

С. Д. Потапов, Д. Д. Перепелица

РАСЧЕТНОЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СКОРОСТИ РОСТА ТРЕЩИН В ОБРАЗЦАХ ИЗ НИКЕЛЕВОГО СПЛАВА ПРИ ПРОСТЫХ И СЛОЖНЫХ ЦИКЛАХ НАГРУЖЕНИЯ

Проведено тестирование методики расчета скорости трещин в элементах авиационных конструкций, разработанной в ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова», сопоставлением результатов расчета с данными экспериментального определения скорости роста трещины при простых и сложных циклах нагружения в специально изготовленных образцах. *Механика разрушения; трещина; концепция безопасного развития дефекта; никелевый сплав; цикл нагружения*

ВВЕДЕНИЕ

К основным деталям (ОД) авиационных газотурбинных двигателей относятся детали, разрушение которых может привести к отказам с опасными последствиями. Поэтому ОД, для которых главным повреждающим фактором является малоцикловая усталость, должны эксплуатироваться в пределах надежно подтвержденного безопасного ресурса. Существует несколько подходов к определению ресурсных показателей ОД, один из подходов основан на «концепции безопасного развития дефекта», согласно которой полагается, что в детали есть дефекты, не выявляемые применяемыми методами неразрушающего контроля. По мере циклического нагружения ОД такие дефекты могут расти и эксплуатация детали должна быть прекращена до момента развития любого из дефектов до критического размера.

Для определения величины остаточного ресурса ОД при наличии в ней дефектов в ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова» была разработана методика, основанная на прогнозировании скорости роста трещин усталости (СРТУ) при помощи методов линейной механики разрушения. Верификация методики, в том числе, проводилась и при помощи сопоставления результатов расчетного исследования СРТУ с данными экспериментов на образцах с начальными трещинами различной формы. Учитывая, что детали авиационных двигателей (в особенности для высокоманевренных самолетов) в процессе полета могут испытывать значительное число смен рабочих режимов, исследование СРТУ выполнены как для нагружения образцов простыми циклами (с постоянной амплитудой), так и при сложных циклах нагружения.

Исследования проведены на образцах из порошкового никелевого сплава ЭП741НП при комнатной температуре. Свойства трещиностойкости материала (коэффициенты уравнения Пэриса) определены в работе [1].

1. СРТУ В ОБРАЗЦАХ ПРИ СЛОЖНОМ ЦИКЛЕ НАГРУЖЕНИЯ

Образец (рис. 1) с дефектом округлой формы диаметром d_0 растягивался при сложном цикле нагружения (рис. 2). Дефект (рис. 3) был расположен в сечении наименьшего диаметра образца. После 2156 циклов нагружения образец разрушился по сечению с дефектом. Диаметр дефекта за время испытаний увеличился до величины d , при этом форма трещины по мере циклического нагружения образца за весьма небольшое количество циклов из неправильной начальной (почти прямоугольной) превратилась в круглую (рис. 3).

Причина трансформации становится понятной из рис. 5, где показана эпюра коэффициента интенсивности напряжений (КИН) вдоль фронта начального дефекта при нагружении образца, полученная расчетом с использованием программы MSC.Marc. Из рис. 5 видно, что значения КИН максимальны на прямых участках фронта (зона 1 на рис. 4) и минимальны на радиусных участках (зона 2 на рис. 4). Поэтому по мере циклического нагружения трещина быстрее развивается на прямых участках, приводя к трансформации фронта в окружность.

Расчет СРТУ за 2156 циклов нагружения (рис. 6) от начального дефекта с формой, максимально приближенной к реальной (рис. 4), показал, что полученный расчетным путем диаметр трещины d отличается от замеренного в эксперименте на 1,01%.

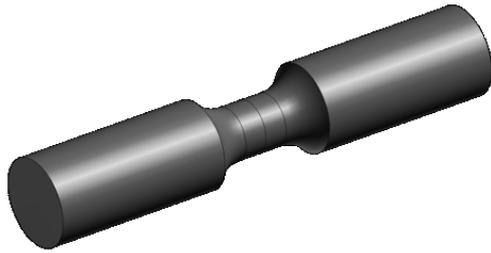


Рис. 1. Геометрия образца

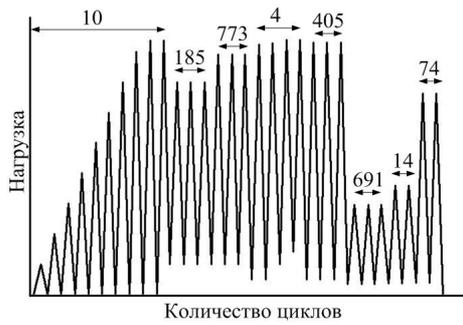


Рис. 2. Программа нагружения образца при испытаниях и расчетах СРТУ

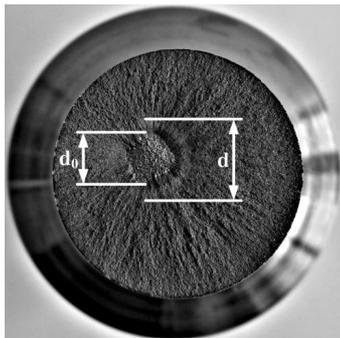


Рис. 3. Образец по месту разрушения с дефектом после 2156 циклов нагружения

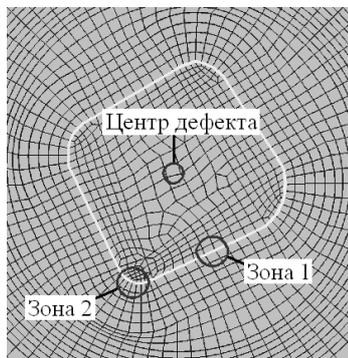


Рис. 4. Конечно-элементная сетка в зоне дефекта

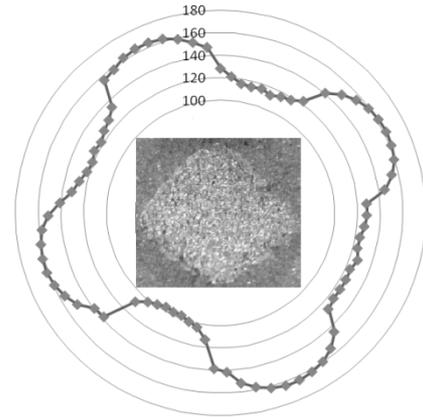


Рис. 5. Эпюра КИН вдоль фронта трещины при нагружении образца

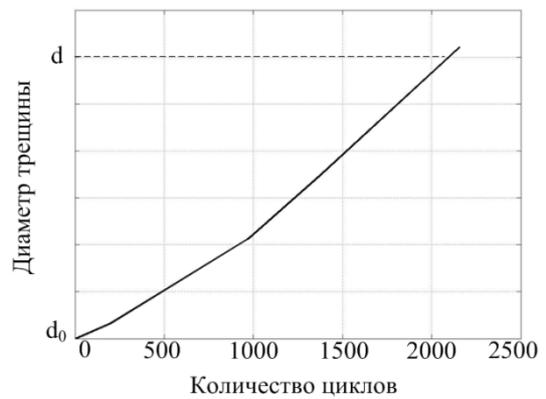


Рис. 6. Результат расчета СРТУ

2. СРТУ В ОБРАЗЦЕ ПРИ ПРОСТОМ ЦИКЛЕ НАГРУЖЕНИЯ

Образец цилиндрической формы с концентратором в центре его поверхности (выполненным методом электроэрозии) нагружался с коэффициентом асимметрии $R = 0,2$. Геометрия образца и схема его нагружения представлены на рис. 7. На рис. 8 показано сечение образца в плоскости развития трещины после 5000 циклов нагружения (номера фронтов трещин соответствуют каждой 1000 циклов нагружения).

Сопоставление данных эксперимента с результатами расчета СРТУ, выполненного с использованием программы MSC.Marc, показано на рис. 9.

Полученное расчетным путем количество циклов по достижении трещиной заданной глубины отличается от экспериментального значения на 22%.

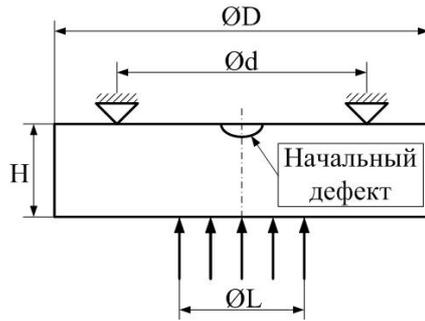


Рис. 7. Схема нагружения образца



Рис. 8. Сечение образца в плоскости роста трещины

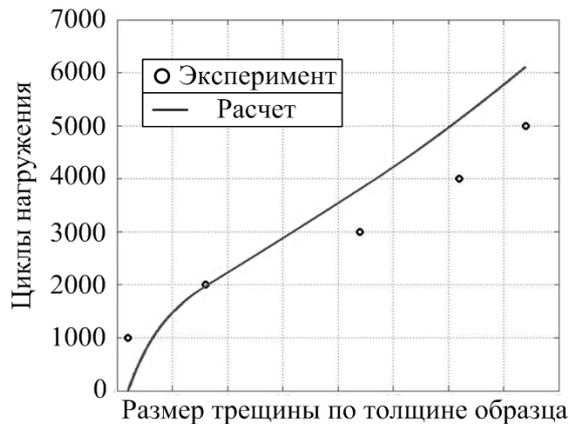


Рис. 9. Результаты расчета СРТУ в глубину образца (H) на основе программы MSC.Marc

ВЫВОДЫ

Результаты расчетов СРТУ, полученные с использованием КИН, определенных программой MSC.Marc, в образцах при простых и сложных циклах нагружения, хорошо совпадают с экспериментальными данными. Предложенная методика прогнозирования СРТУ при простых и сложных циклах нагружения может использоваться для оценки ресурсных показателей ОД двигателей.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Реконструкция и прогнозирование развития усталостных трещин в дисках авиационных ГТД / Н. В. Туманов, М. А. Лаврентьева, С. А. Черкасова // Конверсия в машиностроении. 2005. № 4–5. С. 98–106.

ОБ АВТОРАХ

Потапов Сергей Давидович, нач. сектора ресурса ФГУП «ЦИАМ им. П. И. Баранова». Дипл. инженер (Пензенск. политехн. ин-т, 1983). Канд. техн. наук (Ленингр. кораблестр. ин-т, (ЛКИ, 1997). Иссл. в обл. ресурса авиац. двигателей.

Перепелица Дмитрий Дмитриевич, инженер того же сектора. Дипл. магистр (Моск. энерг. ин-т, 2010). Иссл. в обл. ресурса авиац. двигателей.