

УДК 620.178.3

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК СКОРОСТИ РОСТА ТРЕЩИНЫ УСТАЛОСТИ В ВАКУУМЕ ГРАНУЛИРУЕМОГО НИКЕЛЕВОГО СПЛАВА ЭП741НП

Д. В. НЕМЦЕВ<sup>1</sup>, Е. Ю. МАРЧУКОВ<sup>2</sup>, М. А. АРТАМОНОВ<sup>3</sup>

<sup>1</sup> dmitrij\_n@inbox.ru, <sup>2</sup> evgeny.marchukov@okb.umpo.ru, <sup>3</sup> maxartamonov@gmail.com

<sup>1,2,3</sup> ОКБ им. А. Люльки – филиал ПАО «ОДК-УМПО»

*Поступила в редакцию 10.07.2023*

**Аннотация.** Представлены результаты обработки специальных цилиндрических образцов с внедренным дефектом для получения характеристик скорости роста трещины усталости в вакууме. Проведены фрактографические исследования поверхностей изломов образцов с целью получения размера шага усталостных бороздок. Реконструированы фронты развития трещины на разных этапах ее роста и проведен конечно-элементный расчет с целью определения коэффициентов интенсивности напряжений. По полученным данным построены кинетические диаграммы усталостного роста трещины.

**Ключевые слова:** скорость роста трещины усталости в вакууме, гранулируемый никелевый сплав ЭП741НП, трещиностойкость дисков газотурбинного двигателя

### ВВЕДЕНИЕ

Эксплуатация авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) происходит при постоянно изменяющихся полетных условиях и режимах работы. Данные изменения приводят к циклическому нагружению деталей двигателя, что может являться причиной развития усталостных трещин в данных деталях и их последующего разрушения. Особое внимание уделяется дискам ГТД, так как их масса и частота вращения не позволяют корпусу двигателя удерживать обломки дисков внутри, что может привести к катастрофическим последствиям [1].

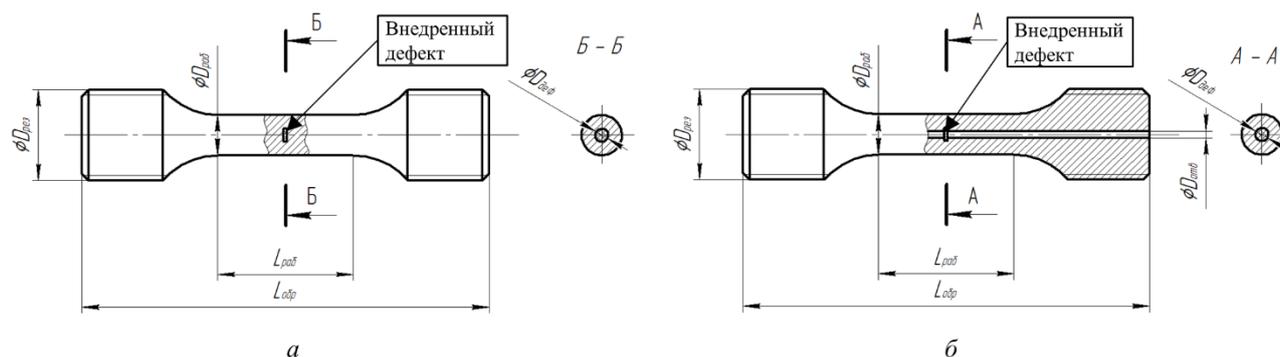
Широкое распространение в производстве дисков турбин и последних ступеней компрессоров получила технология гранулируемых никелевых сплавов. Диски, изготовленные по данной технологии, отличаются повышенными прочностными свойствами и структурной однородностью по сравнению с дисками, изготовленными по технологии деформирования слитка [2]. Одним из недостатков данной технологии является наличие дефектов структуры сплава, таких как неметаллические включения [3-4].

При циклическом нагружении дисков от данных включений возможно развитие трещин усталости. При этом от включений, расположенных на поверхности детали, трещина развивается в условиях доступа воздуха в вершину трещины. От включений, расположенных внутри материала детали, трещина развивается в условиях вакуума.

Уменьшение скорости роста трещины усталости (СРТУ) в вакууме по сравнению с воздушной средой подтверждается многочисленными исследованиями, в частности, проведенными для зарубежных гранулируемых никелевых сплавов [5-9]. Данные исследования проведены на плоских образцах на внецентренное растяжение [10-11]. Для получения характеристик в вакууме используется специальная вакуумная камера, в которой размещается испытуемый образец.

В настоящее время не существует исследований по определению СРТУ в вакууме для отечественных гранулируемых никелевых сплавов из-за отсутствия вакуумных камер в составе испытательных установок для исследований на СРТУ.

Для получения характеристик СРТУ в вакууме гранулируемого никелевого сплава ЭП741НП без использования вакуумной камеры были разработаны специальные цилиндрические образцы двух типов с внедренным неметаллическим дефектом [12] (рис. 1). Вентилируемый образец отличается от невентилируемого образца наличием сквозного осевого отверстия, проходящего через дефект. Рост трещины при осевых циклических нагрузках в вентилируемых образцах происходит в условиях воздушной среды, в невентилируемых – в условиях вакуума.



**Рис. 1.** Специальные цилиндрические образцы:  
а – невентилируемый; б – вентилируемый

Под воздействием осевой циклической нагрузки от данного дефекта происходит рост усталостной трещины в плоскости, перпендикулярной оси образца. Диаметры рабочей части образца  $D_{\text{раб}}$  и дефекта  $D_{\text{деф}}$  подбирались таким образом, чтобы при заданной максимальной нагрузке в цикле в сечении с трещиной обеспечивалась величина номинальных напряжений  $\sigma_{\text{ном}}$  меньше предела пропорциональности материала образца  $\sigma_{\text{пл}}$  при температуре испытаний. Соответственно, начальный рост трещины до существенного уменьшения сечения образца происходил при механизме многоциклового усталости.

Испытания проведены для трех вентилируемых и трех невентилируемых образцов. Вентилируемый образец №2 имеет увеличенный в 1,5 раза диаметр рабочей части по сравнению с остальными образцами, т.к. после испытания данного образца производилась доработка остальных образцов.

Циклические испытания выполнялись на испытательных машинах Amsler 300 и LFV-100НН в мягком цикле нагружения при постоянной максимальной нагрузке цикла, коэффициенте асимметрии 0,1, частотах нагружения от 0,5 до 90 Гц и температуре испытаний 400 °С. Испытания проводились до разрушения образцов.

Целью данной статьи является моделирование в программном комплексе ANSYS фронтов трещин, полученных при испытаниях, с целью определения значений размахов КИН, построение кинетических диаграмм (КД) усталостного роста и определение характеристик СРТУ в вакууме и на воздухе.

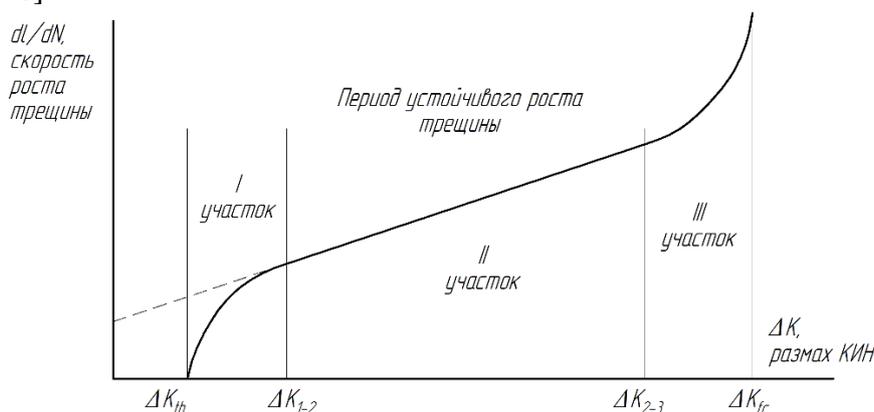
#### МЕТОДИКА ПОСТРОЕНИЯ КИНЕТИЧЕСКИХ ДИАГРАММ

На рис. 2 представлена типичная КД роста трещины на разных участках, устанавливающая зависимость размаха коэффициента интенсивности напряжений (КИН) от скорости роста трещины. Период устойчивого роста трещины описывается уравнением Пэриса [13-14]

$$dl/dN = C\Delta K^m,$$

где  $dl/dN$  – скорость роста трещины,  $\Delta K = \Delta K_{\text{max}} - \Delta K_{\text{min}}$  – размах КИН в цикле,  $C$  и  $m$  – коэффициенты уравнения, получаемые эмпирическим путем.

КИН характеризует величину напряжений в ближайшей окрестности вокруг вершины трещины [1]. Для сложной геометрии трещины КИН определяется с помощью метода конечных элементов [15-16].



**Рис. 2.** Кинетическая диаграмма роста трещины.

$\Delta K_{th}$  – порог страгивания трещины,  $\Delta K_{1-2}$  и  $\Delta K_{2-3}$  – начало и конец устойчивого участка роста трещины,  $\Delta K_{fc}$  – критическое значение КИН

С помощью фрактографического анализа проводится исследование поверхностей излома образцов с целью определения участков, на которых наблюдается формирование блоков усталостных бороздок, с последующим измерением ширины шага усталостных бороздок [17-18]. Ширина шага  $d$  усталостных бороздок соответствует величине приращения длины трещины за один цикл нагружения  $\Delta l$ , то есть  $dl/dN$ . Усталостные бороздки характеризуют период устойчивого роста трещины (рис. 2) [19].

Сопоставление КИН, полученных методом конечных элементов, с измеренной величиной шага усталостных бороздок позволит получить КД усталостного роста трещины на воздухе и в вакууме.

### ФРАКТОГРАФИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ

Фрактографический анализ выполнялся на растровом электронном микроскопе JSM-IT300LV фирмы JEOL.

Поверхности изломов образцов с нанесенными на них местами замера ширины шага усталостных бороздок приведены на рис. 3 и 4. На изображениях отмечены номерами: 1 – граница перехода участка устойчивого роста трещины к III неустойчивому участку (далее граница устойчивого роста, ГУР); 2 – внедренный дефект; 3 – сквозное осевое отверстие в вентилируемых образцах; 4 – расслаивание материала.

В вентилируемых образцах формирование усталостных бороздок наблюдается практически по всей площади распространения трещины. В отличие от них, в невентилируемых образцах формирование усталостных бороздок наблюдается в узкой зоне только на границе перехода усталостной трещины к неустойчивому росту.

В вентилируемых образцах №2 и 6 зарождение трещины произошло не от дефекта, а на поверхности сквозного отверстия, изготавливаемого методом электроискрового прожига.

В образцах №7 и 8 наблюдается расслаивание материала, оказывающее влияние на форму фронта трещины.

Несимметричность фронта трещины относительно центра образца связана с наличием изгиба образцов при проведении испытаний и с очаговым характером зарождения трещины. Для оценки перед началом испытаний была определена величина изгиба для всех образцов (кроме образца №2, испытанного первым) под нагрузкой в испытательной машине с помощью восьми тензодатчиков, расположенных с шагом  $90^\circ$  по окружности. Для образцов №3, 6, 8 разница в напряжениях между противоположно расположенными тензодатчиками достигала 20%, тогда как для образцов №5 и 7 максимальная разница составляет 4%.

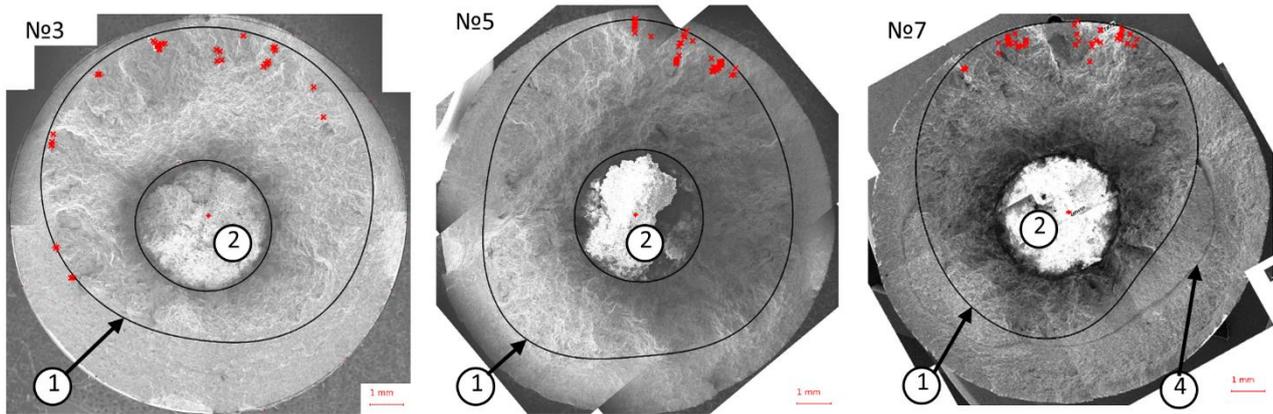


Рис. 3. Поверхности излома невентилируемых образцов

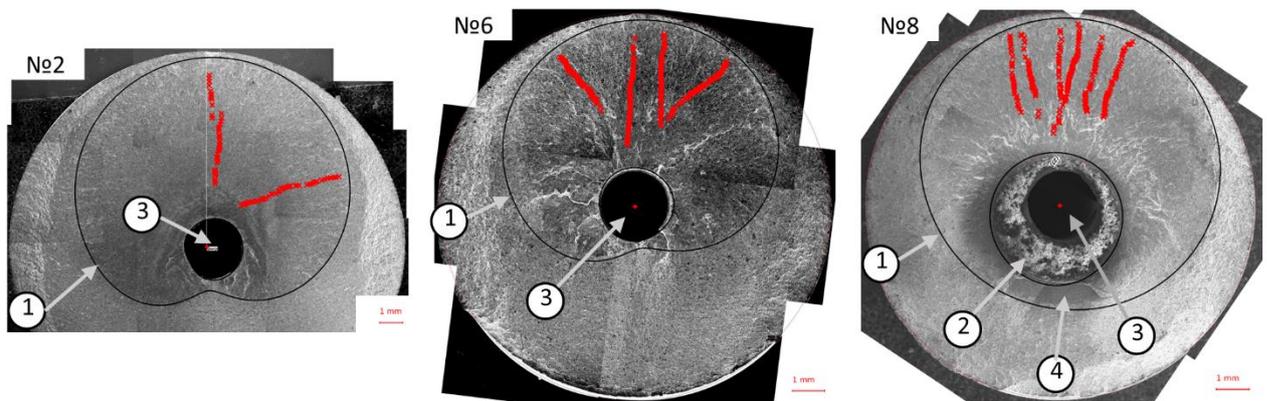


Рис. 4. Поверхности излома вентилируемых образцов

#### ОПРЕДЕЛЕНИЕ КИН

Расчетная модель приведена на рис. 5. Модель представляет собой половину рабочей части образца, рассеченной в плоскости распространения трещины. Симметрия задавалась в виде закрепления по оси Z. К торцу модели образца приложена сила по оси Z, равная нагрузке в процессе испытаний, и приложено окружное закрепление вокруг оси образца.

Для моделей образцов, в которых при проведении испытаний были определены величины изгиба, в одном из вариантов расчета приложен момент, соответствующий величине изгиба. Плоскость действия момента соответствует преобладающему направлению развития трещины. Вариант расчета выполнен для оценки влияния изгиба на величину КИН.

По результатам фрактографического анализа была определена геометрия трещины в момент перехода устойчивого участка роста к III неустойчивому (рис. 3 и 4). Также известна геометрия внедренного дефекта и сквозного отверстия. Определение промежуточных фронтов трещины в процессе ее роста от начального дефекта и до ГУР трещины выполнялось по двум подходам.

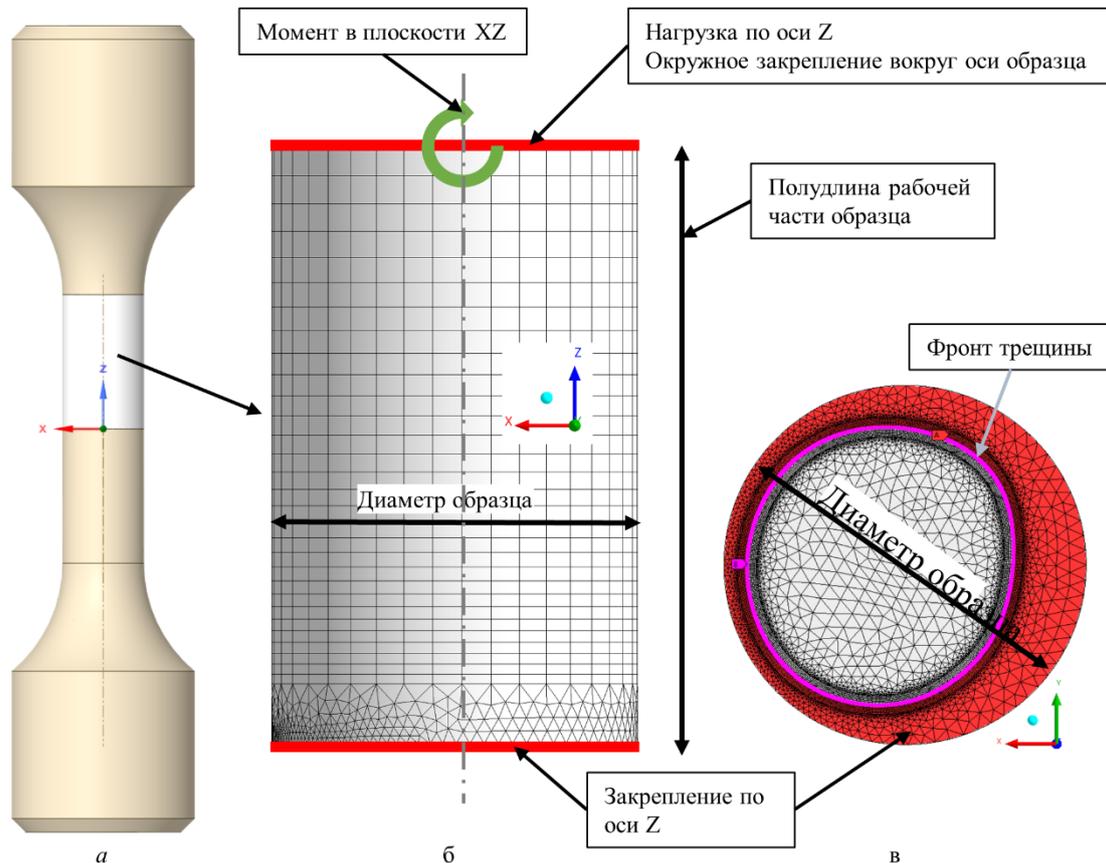
Подход I основывался на предположении, что в процессе роста фронт трещины линейно трансформируется от геометрии начального дефекта до геометрии ГУР трещины. Геометрия фронта трещины описывается массивом  $n$  опорных точек, состоящих из радиусов и углов поворота в цилиндрической системе координат относительно центра излома образца:

$$\vec{r}_i = \begin{bmatrix} r_{i0} \\ r_{i1} \\ \vdots \\ r_{in} \end{bmatrix}; \quad \vec{\varphi}_i = \begin{bmatrix} \varphi_{i0} \\ \varphi_{i1} \\ \vdots \\ \varphi_{in} \end{bmatrix};$$

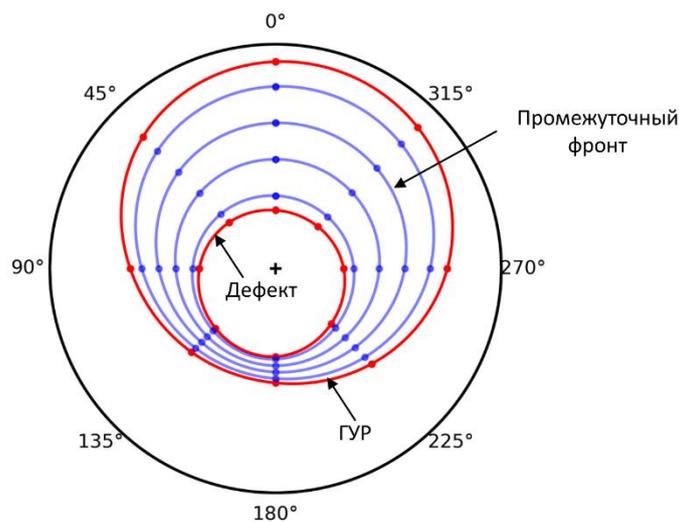
где  $\vec{r}_i$  и  $\vec{\varphi}_i$  – векторы-столбцы радиусов и углов поворота  $i$ -го фронта. Зная форму исходного дефекта  $\vec{r}_{\text{деф}}$  и  $\vec{r}_{\text{ГУР}}$  для заранее определенного радиуса точки  $i$ -го промежуточного фронта  $r_{i0}$ , можно определить радиусы  $r_{ij}$  остальных точек промежуточного фронта по формуле

$$r_{ij} = \frac{r_{i0} - r_{\text{деф}0}}{r_{\text{ГУР}0} - r_{\text{деф}0}} (r_{\text{ГУР}j} - r_{\text{деф}j}) + r_{\text{деф}j}.$$

На рис. 6 приведен пример построения промежуточных фронтов трещины в образце №8 по подходу I.



**Рис. 5.** Расчетная модель образца с трещиной:  
*а* – геометрическая модель образца; *б* – общий вид расчетной модели,  
*в* – вид модели со стороны плоскости трещины



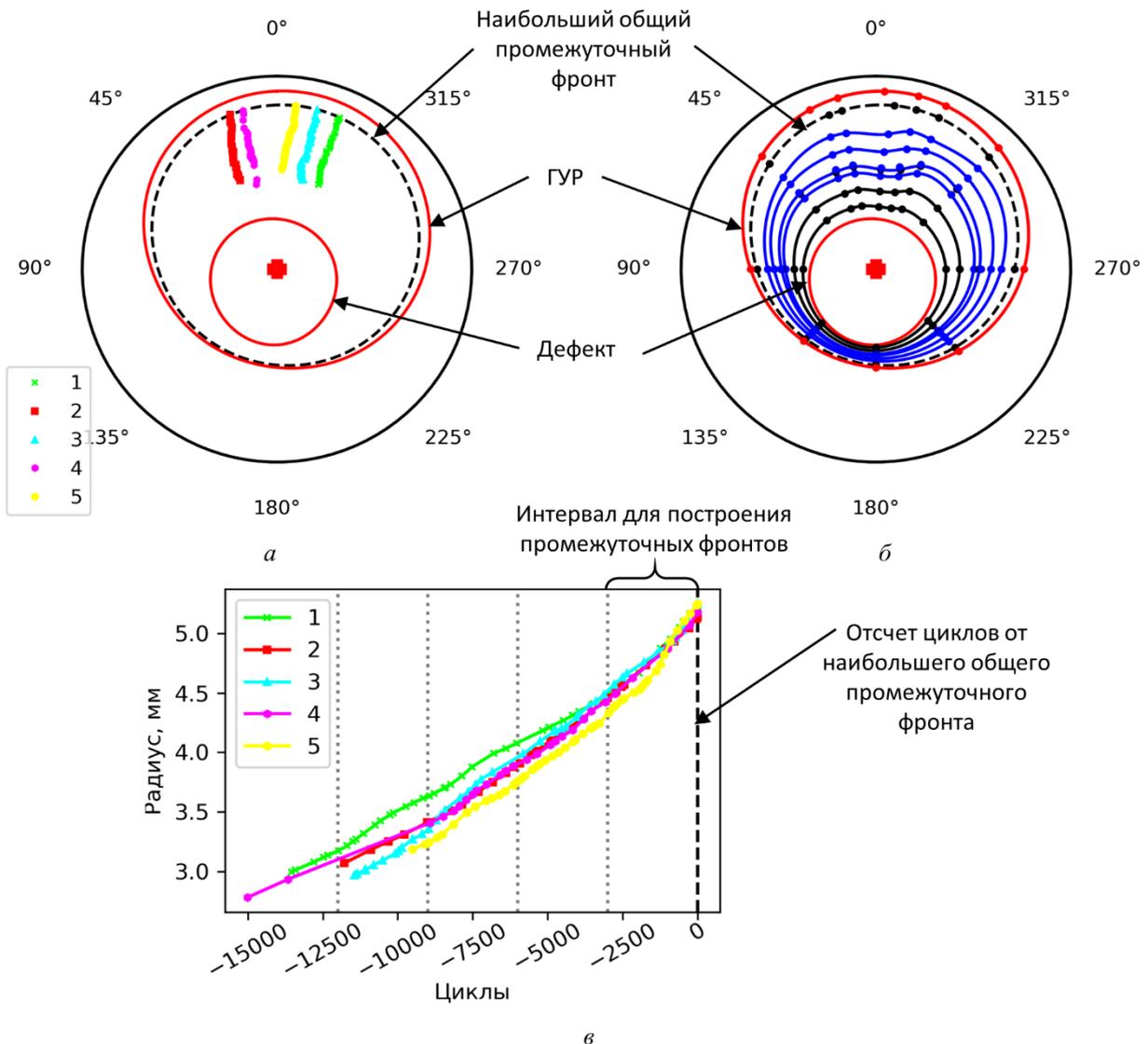
**Рис. 6.** Пример построения промежуточных фронтов в образце №8 по подходу I

Недостатком первого подхода является то, что в реальности фронт трещины может отличаться от модели. В подходе II представлен способ решения данной проблемы. Как видно из рис. 4, в вентилируемых образцах определение величины шага усталостных бороздок выполнено вдоль линий, расходящихся лучами от центра к периферии излома образца. Для каждой линии (набора блоков усталостных бороздок, рис. 7а) выполняется построение зависимости числа циклов роста трещины от радиуса по формуле

$$N(r_{cp i}) = \sum_{i=0}^{i-1} \frac{2(r_i - r_{i+1})}{d_i + d_{i+1}};$$

$$r_{cp i} = \frac{r_i + r_{i+1}}{2};$$

где  $N$  – число циклов роста трещины на радиусе  $r_{cp i}$ ;  $i$  – индекс в массиве набора измеренных блоков усталостных бороздок, отсортированных по радиусу от периферии излома образца;  $d$  – измеренная ширина шага блока усталостных бороздок.



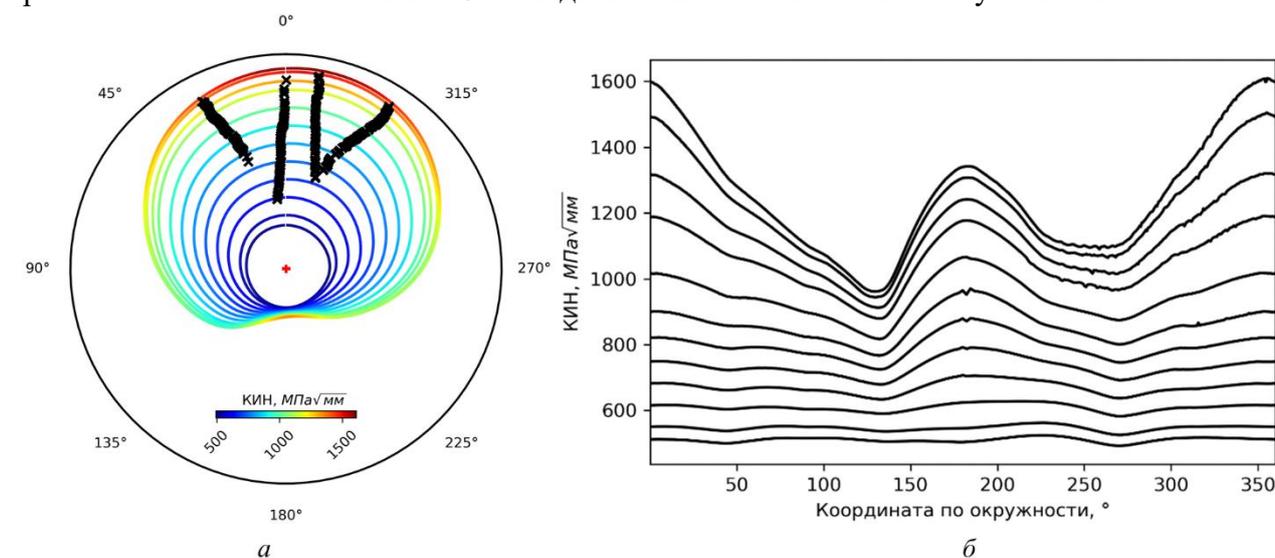
**Рис. 7.** Пример построения промежуточных фронтов в образце №8 по подходу II:  
*а* – разделение блоков усталостных бороздок по наборам; *б* – зависимость радиуса фронта от числа циклов роста трещины; *в* – построение промежуточных фронтов

Далее для всех наборов блоков усталостных бороздок определяется наибольший общий промежуточный фронт трещины, близкий к ГУР. От данного фронта для каждого набора усталостных бороздок производится построение зависимости  $N(r_{cp i})$  (рис. 7в). По оси абсциссы на

графике число циклов роста выражено отрицательной величиной, потому что расчет выполнялся от наибольшего размера трещины к наименьшему. Далее каждое фиксированное значение числа циклов роста для каждого набора блоков усталостных бороздок определяются координаты (радиус и угол поворота), используемые для построения фронта трещины в исследуемой области (рис. 7б).

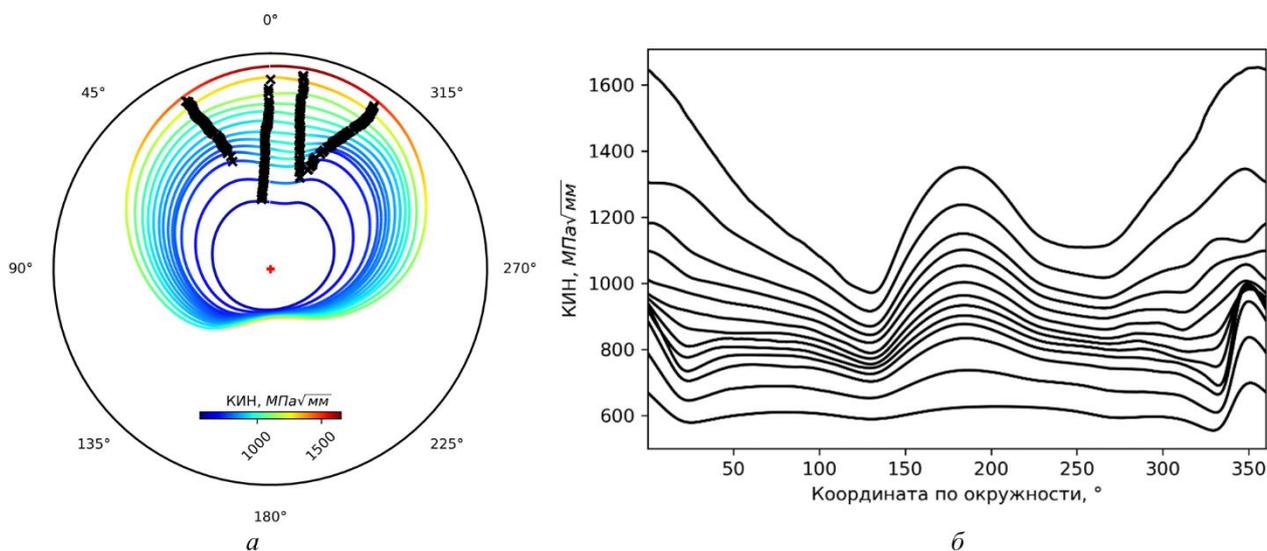
Подход II применен при расчете КИН трещины в образцах №6 и 8. Для неветилируемых образцов подход по определению фронтов трещины по подходу II не применим из-за хаотического расположения усталостных бороздок в узкой зоне вблизи ГУР.

На рис. 8 и 9 приведены геометрии фронтов трещины и распределение размахов КИН по фронту для образца №6. Распределения приведены без учета изгиба образца. Дополнительный расчет КИН с учетом изгиба 20% показал, что максимальное увеличение КИН по сравнению с расчетом без изгиба составляет 5%. В дальнейшем анализе изгиб не учитывался.



**Рис. 8.** Расчет КИН образца №6 по подходу I:

*а – изображения фронтов трещины в процессе роста; б – изменение значений размахов КИН по фронту трещины*

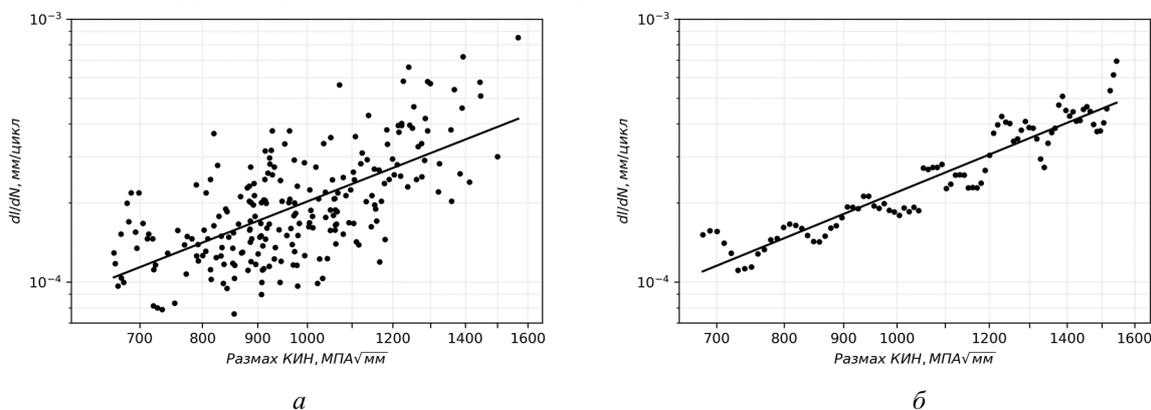


**Рис. 9.** Расчет КИН образца №6 по подходу II:

*а – изображения фронтов трещины в процессе роста; б – изменение значений размахов КИН по фронту трещины*

## ПОСТРОЕНИЕ КИНЕТИЧЕСКИХ ДИАГРАММ

Полученные фрактографическими и расчетными методами скорость роста трещины и размахи КИН соответственно использованы для построения КД и получения коэффициентов уравнения Пэриса методом наименьших квадратов. На рис. 10а представлена КД образца №8 по подходу II. Для построения диаграммы использованы все блоки усталостных бороздок, определенные в фрактографическом анализе (рис. 4).



**Рис. 10.** Кинетическая диаграмма образца №8 по подходу II: а – без осреднения ( $R=0,65$ ); б – после осреднения ( $R=0,94$ )

На определение коэффициентов уравнения Пэриса влияет неоднородность распределения точек на КД. Для уменьшения влияния данного параметра на аппроксимацию было выполнено осреднение следующим способом. Диапазон КИН разделяется на равные интервалы. Скорости роста трещины в точках, попадающих в один интервал, осредняются между собой. Для интервалов КИН, в которые не попала ни одна точка, скорость роста определяется линейной интерполяцией между двумя ближайшими интервалами КИН, содержащими скорости роста. Полученная в результате зависимость сглаживается скользящим средним. На рис. 10б приведена КД для образца №8 по подходу II, осредненная по интервалу КИН 10 МПа√мм и скользящим средним по 5 точкам. После осреднения коэффициент корреляции увеличился с 0,65 до 0,94.

Результаты определения характеристик СРТУ показали, что для образцов №6 и 8 применение подхода II по определению фронта трещины по сравнению с подходом I изменяет коэффициент  $m$  на 7% и -4% соответственно.

На рис. 11 приведены КД для всех испытанных образцов. Данные для вентилируемого образца №2 получены по подходу I, для вентилируемых образцов №6 и 8 по подходу II. Данные всех вентилируемых образцов осреднены по интервалу КИН 10 МПа√мм и скользящему среднему по 5 точкам. Данные невентилируемых образцов получены по подходу I и не осреднялись из-за малого количества данных.

Для сравнения на представленной КД нанесены характеристики СРТУ, полученные на образцах на внецентренное растяжение (ОВР) для данного материала при температуре 400 °С и частоте нагружения 5 Гц. Данные для ОВР приведены как оригинальные, полученные из испытаний (обозначены на КД «ОВР ( $k=1,00$ )»), так и модифицированные с учетом влияния эллипсности трещины на СРТУ [20] (обозначение «ОВР ( $k=1,25$ )»).

Из приведенной КД видно, что характеристики СРТУ образца №2 выше в 1,4 – 1,7 раз, чем характеристики СРТУ образцов №6 и 8 в диапазоне размахов КИН 600 – 1300 МПа√мм. Это может быть связано с тем, что образец №2 испытывался при частоте нагружения 0,5 Гц, тогда как образцы №6 и 8 испытывались при частоте 90 Гц. В работе [21] указано, что для данного материала не выявлено влияния на характеристики трещиностойкости частоты нагружения в диапазоне 0,1 – 5 Гц, в работе [22] приведены КД ЭП741НП, показывающие зависимость СРТУ от частоты нагружения в диапазоне 0,33 – 15 Гц. Следует отметить, что в образцах №2 и 6 разрушение произошло от сквозного отверстия одинакового диаметра, при этом диаметр рабочей части образца №2 в 1,5 раза больше диаметра образца №6, а номинальные напряжения

в сечении с трещиной в момент начала испытаний на 21% меньше. При этом число циклов до разрушения образца №2 в 2,1 раз меньше, чем число циклов до разрушения образца №6. На данные результаты могут влиять как разница в СРТУ, так и разница в величине инкубационного периода трещины.

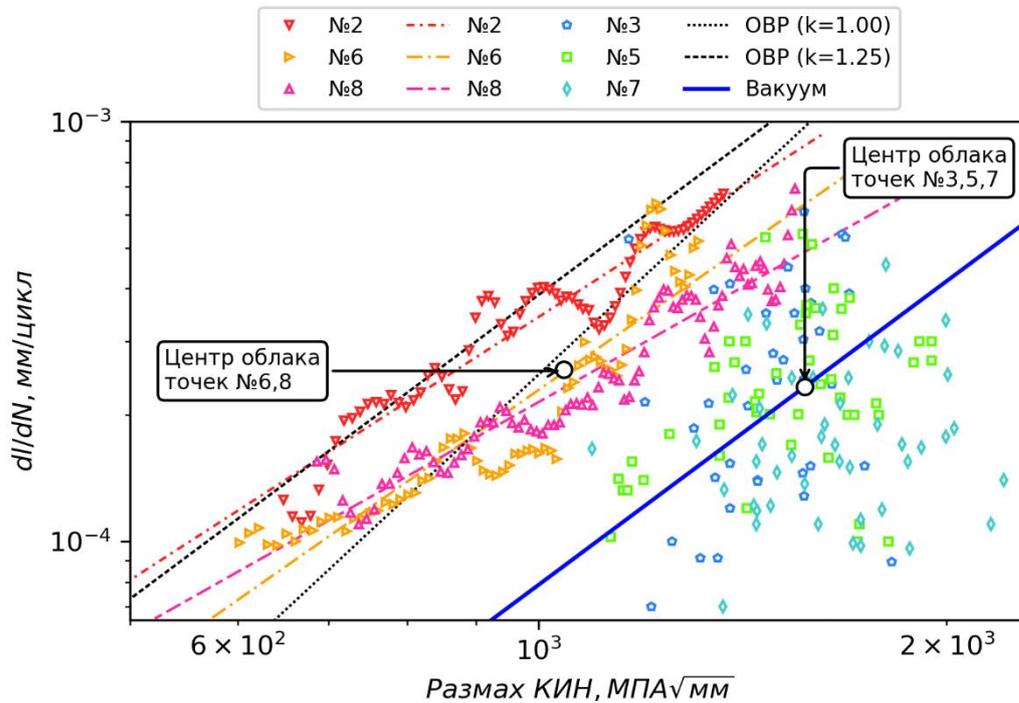


Рис. 11. Кинетические диаграммы испытанных образцов

Коэффициент  $m$ , характеризующий наклон КД в логарифмических координатах, для вентилируемых образцов №2, 6 и 8 меньше в 1,15, 1,06 и 1,32 раз, чем для ОБР с учетом эллипсности ( $k=1,25$ ).

Для вентилируемых образцов невозможно определить коэффициенты уравнения Пэриса, т.к. все найденные бороздки во фрактографическом анализе располагаются в узкой зоне вблизи ГУР и фактически представляют собой узкую область на КД в области высоких (по сравнению с вентилируемыми образцами) значений КИН. Более высокие КИН, достигаемые в невентилируемых образцах, связаны с тем, что в процессе роста трещины ее фронт имеет извилистую форму, за счет чего локально блоки усталостных бороздок наблюдаются ближе к краю образца.

### ОЦЕНКА СРТУ В ВАКУУМЕ

Для ряда зарубежных гранулируемых никелевых сплавов Rene 95 [5], Waspaloy [5], Udimet [8, 9] наблюдается равенство в значении характеристики  $m$  уравнения Пэриса при испытаниях данных сплавов на воздухе и в вакууме. Если предположить, что для сплава ЭП741НП также выполняется данное равенство, то, зная скорость и размах КИН для одной точки на КД, соответствующей вакууму, возможно оценить характеристики СРТУ в вакууме.

Для вентилируемых образцов №6 и 8 и невентилируемых образцов №3, 5 и 7 были определены центры облаков точек на КД (рис. 11) по формулам

$$d_{\text{центр}} = \frac{\sum_{i=1}^n d_i}{p};$$

$$K_{\text{центр}} = \frac{\sum_{i=1}^n K_i}{p};$$

где  $d$  – измеренная ширина шага блока усталостных бороздок,  $K$  – вычисленный КИН, соответствующий блоку усталостных бороздок,  $i$  – индекс в массиве измеренных блоков усталостных бороздок,  $p$  – число измерений усталостных бороздок.

Центр облака точек вентилируемых образцов №6, 8 находится вблизи (отклонение в скорости роста ~10%) прямой, характеризующей СРТУ ОВР ( $k=1,00$ ). Можно предположить, что центр облака точек для невентилируемых образцов также находится вблизи предполагаемой прямой, характеризующей СРТУ в вакууме, при этом наклон данной прямой (коэффициент  $m$  уравнения Пэриса) соответствует СРТУ, полученной при испытаниях ОВР.

В качестве характеристики  $m_{\text{вак}}$  СРТУ в вакууме в запас принят коэффициент для ОВР ( $k=1,25$ ). Характеристика  $C_{\text{вак}}$  уравнения Пэриса определялась по следующей формуле:

$$C_{\text{вак}} = \frac{d_{\text{центр}}}{K_{\text{центр}} m_{\text{вак}}}.$$

На рис. 11 определенные характеристики СРТУ в вакууме представлены в виде сплошной черной линии.

### ОЦЕНКА ЧИСЛА ЦИКЛОВ ДО РАЗРУШЕНИЯ ПО КД

Полученные характеристики СРТУ, определенные по КД для всех вентилируемых образцов, и оценка СРТУ в вакууме применялись для расчета числа циклов до разрушения модельного осесимметричного образца, представленного на рис. 12. Ось модели – по координате  $Y$ ; в плоскости распространения трещины установлен запрет на перемещения в осевом направлении по  $Y$ . В осевом направлении приложена нагрузка, соответствующая нагрузке при испытаниях. Радиус начальной трещины соответствовал радиусу дефекта или сквозного отверстия. Результат выполнялся до достижения трещины КИН, равного  $K_{2-3}$ , определенного для ОВР.

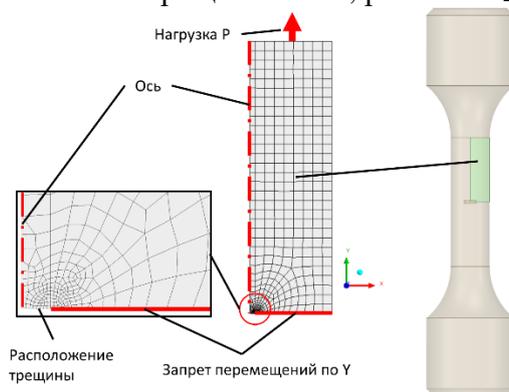


Рис. 12. Модель образца с трещиной для оценки числа циклов роста

Результаты представлены в табл. 1. В колонке «СРТУ по КД для каждого образца» приведены результаты расчета, определенные по характеристикам СРТУ, полученные для каждого вентилируемого образца (рис. 11). Для невентилируемых образцов расчет выполнялся по результатам оценки характеристик СРТУ в вакууме.

Сравнение результатов для образцов №2 и 6 показывает, что по определенным характеристикам СРТУ число расчетных циклов роста трещины до разрушения отличается на 15%. Существенная разница в испытательных циклах достигается за счет разницы в инкубационных периодах.

Расчетное число цикло до разрушения образца №2 при использовании полученных характеристик СРТУ в 1,6 раз меньше, чем при использовании характеристик СРТУ ОВР ( $k=1,25$ ), тогда как расчетное число цикло до разрушения образцов №6 и 8 при использовании полученных характеристик СРТУ в 1,58 – 1,65 раз больше, чем при использовании характеристик СРТУ ОВР ( $k=1,25$ ).

Расчетное число циклов до разрушения по полученным характеристикам СРТУ для неvented образцов в 2,9 раз больше, чем для вентилируемого образца №8. Трехкратная разница в числе циклов до разрушения при испытаниях объясняется несовершенством оценки СРТУ в вакууме, а также разницей в инкубационном периоде развития трещины на воздухе и в вакууме.

Таблица 1

## Результаты расчетов модельного образца

Тип образца	Номер образца	$D_{раб}/D_{деф}$	$\sigma_{ном}/\sigma_{пц}$ в момент начала испытаний	Зарождение	Число циклов до разрушения при испытаниях	Расчетное число циклов до разрушения при разных характеристиках СРТУ				
						СРТУ по КД для каждого образца	СРТУ ОВР (k=1,00)	СРТУ ОВР (k=1,25)		
Вентилируемые	2	4.5	0.41	Отверстие	136 550	28 039	98 750	44 427		
	6	3	0.52		284 861	32 976	42 045	20 869		
	8	3	0.52		139 495	15 714	16 388	9 527		
Неvented	3	3	0.52	Дефект	2 684 318 (среднее число циклов)	44 847			16 388	9 527
	5	3	0.52							
	7	3	0.52							

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Разработан способ обработки результатов испытаний цилиндрических образцов с введенным дефектом для построения кинетических диаграмм усталостного роста трещины. Проведен фрактографический анализ изломов образцов для определения ширины шага усталостных бороздок. Реконструированы фронты трещины в образцах на разных этапах усталостного роста и проведен расчет для определения КИН.

2. Расчет КИН показал, что учет изгиба образца величиной 20% влияет на величину КИН не более 5%.

3. Полученные результаты показывают зависимость характеристик СРТУ на воздухе от частоты нагружения в диапазоне 0,5 – 90 Гц.

4. Недостаточная величина области наблюдения усталостных бороздок на изломе неvented образцов не позволяет построить КД в вакууме. Поэтому в соответствии с выдвинутым предположением о равенстве коэффициента уравнения Пэриса  $m$  для вакуума и воздуха была выполнена оценка характеристик СРТУ в вакууме.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Сиротин Н. Н. Основы конструирования, производства и эксплуатации авиационных газотурбинных двигателей и энергетических установок в системе CALS технологий. Книга 3. / Сиротин Н. Н., Марчуков Е.Ю., Сиротин А.Н., Агильник А. Б. М.: Наука, 2012. 616 с. [N. N. Sirotin, E. Y. Marchukov, A. N. Sirotin, A. B. Agulnik "Fundamentals of design, production and operation of aircraft gas turbine engines and power plants in the CALS technology system", (in Russian), Volume 3, Moscow, Nauka, 2012. 616 p.]

2. Логунов А. В. Жаропрочные никелевые сплавы для лопаток и дисков газовых турбин. Рыбинск: ООО «Издательский дом «Газотурбинные технологии», 2017. 854 с. [A. V. Logunov "Heat-resistant Ni-based alloys for blades and discs of gas turbines", (in Russian), Rybinsk, ООО "Izdatel'skiy dom "Gazoturbinnye tehnologii", 2017. 854 p.]

3. Файнброн А. С. Фрактографические особенности развития трещин в образцах жаропрочных гранулируемых сплавов // Технология легких сплавов. 2013. №2. С. 43–50. [A. S. Fainbron "Fractographic Features of Crack Propagation in P/M Ni-Base Superalloy Specimens", (in Russian), Tehnologiya Legkih Splavov, no. 2, pp. 43–50, 2013.]

4. Волков А.М., Востриков А.В. Сопротивление гранулируемых жаропрочных никелевых сплавов разрушению при малоциклового усталости (обзор) // Авиационные материалы и технологии. 2016. № S1(43). С. 74–79. DOI: 10.18577/2071-9140-2016-0-S1-74-79 [A.M. Volkov, A.V. Vostrikov "Resistance of powder Ni-based alloys to low cycle fatigue failure (a review)", (in Russian), Aviatsionnye materialy I tehnologii, no. S1, pp. 74–79, 2016.]

5. Gayda J., Gabb T.P., Miner R.V. Fatigue Crack Propagation of Nickel-Base Superalloys at 650 °C // NASA Technical Memorandum 87150, 1985.

6. **Everitt E., Starink M.J., Reed P.A.S.** Temperature and Dwell Dependence of Fatigue Crack Propagation in Various Heat Treated Turbine Disc Alloys // 11th International Symposium on Superalloys (14–18 September 2008; Champion, Pennsylvania, USA), pp. 741–750.

7. **Hunt D.W., Skelton D.K., Knowles D.M.** Microstructural Stability and Crack Growth Behaviour of a Polycrystalline Nickel-Base Superalloy // 9th International Symposium on Superalloys (17–21 September 2000; Champion, Pennsylvania, USA), pp. 795–802. DOI: 10.7449/2000/Superalloys\_2000\_795\_802.

8. **Hide N.J., M.B. Henderson, Reed P.A.S.** Effects of Grain and Precipitate Size Variation on Creep-Fatigue Behaviour of Udimet 720Li in Both Air and Vacuum // 9th International Symposium on Superalloys (17–21 September 2000; Champion, Pennsylvania, USA), pp. 495–503. DOI: 10.7449/2000/Superalloys\_2000\_495\_503.

9. **Onofrio G., Osinkolu G.A., Marchionni M.** Fatigue crack growth of UDIMET 720 Li superalloy at elevated temperature // International Journal of Fatigue. 2001. Vol. 23, pp. 887–895.

10. **ОСТ 1 92127-90.** Металлы. Метод определения скорости роста усталостной трещины при испытании с постоянной амплитудой нагрузки. М.: НПО «ВИАМ», 1991. 59 с. [Metals. A method for determining the rate of fatigue crack growth during a test with a constant load amplitude, (in Russian), Industry Standard 1 92127-90, Moscow, NPO VIAM, 1991.]

11. **ASTM E647.** Standard Test Method for Measurement of Fatigue Crack Growth Rates. URL: <https://www.astm.org/standards/e647> (дата обращения 16.05.2023)

12. **Немцев Д.В., Потапов С.Д., Артамонов М.А.** Исследование циклической трещиностойкости в вакууме для дисков газотурбинного двигателя, изготавливаемых из гранулируемого никелевого сплава ЭП741НП // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30, № 2. С. 99–105. [D.V. Nemtsev, S.D. Potapov, M.A. Artamonov “The Study of Cyclic Crack Growth Resistance in Vacuum for the Gas Turbine Engine Discs Made of the EP741NP Granulated Nickel Alloy”, Aerospace MAI Journal, vol. 30, no. 2, pp. 99–105, 2023.]

13. **Schijve J.** Fatigue of Structures and Materials. Second Edition. – Springer, 2009. 622 p. DOI: 10.1007/978-1-4020-6808-9

14. **Партон В.З.** Механика упругопластического разрушения. – 2-е изд., перераб. и доп. / Партон В.З., Морозов Е.М. М.: Наука, 1985. 416 с. [V.Z. Parton “Elastoplastic fracture mechanics”, 2nd ed., (in Russian), Moscow, Nauka, 1985. 504 p.]

15. **Морозов Е.М.** ANSYS в руках инженера. Механика разрушения. М.: Ленанд, 2010. 456 с. [E.M. Morozov “ANSYS for engineers. Mechanics of fracture”, (in Russian), Moscow, Lenand, 2010. 456 p.]

16. **Gosz M., Moran B.** An interaction energy integral method for computation of mixed-mode stress intensity factors along non-planar crack fronts in three dimensions // Engineering Fracture Mechanics. 2002. Vol. 69, pp. 299–319.

17. **Немцев Д.В., Артамонов М.А.** Основанная на вейвлет-преобразовании методика для автоматизированного определения шага усталостных бороздок образцов, испытанных на МЦУ // Живучесть и конструкционное материаловедение (ЖивКоМ – 2022): сборник трудов VI Международной научно-технической конференции (27–29 октября 2020; Москва). М.: ИМАШ РАН, 2022. С.265–268. [D.V. Nemtsev, M.A. Artamonov “Method Based on Wavelet Transform for Automatic Determination of the Width of Fatigue Striations of Specimens Tested for LCF”, (in Russian), Proc. of the 6<sup>th</sup> International Scientific and Technical Conference “Survivability and Structural Materials Science” (27–29 October 2022; Moscow), Moscow, IMASh RAN, 2022, pp. 265–268.]

18. **Артамонов М.А.** Методика определения периодичности рельефа изломов разрушенных материалов // Кристаллография. 2021. Т. 66, № 4. С. 658–662. [M.A. Artamonov “Technique for Determining the Fracture Relief Periodicity in Fractured Materials”, Kristallografiya, vol. 66, no. 4, pp. 694–698, 2021.]

19. **Шанявский А.А.** Безопасное усталостное разрушение элементов авиаконструкций. Уфа: Монография, 2003. 802 с. [A.A. Shanyavskii “Safe fatigue failure of aircraft structural elements”, Ufa, Monografiya, 2003, 802 p.]

20. **Потапов С.Д., Перепелица Д.Д.** Исследование влияния геометрических особенностей трещины на характеристики циклической трещиностойкости // Технология легких сплавов. 2014. № 1. С. 66–71. [S.D. Potapov, D.D. Perpelitsa “Investigation of the Effect of Geometrical Features of Cracks on Cyclic Crack Resistance Characteristics”, Tehnologiya Legkih Splavov, no. 1, pp. 66–71, 2014.]

21. **Потапов С.Д., Перепелица Д.Д.** Исследование циклической скорости роста трещин в материалах основных деталей авиационных ГТД // Технология легких сплавов. 2013. № 2. С. 5–19. [S.D. Potapov, D.D. Perpelitsa “Tests for Cyclic Crack Growth Rate in Materials of Critical Aircraft Gas-Turbine Engine Components”, Tehnologiya legkih splavov, no. 2, pp. 66–71, 2013.]

22. **Швечков Е.И., Батяев Д.В.** Рациональные методы определения скорости роста усталостных трещин и вязкости разрушения жаропрочных сплавов // Технология легких сплавов. 2020. № 4. С. 88–94. [E.I. Shvechkov, D.V. Batyayev “Rational Methods for Determining the Fatigue Crack Growth Rate and Fracture Toughness of Heat-Resistant Alloys”, no. 4, pp. 88–94, 2020.]

#### ОБ АВТОРАХ

**НЕМЦЕВ Дмитрий Владимирович**, ведущий конструктор бригады анализа и управления ресурсом управления прочности ОКБ им. А. Люльки. Дипл. инженер (МАИ, 2015). Иссл. в обл. ресурса основных деталей газотурбинных двигателей.

**МАРЧУКОВ Евгений Ювенальевич**, генеральный-конструктор – директор ОКБ им. А. Люльки. Дипл. инженер (МАИ, 1979). Д-р техн. наук (1998). Член-корр. РАН (2022).

**АРТАМОНОВ Максим Анатольевич**, начальник бригады прочностных испытаний управления прочности ОКБ им. А.Люльки. Дипл. инженер-физик-технолог (МАТИ, 1998). Канд. физ.-мат. наук (МАТИ, 2006).

**METADATA**

**Title:** Determination of fatigue crack growth rate characteristics in vacuum of Ni-based alloy EP741NP.

**Authors:** D. V. Nemtsev<sup>1</sup>, E. Y. Marchukov<sup>2</sup>, M.A. Artamonov<sup>3</sup>

**Affiliation:**

<sup>1,2,3</sup> A. Lyulka Experimental Design Bureau – Branch of PJSC «UEC-Ufa Engine Industrial Association», Russia.

**Email:** <sup>1</sup> dmitrij\_n@inbox.ru, <sup>2</sup> sdpotapov@ciam.ru, <sup>3</sup> evgeny.marchukov@okb.umpo.ru, <sup>4</sup> maxartamonov@gmail.com

**Language:** Russian.

**Source:** Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa University of science and Technology), vol. 27, no. 3 (101), pp. 45-57, 2023. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

**Abstract:** The article presents the results of testing special cylindrical specimens with an embedded defect to obtain characteristics of fatigue crack growth rate in vacuum. Fractographic studies of the specimens were conducted to determine the size of fatigue striations. The crack propagation fronts at different stages of growth were reconstructed, and finite element analysis was performed to determine the stress intensity factors. Based on the obtained data, kinetic diagrams of fatigue crack growth were constructed.

**Key words:** fatigue crack growth rate in vacuum; EP741NP powder Ni-based alloy; crack resistance of GTE discs.

**About authors:**

**NEMTSEV, Dmitrii Vladimirovich**, Leading Designer in the Life Analysis and Control Team of the Strength Department, A. Lyulka Experimental Design Bureau. Dipl. Engineer (MAI, 2015).

**MARCHUKOV, Evgeny Yuvendalevich**, General Designer – Director of the A. Lyulka Experimental Design Bureau. Dipl. Engineer (MAI, 1979). Dr. of Tech. Sci. (1998). Corresponding member of RAS (2022).

**ARTAMONOV, Maxim Anatolievich**, Head of the Strength Test Team of the Strength Department, A. Lyulka Experimental Design Bureau. Dipl. Engineer-Physicist-Technologist (MATI, 1998). Cand. of Physico-Mathematical Sciences (MATI, 2006).