

## К вопросу верификации метода учета влияния выдержек в цикле на сопротивление жаропрочных материалов малоциклового усталости\*

Д. Ф. Симбирский, А. А. Брунак

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков, Украина

*Получено экспериментальное подтверждение работоспособности предложенного метода учета влияния выдержек на максимальных режимах цикла на сопротивление материала малоциклового усталости. При этом использованы результаты испытания образцов из сплава ЖС6КП при совместном действии малоциклового и повторно-статического нагружения.*

**Ключевые слова:** долговечность, малоцикловое нагружение и усталость, повторно-статическое нагружение и усталость, суммирование повреждений.

**1. Постановка задачи.** При прогнозировании малоциклового усталости (МЦУ) высоконагруженных деталей авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) в условиях многокомпонентного нагружения важным является учет влияния длительности  $\tau_B$  их работы (выдержек) на максимальном (взлетном) режиме полетного цикла. Решению этой задачи посвящены фундаментальные исследования отечественных ученых [1–5] и их последователей. Перспективными представляются также результаты исследований по оценке взаимного влияния МЦУ и повторно-статических нагружений – длительных нагружений с прерываниями, которые, на наш взгляд, заслуживают дальнейшего развития и расширения экспериментально-доказательной базы [6–9].

В связи с этим были проведены исследования предложенного ранее [10] метода суммирования повреждений материала от взаимодействующих составляющих малоциклового и повторно-статического нагружений (МЦН и ПСН соответственно), принципиальная схема которых приведена на рис. 1. Метод был проверен на деталях из жаропрочных сплавов ЖС6К при рабочей температуре 800 и 1000°C и ЭИ437Б при температуре 750°C и доведен до построения соответствующих моделей малоциклового усталости указанных материалов при различных значениях выдержек в цикле  $\tau_B$ . Для сплава ЭИ437Б было получено удовлетворительное количественное и качественное совпадение расчетных данных с экспериментальными.

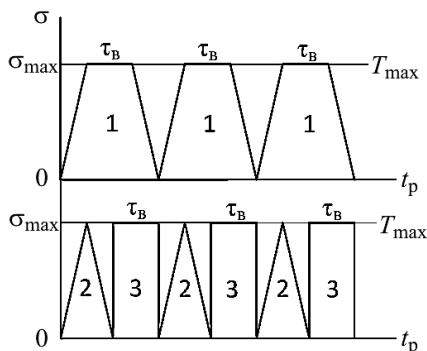


Рис. 1. Представление реального отнулевого трапециевидного полетного цикла нагружения (1) в виде суммы отнулевого треугольного цикла МЦН (2) и ПСН (3).

\* Доклад на 5-й международной научно-технической конференции “Проблемы динамики и прочности в турбомашиностроении” (Турбо-2014) (27–30 мая 2014 г., Киев).

Задача настоящего исследования заключается в подтверждении работоспособности указанного метода [10] по известным экспериментальным данным для сплава ЖС6КП [3, 11]. При этом для сравнения были использованы кривые МЦУ сплава, полученные с учетом наличия выдержек на максимальном режиме цикла ( $\sigma_{\max}, T_{\max}$ ) по результатам испытаний и расчетных исследований.

## 2. Основные положения предложенного метода.

2.1. **Закономерности повторно-статического нагружения.** Представление ПСН как длительного статического нагружения (ДСН) при повышенных температурах с  $z$  прерываниями нагружения исследовано в работах [6–9]. В их основу положено введенное в [7] понятие коэффициента  $K_z$  чувствительности материала к количеству  $z$  повторных нагружений или, другими словами, их прерываний:

$$K_z = \frac{\sigma(T, t_p)}{\sigma(T, t_{pz})}. \quad (1)$$

Здесь  $\sigma(T, t_p)$  – предел длительной прочности (ДП), определяемый из общепринятой модели:

$$\sigma(T, t_p)^{m(T)} t_p = A(T), \quad (2)$$

где  $\sigma(T, t_{pz})$  – предел ДП в случае  $z$  прерываний нагружения, определяемый из (2) при подстановке  $t_{pz}$  вместо  $t_p$ ;  $t_p = t_p(\sigma, T)$  и  $t_{pz} = t_p(\sigma, T, z)$  – время до разрушения при непрерывном и  $z$ -кратном прерывании нагружения соответственно.

В [10] было получено, что  $t_p$  и  $t_{pz}$  связаны между собой следующим приближенным соотношением:

$$t_{pz} = t_p [K_z]^{m(T)}. \quad (3)$$

На рис. 2 в качестве примера приведены известные экспериментальные зависимости  $K_z$  от  $z$  для некоторых материалов и температур  $T$ .

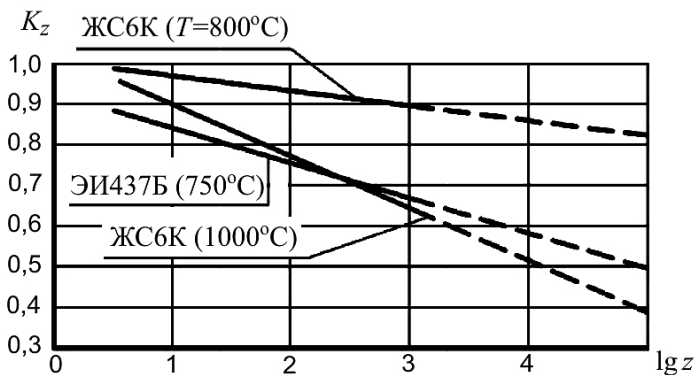


Рис. 2. Зависимость коэффициента чувствительности к прерыванию нагружения  $K_z$  от количества  $z$  повторных нагружений [4].

Во многих случаях функция  $K_z$  от  $z$  с достаточной точностью аппроксимируется линейной полулогарифмической зависимостью

$$K_z = -k_1 \lg z + k_2. \quad (4)$$

**2.2. Суммирование повреждений материала от составляющих нагрузений с учетом их взаимного влияния.** Предположим, что в рассматриваемом случае (рис. 1) суммарное повреждение  $\Pi_{\Sigma}$  может быть представлено в виде суммы повреждений от двух составляющих нагрузений:  $\Pi_{\text{МЦУ}} = z_{p\Sigma} / z_p(\sigma, T)$  (обусловлено отнулевым треугольным циклом МЦН) и  $\Pi_{\text{ПСУ}} = \tau_{\Sigma} / t_{pz}$  (вызвано ПСН с выдержками  $\tau_{\text{в}}$ , суммарная длительность которых  $t_{\Sigma} = z_{p\Sigma} \tau_{\text{в}}$ ), где  $z_{p\Sigma}$  – число треугольных циклов МЦН, или прерываний нагружения при ПСН;  $z_p(\sigma, T)$  – число треугольных циклов МЦН до разрушения;  $t_{pz}$  вызывает повторно-статическую усталость (ПСУ) материала и, принимая во внимание (3), определяется выражением  $t_{pz} = t_p [K_z]^{m(T)}$ .

Тогда условие разрушения детали, из которого можно определить ее малоцикловую долговечность  $z_{p\Sigma}$ , представим в виде

$$\begin{aligned} \Pi_{\Sigma} = \Pi_{\text{МЦУ}} + \Pi_{\text{ПСУ}} &= \frac{z_{p\Sigma}}{z_p(\sigma_{\max}, T_{\max})} + \frac{z_{p\Sigma} \tau_{\text{в}}}{t_{pz}} = \\ &= \frac{z_{p\Sigma}}{z_p(\sigma, T)} + \frac{z_{p\Sigma} \tau_{\text{в}}}{t_p(\sigma, T) [K_z]^{m(T)}} \geq 1. \end{aligned} \quad (5)$$

Решение нелинейного уравнения (5) относительно  $z_{p\Sigma}$  осуществлялось методом подбора с помощью пакета Excel. Предварительно с использованием метода половинного деления, программно-реализованного на языке C++, было получено подтверждение достаточно высокой точности метода подбора.

**2.3. Информационное обеспечение уравнения суммирования (5).** Для определения долговечности детали  $z_{p\Sigma}$  в уравнение (5) вводятся следующие исходные данные:

- 1) параметры максимального режима цикла  $\sigma = \sigma_{\max}$  и  $T = T_{\max}$ ;
- 2) продолжительность выдержек  $\tau_{\text{в}}$  на максимальном режиме;
- 3) вид материала и набор его справочных характеристик, в частности: модели ДП без и с прерываниями (ПСУ) нагружения, МЦУ для отнулевых циклов и зависимости  $K_z$  от  $z$ .

В качестве примера на рис. 3 приведены модели МЦУ, ДП и ПСУ для сплава ЖС6К при температуре  $T_{\max} = 1000^{\circ}\text{C}$ .

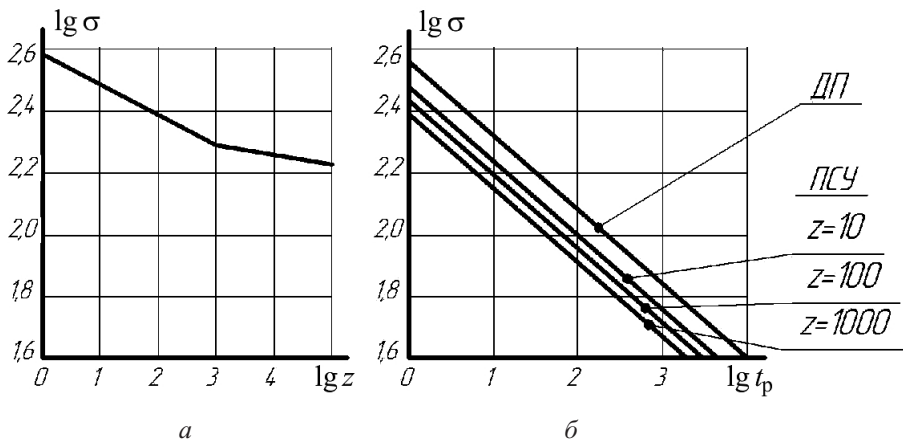


Рис. 3. Справочные данные по сплаву ЖС6К при рабочей температуре  $T_{\max} = 1000^{\circ}\text{C}$ , используемые в предложенном методе для моделей МЦУ (а), ДП, ПСУ (б).

3. **Экспериментальное подтверждение работоспособности предложенного метода.** Ниже представлены результаты анализа соответствия расчетов по предложенному методу [10] экспериментальным данным [3, 11], полученным при испытаниях образцов из сплава ЖС6КП на сопротивление циклическому термомеханическому нагружению с выдержками на максимальном режиме цикла.

Для сравнения использовали кривые МЦУ материала, полученные с учетом наличия выдержек в цикле нагружения по указанным выше способам. Трудности такого сравнения заключаются в том, что основной целью опытов [3, 11] было построение кривых долговечности сплава ЖС6КП при термомеханическом нагружении с выдержкой на максимальной амплитуде цикла, выявление их явной зависимости от величины выдержки  $\tau_B$ , а также некоторые другие задачи, напрямую не связанные с определением кривых МЦУ материала.

Кроме того, из-за отсутствия полного набора справочных данных по сплаву ЖС6КП, особенно в части зависимости  $K_z$  от  $z$  при температуре  $1000^\circ\text{C}$ , далее будут использоваться таковые по сплаву ЖС6К. Выполненное сравнение наиболее важных характеристик этих сплавов, в частности по моделям ДП и универсальной формуле Мэнсона, для указанной температуры показывает, что различие между ними не превышает 5..8%, что, по нашему мнению, оставляет тем самым выводы по данному исследованию достоверными, по крайней мере, в первом приближении.

3.1. **Исходные экспериментальные данные [3, 11].** Используются экспериментальные данные, полученные при испытаниях стандартных образцов из сплава ЖС6КП на сопротивление циклическому термомеханическому ПСН с различными выдержками  $\tau_B$  в цикле при нескольких значениях максимальных напряжений  $\sigma_{\max}$  и температуре  $T_{\max}$ . Испытания проводились в потоке продуктов сгорания авиационного топлива при синхронном изменении температуры и напряжения в цикле с полной разгрузкой после выдержки  $\tau_B$  и охлаждением до  $T_{\min} = 350^\circ\text{C}$ . Реализация задаваемых законов изменения температуры и механического нагружения (рис. 4) осуществлялась с помощью автоматизированной системы управления испытаниями.

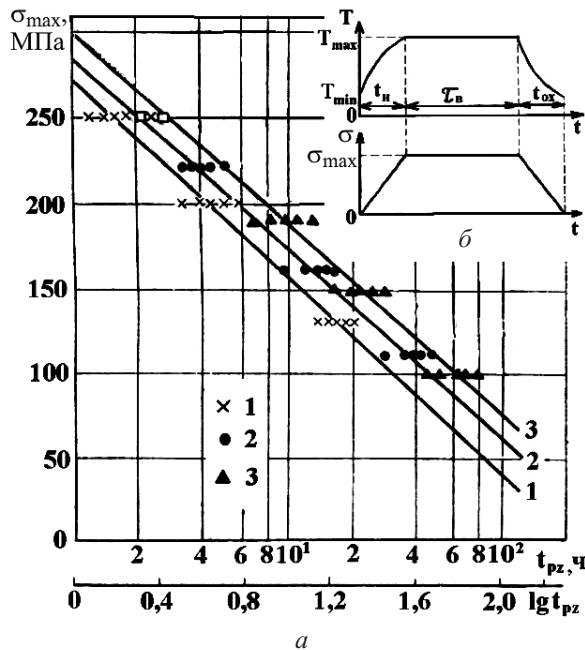


Рис. 4. Исходные экспериментальные кривые долговечности (а) и законы изменения  $\sigma$  и  $T$  (б): 1 –  $\tau_B = 0,5$  мин; 2 –  $\tau_B = 5$  мин; 3 –  $\tau_B = 60$  мин.

При испытаниях образцов использовался единый режим термоциклирования  $T_{\min} \Leftrightarrow T_{\max} = 350 \Leftrightarrow 1000^\circ\text{C}$  со скоростью нагрева и охлаждения 50 град/с. Поэтому время термоцикла без выдержки принято равным 0,5 мин. На этом режиме задавались три значения выдержек  $\tau_{\text{в}}$ : 0,5; 5 и 60 мин и для каждого  $\tau_{\text{в}}$  – по три значения максимальных напряжений  $\sigma_{\max}$ : 100, 200 и 250 МПа. Необходимо заметить, что выдержка в цикле 60 мин выходит далеко за рамки реальной для авиационных ГТД, в определенной степени приближаясь к условиям эксплуатации наземных газотурбинных установок. При этом для каждого из девяти вариантов суммарных термомеханических нагружений до разрушения доводились по пять образцов.

По результатам статистической обработки установлено [11], что полученные кривые долговечности (рис. 4) для каждого значения  $\tau_{\text{в}}$  могут быть аппроксимированы линейными функциями в логарифмическом масштабе по времени до разрушения:

$$\sigma_{\max} = A + B \lg t_p, \quad (6)$$

где  $A, B$  – коэффициенты, разные для трех величин выдержек в цикле.

**3.2. Построение моделей МЦУ сплава ЖС6К для различных выдержек  $\tau_{\text{в}}$  по предложенному методу [10].** Задача заключалась в приведении уравнения суммирования повреждений (5) к рабочей форме для сплава ЖС6К при температуре  $T_{\max} = 1000^\circ\text{C}$ . С использованием представленных на рис. 2 и 3 справочных данных по сплаву ЖС6К было получено следующее уравнение суммирования повреждений и разрушения материала:

$$\frac{z_{\text{p}\Sigma}(\sigma)^{M_i(T)}}{C_i(T)} + \frac{z_{\text{p}\Sigma}\tau_{\text{в}}\sigma^{m(T)}}{A(T)(k_2 - k_1 \lg z_{\text{p}\Sigma})^{m(T)}} = 1, \quad (7)$$

где  $M_i(T)$  и  $C_i(T)$  – параметры общеизвестной модели МЦУ  $\sigma^{M_i(T)} z_{\text{p}}(\sigma, T) = C_i(T)$ ;  $z_{\text{p}}(\sigma, T)$  – число треугольных циклов до разрушения;  $i = 1, 2$  показывает наличие двух участков кривой МЦУ (для каждого из участков соответствующие коэффициенты –  $M_i(T)$  и  $C_i(T)$ ) с перегибом кривой (рис. 3,а) примерно при  $z = 1 \cdot 10^3$  цикл;  $k_1, k_2$  – параметры аппроксимации коэффициента  $K_z$  в соответствии с (4);  $m(T), A(T)$  – параметры модели ДП материала типа (2).

В таблице приведены основные исходные данные для материала ЖС6К, а также коэффициенты аппроксимации.

#### Исходные данные для материала ЖС6К

Параметры				Коэффициенты аппроксимации $K_z$	
ДП		МЦУ		$k_1$	$k_2$
$m$	$\lg A$	$M_1$	$\lg C_1$		
3,71	9,6	10,45	27,04	0,08	0,91
		24,94	60,39		

**Примечание.** Над чертой приведены данные для первого участка, под чертой – для второго.

**3.3. Построение фрагментов экспериментальной модели МЦУ сплава ЖС6КП с учетом выдержек  $\tau_{\text{в}}$  в цикле по опытным данным [3, 11].** На рис. 4 приведены кривые долговечности сплава ЖС6КП для трех значений  $\tau_{\text{в}}$  в цикле нагружения. Каждая из кривых построена для трех различных величин  $\sigma_{\max ij}$  ( $j = 1, 2, 3$ ) и

каждому из  $i \times j = 9$  значений напряжений  $\sigma_{\max ij}$  соответствует свое значение числа циклов до разрушения  $z_{pij}$ , которое рассчитывается по экспериментальным данным в следующей последовательности:

в соответствии с вытекающей из (6) формулой

$$\lg t_{pij} = \frac{1}{B_i} (\sigma_{\max ij} - A_i),$$

где  $j = 1, 2, 3$ , определяется  $i \times j = 9$  значений времени до разрушения  $t_{pij}$  для  $i = 3$  значений выдержки  $\tau_B$  и  $j = 3$  значений  $\sigma_{\max ij}$ ;

для каждой из  $i$ -х выдержек  $\tau_{Bi}$  вычисляется длительность цикла  $t_{ци}$  по формуле

$$t_{ци} = \tau_{Bi} + 0,5 \text{ мин.}$$

Число циклов до разрушения  $z_{pij}$ , соответствующее  $i$ -й выдержке и  $ij$ -му напряжению  $\sigma_{\max}$ , рассчитывается по формуле

$$z_{pij} = \frac{t_{pij}}{t_{ци}}.$$

Таким образом, по приведенным формулам и кривым долговечности (рис. 4) были рассчитаны  $i \times j = 9$  значений точек для трех фрагментов экспериментальной МЦУ (рис. 5) с выдержками  $\tau_B$ , вид которых определен объемом и параметрами экспериментальных данных [3, 11].

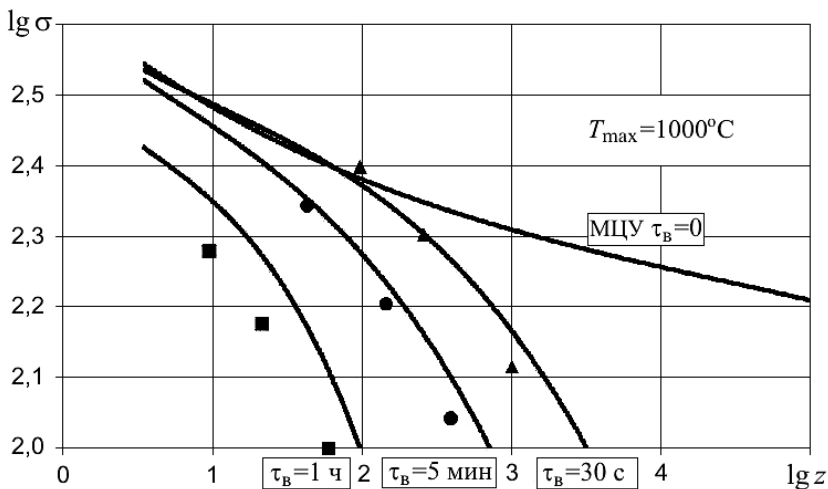


Рис. 5. Модели МЦУ с выдержками в цикле, построенные по методу [1] (сплошные линии), и их фрагменты, полученные по экспериментальным данным [3, 11] (точки).

**3.4. Сравнение экспериментальных данных с расчетными.** Анализ представленных на рис. 5 кривых МЦУ сплава ЖС6КП с выдержками  $\tau_B$ , полученных расчетным путем по предложенному методу [10], и их фрагментов, построенных по экспериментальным данным [3, 11], показывает высокую степень их совпадения, особенно для значений  $\tau_B = 0,5$  и 5 мин, реальных для максимально взлетных режимов авиационных ГТД. Для  $\tau_B = 1$  ч степень совпадения кривых приемлема, но требует расширения направлений исследования.

## Выводы

1. Подтверждена работоспособность предложенного метода учета влияния выдержек в полетном цикле авиационных ГТД на сопротивление жаропрочных материалов МЦУ с использованием результатов экспериментальных исследований.

2. Метод прогнозирования малоциклового долговечности деталей [10] основан на линейном суммировании повреждений материала деталей от взаимодействующих составляющих МЦН и ПСН путем составления и решения нелинейных уравнений (5) или (7) для сплава ЖС6КП. Область применения данного метода ограничивается диапазоном коэффициента чувствительности к прерыванию нагружения, который в настоящее время экспериментально определен до  $10^3$  цикл до разрушения (прерываний нагружения).

3. Хорошая степень соответствия между расчетными и построенными по экспериментальным данным кривыми МЦУ сплава ЖС6КП с выдержками в цикле, особенно в случае реальных значений последних, по нашему мнению, может служить подтверждением работоспособности предложенного метода [10] и основанием для его дальнейшего совершенствования и практического применения.

## Резюме

Отримано експериментальне підтвердження роботоздатності методу врахування впливу витримок на максимальних режимах циклу на опір матеріалу малоциклової утомі. При цьому використано результати дослідження зразків зі сплавом ЖС6КП за сумісної дії малоциклового і повторно-статичного навантаження.

1. Троценко В. Т., Красовский А. Я., Покровский В. В. и др. Сопротивление материалов деформированию и разрушению. В 2 т. – Киев: Наук. думка, 1994. – 702 с.
2. Гігіняк Ф. Ф., Лебедєв А. О., Шкодзінський О. К. Міцність конструкційних матеріалів при малоцикловому навантаженні за умов складного напруженого стану. – Київ: Наук. думка, 2003. – 271 с.
3. Лозицкий Л. П., Ветров А. Н., Иваненко В. А. Результаты исследования долговечности жаропрочных материалов при повторном статическом нагружении // Пробл. прочности. – 1982. – № 9. – С. 15–20.
4. Дульнев Р. А., Бычков Н. Г. Термическая усталость жаропрочных материалов при асимметричном нагружении // Там же. – 1976. – № 5. – С. 19–24.
5. Гецов Л. Б. Материалы и прочность деталей газовых турбин. В 2 кн. – Рыбинск: Изд. дом “Газотурбинные технологии”, 2010. – 611 с.
6. Кузнецов Н. Д., Цейтлин В. И. Эквивалентные испытания газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 1976. – 216 с.
7. Цейтлин В. И. Оценка прочности деталей в условиях многокомпонентного нагружения // Проектирование и доводка авиационных газотурбинных двигателей. – Куйбышев: КуАИ, 1974. – Вып. 67.
8. Цейтлин В. И., Федорченко Д. Г. Оценка циклической долговечности деталей, работающих при сложных программах нагружения // Пробл. прочности. – 1983. – № 2. – С. 13–19.
9. Ануров Ю. М., Федорченко Д. Г. Основы обеспечения прочностной надежности авиационных двигателей и силовых установок. – СПб: Изд-во СПбГПУ, 2004. – 390 с.

10. *Симбирский Д. Ф., Брунак А. А.* Модельные исследования влияния выдержек в цикле на сопротивление материала малоциклового усталости с использованием закономерностей повторно-статического нагружения // *Авиац.-косм. техника и технология.* – 2013. – № 9 (106). – С. 166–172.
11. *Иваненко В. А.* Исследование долговечности деформированного лопаточного сплава ЖС6КП при повторном статическом нагружении // *Эксплуатационная надежность авиационных газотурбинных двигателей.* – Киев: КИИГА, 1981. – С. 40–44.

Поступила 12. 01. 2015