

РАСЧЕТ НА ПРОЧНОСТЬ ЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ НА ЛОПАТКАХ ТУРБИН*

*Е.Б. Качанов, докт. техн. наук (ОАО ВИЛС, e-mail:info@oavils.ru),
Ю.А. Тамарин, докт. техн. наук (СЦ «Материал», e-mail:info@aviamet.ru)*

Предложены принципы расчета на прочность защитных покрытий на лопатках турбины. В их основе лежит рассмотрение лопатки с покрытием в виде конструкции, напряженно-деформированное состояние которой зависит от сочетания физико-механических характеристик покрытия и жаропрочного сплава. Проведение расчетов позволяет правильно выбрать покрытие для лопаток и избежать непредвиденного разрушения покрытия от напряжений и деформации, возникающих в процессе работы лопаток.

Ключевые слова: лопатки турбин, защитные покрытия, напряжения, деформации, долговечность, предельная деформация, термомеханическая усталость.

Strength Analysis of Protective Coatings Applied to Turbine Blades. Ye.B. Kachanov, Yu.A. Tamarin.

Principles of strength analysis of protective coatings applied to turbine blades are offered. The principles are based on treatment of a blade with coating as a structure and on the fact that stressed-strained state of the structure depends on a combination of physico-mechanical characteristics of a coating and a superalloy. The strength analysis allows one to choose a coating for blades correctly and to avoid unforeseen coating damage caused by stresses and deformation arising in the blade service process.

Key words: turbine blades, protective coatings, stresses, deformations, durability, ultimate deformation, thermal-mechanical fatigue.

Введение

При использовании защитных покрытий для лопаток турбин возникают специфические проблемы, связанные с необходимостью обеспечения прочности и долговечности лопатки и покрытия при действии термических и механических нагрузок, появляющихся при работе турбины. Необходимо учитывать следующие факторы [1].

1. Нанесение покрытия влияет на основные механические характеристики жаропрочного сплава, из которого изготовлены лопатки.

2. Покрытие создает дополнительную центробежную нагрузку на лопатку, что может частично снизить положительный эффект применения покрытия. Наиболее важен учет этого фактора для теплозащитных покрытий.

3. Из-за различия коэффициентов термического расширения, механических и теплофизических свойств материала покрытия и

жаропрочного сплава в покрытиях возникают дополнительные термические напряжения, которые могут вызывать появление трещин либо приводить к скалыванию покрытия с поверхности лопатки.

4. В области высоких рабочих температур (>1100 °С) в горячих зонах лопаток возможно уменьшение их рабочего сечения за счет диффузионного взаимодействия между покрытием и жаропрочным сплавом.

При проектировании турбинной лопатки влияние покрытия обязательно должно учитываться. Напряжения и деформации в лопатке могут вычисляться с помощью моделей различного уровня, обычно применяемых для расчета напряженно-деформированного состояния турбинных лопаток без учета жесткости покрытия. Увеличение массы лопатки за счет нанесения покрытий должно быть учтено путем приложения дополнительной центробежной нагрузки.

* Работа была выполнена совместно с В.Г. Сундыриным.

При проведении расчетов следует учитывать влияние покрытия на механические свойства жаропрочного сплава, из которого изготовлена лопатка. Для этого в расчетах необходимо использовать результаты испытаний образцов с покрытием. При использовании теплозащитного покрытия должно быть учтено его влияние на температурное поле лопатки.

Расчет напряжений и деформаций в покрытиях

Для всех жаростойких покрытий, толщина которых существенно (в 10–20 раз) меньше толщины стенок охлаждаемых турбинных лопаток, можно допустить, что деформации покрытия целиком определяются деформациями лопатки, т.е.

$$\epsilon_{z_c} = \epsilon_z; \epsilon_{s_c} = \epsilon_s. \tag{1}$$

Здесь $\epsilon_{z_c}, \epsilon_{s_c}$ – деформации покрытия, а ϵ_z, ϵ_s – деформации поверхностного слоя лопатки, примыкающего к покрытию, соответственно в продольном направлении Z и в поперечном направлении вдоль поверхностной линии S в сечении лопатки (рис. 1).

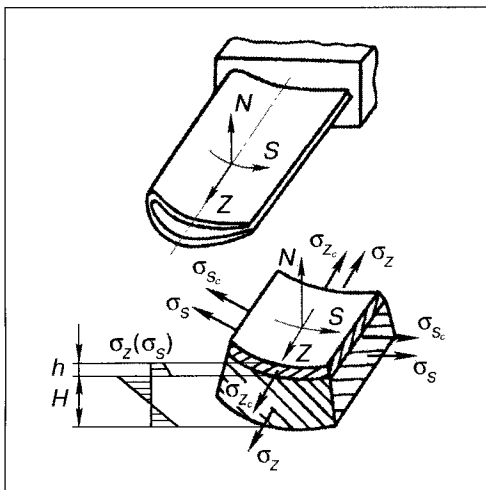


Рис. 1. Напряжения в покрытии и стенке лопатки

Деформации ϵ_z, ϵ_s в поверхностном слое лопатки определяются предварительно в результате расчета ее напряженно-деформированного состояния с использованием 1D-, 2D- или 3D-моделей, обычно применяемых для турбинных лопаток [2]. На этом этапе покрытие учитывается лишь как дополнитель-

ная масса, увеличивающая центробежную нагрузку на лопатку. При использовании 1D-модели (стержневая модель) принимается $\epsilon_s=0$.

Значения $\epsilon_{z_c}, \epsilon_{s_c}$ и ϵ_z, ϵ_s в равенствах (1) соответственно представляют собой сумму деформаций, вызываемых действующими напряжениями, и температурных деформаций покрытия и подложки.

$$\epsilon_{z_c} = \epsilon_{z_c}^f + \epsilon_c^T; \epsilon_{s_c} = \epsilon_{s_c}^f + \epsilon_c^T; \tag{2 а}$$

$$\epsilon_z = \epsilon_z^f + \epsilon^T; \epsilon_s = \epsilon_s^f + \epsilon^T, \tag{2 б}$$

где $\epsilon_{z_c}^f, \epsilon_{s_c}^f, \epsilon_z^f, \epsilon_s^f$ – деформации, непосредственно вызываемые действующими напряжениями;

ϵ_c^T, ϵ^T – температурные деформации покрытия и подложки.

Температурные деформации ϵ_c^T, ϵ^T рассчитывают исходя из соответствующих коэффициентов термического расширения материалов покрытия и жаропрочного сплава.

$$\epsilon_c^T = \alpha_{T_c} (T - T_0); \epsilon^T = \alpha_T (T - T_0), \tag{3}$$

где T – температура поверхности лопатки; T_0 – условная начальная температура; α_{T_c} и α_T – соответственно средние значения коэффициента линейного расширения материала покрытия и лопатки в диапазоне температур $T - T_0$.

В качестве начальной температуры T_0 используют температуру, при которой температурные напряжения в покрытии и лопатке отсутствуют. Как правило, это температура нанесения покрытия или высокотемпературного отжига лопатки с покрытием.

Кроме деформаций, указанных выше, в покрытии возникает также деформация ϵ_{n_c} в направлении нормали n к поверхности лопатки (см. рис. 1), которую также необходимо учитывать в расчете.

Деформация покрытия ϵ_{n_c} может быть определена из выражения

$$\epsilon_{n_c} = -\frac{\mu_c^*}{1 - \mu_c^*} (\epsilon_z + \epsilon_s) + \frac{1 + \mu_c^*}{1 - \mu_c^*} \alpha_{T_c} (T - T_0), \tag{4}$$

где μ_c^* – коэффициент Пуассона материала покрытия при его упругопластическом деформировании;

Пластические деформации учитывают в результате серии расчетов упругих деформаций с помощью метода последовательных приближений, рассмотренного в работе [3].

Если использовать обычную деформационную теорию пластичности, то формула для определения μ_c^* будет иметь следующий вид:

$$\mu_c^* = \frac{\chi_c(1 + \mu_c) - (1 - 2\mu_c)}{2\chi_c(1 + \mu_c) - (1 - 2\mu_c)}, \quad (5)$$

где μ_c – коэффициент Пуассона покрытия при его упругом деформировании;

χ_c – параметр пластичности.

$$\chi_c = \frac{3E_c}{2(1 + \mu_c)E_c^s}, \quad (6)$$

где E_c – модуль упругости покрытия;

E_c^s – так называемый «секущий» модуль для материала покрытия;

$$E_c^s = \frac{\sigma_{ic}}{\varepsilon_{ic}}, \quad (7)$$

где $\sigma_{ic}, \varepsilon_{ic}$ – соответственно интенсивности напряжений и деформаций в покрытии.

Интенсивность деформаций в покрытии, если учесть (1), определяется выражением

$$\varepsilon_{ic} = \frac{\sqrt{2}}{3} \sqrt{(\varepsilon_s - \varepsilon_z)^2 + (\varepsilon_z - \varepsilon_{nc})^2 + (\varepsilon_s - \varepsilon_{nc})^2}. \quad (8)$$

В этом выражении неизвестной является только деформация покрытия ε_{nc} . Для определения ε_{nc} , а, следовательно, и ε_{ic} может быть использован итерационный метод переменных параметров упругости, изложенный в работе [2].

При циклическом нагружении размах интенсивности деформаций в покрытии может быть оценен с помощью формулы:

$$\Delta\varepsilon_{ic} = \left| \text{sign}(\varepsilon_{1c}^{\max}) \varepsilon_{ic}^{\max} - \text{sign}(\varepsilon_{1c}^{\min}) \varepsilon_{ic}^{\min} \right|, \quad (9)$$

где $\varepsilon_{ic}^{\max}, \varepsilon_{ic}^{\min}$ – соответственно максимальное и минимальное значения интенсивности деформаций в покрытии для всего цикла нагружения;

$\text{sign}(\varepsilon_1^{\max}), \text{sign}(\varepsilon_1^{\min})$ – знаки наибольшей главной деформации ε_1 соответственно для мак-

симального (ε_{ic}^{\max}) и минимального (ε_{ic}^{\min}) значений интенсивности деформаций покрытия.

Напряжения в покрытии при его упруго-пластическом деформировании могут быть при необходимости оценены с помощью приближенных формул:

$$\sigma_{z_c} \approx \eta \left[\frac{E_c^*}{1 - \mu_c^*} (\varepsilon_z - \mu_c^* \varepsilon_s) + \frac{E_c^* \alpha_{Tc} (T - T_0)}{1 - \mu_c^*} \right]; \quad (10)$$

$$\sigma_{s_c} \approx \eta \left[\frac{E_c^*}{1 - \mu_c^*} (\varepsilon_s - \mu_c^* \varepsilon_z) + \frac{E_c^* \alpha_{Tc} (T - T_0)}{1 - \mu_c^*} \right].$$

Здесь

$$E_c^* = \frac{3E_c}{2(1 + \mu_c)\chi_c + 1 - 2\mu_c} - \text{приведенный модуль упругости в деформационной теории пластичности, который также вычисляется в процессе последовательных приближений, описанной в работе [2];}$$

где η – коэффициент, учитывающий жесткость на растяжение покрытия $E_c h$;

$$\eta = \frac{1}{1 + \frac{E_c h}{EH}}, \quad (11)$$

h – толщина покрытия;

H – толщина стенки лопатки.

При упругом деформировании покрытия в выражениях (5), (10) следует принять $E_c^* = E_c$, $\mu_c^* = \mu_c$. В этом случае расчет выполняется один раз без использования процесса последовательных приближений.

С помощью описанной модели могут быть вычислены упругопластические деформации и напряжения в защитном покрытии для любых точек поверхности лопатки при переходных и установившихся режимах. Это позволяет определить размах упругопластических деформаций в покрытии при циклическом термомеханическом нагружении лопатки.

Погрешность вычислений для данной модели применительно к упругим деформациям составляет

$$\delta \approx \frac{E_c h}{EH} 100 \%. \quad (12)$$

Обычно для защитных покрытий $\delta < 2-5 \%$.

При пластическом деформировании покрытия эта погрешность имеет существенно меньшую величину.

Корректировка величины центробежной нагрузки, действующей в лопатке

Нанесение покрытия приводит к увеличению значений центробежной нагрузки, действующей на лопатку.

Величина суммарной центробежной нагрузки на лопатку с учетом массы покрытия в некотором заданном поперечном сечении лопатки может быть оценена с помощью приближенной формулы:

$$N = \beta N_0, \tag{13}$$

где N_0 – центробежная нагрузка в заданном поперечном сечении лопатки без учета массы покрытия;

β – коэффициент влияния массы покрытия на центробежную нагрузку в лопатке;

$$\beta \approx \left[1 + \frac{\rho_c h}{\rho H} \frac{1 + \frac{E_c h}{EH}}{1} \right]^{(*)}, \tag{14}$$

где ρ_c, ρ – плотности материалов покрытия и лопатки соответственно.

Индекс (*) в (14) означает, что использованы средние по высоте лопатки значения параметров, входящих в эту формулу.

Выражения (13), (14) получены из рассмотрения стенки лопатки с покрытием как системы двух стержней с различной жесткостью на растяжение EH и $E_c h$ при их совместном упругом деформировании, когда деформация этих стержней одинакова (рис. 2).

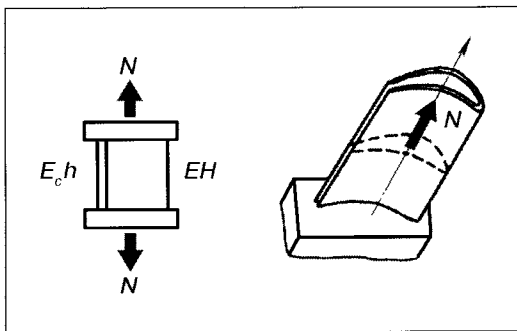


Рис. 2. Центробежная сила в лопатке с покрытием

Если $\beta < 1$, то, согласно выражению (14), напряжения в лопатке с покрытием от действия центробежной нагрузки будут меньше, чем в лопатке без покрытия. Это случай «жесткого» покрытия.

Если $\beta > 0$, то материал лопатки подгружается дополнительной центробежной нагрузкой, связанной с массой покрытия. Это случай «мягкого» покрытия, характерный для жаростойких металлических покрытий при их пластическом деформировании.

Если $\beta = 1$, то вся дополнительная центробежная нагрузка, вызываемая массой покрытия, воспринимается самим покрытием. Это случай «нейтрального» покрытия, характерный для жаростойких металлических покрытий при их упругом деформировании, а также частично для керамических слоев ТЗП, если в этих слоях не появилась развитая сетка трещин.

Действительно, для того чтобы выполнялось условие $\beta \leq 1$, при котором не происходит нежелательной дополнительной нагрузки лопатки, необходимо, как следует из (15), выполнение условия

$$\frac{\rho_c}{\rho} \leq \frac{E_c}{E}. \tag{15}$$

При развитии пластическом деформировании жаростойкого покрытия, при котором $E_c = E_c^s \leq E(\rho_c : \dots)$, а также для теплозащитного покрытия при наличии сетки трещин в керамическом слое, когда можно принять $E_c = 0$, условие (5) не выполняется.

В этом случае

$$\beta \approx 1 + \frac{\rho_c h}{\rho H} > 1,$$

то есть покрытие дополнительно нагружает материал лопатки.

Приведенные зависимости (14), (15) могут быть использованы для корректировки величины центробежной нагрузки в лопатке с учетом реальных упругопластических свойств и толщины покрытия при выполнении расчетом напряжений и деформаций в лопатке.

Оценка долговечности покрытий

Одним из распространенных видов повреждения защитных покрытий на лопатках

турбин является появление отдельных трещин либо сетки многочисленных трещин в покрытии (фрагментация), близко расположенных друг относительно друга. Указанные повреждения покрытий возникают, как правило, после длительной работы при циклических теплосменах. Однако в отдельных случаях возможно появление трещин в покрытиях и при незначительной циклической наработке (10–100 циклов). Это обычно связано с неудачным подбором покрытия по его физико-механическим свойствам. Для оценки работоспособности покрытий в условиях термоциклического нагружения могут быть приняты следующие критерии.

Критерий предельной деформации

Для защитных алюминидных покрытий характерно резкое изменение пластичности в рабочем диапазоне температур лопатки 20–1100 °С. Интервал температур хрупковязкого перехода, в котором происходит резкое изменение свойств пластичности и прочности, зависит от химического состава и структуры покрытия. Если в диапазоне температур пониженной пластичности в покрытии возникают значительные термические напряжения, обусловленные различием термических коэффициентов линейного расширения (ТКЛР) материалов покрытия и подложки, то это может приводить к растрескиванию покрытия при небольшом числе циклов нагружения (~10–100 циклов). В этом случае механизм

разрушения имеет статический (или квазистатический) характер.

В качестве критерия работоспособности покрытия может быть использован критерий предельной деформации

$$\epsilon_{ic} < \delta_c \tag{16}$$

где δ_c – пластичность покрытия;

ϵ_{ic} – интенсивность деформации в покрытии.

Условие (16) целесообразно проверять на режимах охлаждения лопатки при температурах поверхности, меньших температуры хрупковязкого перехода материала покрытия. В этом случае пластичность покрытия минимальна, а термические напряжения в покрытии, обусловленные различием значений ТКЛР материалов покрытия и лопатки, могут быть максимальными. При этом в конденсированных покрытиях термические напряжения обычно оказываются растягивающими, а в диффузионных покрытиях – сжимающими. На рабочих режимах при температурах лопатки 1000–1100 °С термические напряжения в покрытиях практически отсутствуют.

В качестве примера на рис. 3 представлены зависимости от температуры интенсивности деформаций ϵ_{ic} и пластичности δ_c для двух конденсированных покрытий – Ni20Cr5AlY и Ni20Cr12AlY, нанесенных на лопатку из сплава ЖС6ФНК с направленной кристаллизацией. Температура окончательного отжига после нанесения покрытий составляла 1050 °С.

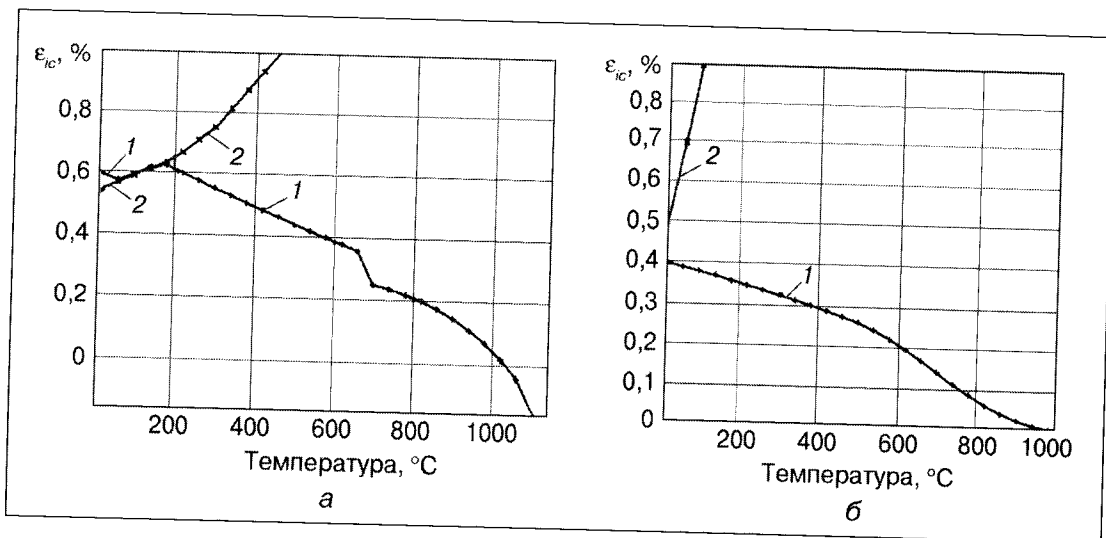


Рис. 3. Интенсивность деформаций ϵ_{ic} (1) и пластичность δ_c (2) в покрытиях Ni20Cr5AlY (а) и Ni20Cr12AlY на лопатке, равномерно нагретой до температуры T

Из рис. 3 следует, что покрытие Ni20Cr12AlY является более предпочтительным по критерию предельной деформации (16), чем покрытие Ni20Cr5AlY, несмотря на то что последнее является более пластичным. Действительно, кривые 1 и 2 на рис. 3, а совпадают при $T < 180$ °С. Это означает, что условие (16) для покрытия Ni20Cr5AlY не выполняется, т.е. существует вероятность возникновения трещин в покрытии при незначительном количестве циклов нагружения. Напротив, для покрытия Ni20Cr12AlY кривые 1 и 2 на рис. 3, б расположены далеко друг от друга и не пересекаются во всем диапазоне температур, т.е. условие (16) выполняется с достаточным запасом.

Основная причина, вследствие которой покрытие Ni20Cr5AlY оказывается, несмотря на его достаточно высокую пластичность, склонным к образованию трещин, заключается в неблагоприятном сочетании ТКЛР этого покрытия и материала лопатки, в результате чего возникают высокие термические напряжения и деформации в покрытии. Таким образом, покрытие Ni20Cr5AlY может не тормозить, а провоцировать появление трещин на поверхности лопатки.

Критерий термомеханической усталости

При длительной циклической наработке в покрытиях на турбинных лопатках могут появляться сетки мелких трещин (фрагментация), имеющих характер малоциклового термомеханической усталости. Критерий долговечности покрытия применительно такому типу повреждения может быть представлен в следующем виде [4–6]:

$$N < N_{RC} \quad (17)$$

где N – число циклов нагружения;

N_{RC} – число циклов до появления трещин в покрытии при заданных условиях циклического нагружения.

Для экспериментального определения характеристики термомеханической усталости покрытия N_{RC} может быть применен подход, основанный на определении числа циклов нагружения образцов с нанесенным покрытием при их испытаниях на термомеханическую усталость до появления первых трещин в

покрытии. В результате может быть получена экспериментальная кривая TMF для образца с покрытием.

$$\Delta \epsilon = \Delta \epsilon (N_{RC}),$$

где $\Delta \epsilon$ – размах деформаций образца в цикле нагружения.

При термомеханическом циклическом нагружении образца с покрытием размах интенсивности деформаций в покрытии, в котором имеет место плоское напряженное состояние, может быть представлен в виде суммы механической составляющей $\Delta \epsilon_{ic}^M$, обусловленной действием приложенной к образцу внешней механической нагрузки и температурной составляющей $\Delta \epsilon_{ic}^T$, вызванной различием ТКЛР материалов покрытия и лопатки при циклических нагревах и охлаждениях образца:

$$\Delta \epsilon_{ic} \approx \Delta \epsilon_{ic}^M + \Delta \epsilon_{ic}^T \quad (18)$$

Если для условий развитого пластического деформирования образца и покрытия приближенно принять $\mu = \mu_c = \mu_c^* = 1/2$ (где μ – коэффициент Пуассона материала образца), то из выражений (1–9) получим

$$\Delta \epsilon_{ic}^M = \Delta \epsilon; \quad (19)$$

$\Delta \epsilon_{ic}^T = 2[\Delta \alpha_T (T_{max}) (T_{max} - T_0) - \Delta \alpha_T (T_{min}) (T_{min} - T_0)]$,
где T_{min} , T_{max} – минимальная и максимальная температуры цикла;

$$\Delta \alpha_T (T_{max}) = \alpha_T (T_{max}) - \alpha_{Tc} (T_{max});$$

$$\Delta \alpha_T (T_{min}) = \alpha_T (T_{min}) - \alpha_{Tc} (T_{min}).$$

Если в интервале температур $T_{min} - T_{max}$ приближенно принять

$$\Delta \alpha_T (T_{min}) \approx \Delta \alpha_T (T_{max}) = \alpha_T - \alpha_{Tc} \approx \text{const},$$

то формула (19) будет иметь более простой вид:

$$\Delta \epsilon_{ic} = 2 \Delta \alpha_T \Delta T,$$

где

$$\Delta \alpha_T = \alpha_T - \alpha_{Tc}; \quad \Delta T = T_{max} - T_{min}.$$

В результате общий размах упругопластических деформаций в покрытии при неизо-термическом нагружении

$$\Delta \epsilon_{ic} \approx \Delta \epsilon + 2 \Delta \alpha_T \Delta T.$$

При упругом деформировании образца и покрытия, если использовать условие $\mu = \mu_c \approx 0,3$,

$$\Delta \epsilon_{ic} \approx 0,877 \Delta \epsilon + 1,24 \Delta \alpha_T \Delta T.$$

Таким образом, если существует экспериментальная кривая термомеханической усталости образца с покрытием: $\Delta \epsilon = \Delta \epsilon(N_{RC})$, то с помощью зависимостей (18, 19) может быть построена кривая МЦУ: $\Delta \epsilon_{ic} = \Delta \epsilon_{ic}(N_{RC})$ для размахов интенсивности деформаций покрытия, которая может быть непосредственно использована в сочетании с рассмотренной ранее моделью напряженно-деформированного состояния покрытия для предсказания его долговечности.

На рис. 4 представлены результаты испытаний термомеханической усталости (при $\Delta \epsilon = \text{const}$) стандартных круглых образцов диаметром 6,5 мм с покрытием Ni10Cr17AlY. Образцы с равноосной структурой отлиты из сплава ЖС6У. Нанесение покрытия снижает долговечность образцов при испытаниях на воздухе в 1,5–2 раза в зависимости от величины размаха деформаций образца $\Delta \epsilon$. На этом же рисунке приведена зависимость $\Delta \epsilon = \Delta \epsilon(N_{RC})$ для покрытия Ni10Cr17AlY, построенная по результатам определения числа циклов до появления в покрытии первой трещины длиной 0,5 мм. Такая трещина возникает в покрытии приблизительно в 2–3 раза раньше, чем происходит разрушение образца с покрытием.

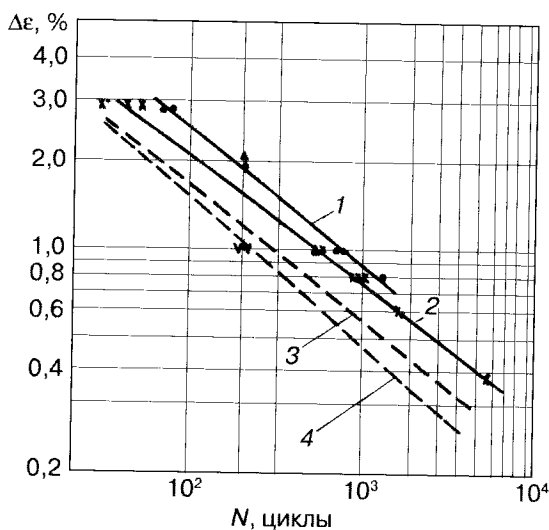


Рис. 4. Термомеханическая усталость при жестких циклах нагружения ($\Delta \epsilon = \text{const}$) образцов сплава ЖС6У ($T=100 \leftrightarrow 950$ °C, $t=1,5$ мин):

1 – без покрытия; 2 – с покрытием Ni10Cr17AlY (~80 мкм); 3 – с покрытием Ni10Cr17AlY до появления первой трещины (0,5 мм); 4 – расчетная зависимость $\Delta \epsilon_{ic} = \Delta \epsilon_{ic}(N_{RC})$

Рассчитанная зависимость долговечности покрытия Ni10Cr17AlY от размаха интенсивности деформаций в нем $\Delta \epsilon_{ic} = \Delta \epsilon_{ic}(N_{RC})$ (см. рис. 4, линия 4) получена с помощью формул (18, 19) из экспериментальной зависимости $\Delta \epsilon = \Delta \epsilon(N_{RC})$. Она может быть использована для предсказания термомеханической долговечности данного покрытия, если при определении напряженно-деформированного состояния покрытия используется метод расчета, приведенный выше.

Для приближенных оценок циклической долговечности защитных покрытий, когда экспериментальные данные для покрытий отсутствуют, могут быть использованы эмпирические зависимости, используемые для сплавов. В частности, с этой целью может быть использована формула Мэнсона [7], которая применительно к покрытию имеет следующий вид:

$$\Delta \epsilon = \frac{3,5 \sigma_{bc}}{E_c} N_{RC}^{-0,12} + \left[\ln \left(\frac{1}{1 - \psi_c} \right) \right]^{0,6} N_{RC}^{-0,6}, \quad (20)$$

где $\sigma_{bc} = \sigma_{bc}(T)$ – предел прочности материала покрытия;

$\psi_c = \frac{\sigma_c}{1 + \sigma_c}$ – параметр пластичности покрытия (поперечное сужение при разрыве).

Использование формулы Мэнсона позволяет лишь приблизительно оценить число циклов до появления трещин в покрытии. Вместе с тем эта формула оказывается достаточно удобной при сравнительных расчетах оценках циклической долговечности покрытий на предварительном этапе выбора покрытий, которые бы наиболее соответствовали заданной лопатке по критерию термомеханической усталости (17).

В качестве примера, показаны результаты расчета упругопластического напряженно-деформированного состояния различных конденсированных покрытий, нанесенных на турбинную лопатку (рис. 6–8). Их циклическая долговечность оценена с помощью формулы Мэнсона (рис. 9).

Лопатка с направленной кристаллизацией отлита из сплава ЖС6ФНК, расчет выполнен для среднего поперечного сечения лопатки

на двух стационарных режимах с минимальной и максимальной температурой газа (рис. 5).

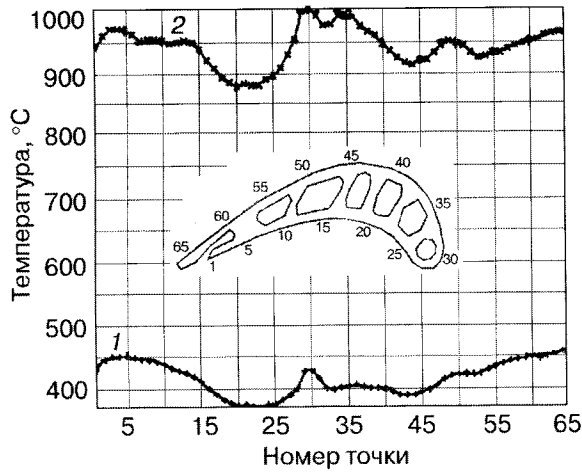


Рис. 5. Температура поверхности лопатки при минимальной T_{min} (1) и максимальной T_{max} (2) температурах газа

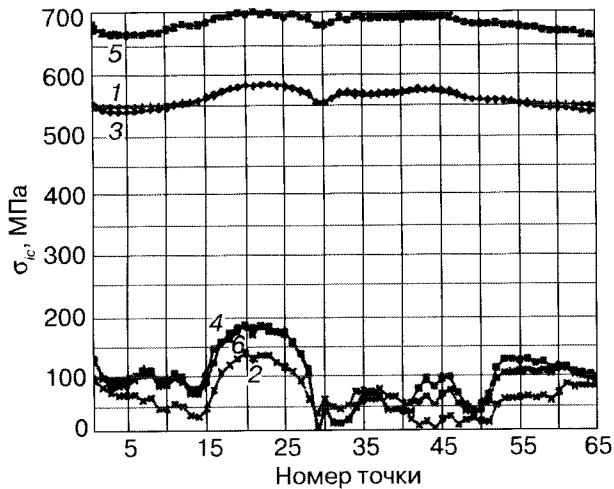


Рис. 6. Интенсивность напряжений σ_{ic} в покрытиях при минимальной (1, 3, 5) и максимальной (2, 4, 6) температурах газа:

1, 2 – покрытие Ni20Co20Cr12AlY; 3, 4 – покрытие Ni20Cr12AlY; 5, 6 – покрытие Ni8Co20Cr12AlY

Размах интенсивности деформаций в покрытиях определяется как разность интенсивностей деформаций покрытия на режимах с минимальной и максимальной температурой газа по формуле (9). Напряжения и деформации в самой лопатке вычисляли на основе использования модели обобщенного плоского деформированного состояния и метода конечных элементов с учетом анизотропии механических свойств материала лопатки с направленной кристаллизацией.

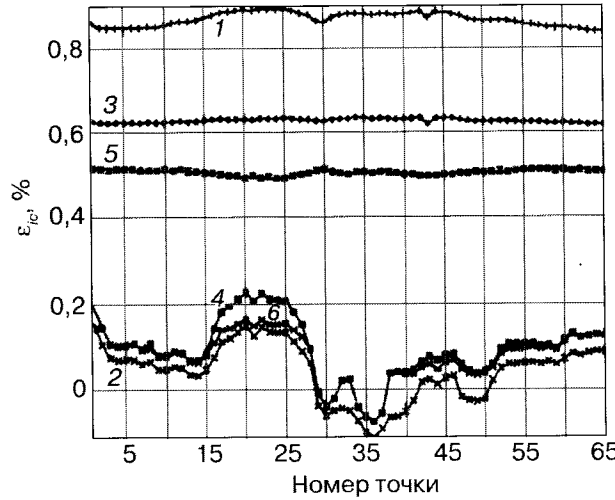


Рис. 7. Интенсивность деформаций ϵ_{ic} в покрытиях при минимальной (1, 3, 5) и максимальной (2, 4, 6) температурах газа:

1, 2 – покрытие Ni20Co20Cr12AlY; 3, 4 – покрытие Ni20Cr12AlY; 5, 6 – покрытие Ni8Co20Cr12AlY

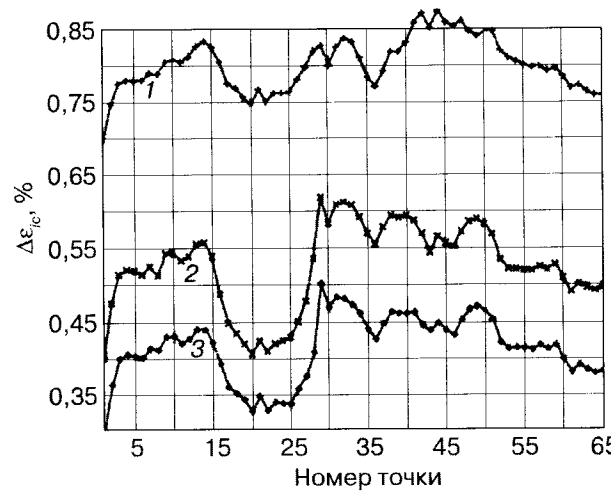


Рис. 8. Размах интенсивности деформаций $\Delta\epsilon_{ic}$ в покрытиях при термоциклическом нагружении лопатки:

1 – покрытие Ni20Co20Cr12AlY; 2 – покрытие Ni20Cr12AlY; 3 – покрытие Ni8Co20Cr12AlY

Наименьшая расчетная циклическая долговечность покрытий соответствует точкам 27–50 наружной поверхности лопатки. Наилучшими с точки зрения циклической долговечности для данной лопатки являются покрытия Ni20Cr12AlY и Ni8Co20Cr12AlY, имеющие близкие минимальные расчетные значения их циклической долговечности: для Ni20Cr12AlY $N_{Rcmin} = 3100$ циклов, для Ni8Co20Cr12AlY $N_{Rcmin} = 3800$ циклов.

Результаты испытаний лопаток с покрытиями Ni20Co20Cr12AlY и Ni20Cr12AlY на двига-

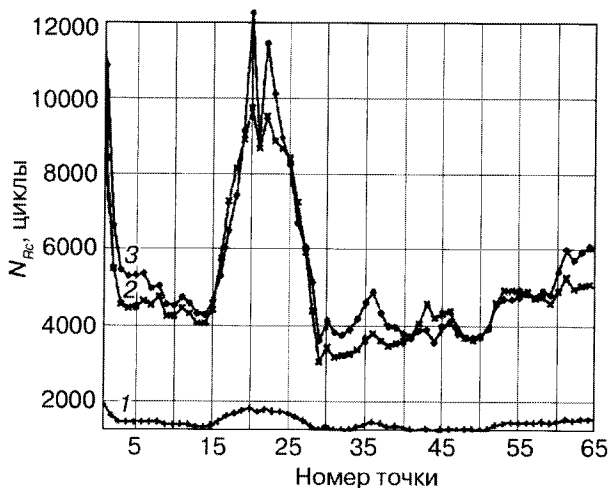


Рис. 9. Расчетное число циклов до разрушения N_{Rc} покрытий при термоциклическом нагружении лопатки: 1 – покрытие Ni20Co20Cr12AlY; 2 – покрытие Ni20Cr12AlY; 3 – покрытие Ni8Co20Cr12AlY

теле подтвердили полученные расчетным путем выводы. Через 80 ч испытаний двигателя на лопатках с покрытием Ni20Co20Cr12AlY появлялось множество трещин фрагментации,

а на лопатках с покрытием Ni20Cr12AlY не наблюдали появления трещин вплоть до 380 ч испытаний.

Как следует из рис. 9, значения долговечности покрытия в различных точках поверхности лопатки значительно различаются между собой, что связано с различными напряжениями, деформациями и температурами в этих точках. В связи с этим расчеты долговечности покрытий можно проводить только для наиболее нагруженных точек поверхности лопатки.

Выводы

1. Предложены принципы расчета напряженно-деформированного состояния защитных покрытий на лопатках турбин.
2. Проведение расчетов позволяет оценить долговечность покрытий в условиях воздействия напряжений, деформаций, термических циклов, которым подвергается лопатка турбины в условиях эксплуатации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Tamarin Y.A. Protective Coatings for Turbine Blades. ASM International, 2002. – 247 p.
2. Kostege V.K., Khalturin V.A., Sundyrin V.G. Mathematical Models of Gas Turbine Engines and Their Components, Advisory Group for Aerospace Research and Development AGARD-LS-198, NATO, December 1994, France.
3. Биргер И.А., Шорп Б.Ф. Термическая усталость деталей турбин. – М.: Машиностроение, 1975. – 455 с.
4. Nozhnitsky Y.A., Doulnev R.A., Sundyrin V.G. Damage Mechanisms for Thermomechanical Fatigue of Aircraft Engines Material//81st Meeting of the AGARD SMP (Banff, Canada), 2–4 Oct. 1995, and published in CP-559.
5. Tamarin Y.A., Kachanov E.B., Sundyrin V.G. Gas Corrosion and Thermal Fatigue of Protective Coatings for Turbine Blades//Proc. Intern. Symp. High Temp. Corr. Prot., June 26–30, 1990, Shenyang, China.
6. Tamarin Y.A., Sundyrin V.G., Bichkov N.G. Thermo-Mechanical Fatigue Tests of Coatings for Turbine Blades, High Temperature Surface Engineering. Book 693. Published by IOM Communications Ltd, Cambridge, 2000. P. 157–169.
7. Manson S.S. Thermal Stress and Low-Cycle Fatigue. – N.-Y.: 1964. P. 187–213.