

УДК 539.375

РАЗРАБОТКА МЕТОДОВ ОЦЕНКИ РЕСУРСА ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННОГО ГТД В УСЛОВИЯХ МНОГОКОМПОНЕНТНОГО НАГРУЖЕНИЯ

©2013 Д.Г. Федорченко

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва
(национальный исследовательский университет)

Поступила в редакцию 25.10.2013

В работе выполнен анализ существующих методов оценки запасов прочности и ресурса деталей с учетом взаимного влияния всех составляющих многокомпонентного нагружения и показано, что в современных условиях необходима их доработка. Предложена методика оценки математического ожидания величины суммарного повреждения для нормального закона распределения логарифмов времени до разрушения, созданная на основе экспериментов при использовании линейной гипотезы суммирования повреждений. Приведены экспериментальные данные, показывающие, что изменение фрактографии излома или состояния микроструктуры материала при многокомпонентном нагружении может привести к неправильным выводам по причинам дефекта. Соответственно могут приниматься и недостаточные мероприятия по устранению дефекта.

Ключевые слова: запас прочности, ресурс, многокомпонентное нагружение, долговечность, разрушение, повреждение.

Известно достаточно много методов определения запасов прочности и ресурса деталей с учетом многокомпонентности нагружения [1, 2]. Однако предлагаемые методы часто требуют проведения специальных испытаний, носят частный характер, не всегда согласуются или недостаточно подтверждены экспериментальными данными, плохо согласуются между собой или применимы только к конкретным условиям нагружения. Поэтому актуальным является разработка и совершенствование методов оценки запасов прочности и ресурса деталей с учетом взаимного влияния всех составляющих многокомпонентного нагружения.

Методы, позволяющие вести оценку ресурса деталей, работающих на различных режимах нагружения (в том числе и при многокомпонентном нагружении), можно условно разделить на три вида: методы, основанные на различных гипотезах суммирования повреждений [1], методы, основанные на диаграммах и поверхностях предельного состояния [3] и методы, основанные на многофакторном корреляционном анализе и введении коэффициентов или функций влияния дополнительных видов нагружения на долговечность при преобладающем нагружении [4].

Впервые метод расчета долговечности при изменяющихся режимах нагружения (программном нагружении) на основе гипотезы суммирования повреждений был разработан Пальмгреном применительно к расчетам долговечности

подшипников качения в 1924г, затем независимо от него и друг от друга аналогичный метод был предложен применительно к высокочастотной усталости в работах А. Майнера в 1945г и С.В. Серенсена в 1944 г. В настоящее время метод, разработанный Пальмгреном, С.В. Серенсеном и А. Майнером носит название гипотезы линейного суммирования повреждений. Под повреждением здесь подразумевается доля исчерпания ресурса, вносимая каждым отдельным режимом нагружения.

Одни из первых экспериментов по исследованию поведения материалов при программном изменении статических нагрузок и температуры в СССР были проведены в лаборатории ОАО СНТК им. Н.Д.Кузнецова под руководством Л.М. Шнеерсона и В.И. Цейтлина в 1949...1952 гг. Проведенные эксперименты не были своевременно опубликованы в открытой научной печати из-за тематики работы предприятия в то время.

В общем виде условие разрушения при нестационарном, программном или многокомпонентном нагружении можно записать как:

$$\int_0^{\tau_p} \varphi(q, t, \tau, c_i) d\tau = 1, \quad (1)$$

или в случае детерминированного нагружения:

$$\sum_{i=1}^I \varphi_i(q_i, t_i, \tau_i, c_i) = 1, \quad (2)$$

Уравнения (1) и (2) означают, что если процесс разрушения при действии нагрузок “ q_i ” про-

Федорченко Дмитрий Геннадьевич, кандидат технических наук, доцент кафедры конструкции и проектирования двигателей летательных аппаратов.
E-mail: kipdla@sau.ru

исходит во времени и зависит от уровня действующих нагрузок и сопутствующих факторов, например, температуры - t , наличия коррозионной среды и т.д. - c , т.е. имеет место зависимость, связывающая время до разрушения с уровнем нагрузок и сопутствующих факторов:

$$\tau_p = \tau(q, t, c), \quad (3)$$

то можно найти такую функцию, зависящую от уровня действующей нагрузки, времени и внешних факторов $\varphi(q, t, c)$, интеграл от которой по времени в момент разрушения величина постоянная и не зависит от уровня действующих нагрузок и характера протекания процесса нагружения.

Вид разрушения, т.е. функции, определяемой соотношением (3), в принципе может быть любым. При длительном статическом нагружении с постоянной температурой это кривая длительной прочности, например, в виде: $\sigma^m \tau = Const$, при усталостном $-\sigma^n N = Const$, и т.д. Основная проблема состоит в определении подынтегральной функции интенсивности накопления повреждений $-\varphi(q, t, c)$.

В инженерной практике наибольшее распространение получила линейная гипотеза суммирования повреждений. При многокомпонентном нагружении, характерном для деталей ГТД, условие разрушения в рамках линейной гипотезы суммирования повреждений можно записать в виде:

$$P_\tau + P_z + P_v = 1, \quad (4)$$

где $P_\tau = \sum_{i=1}^j \frac{\tau_i}{\tau_{pi}}$ – составляющая общего повреждения от действия длительных статических нагрузок;

τ_i – суммарное время работы на i -ом режиме;
 τ_{pi} – время до разрушения при непрерывной работе на i -ом режиме;

$$P_z = \sum_{j=1}^j \frac{Z_j}{Z_{pj}}$$

– составляющая общего повреждения от действия малоцикловых нагрузок;
 Z_j – количество циклов нагружения j -го вида;
 Z_{pj} – количество циклов до разрушения при нагружении j -го вида;

$$P_v = \sum_{m=1}^M \frac{N_m}{N_{pm}}$$

– составляющая общего повреждения от действия вибрационных нагрузок;
 N_m – количество циклов до разрушения m -го вида.

Линейная гипотеза суммирования повреждений не учитывает взаимного влияния различных видов нагрузок, переходов с одного уровня нагру-

зок на другой и чередования нагрузок на долговечность и поэтому может вносить определенную погрешность в расчеты. Для учета взаимного влияния различных видов и уровней нагрузок используют нелинейные гипотезы суммирования повреждений, например [4] или в рамках линейной гипотезы суммирования повреждений предлагаются различные методы корректировки величины предельного накопленного повреждения при разрушении, например, в случае усталостного нагружения [5].

В случае многокомпонентного нагружения, характерного для условий нагружения деталей ГТД, условие разрушения в рамках нелинейных гипотез суммирования повреждений часто записываются в виде:

$$\varphi(P_\tau, P_z, P_v = 1) \quad (5)$$

или в наиболее популярной форме [4] [18, 34, 35] в виде:

$$(P_\tau)^\alpha + (P_z)^\beta + (P_v)^\gamma = 1, \quad (6)$$

где α, β, γ – показатели степени, отличные от 0.

Однако, учитывая большой разброс характеристик длительной прочности, малоцикловой долговечности и сопротивления усталости, точность расчетов с использованием линейной гипотезы суммирования повреждений достаточна для инженерных расчетов [6], тем более что надежность и работоспособность конструкций оценивается с учетом нормируемых, статистически обоснованных коэффициентов запасов.

В табл. 1 приведены результаты одного из первых исследований длительной прочности стали ЭИ 388 при программном нагружении, форма которого приведена на рис. 1, выполненные в лаборатории ОАО СНТК им. Н.Д.Кузнецова в 1952 г. под руководством Л.М. Шнеерсона и В.И. Цейтлина.

Из результатов, приведенных на рис. 1 видно, что величина суммарного накопленного повреждения в проведенных испытаниях - P_Σ близка к единице.

Следует отметить, что, так как в формулы по определению величины суммарного накопленного повреждения (5), (6) входят случайные величины - t_p, Z_p или N_p , то величина суммарного повреждения, определенная по результатам экспериментов носит статистический характер и может отличаться от 1. Так, по данным [7] величина суммарного повреждения, определенная опытным путем, может находиться в пределах от 0,1 до 2,0.

Как правило, закон распределения логарифма долговечностей до разрушения при длительном статическом, малоцикловом и высокочастотном усталостном нагружениях близок к нормальному [8].

Таблица 1. Результаты исследований длительной прочности стали ЭИ 388

Результаты испытаний стали ЭИ388 при программном двухступенчатом нагружении ($t_{исп} = 800^{\circ}C$)					
Уровни напряжений при программном нагружении, σ_1/σ_2	Время до разрушения при непрерывном нагружении на ступени, τ_{p1}/τ_{p2}	Время до разрушения при нагружении на каждой ступени, τ_1/τ_2	Время до разрушения при рограммном нагружении, $\tau_{\Sigma} = \tau_1 + \tau_2$	Накопленное повреждение на каждой ступени нагружения, Π_i	Суммарное накопленное повреждение, Π_{Σ}
МПа	часы	часы	часы		
225/180	2,2/11,5	1,17/7	8,17	0,53/0,61	1,14
212,5/170	3,5/16	1,67/9,67	11,33	0,467/0,604	1,08
200/160	5,5/24	3,5/21	24,5	0,636/0,875	1,51
175/140	13,5/48	7,17/42,67	50,84	0,53/0,891	1,42
162,5/130	21,5/74	8,83/52,17	61	0,47/0,7	1,11
Среднее значение					1,25

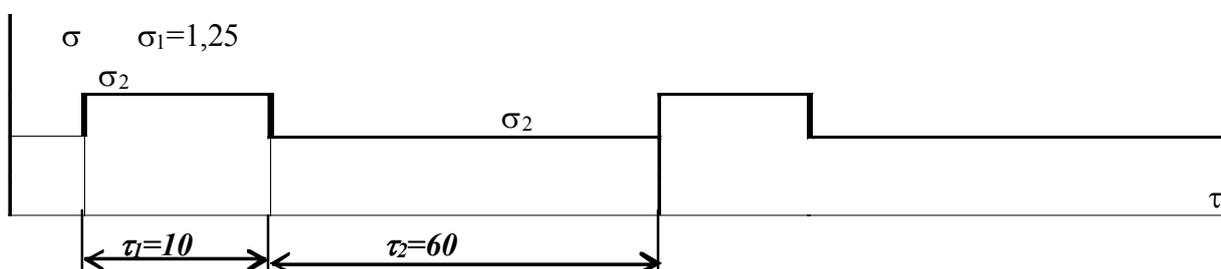


Рис. 1. Результаты испытаний стали ЭИ388 при программном двухступенчатом нагружении (температура испытания $t=800^{\circ}C$)

Анализ, выполненный автором, показывает, что при длительном или усталостном нагружении математическое ожидание величины суммарного повреждения может быть вычислено по формуле:

$$M[\Pi_{\Sigma}] = \sum_{i=1}^I \tau_i \exp(-c t_{pi} + \frac{c^2 \alpha_i^2}{2}), \quad (7)$$

где $C = \ln 10$, $a = CKO [lqt_{pi}]$ - среднеквадратичное отклонение величины логарифма долговечности на заданной ступени нагружения –

$$F(t^*) = \frac{1}{\alpha \sqrt{2\pi}} \exp(-\frac{(t^* - \bar{t}^*)^2}{2\alpha^2}); \quad t^* = \lg(t_{pi}).$$

Формула (7) получена для нормального закона распределения логарифмов времени до разрушения и определяется по ряду экспериментов при использовании линейной гипотезы суммирования повреждений.

Принимая, что величины среднеквадратичного отклонения и логарифма долговечности при простом нагружении постоянны в рассматриваемом диапазоне нагружения, формула (7) может быть переписана в виде:

$$M[\Pi_{\Sigma}] = \exp(\frac{(2,3\alpha)^2}{2}) \sum_{i=1}^I \frac{\tau_i}{\tau_{pi}}. \quad (8)$$

Из (8) видно, что математическое ожидание величины суммарного повреждения при программном нагружении, определенное с использованием гипотезы линейного суммирования по ряду экспериментальных данных, должно отличаться от единицы на величину множителя

$$G = \exp(\frac{(2,3\alpha)^2}{2}).$$

При достаточно обычных значениях величины среднеквадратичного отклонения логарифма долговечности - $a=0,3$ величина $G = 1,3$, что в целом хорошо согласуется с данными, приведенными на рис. 1.

Дисперсия величины суммарного повреждения может быть вычислена по формуле:

$$D = \sqrt{\sum_{i=1}^I [(c^2 \alpha_i^2 \exp(c^2 \alpha_i^2)) (\exp(-2,3ct^* \tau))]^2 i}.$$

В связи с тем, что эксплуатация большинства машин, и авиационных ГТД особенно, характеризуется наличием различных режимов работы, гипотезы суммирования повреждений, и в частности, гипотеза линейного суммирования, нашли широкое применение в инженерной практике для оценки ресурса и планирования ускоренных эквивалентных испытаний деталей, работающих

при случайном, программном и многокомпонентном нагружении.

Следует отметить, что использование гипотез суммирования повреждений достаточно удобно при оценках ресурса и планировании ускоренных эквивалентных испытаний деталей, работающих при программном нагружении, но вызывает определенные технические трудности при определении коэффициентов запасов прочности по действующим нагрузкам. Причиной этого является то, что отдельные составляющие суммарного повреждения, характерного для условий нагружения деталей авиационных ГТД, могут быть весьма малы, и требуют экстраполяции характеристик сопротивления усталости, длительной или малоциклового долговечности на большие базы испытаний. Особенно это относится к составляющей суммарного повреждения от вибрационного нагружения, так как уровень допустимых вибрационных напряжений в деталях ГТД мал (в несколько раз меньше предела выносливости деталей, определенного на нормируемых базах испытаний – $N = 2 \times 10^7 \dots 10 \times 10^7$ циклов). При этом составляющая суммарного повреждения от высокочастотной нагрузки с уровнем, характерным для деталей авиационных ГТД стремится к нулю, а двухчастотный цикл в методах, основанных на суммировании повреждений, вырождается в одночастотный с суммарной амплитудой нагрузки – $s_s = s_1 + s_2$ или деформаций – $e_s = e_1 + e_2$. В то же время известно, что даже весьма малые уровни вибрационных нагрузок существенно влияют на малоцикловую и длительную статическую долговечность [9]. Поэтому использование гипотез суммирования повреждений при оценках ресурса деталей, работающих при многокомпонентном нагружении, характерном для условий работы авиационных ГТД может привести к существенным ошибкам расчетов.

Здесь предпочтительными оказываются методы оценки работоспособности и долговечности, основанные на диаграммах и поверхностях предельного состояния, например метод построения обобщенных диаграмм предельного состояния при двухчастотном и многокомпонентном нагружении, предлагаемый в работах [10,11]. Этот подход является дальнейшим развитием известного в усталости метода определения предельного состояния по диаграммам предельных амплитуд при совместном действии циклических и статических нагрузок.

Методы, основанные на эмпирических подходах, введении коэффициентов или функций влияния дополнительных видов нагружения на долговечность при превалирующем нагружении позволяют оценивать долговечность при многокомпонентном нагружении в критериях долго-

вечности одного основного вида нагружения. В качестве примера такого подхода можно привести модификацию известного двучленного уравнения усталостной долговечности Мэнсона - Коффина в направлении разделения эффекта длительности, асимметрии и числа циклов нагружения в зависимости от температуры на основании закономерности Эккеля [1]:

$$2\varepsilon_a = \left(\frac{\varepsilon_\tau^t - 0,5\delta_m}{zf^{k-1}} \right)^\alpha + \frac{3,5 \sigma_{b/\tau}^t f^{k_1}}{E_t} \left(\frac{1}{zf^{k-1}} \right)^{\alpha n} \frac{1}{1 + \chi \frac{1+r}{1-r}}$$

В работе автора [12] для оценки долговечности сплава ЖС6Ф при совместном действии малоциклового и длительного статического нагружения получена зависимость:

$$\lg(Z) = j(s, t\theta, C_r, C_2, a_0, a_r, b_0, b_r, b(t\theta)),$$

где $C_r, C_2, a_0, a_r, b_0, b_r$ – эмпирические коэффициенты;

$b(t\theta)$ – эмпирическая функция, зависящая от продолжительности цикла.

Предлагаются и другие зависимости для оценки долговечности при частных видах многокомпонентного нагружения (совместного действия малоциклового и длительного статического нагружения, малоциклового и высокочастотного и др.), например [13].

Из проведенного анализа следует, что условия работы большинства деталей ГТД характеризуются многокомпонентным нагружением, т.е. совместным действием различного вида нагрузок, включающих статические нагрузки от центробежных и газовых сил при работе на стационарных режимах, вибрационные нагрузки с различной частотой, температурные напряжения. Причем указанные нагрузки носят циклический характер, обусловленный запусками и остановками двигателя, переходами с режима на режим в процессе эксплуатационного цикла. При этом каждый цикл нагружения имеет свой уровень минимальных и максимальных напряжений и температур, продолжительность и величину наложенных вибрационных нагрузок. Все эти факторы оказывают влияние на характеристики сопротивления малоциклового усталости.

Поэтому оценку ресурса и запасов прочности деталей необходимо проводить с учетом взаимного влияния всего комплекса нагрузок, действующих на деталь. Однако в настоящее время сложилась практика проводить оценку прочности

деталей авиационных ГТД отдельно по каждому из составляющих многокомпонентного нагружения. Как правило, учитывается только влияние статических напряжений на сопротивление усталости и многорежимность работы двигателя на сопротивление длительной прочности.

Такой подход оправдан статистическими значениями нормируемых коэффициентов запасов прочности, однако приводит к завышенным показателям работоспособности деталей и, соответственно, затрудняет анализ проявляющихся дефектов и истинную оценку ресурса. Однако оценки запасов прочности и ресурса деталей с учетом взаимного влияния всех составляющих многокомпонентного нагружения проводятся, как правило, факультативно.

Усложняет проблему оценки исчерпания ресурса и тот факт, что фрактография изломов при многокомпонентном нагружении может иметь вид, свойственный только одной из составляющих нагрузок, действующих на деталь.

Исследования фрактографии и микроструктуры материала при многокомпонентном нагружении проводились на материале рабочих лопаток турбины ВД после их испытаний на термовибрационном стенде комплекса поузловой доводки прочности ОАО СНТК им. Н.Д.Кузнецова. Стенд разработан и изготовлен в Институте Проблем прочности НАН Украины по техническому заданию ОАО "СНТК им. Н.Д.Кузнецова". Нагрев испытуемых лопаток осуществлялся индукционным способом, охлаждение сжатым воздухом по режиму $T=350 \leftrightarrow 1000$ °С, скорость нагрева и

охлаждения равнялись $V_{нагр} = V_{охл} = 200$ °С/сек. Вибрационное нагружение с уровнем вибрационных нагрузок $\sigma_a = 15$ МПа осуществлялось на резонансном режиме основного тона колебаний лопаток электродинамическим вибратором.

На рис. 2. приведены фрактографии изломов охлаждаемых рабочих лопаток турбины из материала ЖС6Ф монокристаллической структуры после испытаний одновременном и воздействии термоциклических и вибрационных нагрузок на термовибрационном стенде комплекса поузловой доводки прочности ГТД ОАО СНТК им. Н.Д.Кузнецова. Из сравнения фрактографий, приведенных на рис. 2. видно, что даже при наложении уровня вибрационных нагрузок существенно ниже предела выносливости (предел выносливости лопаток при симметричном цикле нагружения на базе $N = 2 \times 10^7$ ц составляет $\sigma_{-1} = 180$ МПа) фрактография излома меняется и излом становится усталостного типа [14].

При совместном действии разных видов нагрузок может меняться не только фрактография изломов, но и микроструктура материала, что показано на рис. 3.

Исследования микроструктуры материала монокристаллических лопаток турбины из сплава ЖС30 проводились подэлектронным микроскопом при увеличении $\times 10000$ после приложения термоциклических, и термоциклических с наложением вибрационных нагрузок по режиму $T = 350 \leftrightarrow 1000$ °С, $V_{нагр} = V_{охл} = 200$ °С/сек, при уровне вибрационных нагрузок $s_a = 80$ МПа

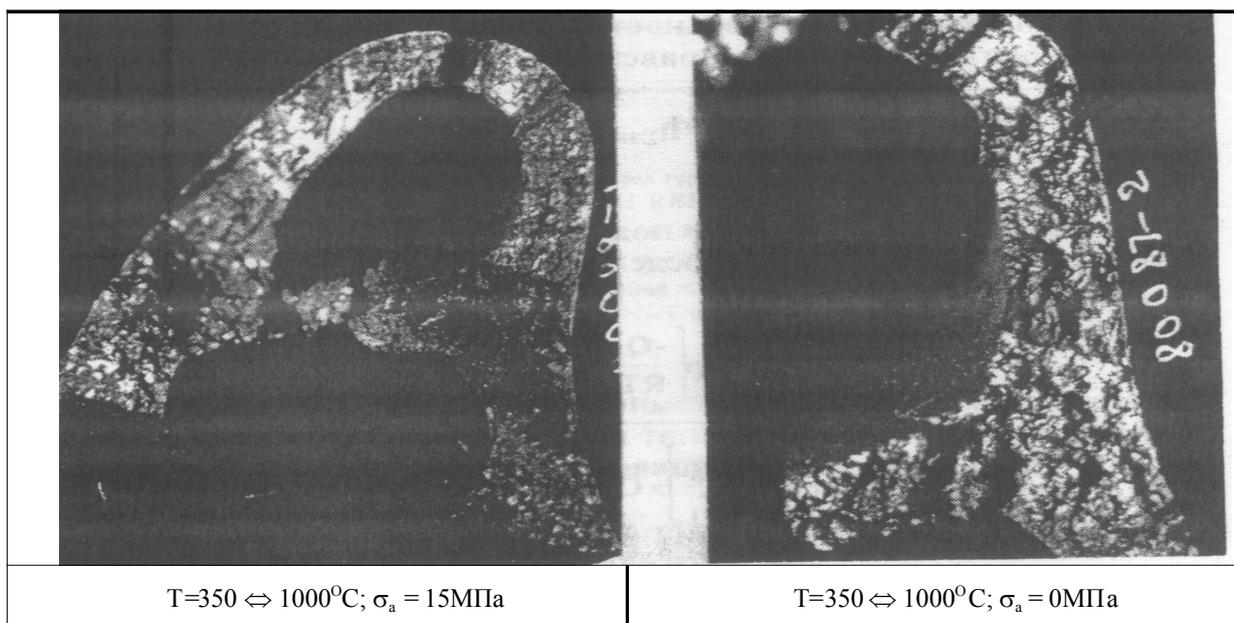


Рис. 2. Фрактографии изломов рабочих лопаток турбины из материала ЖС6-Ф монокристаллической структуры после испытаний на термовибрационном стенде при термоциклическом и совместном нагружении: термоциклическом с наложением вибрационных нагрузок

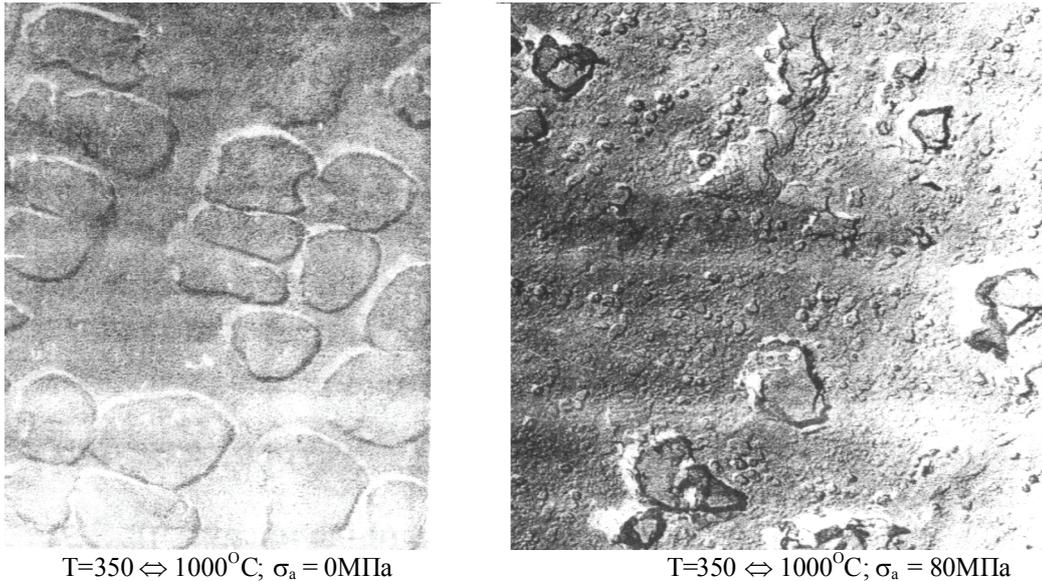


Рис. 3. Микроструктура рабочих лопаток турбины из материала ЖС30 монокристаллической структуры после испытаний на термовибрационном стенде при термоциклическом и совместном нагружении: термоциклическом с наложением вибрационных нагрузок

и показали, что состояние микроструктуры материала различно.

Из сравнения микроструктур видно, что при одинаковых температуре и суммарной продолжительности выдержек при максимальной температуре, интенсивность коагуляции и выделения вторичной, мелкодисперсной упрочняющей γ' фазы при совместном действии термоциклических и вибрационных нагрузок выше, чем при только термоциклических испытаниях.

Изменение фрактографии излома или состояния микроструктуры материала при многокомпонентном нагружении может привести к неправильным выводам по причинам дефекта. Соответственно могут приниматься и недостаточные мероприятия по устранению дефекта. Учет многокомпонентности нагружения необходим при анализе причин возникновения дефектов и разработке мероприятий по их устранению.

Однако, несмотря на взаимное влияние различных видов нагрузок при многокомпонентном нагружении, в традиционной инженерной практике запасы прочности и долговечности оценивают, как правило, отдельно по каждому виду нагружения. Общепринятых методов расчета долговечности при многокомпонентном нагружении, к настоящему времени, еще не разработано. Оценки запасов прочности и ресурса деталей с учетом взаимного влияния всех составляющих многокомпонентного нагружения проводятся, как правило, факультативно.

Учитывая, что основной характеристикой исчерпания ресурса двигателей является количество выполненных эксплуатационных циклов (осредненной характеристикой которых является

ся типовой цикл эксплуатации – ТЦЭ) то целесообразным является разработка методов оценки влияния основных эксплуатационных факторов на сопротивление малоциклового усталости.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Федорченко Д.Г. Исследования прочности дисковых материалов авиационных ГТД // В кн.: Конструкционная прочность двигателей, тез. IX Всесоюзной научно-технической конференции 13-15 сентября 1983. Куйбышев, 1983. С. 161-162.
2. О возможности пути повышения МЦ долговечности деталей ГТД за счет оптимизации формы эксплуатационного цикла нагружения / В.И. Цейтлин, Д.Г. Федорченко, И.Н. Цыткэйкин // В кн.: Конструкционная прочность двигателей, тез. докл. XII Всесоюзной научно-технической конференции 12-14 июня 1990г. Куйбышев, 1990. С. 40
3. Оптимизация программ эквивалентно-циклических испытаний / Г.П. Нагога, Д.Г. Федорченко, В.И. Цейтлин // В кн.: Конференция ЦИАМ “Всесоюзное научное совещание по проблемам прочности двигателей 23-25 апреля 1984”, тез. докл. Москва, 1984. С. 51-52.
4. Цейтлин, В.И., Федорченко Д.Г. Исследования влияния формы цикла на малоцикловую долговечность деталей ГТД // В кн.: IV Всесоюзный симпозиум “Малоцикловая усталость – механика разрушения и материалоемкость конструкций”, Краснодар, сентябрь, 1983, вып. 1. Москва, 1983. С. 181-182.
5. Расчетно-экспериментальная оценка ресурса теплозащитных покрытий лопаток турбины / Ю.М. Анунов, И.В. Курганов, Д.Г. Федорченко [и др.] // Тез. докл. конференции: Надежность механических систем 28-30 ноября 1995 г. Часть 2. Самара, 1995. С. 12-15.
6. К вопросу оценки прочности лопастей винтовентилятора перспективного ГТД: Совершенствование методов и средств стендовых испытаний ВРД и их узлов / М.Е. Колотников, С.В. Поздеев, Д.Г. Федорченко // Тез. докл.. “2-я межотраслевая научно-тех-

- ническая конференция. 17-19 января 1996 г." г. Лыткарино М.О. Лыткарино, 1995. С.313-314.
7. Конструктивно-технологические характеристики звукопоглощающих конструкций (ЗПК) канала воздухозаборника двигателя НК-93 / Д.Г. Федорченко, В.И. Максименков, М.В. Молод // Вестник СГАУ. 2006. №2 (10). С. 170-172.
 8. Федорченко Д.Г., Цыпкайкин И.Н. Исследования влияния формы цикла нагружения на малоцикловую долговечность деталей ГТД // Динамика и прочность двигателей. Тез. докл. XXVI-й Международный научно-технический конференции по динамике и прочности двигателей. Самара, 1996. С. 142.
 9. Анализ опытной эксплуатации счетчиков ресурса ГТД / Д.Г. Федорченко, И.Н. Цыпкайкин, Ю.М. Ануров // Надежность механических систем. Тез. докл. конф. 28-30 ноября 1995 г. Часть 2. Самара, 1995. С. 6-7.
 10. Astafiev V.I., Fedorchenko D.G. and Tzypkaikin I.N. Complex stress-time cycles influence on aircraft engine part fatigue strength. Proceedings of the Sixtn International Fatigue Congress 6-10 may 1996, Berlin, Germany. FATIGUE "96" Volume p. 499-504/63.
 11. Разработка алгоритма индивидуальной оценки исчерпани ресурса авиационных ГТД / Ю.М. Ануров, О.Г. Савельева, Д.Г. Федорченко [и др.] // Депон. ВИНТИ №1992-В 97 от 10.06.1997.
 12. Беляев В.В., Федорченко Д.Г. Результаты испытаний малоэмиссионной камеры сгорания // Газотурбинные технологии. 2007. Январь-февраль. С. 20-28.
 13. Особенности обеспечения надежности и большого ресурса винтовентиляторных двигателей со сверхвысокой степенью двухконтурности и редуктором / Е.А. Гриценко, С.М. Игначков, Д.Г. Федорченко // ТВФ.1999. №2-3. С. 13-20.
 14. Цейтлин В.И. Федорченко Д.Г. Оценка запасов прочности при многокомпонентном нагружении с учетом разброса свойств материала // Проблемы прочности, 1979. №9. С. 31-33.

DEVELOPMENT OF METHODS TO ASSESS THE RESOURCE DETAILS OF AVIATION TURBINE ENGINE IN MULTI-COMPONENT LOADING

©2013 D.G. Fedorchenko

Samara State Aerospace University named after Academician S.P. Korolyov
(National Research University)

In the analysis of existing methods of stock assessment of strength and resources details with the mutual influence of all components of a multi-component loading and showed that in the present conditions they need improvement. The method of estimation of the expectation of the total damage for a normal distribution of the logarithms of the time to failure, created on the basis of experiments using the linear hypothesis of damage summation. The experimental data showing that the change in fractography fracture or condition of the material microstructure in multi-component loading can lead to incorrect conclusions on the cause of the defect. Respectively, may be taken and inadequate measures to eliminate the defect.

Keywords: margin of safety, resources, multi-component loading, durability, destruction, damage