

# МОДЕЛИРОВАНИЕ РОСТА КРАЕВОЙ УСТАЛОСТНОЙ ТРЕЩИНЫ ПРИ ВЫСОКОЧАСТОТНОМ НАГРУЖЕНИИ

Бураго Н. Г.<sup>1</sup>, Никитин А. Д.<sup>2</sup>, Никитин И. С.<sup>2</sup>,  
Ткаченко В. Г.<sup>3</sup>

<sup>1</sup>*Институт проблем механики им. А. Ю. Ишлinskого РАН, Москва*

<sup>2</sup>*Институт автоматизации проектирования РАН, Москва*

<sup>3</sup>*Московский авиационный институт  
(национальный исследовательский университет)*

В работе рассматривается задача о численном определении коэффициентов интенсивности напряжений (КИН) в образцах с краевой трещиной, нагруженных высокочастотными гармоническими смещениями малой амплитуды. Расчеты проведены для случая, когда частота нагружения близка к собственной частоте образца. Строится поправочная функция для КИН с учетом изменения модальных характеристик резонансной системы (образца с трещиной) при продвижении фронта. Полученное выражение используется для моделирования роста краевой трещины с криволинейным фронтом. Результаты математического моделирования сравниваются с экспериментальными данными.

**Введение.** Исследование режимов нагружения элементов авиационных конструкций, таких как диски и лопатки газотурбинного двигателя (ГТД), показали, что существенную роль в процессах зарождения и раннего роста усталостных трещин играют высокочастотные, низкоамплитудные колебания [1]. При этом наиболее опасными вибрационными режимами являются те, которые имеют частоты, близкие или совпадающие с резонансными частотами рассматриваемых элементов. Подобные режимы нагружения являются малоизученными и представляют значительную опасность для элементов конструкций в реальных условиях эксплуатации. В работе [2] показано, что малоамплитудные вибрации с частотой 1 кГц могут приводить к «непрогнозируемому» выходу из строя элементов ГТД военных самолетов. Причиной этого является высокочастотное нагружение, приводящее к наработке большого количества циклов, зачастую превышающего изученную область усталостного поведения материала. В случае авиационной промышленности наработки в результате вибрационного нагружения оцениваются величинами порядка  $10^{10}$  и более циклов. Область больших долговечностей ( $10^8 - 10^{10}$  циклов) известна в литературе как область сверхмногоциклового усталости (СВМУ) [3]. Данный режим отличается от хорошо изученных областей малоциклового и многоциклового усталости (МЦУ и МНЦУ соответственно) характерной сменой механизма зарождения усталостной трещины. Для большинства известных конструкционных материалов зарождение трещины в области СВМУ нагружения происходит под поверхностью, в объеме материала. Для областей МЦУ и МНЦУ характерно поверхностное зарождение. Математических моделей, объясняющих смену механизма зарождения в области СВМУ, на данный момент нет. Также малоизученной является стадия раннего роста трещин при СВМУ нагружении. Ранние выходы из строя элементов ГТД [2, 4] могут быть объяснены отсутствием систематических исследований авиационных материалов в области больших долговечностей,

а следовательно, и представлений о механизмах зарождения и раннего роста усталостных трещин при высокочастотном нагружении. В настоящей работе рассматривается методика проведения исследований на рост трещин при высокочастотном нагружении для металлических материалов, проводится анализ поверхностей излома с выявлением линий остановок фронта и проводится математическое моделирование эволюции фронта трещины при высокочастотном нагружении.

### 1. Методика проведения эксперимента и численное моделирование.

Высокочастотное исследование роста усталостных трещин было проведено на пьезоэлектрической испытательной установке с использованием плоских образцов с краевым надрезом [3]. Испытания проводились на воздухе при комнатной температуре по адаптированной на случай высокочастотного нагружения методике, близкой к стандарту ASTM. Специальная оптическая система была использована для слежения за положением фронта трещины на боковой поверхности образца в процессе циклического нагружения. Для исследования закономерностей раннего роста усталостных трещин в авиационных материалах при высокочастотном нагружении был выбран двухфазный титановый сплав ВТЗ-1. Нагружение образцов осуществлялось смещениями малой амплитуды (5 – 7 мкм) при частоте порядка 20 кГц. Параметры образца (резонансная длина) подбирались таким образом, чтобы в образце формировалась стоячая волна с узлом смещений в центре рабочей части. Концентратор (искусственный надрез) наносился на одной из боковых сторон образца в сечении узла смещений. Особенности нагружения приводят к необходимости оценки напряженно-деформированного состояния у вершины данной насечки и построения геометрической функции для определения коэффициентов интенсивности напряжений. Традиционно значения КИН определяются по значениям напряжений, действующих на удалении от насечки или раскрытию берегов трещины, ее размеру и геометрии образца [5]. Однако в случае СВМУ нагружения значения напряжений на свободных концах образцах равны нулю, а следить за раскрытием берегов трещины при частоте нагружения 20 кГц не представляется возможным. Таким образом возникает необходимость численного моделирования КИН в окрестности вершины трещины и определения поправочных функций. В работе [6] предлагается следующая форма функции для определения КИН в случае нагружения высокочастотными смещениями:

$$K_I = \frac{E}{(1 - \nu^2)} \frac{U}{\sqrt{a}} Y\left(\frac{a}{w}\right)$$

где  $U$  — амплитуда смещений,  $Y(a/w)$  — поправочная геометрическая функция,  $a$  — длина трещины,  $w$  — ширина образца. Геометрическая функция строится на основе численного моделирования КИН. Предполагается, что доминирующей модой раскрытия трещины при осевом нагружении является трещина нормального отрыва (мода I). Величины  $K_{II}$  и  $K_{III}$  считаются равными нулю. Расчет ведется для половины образца с наложенными условиями симметрии по центральному сечению, где сплошность материала не нарушена. Трещина моделируется заданием свободной поверхности в соответствующей части центрального сечения образца. Перед началом расчета напряженно-деформированного состояния (НДС)

проводится модальный анализ образца с трещиной с целью определения его собственной частоты. При продвижении фронта трещины жесткость образца падает, что приводит к изменению (уменьшению) его собственной частоты. Расчеты НДС без учета поправки, связанной с изменением резонансной частоты, могут приводить к значительным ошибкам. Экспериментальный метод испытаний на СВМУ устроен таким образом, что система автоматически подстраивает нагружающее устройство на собственную частоту образца. Определение КИН численным методом производится для различных длин трещины с заданным шагом приращения ее длины, после чего по найденным значениям  $K_I$  строится функция от безразмерного параметра  $a/w$ . Полученные результаты аппроксимируются полиномом 4 степени от безразмерного параметра и находятся коэффициенты этого полинома. В дальнейшем, для моделирования эволюции фронта трещины был использован следующий алгоритм: начальный фронт трещины «дробился» на малые участки (порядка 0,06 мм), в пределах которых предполагалась однородность значения КИН; в результате численного моделирования определялись значения  $K_I$  вдоль фронта трещины; каждому значению  $K_I$  ставилось в соответствие определенное значение скорости роста трещины из уравнения Париса [5, 6]. В результате каждый из малых участков фронта получал свое нормальное смещение на заданном количестве циклов  $N = 10^7$ . Положение фронта трещины, полученного в результате численного моделирования, сравнивалось с положением фронта, полученного в эксперименте.

**2. Результаты.** В результате экспериментальных исследований роста СВМУ трещин была получена кинематическая диаграмма и различные поверхности излома, на которых видны криволинейные линии фронта, Рис.1.

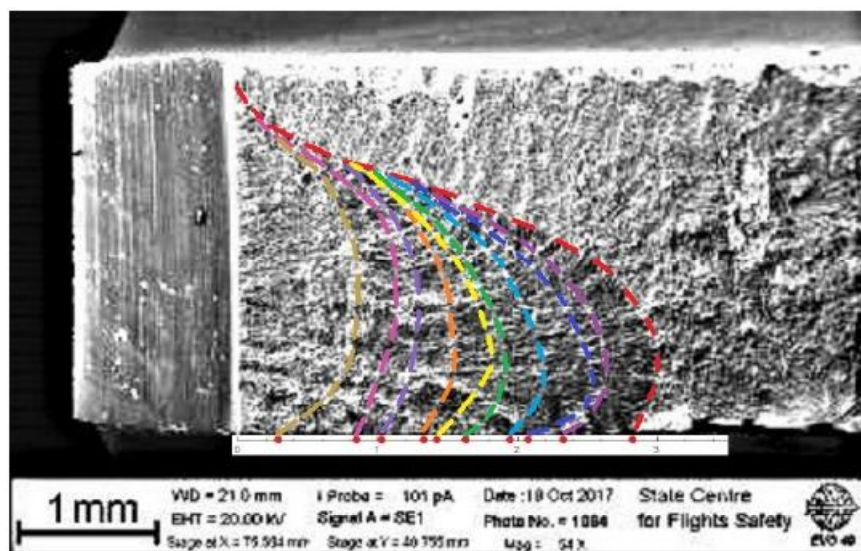


Рисунок 1 – Поверхность излома образца с отмеченными положениями фронта трещины

На рисунке 1 отчетливо видны места остановки фронта трещины (выделены цветными линиями). Данные линии соответствуют остановкам испытаний на рост трещин через заданное количество циклов. На рисунке начальный фронт трещины (обозначим его как фронт №1) располагается слева, Рис. 1. На Рис. 2 представлены

положения фронта трещины на различных этапах испытания: фронт №2 (Рис.2-а), №4 (Рис.2-б), №8 (Рис.2-в) и №9 (Рис.2-г). Синей линией отмечен фронт трещины из эксперимента, красной линией — результаты расчета.

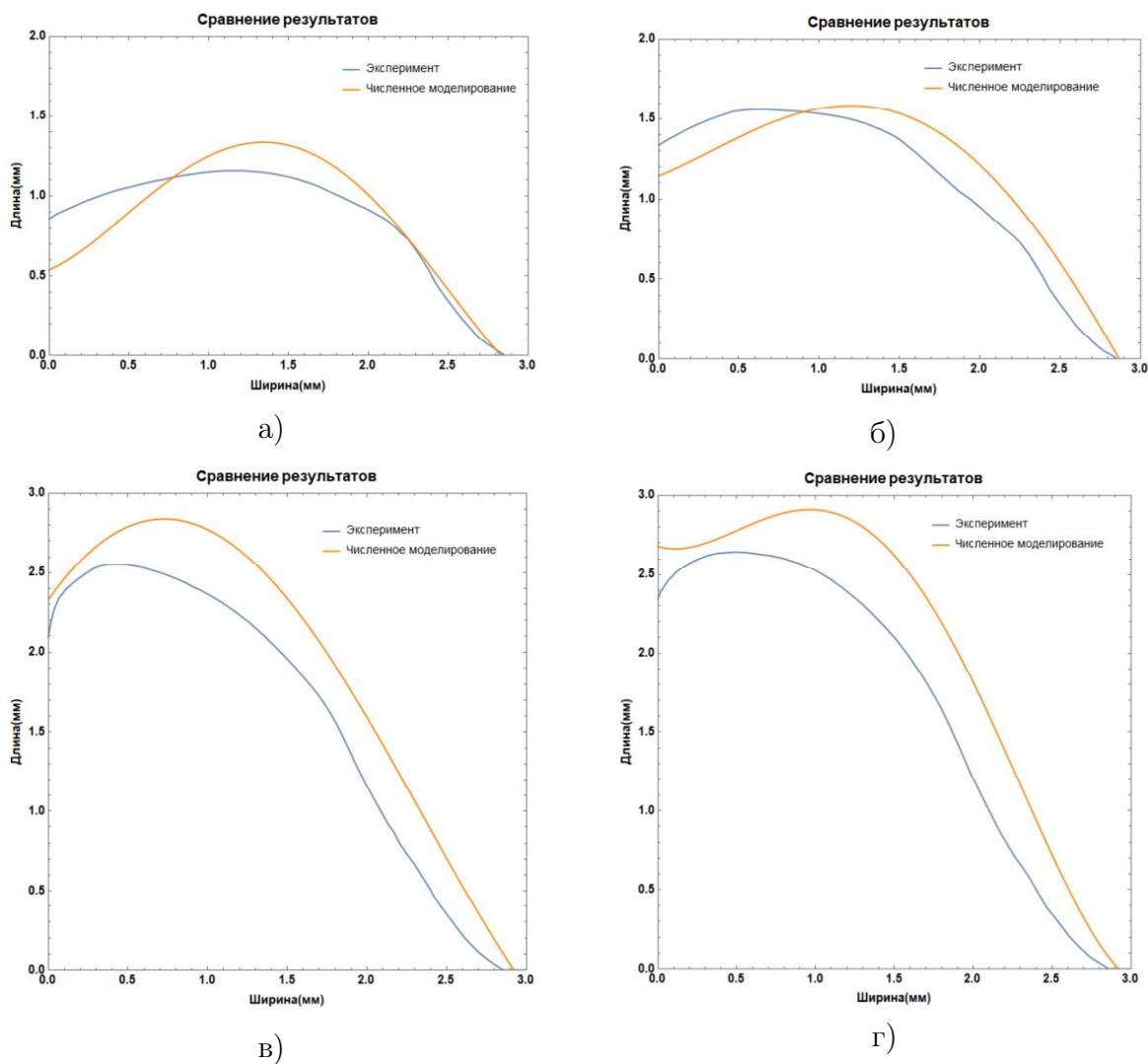


Рисунок 2 – Положение фронта трещины на (а) втором, (б) четвертом, (в) восьмом и (г) девятом шаге испытания: красная линия — численное моделирование; синяя — эксперимент.

**Выводы.** Как видно из результатов численных расчетов, данный подход позволяет качественно и количественно моделировать эволюцию усталостной трещины с криволинейным фронтом при СВМУ нагружении.

- [1] *Бураго Н. Г., Журавлев А. Б., Никитин И. С.* Сверхмногоцикловое усталостное разрушение титановых дисков компрессора // Вестник ПНИПУ.Механика. 2013. №1. С. 52 - 67.
- [2] *Nicholas T.* Critical issues in high cycle fatigue // Int.J.Fatigue. 1999. Vol.21. Pp. 221 - 231.
- [3] *Bathias C., Paris C. P.* Gigacycle fatigue in mechanical practice. NY.: Dekker. 2004. 328 p.
- [4] *Shanyavskiy A. A.* Very-High-Cycle-Fatigue of in-service air-engine blades, compressor and turbine // Science China Physics, Mechanics and Astronomy. 2014. Vol.57. Pp. 19 - 29.
- [5] *Tada H., Paris P. C., Irwin G. R.* The stress analysis of cracks handbook. Del Research Corporation. 2000. 698 p.
- [6] *Perez-Mora R., Palin-Luc T., Bathias C., Paris P. C.* Very high cycle fatigue of a high strength steel under sea water corrosion: A strong corrosion and mechanical damage coupling // International Journal of Fatigue. 2015. Vol.74. Pp. 156-165.

**Burago N. G., Nikitin A. D., Nikitin I. S., Tkachenko V. G.** *The modelling of edge fatigue crack growth under high frequency loading.* This paper is focused on a numerical determination of stress intensity factors (SIF) in the specimen with edge notch loaded by harmonic high frequency displacements of small amplitude. Numerical calculations were performed for the case of loading with frequency closed to its natural frequency. A dimensionless adjusting function was determined for SIF that takes into account a change in modal characteristics of resonance system (specimen with edge notch) due to crack propagation. The obtained equation was used for modelling the position of curvilinear fatigue crack front. The results of mathematical modelling are comparing with experimental data.