

УДК 539.3:539.4

- Покровский В. В.** д-р техн. наук, профессор, ведущий научный сотр. отдела высокочастотных методов исследования прочности и дефектности материалов, Институт проблем прочности имени Г.С. Писаренко НАН Украины, г. Киев, Украина, e-mail: pokrovsky8@ipp.kiev.ua;
- Сидяченко В. Г.** канд. техн. наук, старш. научн. сотр., отдела высокочастотных методов исследования прочности и дефектности материалов, Институт проблем прочности имени Г.С.Писаренко НАН Украины, г. Киев, Украина, e-mail: Sydiachenko@ipp.kiev.ua, конт. тел. (066) 3014561;
- Ежов В. Н.** канд. техн. наук, старш. научн. сотр., отдела высокочастотных методов исследования прочности и дефектности материалов, Институт проблем прочности имени Г.С.Писаренко НАН Украины, г. Киев, Украина, e-mail: Yezhov@nas.gov.ua;
- Петрик И. А.** канд. техн. наук, главный сварщик, АО «МОТОР СИЧ», г. Запорожье, Украина, e-mail: tb.ugmet@motorsich.com;
- Михайлютенко А.В.** заместитель главного конструктора, АО «МОТОР СИЧ», г. Запорожье, Украина, e-mail: ugk@motorsich.com;
- Романенко Ю.Г.** нач.бюро исследований и периодического контроля, АО «МОТОР СИЧ», г. Запорожье, Украина, e-mail: tb.ugmet@motorsich.com

ВЛИЯНИЕ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ И КОНСТРУКЦИОННЫХ ФАКТОРОВ НА СКОРОСТЬ РОСТА УСТАЛОСТНЫХ ТРЕЩИН В ЖАРОПРОЧНОМ НИКЕЛЕВОМ СПЛАВЕ КОРПУСА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ АВИАЦИОННОГО ГТД

Исследована скорость роста трещин усталости в зоне термического влияния, в сварном шве и в основном металле жаропрочного никелевого сплава корпуса камеры сгорания авиационного газотурбинного двигателя при эксплуатационных температурах 550, 600 °С. Эксперименты выполнялись на плоских образцах на растяжение толщиной 1,6 мм, что соответствует толщине корпуса камеры сгорания. Показано, что с учетом статистической обработки экспериментальных данных по кинетике роста трещин усталости зона термического влияния и основной металл отличаются незначительно, в то время как скорость роста трещин усталости в сварном шве увеличивается в два-три раза.

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 носит усталостный характер. 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 комплекса 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 логарифмических координатах линейный участок (участок Париса) диаграммы СРТУ. После интегрирования зависимости СРТУ можно определить количество 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

ККС изготовлен из тонколистового хромоникелевого сплава толщиной 1,6 мм и состоит из обечайки и фланцев. Конструкция корпуса сварена и термообработана по специально разработанной технологии. Максимальное избыточное давление воздуха в полости ККС во всем диапазоне режимов эксплуатации 13 кг/см², максимальная температура эксплуатации 600 °С.

Исходя из условий эксплуатации, необходимо исследовать СРТУ в хромоникелевом сплаве ККС при температурах 550 °С, 600 °С в: зоне термического влияния (ЗТВ), т.е. на расстоянии 23 мм от границы сарного шва, основном металле (ОМ), сварном шве (СШ).

Толщина образцов должна соответствовать толщине изделия, т.е. 1,6 мм, а сварной шов изготовлен по технологии сварки корпуса ККС. Количество образцов должно быть достаточным для выполнения соответствующей статистической обработки результатов.

Методика экспериментальных исследований

Исследования проводились на сервогидравлической установке «Гидропульс 400кН» фирмы SHENCK (Германия) с классом точности 0.5%, которая предназначена для статических, повторно статических, циклических испытаний образцов различной геометрии при растяжении (сжатии) в широком диапазоне скоростей нагружения и деформаций при температурах испытаний -196 °С...+1000 °С.

Стандартный метод испытаний материалов на СРТУ, приведенный в [1] допускает использование образцов с известной К-тарировкой, т.е. зависимостью коэффициента интенсивности напряжений (КИН) от относительной длины трещины (l/W) [2] при выполнении условий упругого деформирования.

Для исследования использовали плоский прямоугольный образец на растяжение, длиной 220 мм и шириной рабочей части (W) 70 мм. В образцах делались краевые надрезы (концентраторы) длиной 18 мм для инициации начальной трещины в нужном месте образца: в ОМ, в СШ и в ЗТВ (рис. 1). Выбор концентратора такого размера во многом определялся особенностью конструкции образца.

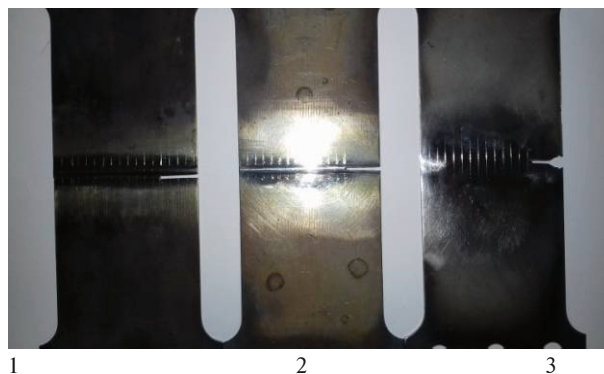


Рис. 1. Фото иницирующих надрезов на образцах: 1 – по зоне термического влияния (ЗТВ); 2 – по сварному шву (СШ); 3 – основному металлу (ОМ)

Зарождение трещины фиксировалось визуально при помощи оптических микроскопов МБС-9 с использованием стробоскопического освещения на предварительно полированной поверхности образца.

Текущая длина трещины в ходе эксперимента измерялась визуально при помощи прямого метода, т.е. оптическим микроскопом с ценой деления 0,05 мм.

На полированной поверхности образца предварительно наносились риски с шагом 4,0 мм при помощи прибора ПМТ-3. Нанесенные риски служили базисом при измерении прироста трещины.

Эти результаты послужили основой для построения диаграмм СРТУ. КИН рассчитывали по формуле [1]:

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

где, $Y(1/W) = 1,99 - 0,41\lambda + 18,70\lambda^2 - 38,48\lambda^3 + 53,85\lambda^4$; $\lambda = l/W$;

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.

Границы применимости формул для относительной длины трещины $0 < \lambda < 0,6$.

Испытания на СРТУ после иницирования по [1] исходной усталостной трещины проводились при постоянной нагрузке и соответствующей температуре 550 °С и 600 °С. При этом соблюдали условие, в соответствии с которым напряжения в сечении нетто в процессе испытаний не должны превышать 0,8 от предела текучести, т.е.

$$\sigma_{\text{нет}} \leq 0,8\sigma_{0,2}. \quad (2)$$

Геометрические размеры образца для проведения экспериментальных исследований опре-

делялись измерениями исследуемого объекта, возможностями испытательного оборудования и требованиями нормативных документов. Это дало возможность на каждом образце получать 40-70 точек измерений.

Для косвенной оценки механических свойств ОМ, СШ, ЗТВ и наличия остаточных напряжений в результате технологической операции сварки было выполнено измерение твердости по методу Роквелла (HRC) на приборе твердомер электронный фирмы «ERNST», Швейцария .

Измерения твердости проводили на описанном ранее образце для исследования трещиностойкости на расстоянии ~ 15 мм от СШ и с шагом 0,5 мм по направлению к СШ. На рис. 2 представлена фотография исследуемой части поверхности образца с указанием направления движения от основного металла к зоне термического влияния сварного шва.

Следует отметить, что изменения твердости по HRC при переходе от ОМ к ЗТВ не наблюдается. Небольшие флуктуации не выходят за границы погрешности измерений. Это свидетельствует о незначительных отличиях механических свойств исследуемых зон.



Рис. 2. Зона измерения твердости от основного металла к сварному шву

Статистическая оценка полученных результатов и ее аналитическое описание

В работе [3] отмечено, что любое измеренное значение имеет ценность только в том случае, если для него указана погрешность. Как показывает опыт проведения исследований даже при тщательной отработке технологии изготовления образцов и методики испытаний наблюдается рассеивание полученных результатов, которое необходимо учитывать при оценке усталостных характеристик материалов.

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

В программе по известным зависимостям оценивают значения коэффициента корреляции:

$$r = \frac{\sum_{i=1}^n (X_i - \bar{X})(Y_i - \bar{Y})}{\sqrt{\sum_{i=1}^n (X_i - \bar{X})^2 \cdot \sum_{i=1}^n (Y_i - \bar{Y})^2}}, \quad (3)$$

где $X_i = \lg K_i$, $Y_i = \lg V_i$,

\bar{X} , \bar{Y} – средние значения случайных величин X_i , Y_i .

Для описания линейного участка зависимости СРТУ от КИН используется зависимость Париса:

$$V = \frac{dl}{dN} = A (K_{\max})^b. \quad (4)$$

Значения коэффициентов b и A определяются по известным формулам:

$$b = \frac{M \sum X_i Y_i - \sum X_i \sum Y_i}{M \sum (X_i)^2 - (\sum X_i)^2}, \quad (5)$$

$$\lg A = \frac{\sum Y_i \sum (X_i)^2 - \sum X_i Y_i \sum X_i}{M \sum (X_i)^2 - (\sum X_i)^2}, \quad (6)$$

где X_i , Y_i имеют те же обозначения, что и для формулы (3);

M – число наблюдений.

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

$$P\left(\bar{X} - 1.96 \frac{S}{\sqrt{M}} < a < \bar{X} + 1.96 \frac{S}{\sqrt{M}}\right) = 0.95, \quad (7)$$

где a – истинное математическое ожидание случайных величин X_i ,

M – объем выборки.

Результаты эксперимента и их анализ

На рис. 3, 4 представлены результаты по СРТУ в хромоникелевом сплаве ККС при температурах 550 °С и 600 °С соответственно, в разных зонах образца, которые обозначены на рис.1. На рис. 5, рис. 6 графическое представление интервалов попадания случайной величины X_i в толерантный интервал с 95%-ной вероятностью, где жирными линиями представлены средние значения СРТУ для СШ, ОМ и ЗТВ. Для точек, полученных на

ЗТВ и ОМ проводилась совместная статистическая обработка, т.к. из рис. 3, 4 следует, что разброс экспериментальных данных по СРТУ между ЗТВ и ОМ незначителен. В табл.1 представлены значения коэффициентов уравнение Париса для исследуемого сплава и его сварного шва при частоте $f = 15$ Гц и асимметрии цикла нагружения $R = 0,1$.

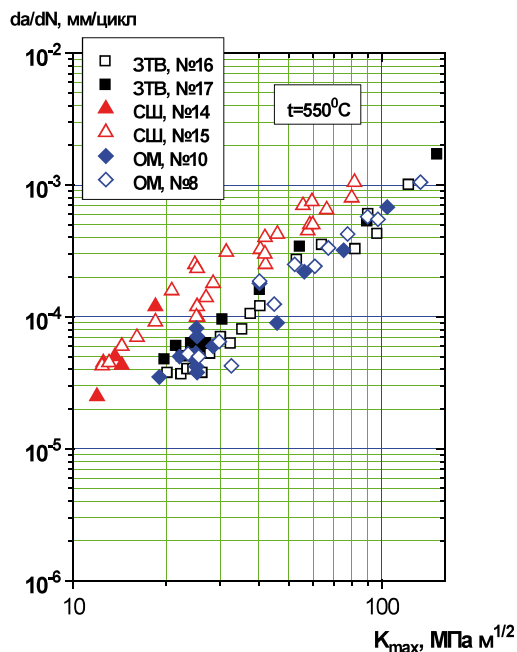


Рис.3. Результаты исследования скорости роста трещины сплава ККС при температуре 550 °С

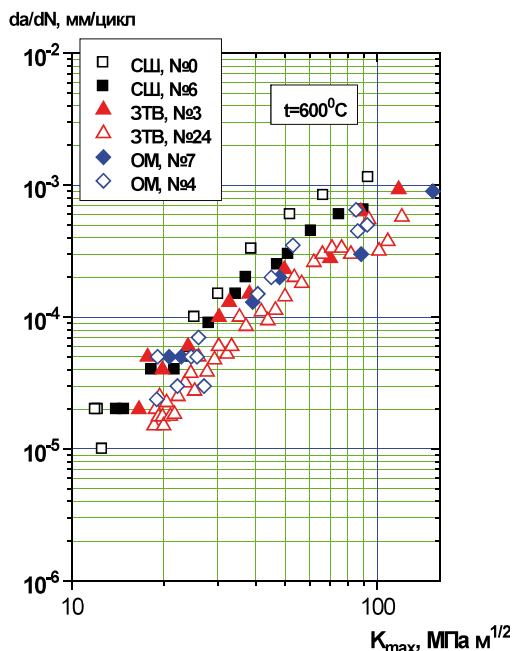


Рис. 4. Результаты исследования скорости роста трещины сплава ККС при температуре 600 °С

Значения b и A по формулам (5) и (6) определяли по 20-40 измерениям случайных величин V_i и K_i , что соответствовало реко-

мендациям [2]. Где отмечено, 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 от $5 \cdot 10^{-5}$ до 10^{-3} мм/цикл.

Из приведенных данных следует, что сопротивление развитию трещин усталости в металле СШ несколько ниже, чем в ОМ и ЗТВ, т.е. скорость роста трещины выше при температуре 550 °С примерно в три раза, а при температуре 600 °С – в два раза.

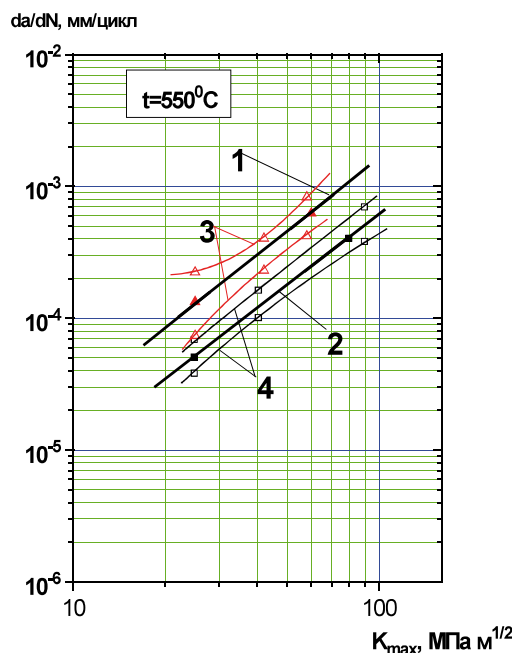


Рис. 5. Усредненные значения СРТУ диаграммы Париса: 1 – СШ, 2 – ЗТВ и ОМ; 3 – доверительные интервалы для СШ, 4 - для ОМ и ЗТВ

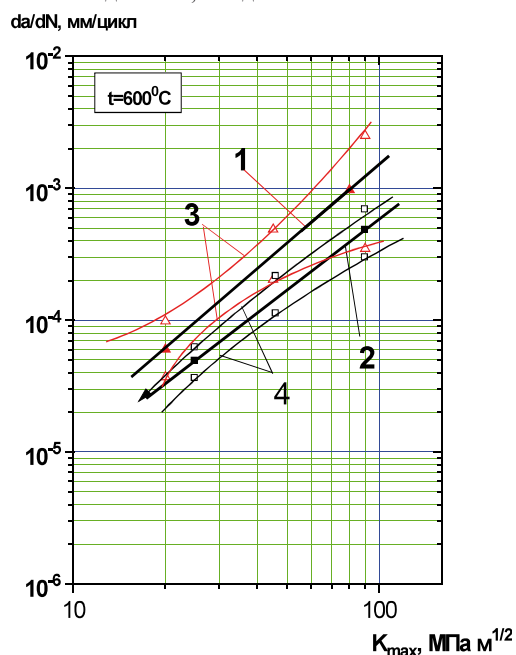


Рис. 6. Усредненные значения СРТУ диаграммы Париса: 1 – СШ, 2 – ЗТВ и ОМ; 3 – доверительные интервалы для СШ, 4 - для ОМ и ЗТВ

Таблица 1. Значения коэффициентов уравнения Париса (4)

t, °C	Локализация роста трещины на образце	b	A
550	Основной металл и зона термического влияния	1.83	3.308E-7
	Сварной шов	1.762	4.61E-7
600	Основной металл и зона термического влияния	1.78	3.078E-7
	Сварной шов	2.09	1.043E-7

Дополнительно к исследованию циклической трещиностойкости были выполнены экспериментальные исследования усталостной прочности образцов со сварным швом из этого же сплава при максимальном напряжении в цикле равном 25 кг/мм^2 , что приблизительно соответствует значению окружных напряжений в стенке ККС и ассиметрии цикла нагружения равной 0,1. Показано, что разрушение (образование трещины длиной 23 мм) образцов в сварном шве начинается примерно при 300 тысячах циклов нагружения.

Заключение

Исследования на трещиностойкость жаропрочного хромоникелевого сплава корпуса камеры сгорания авиационного газотурбинного двигателя показали, что в рабочем для этого сплава диапазоне температур скорости роста усталостных трещин в зоне термического влияния и основном металле отличаются 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.

Литература

1. ASTM E 647-00. Standard Test Method for Measurement of Fatigue Crack Growth Rates // Annual Book of ASTM Standards, vol. 03.01: Metals – mechanical testing; elevated and low-temperature tests; metallography. West Conshohocken (PA): ASTM, 2002. – С.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. – 200 с.
3. Прошин В.И. Метрология, стандартизация и сертификация. Методы обработки результатов измерений: учеб. пособие / В.И. Прошин, В.Г.Сидоров. - СПб.: Политехн. Ун-т, 2007. - 139 с.

Поступила в редакцию 01.06.2018

В.В. Покровський, В.Г. Сидяченко, В.М. Єжов, І.А. Петрик, А.В. Міхайлютенко, Ю.Г. Романенко. Вплив експлуатаційних і конструкційних чинників на швидкість росту тріщин втомі в жароміцному нікелевому сплаві корпусу камери згоряння авіаційного ГТД

Досліджено швидкість росту тріщин втомі в зоні термічного впливу, у зварному шві та в основному металі жароміцного нікелевого сплаву корпусу камери згоряння авіаційного газотурбінного двигуна при температурі експлуатації (550, 600 °C). Експерименти виконувались на плоских зразках при їх розтягуванні, товщина зразків 1,6 мм, що дорівнює товщині камери згоряння. Показано, що з урахуванням статистичної обробки експериментальних даних, за кінетикою росту тріщин втомі зона термічного впливу і основний метал мало відрізняються, а швидкість зросту тріщин втомі в зварному шві на ділянці Париса в два-три рази збільшується.

Ключові слова: швидкість росту тріщин втомі, ресурс, корпус камери згоряння, авіаційний газотурбінний двигун.

V.V.Pokrovsky, V.G.Sydiachenko, V.N.Ezhov, I.A.Petrik, A.V.Mikhaylyutenko, Yu.G.Romanenko. Effect of operating and construction factors on the fatigue crack growth rate in the heat-resistant nickel alloy of aircraft gas turbine engine combustion chamber casing

For scientific justification of operation of aviation gas-turbine engines on technical condition it is necessary to have information on the fatigue crack growth rate in material of details of engines from the initial cracks sizes to critical. This information, according to normative documents, is used at purpose of terms and volumes of carrying out scheduled tasks at maintenance of engines. Work purpose: the research fatigue crack growth rate in a high-temperature ni-base alloy of a

combustion chamber casing of the aviation gas-turbine engine taking into account operational (temperatures) and constructional (a joint weld, product thickness) factors. Experimental procedure: the studies were performed on a flat specimens on tension (plate 1.6 mm thickness) with a local cut by a standard ASTM E647 technique at temperatures of tests +550°C and +600°C. Fatigue crack growth rate was investigated in the base metal, in a joint weld and in a zone of thermal influence apart 23 mm from a joint weld. For this, a fatigue crack was initiated from a mechanically incised notch that was located in a corresponding place with respect to the welded seam: over the base metal, welded seam, and the zone of thermal influence. A linear portion of the fatigue crack growth diagrams is constructed and the coefficients of the Paris equation are obtained. Confidence intervals are also given, which illustrate the region where the results of the experiment hit the target with a probability of 95%. Conclusion: it is shown that taking into account statistical data interpretation on fatigue crack growth rate of the zone of thermal influence and the main metal differ slightly while fatigue crack growth rate in a joint weld increases in twothree times. Assessment of mechanical characteristics of studied alloy was performed, upon transition from the base metal through a zone of thermal influence to a joint weld. For this purpose were used measurements of hardness by Rockwell's method. Results showed minor change of hardness that indirectly explains small difference (in borders of a statistical error) on the fatigue crack growth rate in the base metal and a zone of thermal influence.

Key words: *fatigue crack growth rate, combustion chamber, gas turbine engine.*

References

1. ASTM E647-00. Standard Test Method for Measurement of Fatigue Crack Growth Rates. Annual Book of ASTM Standards, Vol. 03.01: metals-mechanical testing; elevated and low-temperature tests; metallography. West Conshohocken (PA): ASTM; 2002. p. 595 – 635.
2. RD 50-345-82 Metodicheskie ukazaniya. Raschety i ispytaniya na prochnost'. Metody mehanicheskikh ispytanij metallov. [RD 50-345-82 Methodical instructions. Calculations and strength tests. Methods of mechanical testing of metals. Determination of fracture toughness characteristics (fracture toughness) under cyclic loading]. Moscow, Publ. house of stand., 1983. 200 p.
3. Proshin V.I., Sidorov V.G. Metrologija, standartizacija i sertifikacija. Metody obrabotki rezul'tatov izmerenij: ucheb. Posobie [Metrology, standardization and certification. Methods of processing the results of measurements: Textbook. Allowance]. Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University, 2007. 139 p.