

## Рост усталостных трещин в основном металле и сварном шве корпуса камеры сгорания авиационного газотурбинного двигателя

В. В. Покровский, В. Г. Сидяченко, В. Н. Ежов

Институт проблем прочности им. Г. С. Писаренко НАН Украины, Киев, Украина

*Для научного обоснования эксплуатации авиационных газотурбинных двигателей по техническому состоянию необходимо располагать информацией о скорости развития трещин в элементе конструкции двигателя от начальных размеров до критических. Эта информация в соответствии с нормативными документами используется при назначении сроков и объемов проведения регламентных работ. Исследовали скорость роста усталостных трещин в жаропрочном сплаве камеры сгорания авиационного газотурбинного двигателя с учетом эксплуатационных (температуры) и конструкционных (сварной шов, толщина изделия) факторов. Эксперименты проводили на плоских прямоугольных образцах с краевой и центральной трещиной по стандартной методике при температурах испытаний 500 и 600°С. Скорость роста трещин усталости исследовали в основном металле, сварном шве и в зоне термического влияния на расстоянии 2–3 мм от сварного шва. Для этого из предварительно нанесенного механическим способом надреза в соответствующем по отношению к сварному шву месте инициировалась усталостная трещина: в основном металле, сварном шве и в зоне термического влияния. Построен линейный участок диаграмм усталостного разрушения и получены коэффициенты уравнения Париса. Приведены доверительные интервалы, которые иллюстрируют область попадания результатов эксперимента с вероятностью 95%. Статистическая обработка экспериментальных данных по кинетике роста трещин усталости в зоне термического влияния и основном металле показала, что они отличаются незначительно, в то время как скорость роста трещин усталости в сварном шве увеличивается в два–три раза. Для оценки изменения механических свойств исследуемого сплава при переходе от основного металла через зону термического влияния к сварному шву проводили измерения твердости методом Роквелла. Результаты показали незначительное изменение твердости, что косвенно объясняет малое расхождение (в границах статистической погрешности) между скоростью роста трещин в основном металле и зоне термического влияния.*

**Ключевые слова:** скорость роста трещин усталости, ресурс, корпус камеры сгорания, авиационный газотурбинный двигатель.

**Введение.** Для обоснования сроков и объемов проведения регламентных работ при эксплуатации авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) по техническому состоянию необходимо руководствоваться концепцией безопасного развития трещины в основных элементах двигателей, которая позволяет избежать снижения несущей способности, дисбаланса и других опасных последствий.

Опыт эксплуатации показывает, что даже при соблюдении всех нормативных требований при проектировании, изготовлении и эксплуатации в элементах конструкции наблюдаются разрушения и отказы, причем до 70% их характер усталостный. При этом стадия развития трещины от начального размера до критического может составлять до 30% общей долговечности.

Концепция безопасного развития трещины предусматривает предварительные стандартные испытания материалов, из которых изготовлены основные элементы двигателя, на скорость развития трещин усталости (СРТУ) с учетом эксплуатационных (температура, форма цикла нагружения, частота и т.д.) и конструкционных (концентраторы напряжений, сварные швы, толщина стенки и т.д.) факторов. Это позволяет получить коэффициенты уравнений, аппроксимирующих в двойных логарифмах

рифмических координатах линейный участок (участок Париса) диаграммы СРТУ. После интегрирования зависимости СРТУ можно определить число циклов развития трещины от начального ее размера до критического, что с учетом соответствующих требований норм прочности авиационных газотурбинных двигателей и будет служить основой для обоснования назначения сроков проведения осмотров и регламентных работ. Одним из основных элементов авиационных ГТД является корпус камеры сгорания (ККС).

Целью данной работы является исследование СРТУ в материале ККС авиационного ГТД с учетом эксплуатационных и конструкционных факторов.

**Постановка задачи.** Корпус камеры сгорания, состоящий из обечайки и фланцев, изготовлен из тонколистового хромоникелевого сплава толщиной 1,6 мм. Конструкция корпуса сварена и термообработана по условиям технологии изготовления ККС. Максимальное избыточное давление воздуха в полости ККС во всем диапазоне режимов эксплуатации составляет  $13 \text{ кг/см}^2$ , максимальная температура эксплуатации –  $600^\circ\text{C}$ .

Исходя из условий эксплуатации необходимо исследовать СРТУ в хромоникелевом сплаве ККС при температурах  $500$  и  $600^\circ\text{C}$  в зоне термического влияния (ЗТВ), т.е. на расстоянии 2–3 мм от границы сварного шва, основном металле (ОМ) и сварном шве (СШ).

Толщина образцов соответствует толщине изделия, т.е. 1,6 мм, а сварной шов толщиной 2,3–2,5 мм изготовлен по технологии сварки ККС. Количество образцов должно быть достаточным для выполнения статистической обработки результатов.

**Методика экспериментальных исследований.** Исследования проводили на сервогидравлической установке “Гидропульс 400 кН” фирмы SHENCK (Германия) с классом точности 0,5%, которая предназначена для статических, повторно-статических и циклических испытаний образцов различной геометрии при растяжении (сжатии) в широком диапазоне скоростей нагружения и деформаций при температурах –  $196...1000^\circ\text{C}$ .

Стандартный метод испытаний материалов на СРТУ, приведенный в [1], допускает использование образцов с известной  $K$ -тарировкой, т.е. зависимостью коэффициента интенсивности напряжений (КИН) от относительной длины трещины ( $l/W$ ) при выполнении условий упругого деформирования.

Объектом исследования служили плоские прямоугольные образцы с краевой и центральной трещинами. Геометрические размеры образцов выбирали в соответствии с рекомендациями [1, 2], особенностями конструкции ККС и возможностью испытательного оборудования. Ширина рабочей части образца с краевой трещиной составляет 70 мм, длина – 220 мм. После изготовления образцов со сварным швом их подвергали термической обработке согласно техническим условиям изготовления ККС. В образцах выполняли краевые надрезы (концентраторы) длиной 18 мм для инициирования начальной трещины в необходимом месте образца (рис. 1). Выбор концентратора такого размера во многом определяется особенностью конструкции образца.

Ширина образца с центральной трещиной составляет 48 мм, длина – 200 мм. В центре образца на всю толщину электроискровым методом наносили концентратор шириной 0,6 мм и длиной 10 мм. Выбор образцов таких размеров позволяет на каждом из них получать 40–70 точек измерения.

Зарождение трещины фиксировали визуально посредством оптического микроскопа МБС-9 при стробоскопическом освещении на предварительно полированной поверхности образца при частоте нагружения 15 Гц. Ее текущую длину в ходе эксперимента измеряли визуально прямым методом, т.е. с помощью оптического микроскопа с ценой деления 0,05 мм.

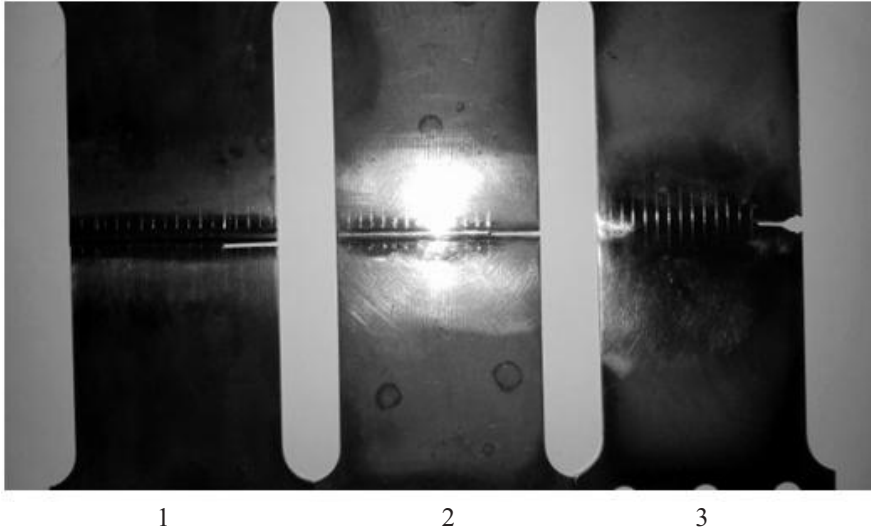


Рис. 1. Иницирующие надрезы на образцах в зоне термического влияния (1), в сварном шве (2) и основном металле (3).

На полированной поверхности образца с использованием прибора ПМТ-3 предварительно наносили риски с шагом 4,0 мм, которые служили базисом при измерении длины и прироста трещины.

Результаты экспериментов послужили основой для построения диаграмм СРТУ. Коэффициенты интенсивности напряжений для прямоугольного образца с краевой трещиной рассчитывали по формуле [2]:

$$K = \frac{P\sqrt{\lambda}}{t\sqrt{W}} Y, \quad (1)$$

где  $Y(l/W) = 1,99 - 0,41\lambda + 18,70\lambda^2 - 38,48\lambda^3 + 53,85\lambda^4$ ;  $\lambda = l/W$ ;  $l$ ,  $W$  – длина трещины и ширина образца соответственно;  $t$  – толщина образца ( $t = 1,6$  мм для основного металла и зоны термического влияния;  $t = 2,4$  мм для сварного шва);  $P$  – нагрузка на образец.

Коэффициенты интенсивности напряжений для прямоугольного образца с центральной трещиной рассчитывали по формуле [1]:

$$K = \frac{P}{t} \sqrt{\frac{\pi\lambda}{2W} \sec \frac{\pi\lambda}{2}}. \quad (2)$$

При определении относительной длины трещины применимость формулы (1) находится в пределах  $0 < \lambda < 0,95$ , формулы (2) –  $0 < \lambda < 0,6$ .

Выбор максимальной нагрузки, прикладываемой к образцам, ограничивается рекомендациями [1]

$$(W - l) > 4/\pi (K_{\max}/\sigma_{0,2})^2; \quad (3)$$

$$(W - 2l) > 1,25 \frac{P_{\max}}{t \sigma_{0,2}}, \quad (4)$$

где  $P_{\max}$  – максимальная нагрузка, прикладываемая к образцу;  $K_{\max}$  – максимальное значение КИН;  $\sigma_{0,2}$  – условный предел текучести.

Испытания на СРТУ после инициирования по [1] исходной усталостной трещины проводили при постоянной нагрузке и температурах 500 и 600°C. При этом соблюдали условие, в соответствии с которым напряжения в нетто-сечении в процессе испытаний не должны превышать 0,8 предела текучести:

$$\sigma_{net} \leq 0,8\sigma_{0,2}. \quad (5)$$

Для косвенной оценки изменения механических свойств ОМ, СШ, ЗТВ и наличия остаточных напряжений после технологической операции сварки электронным твердомером фирмы ERNST (Швейцария) измеряли твердость методом Роквелла (HRC).

Твердость начинали измерять на образце на расстоянии ~15 мм от СШ и с шагом 0,5 мм перемещались по направлению к нему. На рис. 2 представлена исследуемая часть поверхности образца с указанием направления движения от ОМ к ЗТВ сварного шва В табл. 1 приведены результаты исследования изменения твердости при перемещении от ОМ к ЗТВ.

Т а б л и ц а 1

Результаты измерения твердости ОМ и ЗТВ методом Роквелла (рис. 2)

№ исследования	Твердость, HRC												
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	
1	40,0	39,8	39,9	41,2	40,6	40,7	39,9	41,3	41,6	40,6	38,2		
2	38,6	40,5	41,0	39,7	40,6	40,4	42,5	40,7	38,8	40,7	40,1		
3	40,7	40,2	39,9	41,1	41,1	40,7	40,2	39,9	40,0	41,3	39,6		

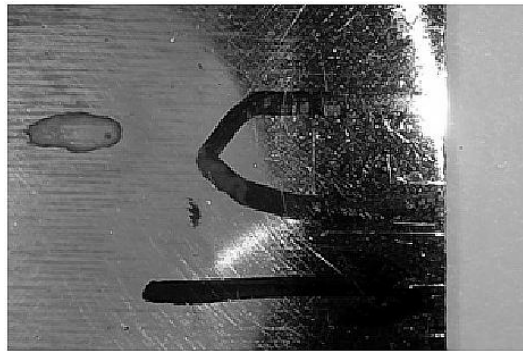


Рис. 2. Зона измерения твердости от ОМ к ЗТВ сварного шва.

Следует заметить, что при переходе от ОМ к ЗТВ твердость HRC не изменяется. Небольшие флуктуации не выходят за границы погрешности измерений, что свидетельствует о незначительном различии в механических свойствах исследуемых зон.

**Статистическая оценка полученных результатов и ее аналитическое описание.** В работе [3] отмечалось, что любое измеренное значение имеет значимость только в случае если для него указана погрешность. Как показывает опыт проведения исследований, даже при тщательном соблюдении технологии изготовления образцов и методики испытаний наблюдается рассеяние полученных результатов, которое необходимо учитывать при оценке усталостных характеристик материалов.

Для оценки погрешности измерений и аппроксимации экспериментальных данных, а также для графического отображения зависимости воспользуемся стандартной программой OriginPro 8.1.

В программе по известным зависимостям оцениваются значения коэффициента корреляции

$$r = \frac{\sum_{i=1}^n (X_i - \bar{X})(Y_i - \bar{Y})}{\sqrt{\sum_{i=1}^n (X_i - \bar{X})^2 \sum_{i=1}^n (Y_i - \bar{Y})^2}}, \quad (6)$$

где  $X_i = \lg K_i$ ;  $Y_i = \lg V_i$ ;  $\bar{X}$ ,  $\bar{Y}$  – средние значения случайных величин  $X_i$ ,  $Y_i$ ;  $V_i$  и  $K_i$  – текущие значения СРТУ и КИН при  $i$ -м измерении.

Для описания линейного участка СРТУ от КИН используется зависимость Париса

$$V = \frac{dl}{dN} = A(K_{\max})^b. \quad (7)$$

Значения коэффициентов  $b$  и  $A$  определяются по известным формулам

$$b = \frac{M \sum_{i=1}^n X_i Y_i - \sum_{i=1}^n X_i \sum_{i=1}^n Y_i}{M \sum_{i=1}^n (X_i)^2 - \left( \sum_{i=1}^n X_i \right)^2}; \quad (8)$$

$$\lg A = \frac{\sum_{i=1}^n Y_i \sum_{i=1}^n (X_i)^2 - \sum_{i=1}^n X_i Y_i \sum_{i=1}^n X_i}{M \sum_{i=1}^n (X_i)^2 - \left( \sum_{i=1}^n X_i \right)^2}, \quad (9)$$

где  $M$  – количество наблюдений.

В работе [3] также отмечалось, что при достаточно больших выборках ( $M > 30$ ) закон распределения случайных величин  $X_i$ ,  $Y_i$  носит нормальный характер, и согласно программе OriginPro 8.1 вероятность того, что 95% выборки попадает в заданный интервал, определяется по формуле

$$P\left(\bar{X} - 1,96 \frac{S}{\sqrt{M}} < a < \bar{X} + 1,96 \frac{S}{\sqrt{M}}\right) = 0,95, \quad (10)$$

где  $a$  – истинное математическое ожидание случайных величин  $X_i$ ;  $S$  – средне-квадратичное отклонение.

**Результаты эксперимента и их анализ.** На рис. 3 представлены зависимости СРТУ от КИН, полученные на прямоугольном образце с краевой трещиной в зонах ОМ, ЗТВ, СШ. Следует отметить, что повышение температуры от 500 до 600°C существенно влияет на СРТУ, а полосы доверительных интервалов пересекаются между собой. Это свидетельствует о том, что в рассматриваемом диапазоне изменения СРТУ и температур механические свойства материала изменяются незначитель-

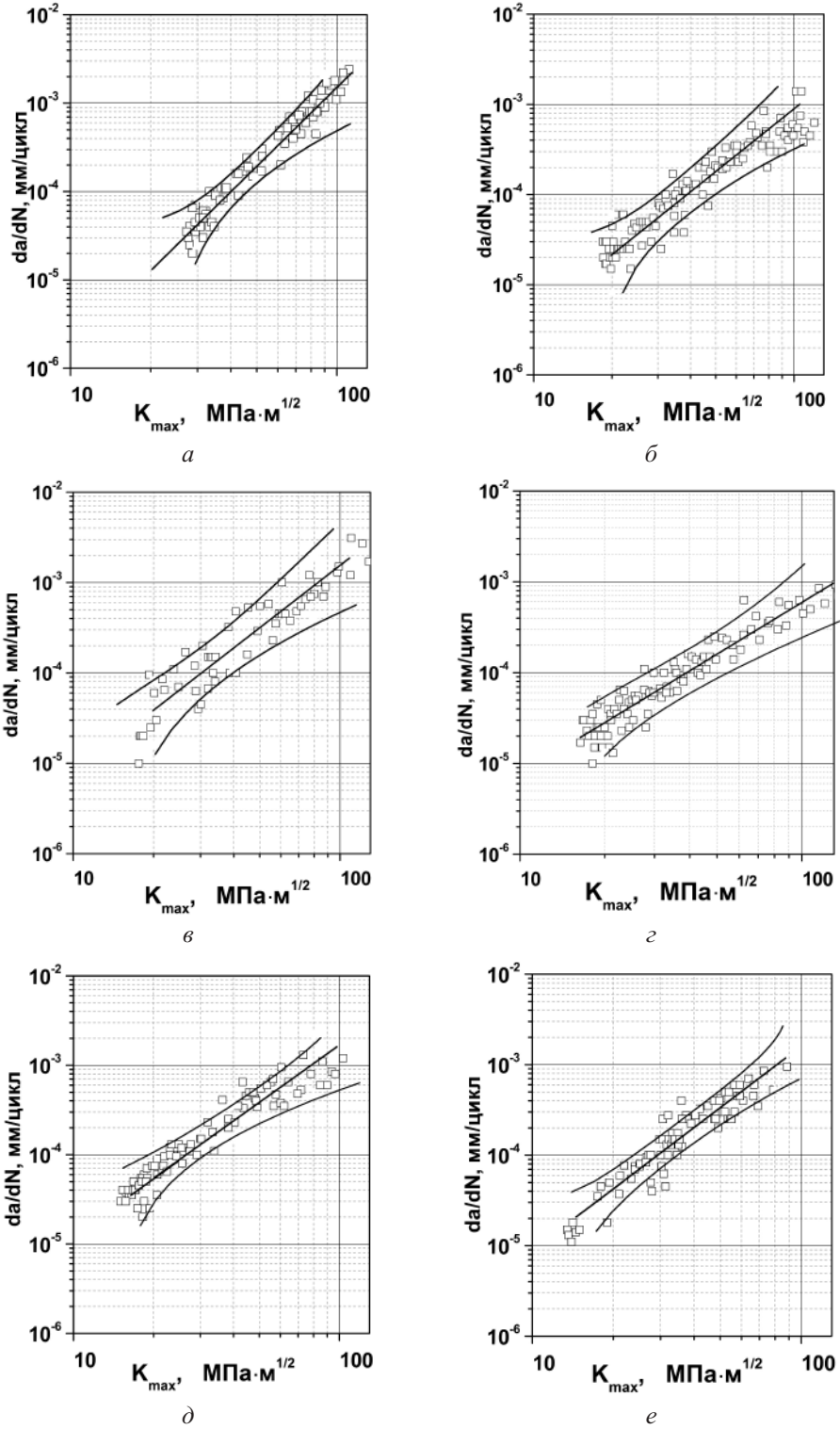


Рис. 3. Диаграммы СРТУ при испытании пластины с краевой трещиной на растяжение: *a* –  $T = 500^{\circ}\text{C}$ , OM; *б* –  $T = 600^{\circ}\text{C}$ , OM; *в* –  $T = 500^{\circ}\text{C}$ , ЗТВ; *г* –  $T = 600^{\circ}\text{C}$ , ЗТВ; *д* –  $T = 500^{\circ}\text{C}$ , СШ; *е* –  $T = 600^{\circ}\text{C}$ , СШ.



но, а некоторое различие между ними можно объяснить стохастической природой накопления усталостных повреждений [4].

На рис. 4 приведены зависимости СРТУ от КИН, полученные на прямоугольных образцах с центральной трещиной в зоне ОМ. Характер изменения СРТУ в зависимости от температуры аналогичен предыдущему.

Из приведенных на рис. 5 данных видно, что СРТУ в образце с центральной трещиной несколько выше, чем с краевой, при этом доверительные интервалы (штриховые линии) пересекаются между собой. Несмотря на то что при исследовании использовались стандартные образцы [1, 2], такое различие в СРТУ может быть следствием разного стеснения деформаций у вершины трещины. Для характеристики последнего используют  $T$ -напряжение, которое является второй несингулярной компонентой двумерного поля напряжений у фронта трещины и действует в направлении оси  $X_i$  в плоскости трещины [5, 6].

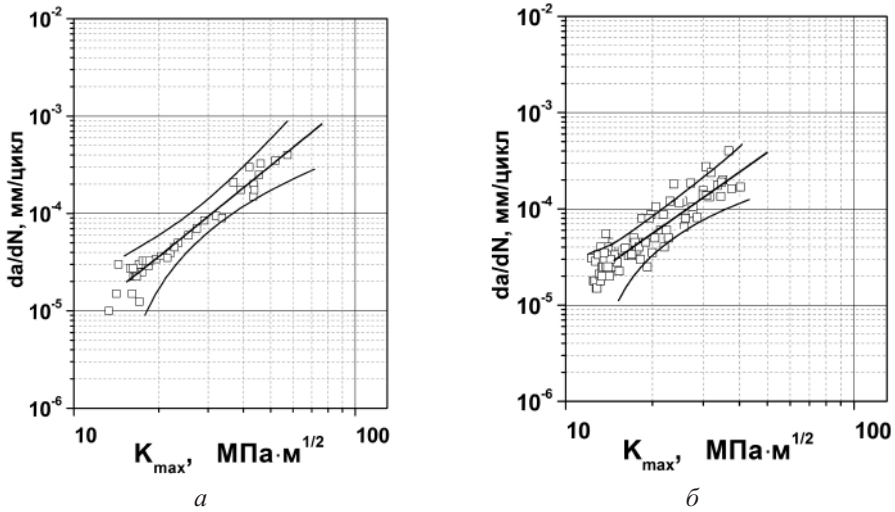


Рис. 4. Диаграммы СРТУ при испытании пластины с центральной трещиной на растяжение в зоне ОМ при температуре 500 (а) и 600°C (б).

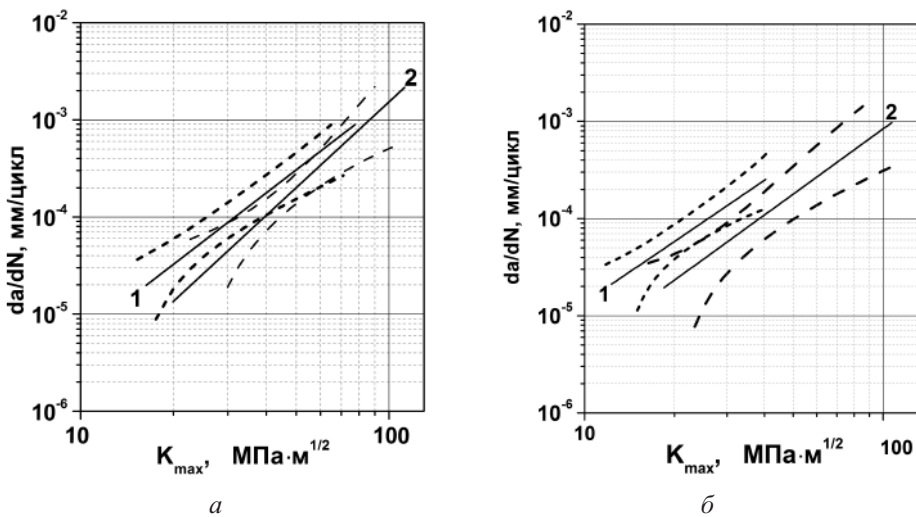


Рис. 5. Сравнение СРТУ в образце с центральной (1) и краевой (2) трещинами при температуре 500 (а) и 600°C (б).

Иными словами, при одноосном растяжении пластин с краевой и центральной трещиной в области ее вершины за счет  $T$ -напряжения реализуется двухосное нагружение, причем характер изменения сжимающих (отрицательных)  $T$ -напряжений разный в зависимости от относительной длины трещины (рис. 6) [5]. При этом отметим, что известны данные по увеличению скорости роста усталостных трещин при отрицательной степени двухосности [7], которая характеризуется как  $\sigma_y/\sigma_x$ , а в образце с центральной трещиной отрицательные  $T$ -напряжения увеличиваются по мере ее роста, что и обуславливает некоторое повышение средней СРТУ в таком типе образца (на рис. 5 кривые 1).

В табл. 2 представлены значения коэффициентов уравнения Париса для ОМ, ЗТВ и СШ при частоте  $f = 15$  Гц и асимметрии цикла нагружения  $R = 0,1$ .

Т а б л и ц а 2

Значения коэффициентов уравнения Париса (7) и корреляции (6)

Коэффициенты при $t, ^\circ\text{C}$		Прямоугольный образец с краевой трещиной			Прямоугольный образец с центральной трещиной
		ОМ	СШ	ЗТВ	ОМ
500	$r$	0,978	0,963	0,935	0,968
	$b$	2,953	2,109	2,235	2,344
	$A$	$1,94 \cdot 10^{-9}$	$9,81 \cdot 10^{-8}$	$4,82 \cdot 10^{-8}$	$3,14 \cdot 10^{-8}$
600	$r$	0,951	0,942	0,939	0,917
	$b$	2,276	2,236	1,808	2,089
	$A$	$2,49 \cdot 10^{-8}$	$5,25 \cdot 10^{-8}$	$1,27 \cdot 10^{-7}$	$1,11 \cdot 10^{-7}$

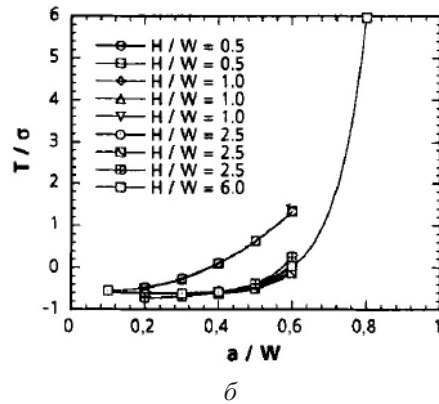
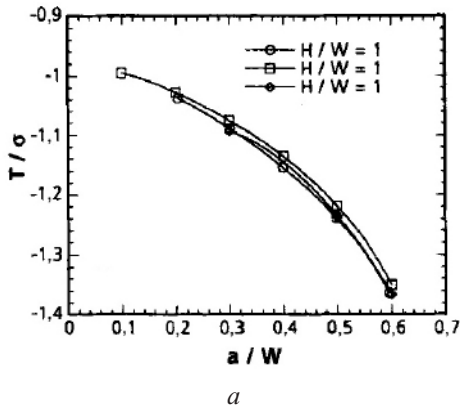


Рис. 6. Зависимость  $T$ -напряжения от относительной длины трещины  $l/W$  при различной величине отношения длины образца  $H$  к его ширине  $W$ :  $a$  – образец с центральной трещиной;  $b$  – образец с краевой трещиной [5].

Значения  $b$  (8) и  $A$  (9) определяли по данным 80–140 измерений случайных величин  $V_i$  и  $K_i$ , что соответствует рекомендациям [2], где отмечалось, что в интервалах, соответствующих 10-кратному изменению СРТУ, должно быть определено не менее 15 значений, полученных не менее чем на двух образцах в диапазоне скоростей роста трещины  $5 \cdot 10^{-5} \dots 10^{-3}$  мм/цикл.

Из приведенных данных следует, что сопротивление развитию трещин усталости в металле СШ несколько ниже, чем в ОН и ЗТВ.



Кроме циклической трещиностойкости экспериментально исследовали усталостную прочность образцов со СШ из этого же сплава при максимальном напряжении в цикле 250 МПа, что приблизительно соответствует значению окружных напряжений в стенке ККС и  $R = 0,1$ . Показано, что разрушение (возникновение трещины длиной 2–3 мм) в СШ образца начинается примерно при 300 тыс. цикл нагружения.

**Заключение.** Исследования на трещиностойкость жаропрочного хромоникелевого сплава корпуса камеры сгорания авиационного газотурбинного двигателя показали, что в рабочем диапазоне температур скорости роста усталостных трещин в зоне термического влияния и основном металле различаются незначительно, а в сварном шве с учетом статистической обработки результатов скорость на участке Париса в два–три раза выше, чем в основном металле и зоне термического влияния.

Средняя СРТУ в образце с центральной трещиной до двух раз выше, чем в образце с краевой, что может быть обусловлено различной степенью стеснения деформаций у вершины трещины.

## Резюме

Для наукового обґрунтування експлуатації авіаційних газотурбінних двигунів за технічним станом необхідно мати інформацію про швидкість розвитку тріщин у матеріалі деталей двигунів від початкових розмірів до критичних. Ця інформація відповідно до нормативних документів використовується при призначенні термінів і об'ємів проведення регламентних робіт. Досліджували швидкість росту утомних тріщин у жароміцному сплаві камери згоряння авіаційного газотурбінного двигуна з урахуванням експлуатаційних (температури) і конструкційних (зварний шов, товщина вибору) чинників. Експерименти проводили на плоских прямокутних зразках із краю і центральною тріщиною за стандартною методикою при температурах випробувань 500 і 600°C. Швидкість росту тріщин утоми досліджували в основному металі, зварному шві і в зоні термічного впливу на відстані 2–3 мм від зварного шва. Для цього із заздалегідь нанесеного механічним способом надрізу у відповідному по відношенню до зварного шва місці ініціювалася утомна тріщина: в основному металі; зварному шві та в зоні термічного впливу. Побудовано лінійну ділянку діаграм утомного руйнування й отримано коефіцієнти рівняння Париса. Наведено довірчі інтервали, які ілюструють область попадання результатів експерименту з вірогідністю 95%. Статистична обробка результатів експерименту показала, що кінетика росту тріщин утоми в зоні термічного впливу і в основному металі відрізняється в межах статистичної похибки, тоді як швидкість росту тріщин утоми в зварному шві збільшується в два–три рази. Для оцінки зміни механічних властивостей досліджуваного сплаву при переході від основного металу через зону термічного впливу до зварного шва проводилися вимірювання твердості за методом Роквелла. Результати показали незначну зміну твердості, що посередньо пояснює незначну відмінність (у межах статистичної похибки) між швидкістю росту тріщин в основному металі і в зоні термічного впливу.

1. ASTM E 647-00. Standard Test Method for Measurement of Fatigue Crack Growth Rates. West Conshohocken. PA, 2002. P. 595–635.
2. РД 50-345-82. Методические указания. Расчеты и испытания на прочность. Методы механических испытаний металлов. Определение характеристик трещиностойкости (вязкости разрушения) при циклическом нагружении. М: Изд-во стандартов, 1983. 20 с.
3. Прошин В. И., Сидоров В. Г. Метрология, стандартизация и сертификация. Методы обработки результатов измерений. СПб.: Изд-во СПб. политехн. ун-та, 2007. 139 с.

4. Иванова В. С., Терентьев В. Ф. Природа усталости металлов. М.: Metallurgy, 1975. 455с.
5. Sherry A. H., France C. C., and Goldthorpe M. R. Compendium of T-stress solutions for two and three dimensional cracked geometries. *Fatigue Fract. Eng. Mater. Struct.* 1995. **18**. P. 141–155.
6. Shlyannikov V. N. and Zakharov A. P. Multiaxial crack growth rate under variable T-stresses. *Eng. Fract. Mech.* 2014. **123**. P. 86–96.
7. Kitagawa H., Yuuki R., and Tongo K. A fracture mechanics approach to high-cycle fatigue crack growth under in-plane biaxial loads. *Fatigue Fract. Eng. Mater. Struct.* 1979. **2**. P. 195–206.

Поступила 16. 07. 2018