при росте навстречу друг другу (рис. 3). Объединение трещин осуществляется при касании пластических зон при их вершинах.

На заключительном этапе моделирования определяется зависимость количества циклов до появления трещины (N_0) от количества циклов, при котором возникло предельное состояние (N_Σ) (рис. 4).



Рис. 3. Окно программы, показывающее объединение встречных трещин

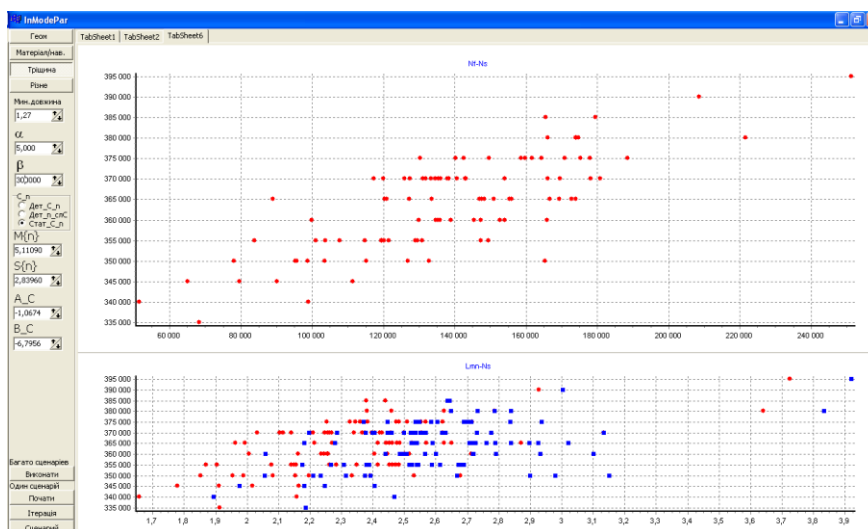


Рис. 4. Окно программы с результатами моделирования разрушения при MSD

1. Recommendations for regulatory action to prevent widespread fatigue damage in the commercial airplane fleet: a report of the AAWG (Final Report) / Airworthiness Assurance Working Group. – 1999. – 162 p.
2. Schijve J. Multiple-site damage in aircraft fuselage structures // Fatigue Fract. Eng. Mater. Struc. – 1995. – Vol. 18, 3. – P. 329 – 344.
3. Rambalakovs A. Non-periodic inspection of aging aircraft structures / A. Rambalakovs, G. Deodatis // Proc. 9th Joint FAA/DoD/NASA Conf. on Aging Aircraft (Atlanta, USA, GA, March 6–9, 2006). 2006. – P. 1 – 18.
4. Каран Є. В. Методика дослідження множинного втомного пошкодження зразків з отворами // Наукоємні технології – 2014. – 21, № 1. – С. 105-109.
5. Sinclair G.B., Pierie R.V. On obtaining fatigue crack growth parameters from the literature // Int. J. Fatigue – 1990. – 12, No 1. – P. 57-62.