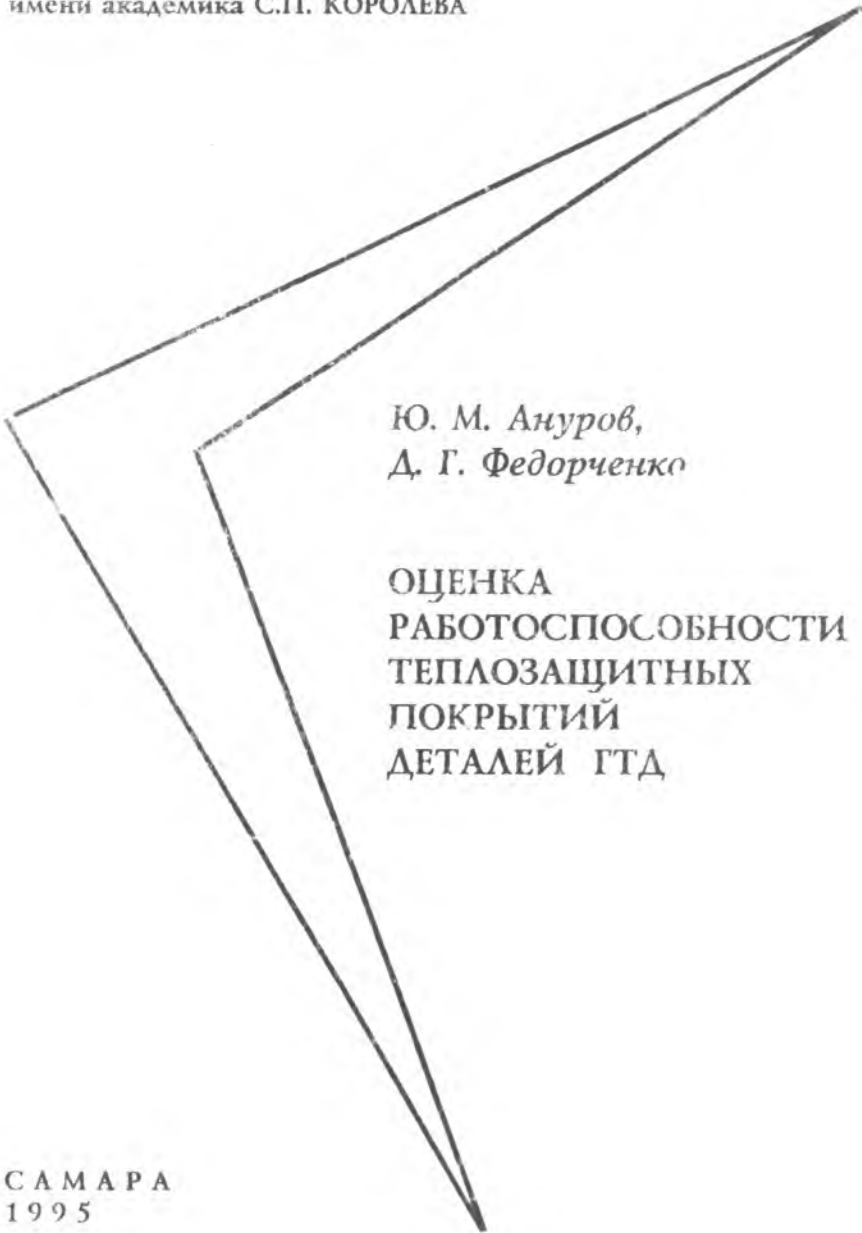


САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ
АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
имени академика С.П. КОРОЛЕВА



*Ю. М. Ануров,
Д. Г. Федорченко*

ОЦЕНКА
РАБОТОСПОСОБНОСТИ
ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ
ПОКРЫТИЙ
ДЕТАЛЕЙ ГТД

САМАРА
1995

Государственный комитет Российской Федерации
по высшему образованию

Самарский государственный аэрокосмический
университет имени академика С. П. Королева

Ю. М. Ануров, Д. Г. Федорченко

**Оценка работоспособности
теплозащитных покрытий
деталей ГТД**

Самара 1995

Ануров Ю.М., Федорченко Д.Г. *Оценка работоспособности теплозащитных покрытий деталей ГТД: Учебное пособие* / Самарский государственный аэрокосмический университет. Самара, 1994, 51 с. ISBN 5-230-16993-1

В пособии приведены сведения о конструкции, технологии нанесения, механизмах разрушения, методах оценки работоспособности, ресурса и эквивалентности стендовых испытаний и эксплуатации теплозащитных покрытий горячей части ГТД. Приводятся некоторые данные по физико-механическим свойствам рассматриваемых покрытий.

Пособие является составной частью курса "Конструкция и проектирование ДЛА" и может быть использовано студентами и преподавателями технических вузов различных специальностей, а также на ФПК инженеров машиностроительных специальностей.

Табл. 9. Илл. 17. Библиогр. 14 назв.

Печатается по решению редакционно-издательского совета Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королева

Рецензенты: доктор физ.мат. наук, профессор Астафьев В.И.,
доктор техн. наук, профессор Аронов Б.М.,
канд. техн. наук, доцент Керженков А.Г.

ISBN 5-230-16993-1

© Самарский государственный аэрокосмический университет им. академика С.П. Королева

ПРЕДИСЛОВИЕ

Ресурс и работоспособность деталей горячей части турбин определяется их способностью сопротивляться воздействию "механических" нагрузок и коррозионно-эрозионному воздействию скоростного газового потока.

"Механические" нагрузки вызываются рабочими процессами в двигателе и включают в себя длительное статическое нагружение от центробежных и газовых сил, малоцикловое, связанное с запусками, остановками и изменениями режима работы ГТД в процессе эксплуатационного цикла, и вибрационное, вызванное рабочими процессами - в основном на резонансных режимах работы двигателя. В соответствии с составляющими "механические" нагрузки вызывают истощение статической, малоцикловой и вибрационной прочности деталей.

В одних случаях различные составляющие комплексного "механического" нагружения оказывают взаимное влияние на истощение ресурса деталей, в других преобладающим оказывается влияние одной из составляющих.

Вопросы оценки ресурса деталей при действии различных видов "механического" нагружения достаточно хорошо изучены. Имеется много научной литературы, методической и нормативной документации, например, [1, 2].

Не менее важным чем расчетная оценка ресурса на стадии проектирования двигателя, является проблема доказательства и экспериментального подтверждения ресурса уже созданного двигателя. Экспериментальное подтверждение надежности и ресурса проводится при помощи стендовых эквивалентно-циклических испытаний

(ЭЦИ) полноразмерных двигателей или их отдельных узлов. Основные принципы формирования программ ЭЦИ описаны в научной литературе и нормативной документации, например, [2, 3].

Эквивалентность стендовых испытаний и эксплуатации качественно оценивается соответствием появляющихся дефектов, количественно - соответствием величин накопленных повреждений при действии длительных статических, малоцикловых и вибрационных нагрузений.

Соответствие величин накопленных повреждений при действии длительных статических и малоцикловых нагрузений при испытаниях и в эксплуатации описывается системой уравнений:

$$\left. \begin{aligned} \Pi_{\tau_{\text{ЭЦИ}}} &= K_{\tau} \times \Pi_{\tau_{\text{экспл}}} \\ \Pi_{z_{\text{ЭЦИ}}} &= K_N \times \Pi_{z_{\text{экспл}}} \\ (z_{\text{ЭКВЭЦИ}} &= K_N \times z_{\text{ЭКВЭКСПЛ}}) \end{aligned} \right\}$$

где K_{τ} , K_N - нормируемые коэффициенты запасов по длительному статическому и малоцикловому нагружению;

$$\Pi_{\tau} = \sum_{i=1}^I \frac{\tau_i}{\tau_{pi}}, \quad \Pi_z = \sum_{j=1}^J \frac{z_j}{z_{pj}} \quad \text{- соответственно величины накоплен-$$

ного статического и малоциклового повреждений;

τ_i - время работы на i -ом режиме;

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

z_j - количество циклов j -го вида;

z_{pj} - количество циклов до разрушения j -го вида;

I, J - количество видов режимов работы ГТД (стационарных и переменных)

Величины времени до разрушения при непрерывной работе на i -ом режиме τ_{pi} определяются по результатам длительных испытаний образцов из материала рассматриваемой детали с пересчетом по температурно-временным зависимостям длительной прочности. Одной из наиболее популярных здесь является зависимость Ларсона - Миллера [4]. Исследованиями Ларсона и Миллера установлено, что

при постоянном уровне напряжений при длительном статическом нагружении ($\sigma = \text{const}$) величина $T(C + \lg \tau_p) = \text{const}$, т.е.

$$\sigma = \Phi \left[T(C + \lg \tau_p) \right], \quad (1)$$

где σ - действующие напряжения;

$T(C + \lg \tau_p)$ - параметр Ларсона-Миллера;

T - температура испытания, °К ;

$C = 20$ - постоянная для всех материалов.

Зависимость (1) как правило записывается в виде:

$$\lg \sigma = a_0 + a_1 \times \left[T(C + \lg \tau_p) \right] + a_2 \times \left[T(C + \lg \tau_p) \right]^2,$$

где a_0, a_1, a_2 - коэффициенты.

Величины количества циклов до разрушения - z_{p_i} определяются по результатам стандартных малоцикловых испытаний образцов или рассматриваемых деталей при отнулевой форме циклов с последующим пересчетом долговечности на рассматриваемую j -ю форму цикла нагружения по формуле:

$$z_{p_j} = z_p \times \eta_j,$$

где η_j - коэффициент соответствия отнулевых циклов испытаний и циклов j -го вида.

Величина коэффициента η_j может быть определена различными методами, например [5].

Имитация повреждения от высокочастотного вибрационного нагружения при стендовом испытании осуществляется потребной нагрузкой на всех резонансных режимах работы двигателя.

Если вопросы оценки ресурса и эквивалентности стендовых испытаний и эксплуатации в настоящее время решены достаточно полно, то вопросы оценки работоспособности деталей в условиях интенсивного коррозионно - эрозийного воздействия скоростных газовых потоков требуют дополнительных научных исследований.

Следует отметить, что процессы окисления и сульфидной коррозии особенно интенсивно протекают у высокожаропрочных сплавов на никелевой основе, используемых для изготовления рабочих и сопловых лопаток турбин ГТД: ЭП220, ВЖЛ-12, типа ЖС и др.

Повышение жаростойкости этих сплавов за счет увеличения в них содержания хрома или других легирующих элементов приводит

к снижению характеристик длительной прочности. Наиболее эффективным путем повышения их работоспособности в условиях повышенных температур является защита поверхности. Поэтому эти сплавы при температурах 300...1100°C, даже в условиях малоагрессивных сред (воздуха), не применяются без использования жаростойких защитных покрытий.

Можно считать, что после разрушения защитного покрытия рабочие и сопловые лопатки турбины современных ГТД, где температура газов на входе в турбину составляет $T > 1500\text{K}$, практически теряют свою работоспособность из-за интенсивных процессов высокотемпературной коррозии и эрозии основного материала. Наиболее активно процессы коррозии происходят на границах кристаллов, или при изготовлении деталей методом монокристаллического литья, по границам дендритов. В местах межкристаллитной коррозии возникают концентраторы напряжений, которые интенсифицируют процессы термомеханического малоциклового разрушения, см. рис. 1.

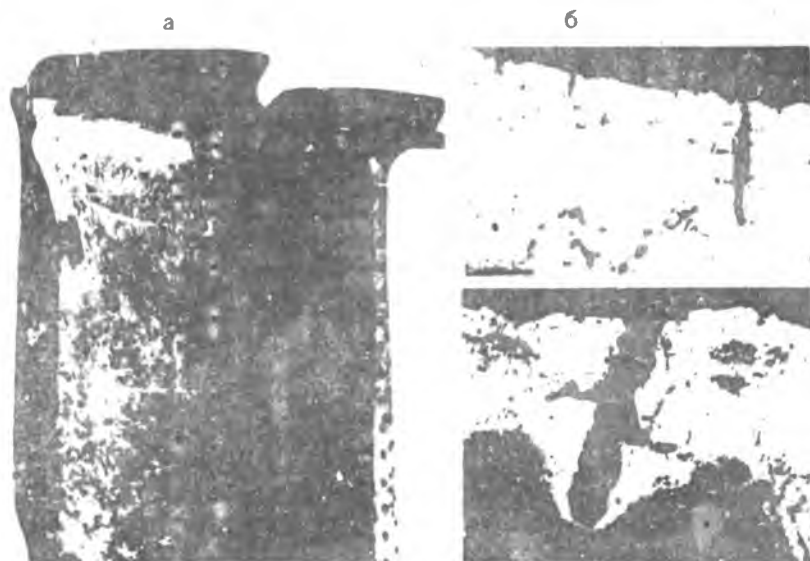


Рис.1. Внешний вид термоусталостных трещин на рабочей лопатке турбины (материал лопатки - сплав ЖС6Ф, покрытие системы NiCrAlY) - а; б - фрагмент покрытия с разгарной термоусталостной трещиной в основном материале

На рис 1 показан типичный и наиболее распространенный дефект рабочих и сопловых лопаток турбин в виде термоусталостной разгарной трещины. Механизм ее зарождения и развития связан с тем, что в месте нарушения сплошности покрытия (в месте его разрушения) под действием агрессивных продуктов сгорания топлива возникает очаг язвенной (точечной) коррозии, который является концентратором напряжения и соответственно очагом зарождения и развития термоусталостной трещины. С наработкой поверхность трещины окисляется (см. рис 1б), что ускоряет скорость ее роста. Существенное увеличение скорости развития термоусталостных трещин в условиях коррозионно-активных сред наряду с постановкой проблемы обеспечения надежной защиты поверхности при помощи нанесения жаростойких покрытий не снимает и проблемы повышения жаростойкости основного материала.

Некоторые данные по характеристикам жаростойкости в воздушных и коррозионных средах отдельных сплавов, используемых для изготовления элементов камер сгорания и лопаток турбин ГТД, приведены в табл. 1, 2.

Таблица 1

Удельные потери массы -g некоторых сплавов после выдержки в течение 150ч. при температуре 850°C в коррозионной среде продуктов сгорания топлива [6,7].							
Материал	ХН55 ВМТ ЮК	ЭП1539	ВХ6	ВХ2И	ХН60ВТ	ЭП99 (18,65%Cr)	ЭП99 (22%Cr)
g, мг/мм ²	7,3	6,6	2,95	1,7	0,36-1,6	3,77	1,0

Таблица 2

Глубина коррозии (окисления) -h, мм некоторых листовых жаростойких сплавов после выдержки в течение 1000ч. при повышенной температуре на воздухе.						
Материал	ЭП126	ВЖ85	ХН78Т	ХН75МВТЮ	ХН60ВТ	ЭП99
900°C	0,0043	0,0046	0,0030	0,0035	0,0042	0,0035
1000°C	0,098	0,012	0,0083	0,011	0,021	0,022

Как следует из приведенных данных с повышением температуры интенсивность окисления возрастает.

Эффективность защиты жаропрочных никелевых сплавов ЖС6У и ЭИ893ВД путем нанесения на поверхность различных видов жаростойких покрытий показана на рис. 2, 3.

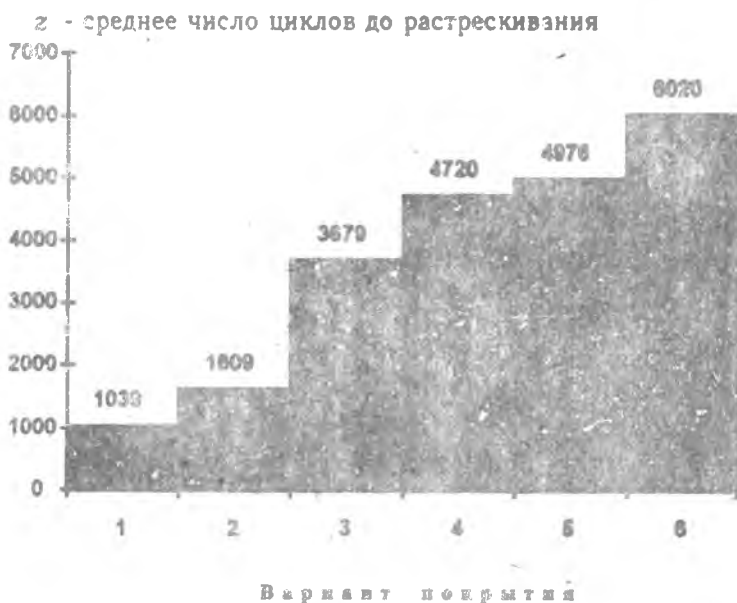


Рис.2. Результаты испытаний образцов из сплава ЖС6Урс на термостойкость в продуктах сгорания топлива по режиму $t=200-1000-200^{\circ}\text{C}$ ($\tau_{\text{H}}=\tau_{\text{O}}=30\text{c}$), 1 - без покрытия; 2 - алитирование; 3 - основа Ni-16%Cr-11%Al-0,05%Y (80мкм); 4 - основа Ni-16%Cr-11%Al-0,05%Y (80мкм)+Ni-16%Cr-11%Al-8%Co-0,05%Y (20мкм); 5, 6 - основа Ni-17%Cr-8%Al-0,05%Y (40мкм) + Ni-16%Cr-11%Al-0,05%Y+[Ni-16%Cr-11%Al-0,05%Y + 2%ZrO₂ - 8%Y₂O₃] (80мкм) толщина микрослоев (см. рис. 4) в вариантах 5 и 6 соответственно 2...3 мкм и 0,5...1 мкм

Результаты термоциклических испытаний литых образцов из сплава ЖС6У с равноосной структурой, приведенные на рис. 2, показывают, что применение различных по характеристикам жаростойкости покрытий позволяют повысить термоциклическую долговечность за счет увеличения срока образования очагов коррозии и соответственно очагов термоусталостных трещин примерно в 6 раз.

При этом на термоциклическую долговечность влияет как толщина покрытия, так и технология его нанесения; см. варианты покрытий 5 и 6, приведенные на рис. 2.

Наличие жаростойкого покрытия, как следует из результатов испытаний образцов из сплава ЭИ893ВД, приведенных на рис. 3, существенно снижает процесс окисления поверхности детали

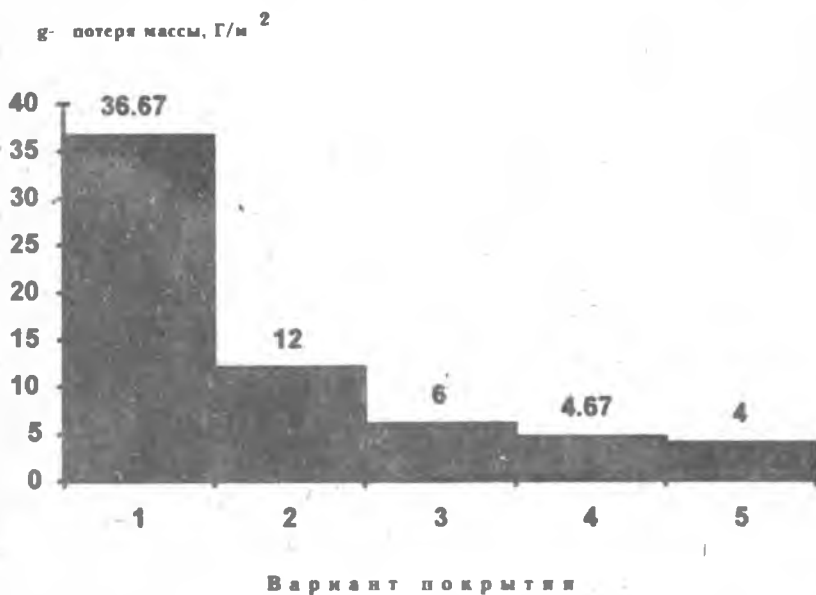


Рис. 3. Результаты испытаний образцов из сплава ЭИ893ВД на коррозионную стойкость в продуктах сгорания топлива при $t = 750^{\circ}\text{C}$ в течение 1000ч:

1 - без покрытия; 2 - СДП-13 (115мкм); 3 - СДП-11 (75мкм); 4 - СДП-8 (70мкм),
5 - СДП-3А (90 мкм), [8] (химический состав покрытий приведен ниже)

Сплав	Co	Ni	Cr	Al	Fe	Y
СДП-3А	основа	2	21-23	11-12,5	0,5	0,2-0,6
СДП-8	основа	1	25-27	9-11	0,5	0,2-0,5
СДП-11	основа	-	26-28	4,5-6	1	0,2-0,6
СДП-13	18-20	основа	35-38	4-5	0,5	0,2-0,5

В данном пособии на основе анализа литературных данных и опыта отработки защитных покрытий лопаток турбины ГТД на предприятии СГНПП "Труд" сделана попытка разработки рекомендаций по оценке ресурса и эквивалентности накопленных повреждений

в покрытиях лопаток турбины при стендовых испытаниях и эксплуатации авиационных ГТД.

Актуальность проблемы создания защитных покрытий для жаропрочных никелевых сплавов, разработки методов оценки их работоспособности и ресурса, методов оценки эквивалентности стендовых лабораторных испытаний и эксплуатации деталей с покрытиями (по критериям исчерпания ресурса покрытий) подтверждается всеми тенденциями развития ГТД, интенсивными работами в этом направлении в отечественных и зарубежных двигательных фирмах и научных организациях, таких как ВИАМ, ВВИА им.Жуковского, ПЛМ УПИ им.Кирова, ИЭС им.Патона АН Украины. Следует отметить также комплексные программы NASA

1. ТИПЫ ЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ И МЕТОДЫ ИХ НАНЕСЕНИЯ

Детали горячей части ГТД (камера сгорания, проточная часть турбины и др. у которых температура поверхности может быть более 850°C) могут длительно работать только при наличии на поверхности специальных защитных покрытий.

Условно защитные покрытия можно разделить на два класса:

-металлические жаростойкие покрытия для защиты поверхности деталей от коррозионно-эрозийного воздействия рабочей среды (жаростойкие покрытия могут быть одно и многослойными, где каждый слой отличается своим химическим составом и толщиной);

-комплексные теплозащитные покрытия (ТЗП) с керамическим термобарьерным слоем, которые наряду с защитой поверхности от коррозионного воздействия среды уменьшают воздействие теплового потока.

К наиболее широко применяемым жаростойким покрытиям относятся алитирование, алюмосилицирование, хромоалитирование и многокомпонентные типа NiCrAlY или NiCoCrAlY .

В состав жаростойких покрытий входит больший чем в основной материал деталей процент элементов, образующих устойчивые оксидные пленки, таких как алюминий или хром. Механизм действия жаростойких покрытий сводится к непрерывному образованию на поверхности оксидных пленок Al_2O_3 и Cr_2O_3 за счет диффузии алюминия и хрома из покрытия к поверхности деталей под действием высоких температур.

При применении ТЗП увеличение несущей способности и термостойкости деталей достигается за счет уменьшения температуры основного материала и увеличения продолжительности темпов нагрева и охлаждения при изменении режима работы двигателя;

одновременно повышается сопротивление высокотемпературному окислению как за счет снижения температуры на металле, так и за счет уменьшения доступа кислорода и продуктов сгорания топлива к поверхности металла (Керамический слой из-за своей пористости не может полностью изолировать поверхность от коррозионного воздействия среды).

* Структура теплозащитного многослойного покрытия с описанием назначения каждого слоя показана на рис. 4.


КОНСТРУКЦИЯ	СОСТАВ	НАЗНАЧЕНИЕ	ТОЛЩИНА МИКРОНЫ
	КЕРАМИКА ΣCrO_2	УМЕНЬШЕНИЕ ТЕПЛОПРОВОДНОСТИ	50...150
	МНОГОСЛОЙ $\text{Ni} \cdot 16 \dots \text{Cr} \cdot 10 \text{Al}_2 + \text{O}_1$ $\text{Ni} \cdot \text{Cr} \cdot \text{Al} \cdot 4 + 4 \text{ZrO}_2$ ТОЛЩИНА СЛОЕВ - 0,5...1 мкм	ОБЕСПЕЧЕНИЕ ЖИВУЩЕГОСЛОИ ПОКРЫТИЯ	60...80
	ПОДСЛОЙ $\text{Ni} + 15\text{Cr} + 2\text{Al} + \text{O}, 054$	ПОДГОТОВКА ПОВЕРХНОСТИ ЛОПАТКИ БОРЬБЕР ПРОТЯЖКО ВЕНЦЮ ТРОЦИН	30...50
	ЛОПАТКА ЖС 30 МОСКВ.		Σ 170...220

Рис.4. Конструкция и структура теплозащитного покрытия с керамическим термобарьерным слоем

Для формирования защитных покрытий, содержащих керамический термобарьерный слой используются следующие основные методы:

- плазменное напыление;
- диффузионный метод;
- магнетронное распыление;
- плазменное электродуговое катодное распыление;
- лазерный метод;
- электронно-лучевое напыление.

Могут использоваться и другие методы, особенно для формирования первой части покрытия - металлического жаростойкого слоя.

Плазменное напыление осуществляется на воздухе или в динамическом вакууме при давлении $P = 15 \dots 1500$ Па, температура нагрева детали $t = 550 \dots 1100^\circ\text{C}$. Покрытие толщиной $0,07 \dots 0,25$ мм получают за $2 \dots 8$ мин. Улучшения качества керамического слоя достигают повышением дисперсности частиц порошка.

Диффузионный метод нанесения покрытий заключается в организации избирательного окисления сплавов или предварительно нанесенных на них металлических композиций покрытий. Диффузионный метод, создающий тонкие, но плотные оксидные пленки, может существенно повысить долговечность известных жаростойких покрытий.

Магнетронное распыление позволяет получать керамические покрытия с первоначально аморфной структурой, которая может переходить в кристаллическую при последующей термической обработке.

Применение лазеров существенно повышает адгезию и производительность нанесения покрытия. Скорость осаждения покрытий достигает $5 \dots 10$ мкм/сек. К недостаткам процесса относятся возможность образования пор и наведение остаточных напряжений растяжения. Лазеры также могут использоваться для оплавления тонкого поверхностного слоя керамики, что может повысить долговечность покрытий плазменного или электронно-лучевого нанесения.

Метод электронно-лучевого напыления в настоящее время является одним из наиболее перспективных, а покрытие наиболее долговечным. Скорость формирования осадка до $0,025$ мм/мин. Нанесение ТЗП осуществляется по парофазовой технологии на установке УЭ-175 путем испарения слитков металла или брикетов керамики электронным лучом с последующей конденсацией паров на разогретую в вакууме поверхность детали.

Технология нанесения ТЗП трехэтапная и включает в себя:

- нанесение жаростойкого подслоя с последующим вибришлифованием стеклянными керамическими шариками и термообработкой в вакууме;

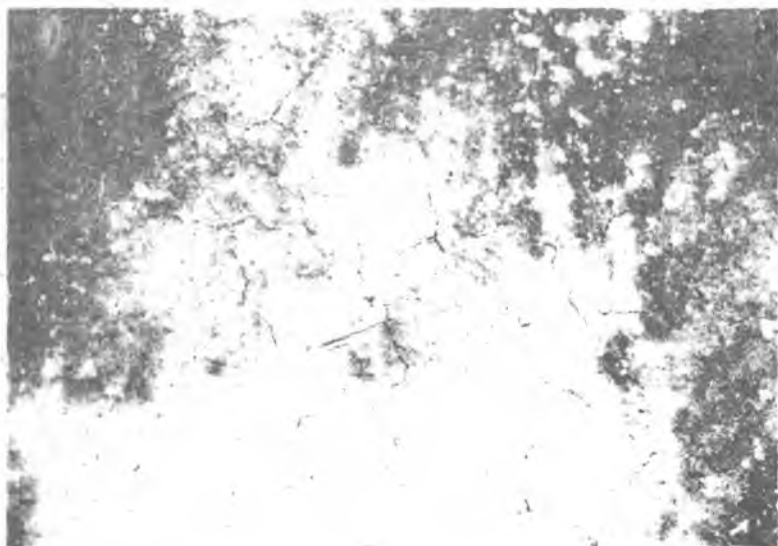
- нанесение микрослоя с такой же механической и термической обработкой;

- нанесение термобарьерного керамического слоя с последующей термообработкой в вакууме.

Заключительной операцией (для контроля качества нанесения ТЗП) является тепловой удар: нагрев с выдержкой при высокой температуре и последующее резкое охлаждение на воздухе. При

этом окислительный отжиг совмещается с провоцирующим нагревом по проверке адгезии керамики и микрослоя.

Структура покрытия получается: "столбчатая", см. рис. 4, где отдельные кристаллы керамики слабо связаны друг с другом, и тесно связаны только с поверхностью лопатки. Подобная структура со слабой связью между отдельными кристаллами снижает модуль упругости керамического слоя и позволяет покрытию расширяться без заметных разрушений. При такой структуре керамического слоя особое значение приобретают вопросы адгезии керамики к металлическому покрытию. Особенностью описанной конструкции ТЗП является то, что на окончательно готовом покрытии отмечается структурная сетка или "блочность", см. рис. 5, с незначительным растрескиванием по границам блоков, что не является дефектом и не снижает работоспособности покрытия.



×20

Рис. 5. Внешний вид окончательно готового теплозащитного покрытия с керамическим термобарьерным слоем

Важным условием надежной работы ТЗП является наличие высокоэффективной схемы конвективного охлаждения, когда на основных, а лучше на всех режимах работы двигателя, повер-

ностные слои детали испытывают напряжения сжатия. При этом границы между блоками замыкаются и не пропускают к многослою горячий газ, что существенно повышает ресурс деталей.

Процесс нанесения ТЭП довольно трудоемкий. Он требует обязательной тщательной подготовки поверхности, термообработки после формирования каждого слоя, строгого соблюдения режимов работы оборудования, глубины вакуума в камере и скорости перемещения детали в процессе нанесения покрытия. В случае нарушения технологического процесса нанесения ТЭП как правило покрытие разрушается уже в первые часы работы двигателя, см. рис. 6



Рис.6 Вид рабочей лопатки турбины с нанесенным ТЭП на некачественно подготовленную поверхность

На рис. 6 показан внешний вид ТЗП рабочих лопаток турбины после его нанесения на некачественно подготовленную поверхность лопатки

Видно, что в местах некачественной подготовки поверхности покрытие отсутствует уже при незначительной (менее 10 ч) наработке в составе двигателя

Однако сложности нанесения ТЗП окупаются значительным повышением долговечности защищаемой детали

Наиболее широко ТЗП используются для защиты поверхности охлаждаемых рабочих и сопловых лопаток турбин. Можно считать, что качественное нанесение ТЗП увеличивает ресурс рабочих лопаток турбины примерно в 10 раз

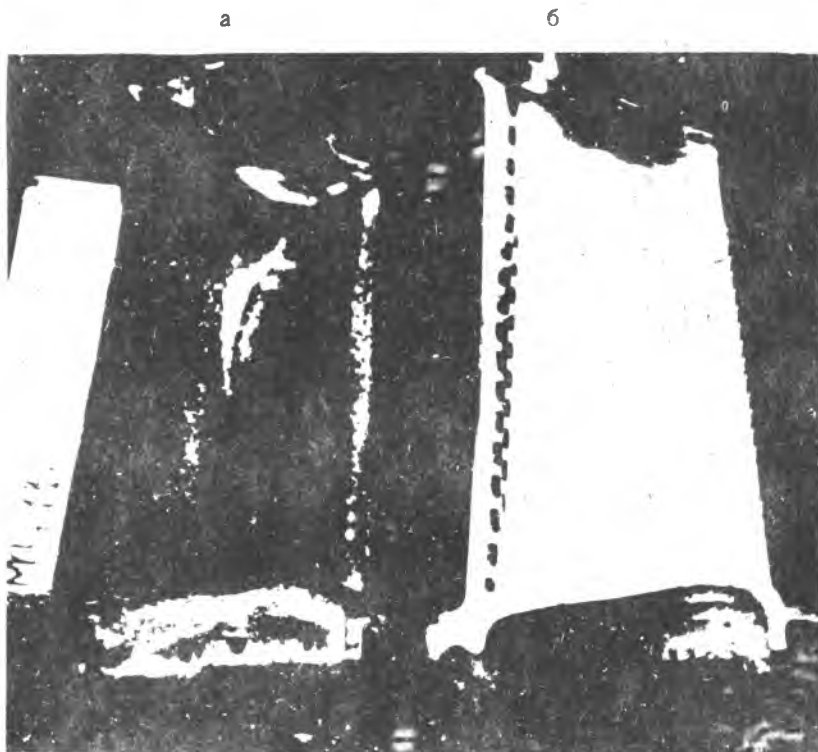


Рис. 1. Внешний вид (в свете ЛЮМ-А) лопаток турбины без (а) и с дополнительным термобарьерным керамическим покрытием (б) после сравнительных испытаний в одном рабочем колесе авиационного ГТД. На лопатке (а) без термобарьерного керамического слоя светлым выделены места окисления поверхности

На рис 7 показан внешний вид (в свете люминисцентного контроля ЛЮМ-А) лопаток турбины после сравнительных испытаний в одном рабочем колесе авиационного ГТД. Обе лопатки имеют одинаковое жаростойкое покрытие типа NiCrAlY, но на лопатке "б" дополнительно поверх жаростойкого покрытия электронно-лучевым способом нанесен термобарьерный керамический слой двуокиси циркония ZrO_2 , модифицированный 8% окиси иттрия - Y_2O_3 ($ZrO_2+8\%Y_2O_3$) толщиной 80 мкм.

Видно, что на лопатке без керамического слоя начались процессы окисления поверхности (светлая зона). Наиболее интенсивно процессы окисления поверхности лопатки проходят в более нагретых зонах пера - на входной кромке и корытце. Лопатка с термобарьерным керамическим слоем повреждений поверхности не имеет.

Покрытия одного химического состава, но нанесенные разными методами могут иметь различные физико-механические, а, следовательно, и защитные свойства, см. рис. 2. Поэтому выбор метода нанесения покрытия зависит от вида деталей, условий ее эксплуатации и экономической целесообразности.

2. ОБЛАСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ

Наиболее целесообразно использование теплозащитных покрытий при защите деталей "горячей" части двигателя, подверженных воздействию коррозионно-активной среды продуктов сгорания топлива.

Обязательным условием надежной и эффективной работы ТЗП является наличие высокоэффективной системы конвективного охлаждения детали. В этом случае поверхностные слои детали испытывают напряжения сжатия. При этом трещины по границам исходного микрорастрескивания керамического слоя покрытия (см. рис. 5) уменьшаются или при оптимальном уровне охлаждения замыкаются, что приводит к уменьшению проникновения горячего газа к жаростойкому подслою (см. рис. 4). Соответственно уменьшается интенсивность окисления подслоя, что существенно повышает ресурс деталей.

Среди деталей "горячей" части двигателя наиболее подходящими для эффективной и надежной работы ТЗП и требующими защиты поверхности являются: жаровая часть камеры сгорания, сопловые и рабочие лопатки турбины.

Сдерживающим фактором применения ТЗП в деталях жаровой части камеры сгорания является то, что они работают непосредственно в зоне горения топлива, где возможны существенные местные неравномерности температурных полей, которые могут приводить к локальным перегревам и короблению деталей. ТЗП обладающие низкой теплопроводностью препятствуют растеканию тепла и могут усугубить последствия локальных перегревов.

Сопловые лопатки турбины как правило отливаются блоками по три лопатки. Сдерживающим фактором применения ТЗП для защиты сопловых лопаток являются технологические проблемы нанесения покрытия в затененные зоны межлопаточного канала.

Решения проблем организаций горения в камере сгорания и технологии нанесения покрытия в затененные зоны существенно повысит возможности использования ТЗП для защиты деталей этой группы.

К наиболее ответственным деталям ГТД относятся элементы ротора, разрушения которых могут привести к пробиванию корпусов двигателя и соответственно к повреждению конструкции самолета. Из элементов ротора наиболее нагруженными, работающими в наиболее "тяжелых" условиях деталями, являются рабочие лопатки турбины. (Рабочие лопатки турбин современных ГТД работают в условиях воздействия скоростного газового потока со скоростью $M > 1,5$, при давлениях до $P \approx 40$ кг/см² и температурах до $T_2 \geq 1700$ К, при частых теплосменах и интенсивном вибрационном воздействии, температура тела рабочих лопаток достигает 1050...1100°С). Ресурс рабочих лопаток турбины, как правило, наименьший из всех деталей и лимитирует ресурс двигателя в целом. Поэтому обеспечение ресурса рабочих лопаток турбины является одной из наиболее актуальных проблем авиационного двигателестроения.

Основными факторами, ограничивающими ресурс охлаждаемых рабочих лопаток турбины являются исчерпание длительной прочности материала лопаток, малоцикловые термоусталостные трещины и коррозионно-эрозионное повреждение поверхности, особенно входной кромки. ТЗП обеспечивая снижение температуры тела лопатки, увеличивая время прогрева лопатки при изменении режима работы двигателя и защищая поверхность металла от коррозионно-эрозионного воздействия агрессивной среды продуктов сгорания топлива является одним из наиболее эффективных средств увеличения ресурса лопаток турбины и двигателя в целом. Поэтому наиболее широкое применение ТЗП нашли для защиты поверхности охлаждаемых рабочих лопаток турбины.

Особенностью использования ТЗП в рабочих лопатках турбины является то, что оно не является несущим. Поэтому при проектировании лопаток рабочего колеса следует учитывать, что металлические жаростойкие слои увеличивают вес лопатки на 1,5-2%, а вместе с керамическим слоем ее вес увеличивается на величину до 12-16% при толщине слоя керамики 150-200 мкм. В зависимости от уровня окружных скоростей увеличение веса рабочей лопатки может в значительной степени снизить эффект от применения ТЗП т.к. снижение температуры тела лопатки может не компенсировать увеличения напряженности от действия центробежных сил [12].

Численным анализом эффективности использования ТЗП в рабочих лопатках турбины получено, что:

эффект от применения ТЗП в снижении температуры лопатки зависит от уровня исходной (без ТЗП) эффективности конвективного охлаждения Θ и достигает максимальной величины в области $\Theta=37-50\%$ при толщине слоя керамики до 300 мкм;

эффект снижения температуры лопатки зависит от плотности теплового потока и поэтому растет с увеличением давления и температуры газа;

при $\Theta < 20\%$ и $\Theta > 75\%$ ТЗП становится ущербным, поскольку снижение температуры и соответствующее увеличение предела длительной прочности материала лопатки не компенсирует нагружения лопатки массой покрытия.

Проведенный анализ показывает, что наибольший эффект в повышении несущей способности ТЗП обеспечивают для рабочих лопаток первых ступеней турбины.

Однако эффект от использования ТЗП заключается не только в повышении несущей способности деталей, но и в существенном повышении их коррозионно-эрозивной стойкости, что в значительной степени повышает их ресурс.

3. МЕХАНИЗМ РАЗРУШЕНИЯ ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ В УСЛОВИЯХ РАБОТЫ ДЕТАЛЕЙ ТУРБИНЫ ГТД

Анализ условий работы деталей турбины ГТД позволяет предположить о следующих основных причинах разрушения ТЗП:

- горячая коррозия наружного керамического слоя покрытия;
- эрозия покрытия от воздействия скоростного газового потока;

- повреждения от посторонних предметов;
- термомеханическое разрушение, связанное с деформированием покрытия совместно с деталью;
- окисление металлического связывающего подслоя.

Исследования лопаток турбин после эксплуатации и ЭЦИ показывают, что горячая коррозия, эрозия и повреждение наружного керамического слоя от попадания постороннего предмета, как правило, не лимитируют их ресурса.

Основным видом повреждения и разрушения ТЗП является отслаивание керамического слоя в результате образования трещины на границе раздела металл - керамика и распространение ее параллельно керамике. При этом термомеханическое отслаивание ускоряется при окислении металлического подслоя. Типичные дефекты покрытий в виде растрескивания и отслаивания керамического слоя, а также очаги зарождения трещин под керамическим слоем показаны на рис. 8, 9.

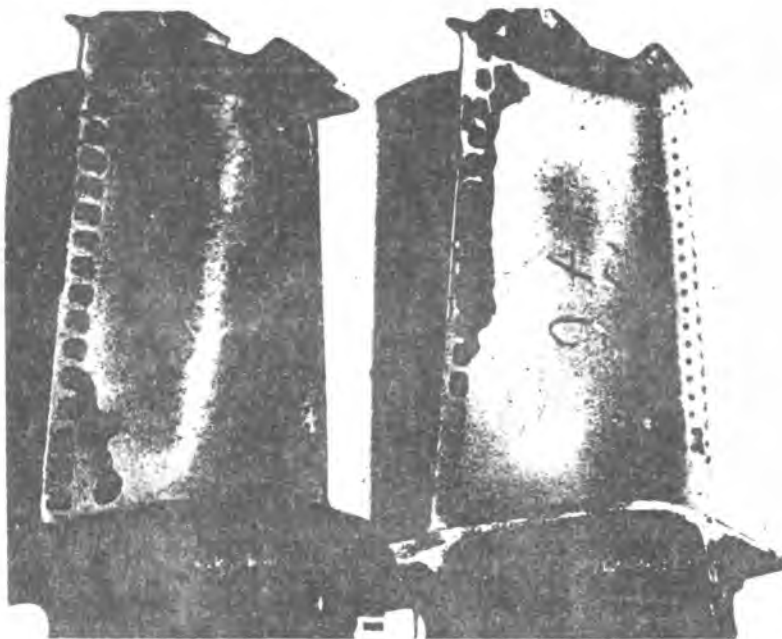


Рис. 8. Отслаивание керамического слоя теплозащитного покрытия рабочей лопатки турбины после ее наработки в составе двигателя



×400

Рис. 9. Очаги зарождения трещин под керамическим слоем теплозащитного покрытия рабочей лопатки турбины после наработки в составе двигателя

3.1. Окисление металлического жаростойкого связывающего подслоя

Возможность окисления металлического связывающего подслоя, см. рис. 4, связано с пористостью керамического слоя и возможностью проникновения окислительной среды к металлическому подслою через керамический слой

Для обеспечения хорошего сопротивления высокотемпературному окислению сплавы легируются, чаще всего хромом и алюминием, которые обеспечивают упрочнение и образование стабильных оксидных пленок на основе Cr_2O_3 , Al_2O_3 или шпинелей $\text{NiO} \cdot \text{Cr}_2\text{O}_3$, $\text{NiO} \cdot \text{Al}_2\text{O}_3$ с хорошими защитными свойствами.

Повышенная жаростойкость связующих подслоев ТЗП достигается значительно большим по сравнению с основным материалом детали содержание хрома и алюминия.

Для реализации хорошего сопротивления высокотемпературному окислению оксидная пленка:

- должна обладать достаточно высокой стехиометричностью входящих в нее оксидов с тем, чтобы транспортировка ионов металла или кислорода осуществлялась с достаточно низкой скоростью;

- не должна иметь напряжений, связанных с различием температурных коэффициентов расширения металла и оксида, возникающих при термоциклировании (изменении режима работы двигателя);

- не должна содержать пор, рыхлот, трещин для предотвращения короткозамкнутой диффузии реагентов через нее;

- не должна образовывать летучие соединения при взаимодействии с внешней средой.

Однако, такие идеальные пленки практически не образуются.

Механизм образования оксидных пленок Cr_2O_3 , Al_2O_3 достаточно сложен и зависит от различных факторов:

- чистоты сплава;
- поверхностной обработки;
- размера зерна;
- парциального давления кислорода;
- наличия холодной обработки;

т. е. от того, что может повлиять на скорость транспортировки алюминия и хрома к поверхности сплава.

Процесс окисления можно разделить на две стадии, неустановившуюся (начальную) и установившуюся.

На начальной стадии окисления большинство элементов сплава окисляются до того, как образуется стабильная защитная оксидная пленка на поверхности детали, что может оказать влияние на строение и свойства самой окончательно образовавшейся защитной пленки.

В общем случае, в сплавах NiCrAl первоначально во время неустановившегося окисления, обычно продолжающегося около 1 ч., на поверхности образуются оксиды $\text{Ni}(\text{CrAl})_2\text{O}_4$, NiO и Cr_2O_3 . Затем в матрице сплава начинают выделяться оксидные частицы Cr_2O_3 и Al_2O_3 образующие стабильную оксидную пленку.

Исчерпание защитных свойств жаростойкого покрытия связано с уменьшением в нем содержание алюминия и хрома, которые переходят в окислы и образуют на поверхности защитные пленки.

Значительным недостатком защитных пленок на основе Cr_2O_3 и Al_2O_3 является относительная легкость их разрушения, особенно при термоциклировании. Плохая адгезия защитной пленки частично связана с ростом напряжений в процессе окисления в сочетании с напряжениями, возникающими из-за различия температурных коэффициентов линейного расширения пленки и подложки. Напряжения, возникающие в процессе роста оксида, являются результатом объемных изменений при превращении металла в оксид, эффекта раство-

рения кислорода, образования внутреннего оксида в решетке сплава и изменения химического состава подложки и пленки. В местах изменения формы шероховатой поверхности контакта пленки и подложки могут возникать концентраторы напряжений и, как следствие, очаги разрушения. В ходе изотермического окисления, может происходить растрескивание или деформация пленки или лежащей под ней подложки. Однако разрушение защитных окисных пленок наиболее интенсивно происходит при термоциклировании.

Наличие керамического слоя несколько снижает температуру тела детали и соответственно интенсивность окислительного процесса поверхностных слоев и в значительной степени предотвращает попадание агрессивных продуктов сгорания топлива и солей к поверхности металлического жаростойкого связующего подслоя. Кроме того, образующаяся на поверхности под керамическим слоем оксидная пленка, не расходуется (не сдувается газовым потоком), а вступает во взаимодействие с керамикой в рамках системы $MeO-ZrO_2-Y_2O_3$. Снижение газопроницаемости и уменьшение температуры поверхности металла за счет термического сопротивления керамического слоя замедляет расходование алюминия и хрома из жаростойкого подслоя ТЗП, соответственно замедляется рост оксидной пленки на границе раздела металл - керамика, что приводит к повышению долговечности жаростойкого подслоя.

Проведенные длительные эквивалентно-циклические испытания двигателей, в составе рабочего колеса турбины которого находились рабочие лопатки со штатным ТЗП и рабочие лопатки с идентичным жаростойким покрытием, но без керамического слоя, показали весьма существенное влияние керамики на скорость расходование алюминия из поверхностных слоев. Так в жаростойких покрытиях лопаток без керамического слоя содержание алюминия снизилось на 25%, а в лопатках со штатным ТЗП только на 4%.

Аналитическая зависимость между толщиной оксидной пленки - h , температурой - T и временем окисления - τ можно записать в классической форме:

$$h^m = K_0 \times \exp\left[\frac{-Q_0}{RT}\right] \times \tau, \quad (3) \quad [6,7]$$

где m , K_0 - константы зависящие от материала и коррозионной среды;

- Q_0 - условная энергия активации;
- R - газовая постоянная.

(условия работы лопаток во всех случаях были одинаковыми по температуре, напряженности, химическому составу и скорости омывающих продуктов сгорания топлива и отличались только давлением газа в турбине) показали, что при повышении давления окисление входных кромок лопаток начинается быстрее, следовательно процессы окисления идут интенсивнее, см. рис. 10

Кроме того в данном эксперименте дополнительно показано, что многокомпонентные покрытия типа NiCoCrAlY обладают большей долговечностью, чем алитирование в условиях работы в газотурбинных двигателях.

На основании приведенных на рис. 10 экспериментальных данных, зависимость (3) можно переписать в виде

$$h^m = K_0 \times \exp\left[\frac{-Q_0}{RT}\right] \times \tau \times K_1 \times P^n, \quad (5)$$

где K_1 , n - эмпирические коэффициенты;

P - давление газа

Соответственно зависимость (4) в виде

$$h_{\Sigma} = \sum_{i=1}^l \left(K_0 \times \exp\left[\frac{-Q_0}{RT_i}\right] \times \tau_i \times K_1 \times P^n \right)^i \quad (6)$$

По данным фирмы Пратт-Уитни в первом приближении величины констант в уравнениях (3, 4, 5, 6) можно принять следующими $m=2$, $Q_0 = 66,43$ кал./моль.

Критическая толщина оксидной пленки на поверхности детали, при которой начинается скалывание керамического покрытия, составляет примерно 3 г/м^2 [8, 9].

3.2. Термомеханическое разрушение теплозащитного покрытия

Как уже указывалось разрушение оксидных пленок наиболее интенсивно происходит при термоциклировании. Это же утверждение справедливо, как показывает опыт доводки теплозащитных пок-

рытий лопаток турбины ГТД, и для керамических слоев многослойных ТЗП.

Термоциклическая прочность различных материалов достаточно хорошо описывается соотношением Мэнсона-Кохффа:

$$N = A(\Delta\epsilon_f)^b, \quad (7)$$

где A, b - постоянные;

$\Delta\epsilon$ - размах деформации;

$$A = 1 / (\Delta\epsilon_0)^b,$$

где $\Delta\epsilon_0$ - размах деформации, вызывающий разрушение керамического слоя за один цикл нагружения

Величина $\Delta\epsilon_0$ зависит от накопленной толщины оксида металлического подслоя под керамикой:

$$\Delta\epsilon_0 = \Delta\epsilon'_0 \left(1 - \frac{h}{h_0}\right)^c + \Delta\epsilon_f \left(\frac{h}{h_0}\right)^d, \quad (8)$$

где $\Delta\epsilon'_0$ - размах деформаций, вызывающий разрушение керамического слоя при отсутствии окисления металлического подслоя ($h=0$);

h_0 - критическая толщина окисления жаростойкого подслоя ТЗП, которая может привести к отслаиванию керамики за один цикл нагружения;

c, d - эмпирические константы.

В первом приближении можно принять $c \approx d \approx 1$, т.е.

$$\Delta\epsilon_0 = \Delta\epsilon'_0 - (\Delta\epsilon'_0 - \Delta\epsilon_f) \times \frac{h}{h_0}, \quad (9)$$

Когда толщина окисленного слоя h достигает своей "критической" толщины т.е. ($h=h_0$) разрушение керамического слоя происходит за один цикл нагружения при размахе деформаций $\Delta\epsilon_f$

4. НАПРЯЖЕННОЕ СОСТОЯНИЕ КЕРАМИЧЕСКОГО ПОКРЫТИЯ ЛОПАТОК ГТД

Напряженно-деформированное состояние (НДС) керамических покрытий лопаток турбины определяется тепловым состоянием и нагрузками (центробежными и газовыми), действующими на саму лопатку с учетом дополнительных нагрузок от центробежных сил самого ТЗП. Так как толщина керамического слоя невелика по сравнению с толщиной лопатки, а само покрытие не является несущим, то в первом приближении можно принять, что деформация керамического слоя равна деформации самой лопатки.

В начале цикла нагружения (запуска двигателя) керамический слой нагревается быстрее чем низлежащий металлический слой, и в керамическом слое возникают деформации сжатия. По мере того как низлежащий металл начинает прогреваться и температура подложки приближается к температуре керамического слоя, в керамическом слое начинают возникать напряжения растяжения. При снижении режима в конце цикла нагружения, керамический слой охлаждается быстрее чем подложка, что приводит к дополнительному росту в нем деформаций растяжения. По мере того как температура подложки начинает падать, и перепад температур по сечению лопатки уменьшается вся система (керамический слой - лопатка) приходит в исходное состояние равновесия.

На процесс температурного деформирования керамического слоя в термоцикле нагружения лопатки накладываются деформации, связанные с газовыми и центробежными силами, действующими на лопатку.

Номинальная деформация на максимальном режиме нагружения может быть определена по формуле:

$$\Delta \epsilon_f = (\alpha_d \times T_d - \alpha_k \times T_k) + \epsilon_{мл}, \quad (10)$$

где α_d , α_k - температурные коэффициенты линейного расширения, соответственно материала лопатки и керамического слоя;

T_d , T_k - температуры на максимальном режиме нагружения, соответственно материала лопатки и керамического слоя;

$\epsilon_{мл}$ - составная часть деформации покрытия, определяемая деформацией лопатки от действия центробежных и газовых сил.

Следует отметить, что величина полной деформации керамического слоя может превышать номинальную, определенную по (10),

из-за больших деформаций в начале охлаждения (в конце цикла нагружения). Этот вопрос в каждом конкретном случае должен специально исследоваться на основе решения задачи о нестационарном тепловом состоянии лопаток на переходных режимах.

Деформация керамического слоя в цикле нагружения может быть упругая или упруго-пластическая в зависимости от физико-механических свойств керамического слоя, рабочей температуры ($T_{л}$, $T_{к}$) и механической деформации лопатки ($\epsilon_{мд}$).

Дополнительно на керамический слой ТЗП действуют напряжения отрыва покрытия от лопатки в направлении нормали к поверхности лопатки. Напряжения отрыва вызываются градиентом температур по толщине покрытия см. рис. 11 и средней напряженностью покрытия в направлении касательной к контуру поперечного сечения лопатки.

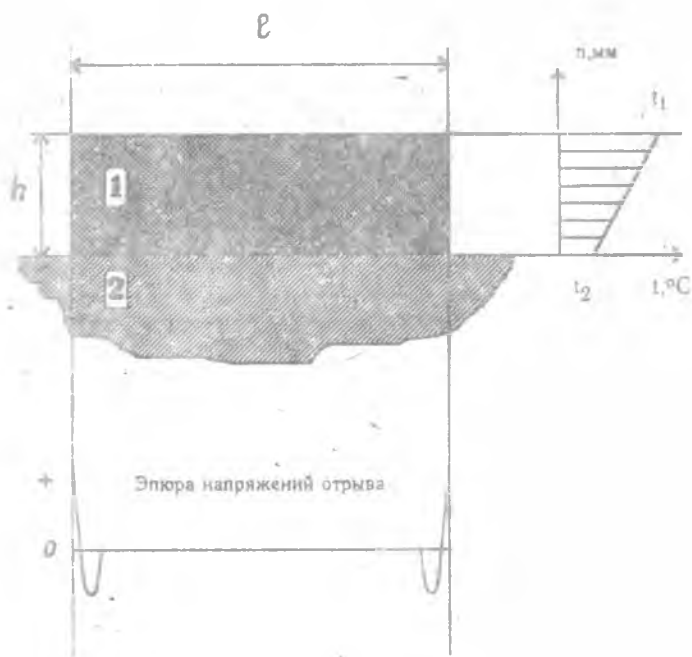


Рис. 11. Эпюра напряжений отрыва фрагмента керамического слоя ТЗП, вызванная градиентом температур по его толщине: 1 - фрагмент керамического слоя ТЗП; 2 - металл детали

Расчеты напряжений отрыва, действующих на фрагмент растресковавшегося керамического слоя ТЗП, см. рис. 5, выполненные методом конечных элементов (МКЭ) показывают, что составляющая суммарных напряжений отрыва от градиента температур по его толщине не зависит от линейных размеров фрагмента, определяется только перепадом температур и толщиной слоя и концентрируется по границе фрагмента, см. рис. 11.

Напряженность покрытия в направлении касательной к контуру поперечного сечения определяется разностью между средней температурой покрытия и температурой поверхности металла.

Напряжения отрыва, вызванные средней напряженностью покрытия в направлении касательной к профилю, стремятся оторвать покрытие от лопатки если они отрицательны и контур выпуклый, см. рис. 12а, или, если они положительные, а контур профиля вогнутый, см. рис. 12б.

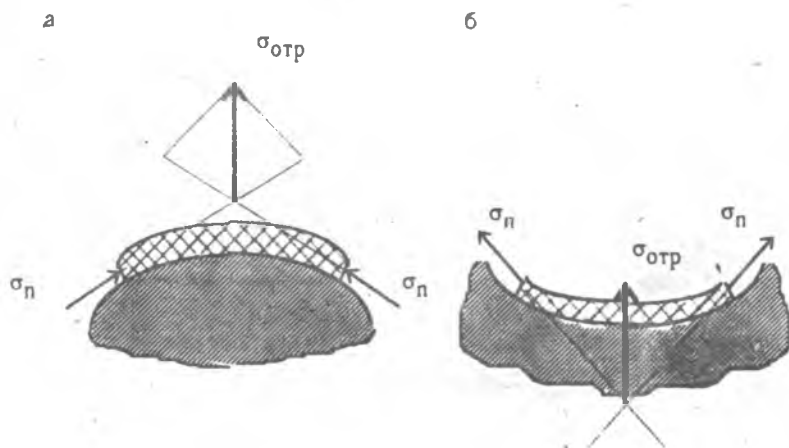


Рис. 12. Схема образования напряжений отрыва керамического слоя ТЗП от напряженности покрытия в направлении касательной к контуру поперечного сечения: а - в покрытии напряжения сжатия, контур выпуклый; б - в покрытии напряжения растяжения, контур вогнутый

Способность сопротивляться напряжениям отрыва характеризует адгезионную прочность покрытия.

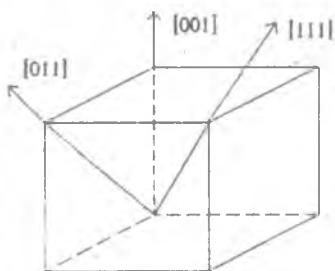
В традиционных расчетах покрытия лопатка рассматривается как бесконечно длинный прямой стержень с цилиндрической боковой поверхностью, неравномерно нагретый в плоскости поперечного сечения и нагруженный по торцам изгибающими моментами и продольной силой. Изгибающие моменты, вызываются поперечными нагруз-

ками на лопатку от действия газовых и центробежных сил (если продольная ось лопатки не совпадает с радиусом рабочего колеса). Продольная сила вызывается центробежными нагрузками. Температурное поле и форма поперечного сечения стержня, соответствующая профилю лопатки в рассматриваемом сечении, принимается постоянными вдоль продольной оси стержня.

Компоненты тензора напряжений и тензора деформаций в каждой точке поперечного сечения лопатки определяются с использованием МКЭ из совместного решения уравнений, описывающих условия равновесия отсеченной части стержня и решения задачи теории упругости об обобщенном плоском деформированном состоянии, при котором деформация вдоль оси стержня является линейной функцией координат осей, лежащих в плоскости поперечного сечения.

При расчете ТЗП определяются главные напряжения и деформации вдоль оси лопатки - Z , в направлении касательной к контуру поперечного сечения - S , и в направлении нормали к поверхности лопатки - T . На границе раздела: керамический слой - металлическая поверхность лопатки, напряжения в направлении нормали к поверхности соответствуют напряжениям отрыва керамического слоя от лопатки.

Лопатки, отливаемые с монокристаллической структурой обладают анизотропией свойств упругости, прочности, пластичности и ползучести в направлениях кристаллографических осей, см. рис. 13. [13].



Ориентация	$T = 20^{\circ}\text{C}$			$\sigma = 280\text{ МПа}$	$T = 1000^{\circ}\text{C}$
	$E \cdot 10^7$, МПа	σ_b , МПа	δ , %	$T = 975^{\circ}\text{C}$	$\tau = 100$ час
[111]	3,3	1050...1140	5..8	τ , час	$\sigma_{0,2}$, МПа
[001]	1,4	870...890	7..9	70...100	13,6
[011]	2,44	700...770	8...25	32..49	12
				17...50	11,5

Рис. 13. Влияние ориентации кристаллов на свойства сплава ЖС6Ф

Поэтому расчеты деформаций монокристаллических лопаток должны проводиться с учетом анизотропии указанных свойств. Пример разбиения поперечного сечения лопатки с ТЗП сетью конечных элементов и результаты расчетов полей температур и напряжений (деформаций) в лопатке и керамическом слое ТЗП показаны на рис. 14.



Рис. 14. Пример разбиения поперечного сечения лопатки сетью конечных элементов

Сеть конечных элементов сгущается в местах концентрации напряжений и может быть более редкой на гладких участках профиля.

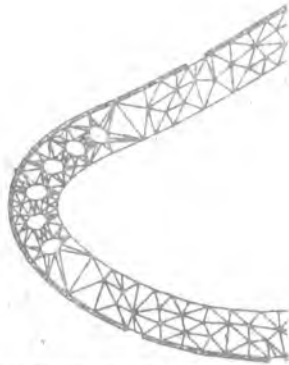


Рис. 15. Пример разбиения фрагмента поперечного сечения лопатки с керамическим теплозащитным слоем сетью конечных элементов

$T_{MIN}(+) = 609.7$, $T_{MAX}(\ast) = 1053.4$, $T_{CP} = 811$.

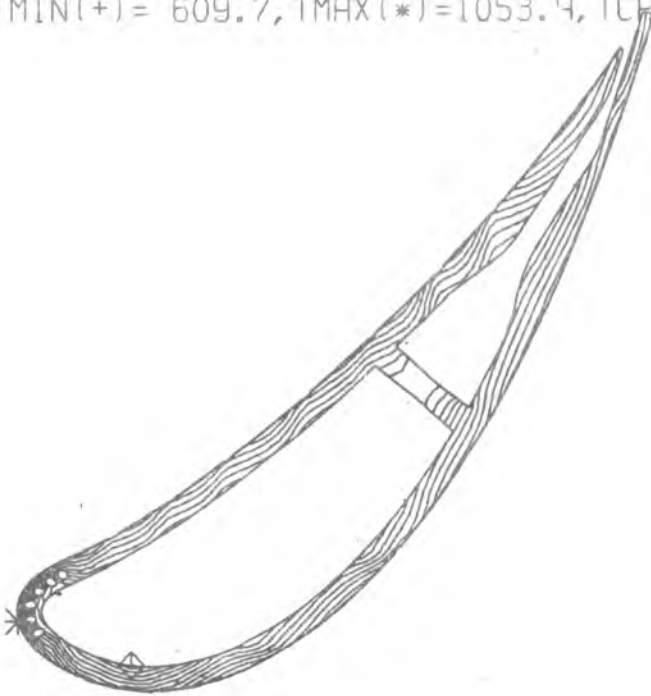


Рис. 16. Пример расчета поля температур в поперечном сечении лопатки МКЭ

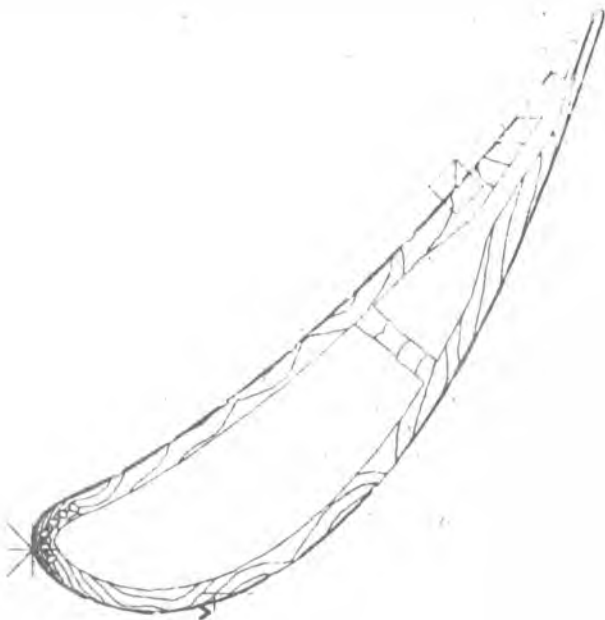


Рис. 17. Пример расчета поля деформаций в поперечном сечении лопатки МКЭ

Следует отметить, что так как ТЗП наносится на нагретую до температуры порядка 1000°C поверхность лопатки, то после остывания лопатки в керамическом слое покрытия формируется остаточное поле напряжений, которое необходимо учитывать при расчете полей напряжений и деформаций в покрытии при работе двигателя.

Таким образом, работоспособность керамического покрытия определяют общая напряженность (деформация) покрытия, вызванная деформациями самой лопатки, температурой и разностью коэффициентов линейного расширения покрытия и материала лопатки и напряжениями отрыва покрытия от лопатки.

Как показывает опыт доводки ТЗП уровень общих деформаций в керамическом слое покрытия остывшей лопатки может составлять до 0.30%, при работе двигателя до 0.46%, уровень напряжений отрыва покрытия в остывшей лопатке до 46 МПа, при работе двигателя до 10 МПа.

5. ОЦЕНКА РЕСУРСА КЕРАМИЧЕСКОГО ПОКРЫТИЯ

Как рассматривалось выше, преобладающим механизмом разрушения керамических слоев теплозащитных покрытий лопаток ГТД является отслаивание керамического слоя по границе металл-керамика вследствие термомеханического циклического нагружения, интенсифицированного окислением металлического подслоя связи между керамикой и поверхностью лопатки. Таким образом ресурс керамических покрытий определяется наработкой на циклических (переменных) режимах, вызывающих термомеханическое повреждение покрытия, и длительными статическими режимами, вызывающими окисление металлической поверхности лопатки. Те же режимы определяют и ресурс основного материала лопатки.

В соответствии с основными повреждающими факторами, ресурс керамических покрытий может быть определен по критерию окисления металлического подслоя (по аналогии с исчерпанием длительной прочности) и по исчерпанию малоциклового долговечности самого керамического слоя (по аналогии с исчерпанием малоциклового долговечности основного материала лопатки).

Ресурс ТЗП по критерию окисления жаростойкого металлического подслоя может быть определен как время до образования критической толщины окисления - когда отслаивание керамического слоя ТЗП происходит за один цикл нагружения.

Для однорежимного двигателя время до образования критического окисления - ресурса металлического подслоя ТЗП может быть определен на основании зависимости (5) как

$$\tau_p = \frac{h_p^m}{\left(K_0 \times \exp\left[-\frac{Q_0}{RT} \right] \times K_1 \times P^n \right)}, \quad (11)$$

где h_p - критическая толщина окисленного слоя, при которой отслоение керамического слоя происходит за один цикл нагружения (выхода двигателя на максимальный режим)

Для многорежимных двигателей ресурс ТЗП по критерию окисления металлического подслоя может быть определен на основании гипотезы линейного суммирования повреждений.

Используя принцип линейного суммирования повреждений, условие разрушения ТЗП по критерию окисления металлического подслоя можно записать в виде:

$$\sum_{i=1}^I \frac{h_i}{h_p} = 1, \quad \left(\Pi_\tau = \sum_{i=1}^I \frac{h_i}{h_p} \right), \quad (12)$$

где h_i - толщина окисления металлического подслоя ТЗП за суммарное время работы двигателя на i -м режиме;

Π_τ - степень поврежденности металлического подслоя ТЗП за время эксплуатации двигателя на всех I режимах.

Величина Π_τ определяется как отношение суммарной толщины окисления к критической за весь период эксплуатации. В начале эксплуатации $\Pi_\tau = 0$, в момент отслоения керамического слоя ТЗП $\Pi_\tau = 1$.

Из (12) с учетом (4), (5), (6) следует:

$$\sum_{i=1}^I \frac{\left(K_0 \times \exp \left[\frac{-Q_0}{RT_i} \right] \times \tau_i \times K_1 \times P_i^n \right)^{1/m}}{\left(K_0 \times \exp \left[\frac{-Q_0}{RT_i} \right] \times \tau_{p_i} \times \kappa_1 \times P_i^n \right)^{1/m}} = 1, \text{ т.е.}$$

$$\sum_{i=1}^I \left(\frac{\tau_i}{\tau_{p_i}} \right)^{1/m} = 1, \quad \left(\Pi_\tau = \sum_{i=1}^I \left(\frac{\tau_i}{\tau_{p_i}} \right)^{1/m} \right), \quad (13)$$

где τ_{p_i} - время до образования критической толщины окисленного слоя при работе на i -ом режиме.

Величины τ_{p_i} могут быть вычислены по формуле (11).

Если обозначить доли наработки на отдельных режимах как C_i , т.е. $\sum C_i = 1$ то (13) можно переписать в виде:

$$= \sum_{i=1}^I \tau_s^{1/m} \times \left(\frac{C_i}{\tau_{pi}} \right)^{1/m}$$

Суммарное время до образования критической величины окисления металлического подслоя ТЗП - τ_g при работе двигателя на I режимах может быть определен по формуле:

$$\tau_g = \left[1 / \sum_{i=1}^I (C_i / \tau_{pi})^{1/m} \right]^m, \quad (14)$$

где τ_g - эквивалентное время до исчерпания ресурса при данной раскладке режимов работы изделия - ресурс.

Величина τ_g определяет суммарное время с учетом наработки на всех режимах эксплуатации, за которое толщина оксидного слоя металлической подложки достигает величины, при которой разрушение керамического покрытия произойдет за один цикл термомеханического нагружения выхода двигателя на максимальный режим - ресурс ТЗП по критерию окисления жаростойкого подслоя

Коэффициент запаса по долговечности в часах определится как:

$$K_\tau = \frac{\tau_g}{\tau_\Sigma}$$

где τ_Σ - ресурс изделия, на котором установлена рассматриваемая деталь с керамическим теплозащитным покрытием.

Для однорежимного двигателя величина циклической долговечности ТЗП (его керамического слоя) может быть вычислена по формуле (7), которая с учетом (8), (9), (12), (13) может быть переписана в виде:

$$N = \left(\frac{\Delta \epsilon_f}{\Delta \epsilon'_0 - (\Delta \epsilon'_0 - \Delta \epsilon_f) \times h / h_0} \right)^b \quad \text{или}$$

где $\Delta \epsilon_f$ - определяется по (10);

$\Delta \epsilon'_0$ - определяется по результатам испытаний образцов с рассматриваемым керамическим покрытием на однократное растяжение или сжатие;

$b = -1/k$, где k - показатель степени в известном уравнении Мэнсона-Кохфина - $\Delta \epsilon \times N = C$, для металлических материалов $b = -1,5 \dots -2$;

Π_τ - повреждаемость металлического подслоя лопатки по критерию жаростойкости, определяется по (12) или (13).

Для многорегимных двигателей, когда в процессе одного эксплуатационного цикла могут иметь место несколько частичных изменений режима работы, величину циклической наработки необходимо определять на основе методов суммирования повреждений и эквивалентного приведения всех видов эксплуатационных циклов к единому. В качестве единого эквивалентного цикла нагружения целесообразно принять цикл запуска с последующим выходом двигателя на максимальный режим.

Эквивалентная циклическая наработка с учетом всех видов эксплуатационных циклов может быть определена как:

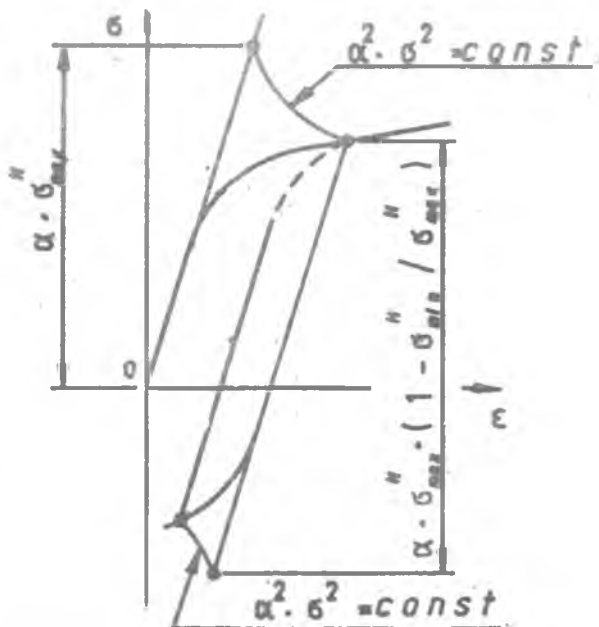
$$N = \sum_{j=1}^J N_j \times \eta_j = \sum_{j=1}^J \left(\frac{\Delta \epsilon_f \times \eta_j}{\Delta \epsilon'_0 - (\Delta \epsilon'_0 - \Delta \epsilon_f \times \eta_j) \times \Pi_\tau} \right)^b, \quad (16)$$

где J - количество видов эксплуатационных циклов;

N_j - количество циклов j -го вида;

η_j - коэффициент приведения.

Величина коэффициентов приведения зависит от величин деформаций в начале и конце циклов нагружения $\Delta \epsilon_{f/\min}$, $\Delta \epsilon_{f/\max}$ и может быть определена с помощью методов эквивалентного приведения циклов, например [5], или с использованием обобщенного принципа Мазинга, как показано на рис. 18.



18. Схема приведения частичных циклов нагружения к полному циклу на основе обобщенного принципа Майннга

Коэффициент запаса по циклической долговечности определится

т.е.

$$K_N = \frac{N_\Sigma}{N_0}$$

где N_0 - Эксплуатационное число циклов выхода двигателя на осимальный режим.

Коэффициент запаса по разрушающим деформациям покрытия в конце ресурса:

$$K_{\varepsilon_0} = \frac{\Delta \varepsilon'}{\Delta \varepsilon_f}$$

в конце ресурса изделия: $K_\varepsilon = K_{\varepsilon_0} (1 - \Pi_\varepsilon) + \Pi_\varepsilon$.

6. ФИЗИКО-МЕХАНИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА ТЕПЛОЗАЩИТНЫХ ПОКРЫТИЙ

Наиболее распространенным типом теплозащитных керамических покрытий являются покрытия на основе двуокси циркония ZrO_2 модифицированной Y_2O_3

Данные по физико-механическим свойствам ТЗП на основе $ZrO_2 + 8\%Y_2O_3$ в литературе еще не полные и отрывочные. Идет процесс исследований и накопления банка данных.

На рис 19 приведены экспериментальные данные по одной из важнейших функциональных характеристик - зависимости теплопроводности от температуры для керамических слоев теплозащитных покрытий, нанесенных методом электронно-лучевого напыления, полученные в СГНПП "Труд", ИТТФ АН Украины [11] по зарубежным данным.

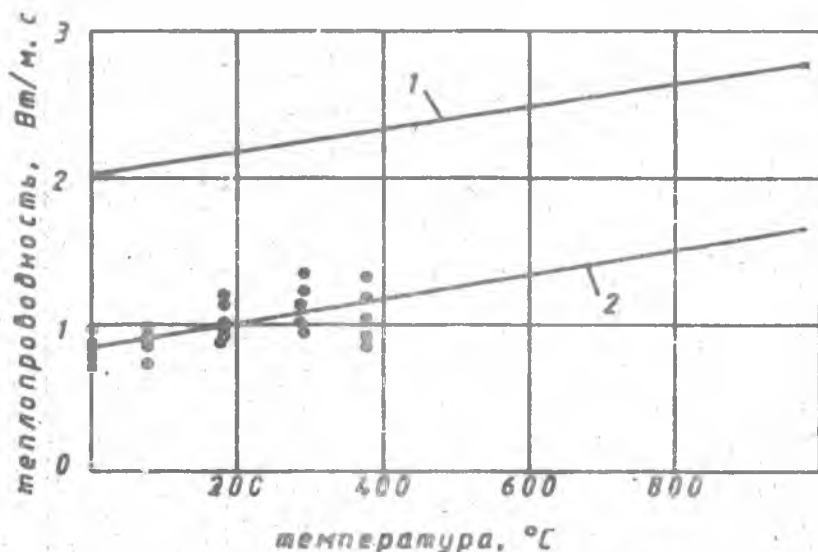


Рис. 19. Результаты измерений теплопроводности керамических образцов из $ZrO_2 + 8\%Y_2O_3$ полученных методом электронно-лучевого напыления.

⊙ - эксперименты СГНПП "Труд", 1 - данные ИТТФ АН Украины, 2 - зарубежные источники

Измерение теплопроводности проводилось методом динамического калориметра, работающего в режиме монотонного нагрева при помощи измерителя марки ИТ-λ-400.

Тепловая схема метода показана на рис. 20, где испытуемый образец 4, пластины 2, 3 и стержень 5 монотонно разогреваются тепловым потоком Q , поступающим от основания 1.

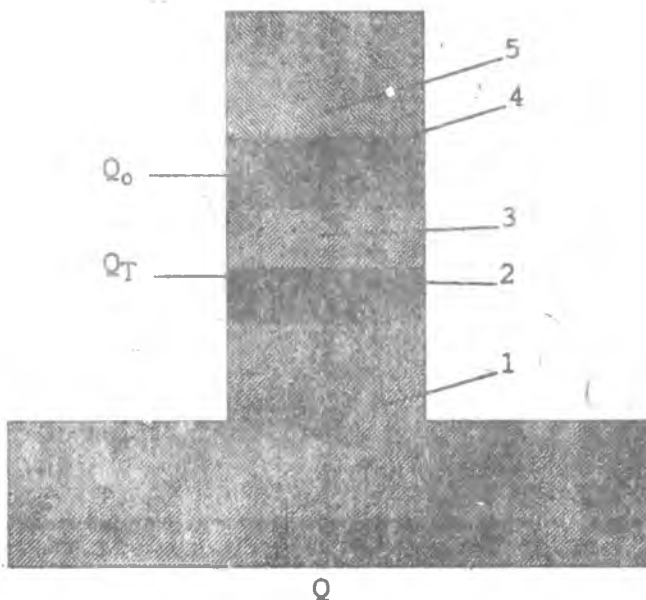


Рис. 20. Схема рабочего участка измерителя теплопроводности ИТ-λ-400.
1 - основание; 2 - пластина; 3 - пластина; 4 - образец; 5 - стержень

Боковые поверхности стержня 5, испытуемого образца 4 и пластин 2, 3 адиабатически изолированы. Стержень 5 и контактная пластина 3 изготовлены из меди, обладающей высокой теплопроводностью, поэтому перепады температур на них незначительны. Тепловой поток Q_T , проходящий через среднее сечение пластины 2, частично поглощается ею и далее идет на разогрев пластины 3, образца 4 и стержня 5. Температурные поля образца 4 и пластины 2 оказываются близкими к линейным стационарным, а все детали системы разогреваются с близкими скоростями.

Величину теплопроводности образца определяют на основании сравнения тепловых потоков через пластину Q_T и образец Q_0 .

На основании замеров перепадов температур на испытуемом образце и пластине 2 величину теплового сопротивления образца P_0 можно определить по формуле:

$$P_0 = \frac{\Delta T_0 S (1 + \alpha_c)}{\Delta T_T K_T} - P$$

где ΔT_0 - перепад температуры на образце, К;

ΔT_T - перепад температуры на пластине 2, К;

S - площадь поперечного сечения образца;

K_T - тепловая проводимость измерительного прибора;

P - поправка, учитывающая тепловое сопротивление в контактах, неидентичность и тепловое сопротивление термопар, замеряющих тепловые перепады на образце и пластине 2;

α_c - поправка, учитывающая теплоемкость образца.

Параметры P_K и K_T не зависят от свойств испытуемого образца, являются "постоянными" данного прибора и определяются специальными градуировочными экспериментами с образцовыми мерами, входящими в комплект прибора.

Величина теплопроводности образца определяется по формуле:

$$\lambda = h/P_0$$

- где h - толщина образца.

Из приведенных на рис.19 результатов испытаний, виден значительный разброс экспериментальных данных, полученных в одном эксперименте и различия в величинах теплопроводности образцов, полученных в различных организациях. Большой разброс полученных экспериментальных данных, очевидно, связан с недостаточно отработанными методиками измерений и с существенным влиянием технологии нанесения покрытия на его свойства.

Поэтому исследования физико-механических характеристик покрытий должны проводиться специально в каждом конкретном случае их применения.

Для первоначальных, оценочных расчетов в табл. 3..9 приведены основные физико-механические свойства жаростойких типа $NiCrAlY$ и теплозащитных покрытий типа $ZrO_2 + 8\%Y_2O_3$ по литературным данным зарубежных исследований.

Механические характеристики керамики и жаростойкого подслоя получены по результатам стандартных испытаний образцов.

Следует отметить, что физико-механические характеристики керамики получены на "толстых" образцах $h < 12,5$ мм, изготовленных методом плазменного напыления, а приведенные характеристики зависят не только от метода получения, но и от толщины керамического слоя.

Т а б л и ц а 3

Температура - t, °C		538	871	1149
Керамика $ZrO_2+8\%Y_2O_3$	удельная теплоемкость - С, Дж/час°К	0,582	0,593	0,603
Подслой	теплопроводность -λ, Вт/м° К	20,5	24,3	34,2
NiCrAlY	удельная теплоемкость - С, Дж/час°К	0,628	0,674	0,712

Т а б л и ц а 4

Коэффициент линейного расширения - $\alpha \times 10^6$, 1/°C							
Температура, °C	100	300	500	700	900	1000	1100
Керамика $ZrO_2+8\%Y_2O_3$	9,68	9,82	9,64	9,88	10,19	10,34	10,29
Подслой NiCrAlY	12,75	13,39	14,2	15,50	16,93	17,30	17,78

Т а б л и ц а 5

Механические свойства керамики $ZrO_2 + 7\%Y_2O_3$ при одноосном сжатии				
№ образца	$t_{исп}, ^\circ C$	$\sigma_{сж}, \text{кгс/мм}^2$	$\epsilon_{плзп}, \%$	$E \times 10^3, \text{кгс/мм}^2$
1	871	30.8	-	1.15
2	1190	20.1	2.46	2.21
3	538	38.2	2.61	1.37
4	871	27.8	1.90	1.26
5	1204	22.1	4.38	1.37
6	1202	27.7	5.14	1.05

Т а б л и ц а 6

Механические свойства керамики $ZrO_2 + 7\%Y_2O_3$ при одноосном растяжении				
№ обр.	$t_{исп}, ^\circ C$	$\sigma_{р}, \text{кгс/мм}^2$	$\epsilon_{плзп}, \%$	Начальный $E \times 10^3, \text{кгс/мм}^2$
1	23.8	2.16	0.196	1.40
2	538	1.86	0.158	2.16
3	538	1.82	-	-
4	538	2.38	-	-
5	538	1.81	0.056	4.42
6	871	1.81	0.077	4.42
7	871	2.24	-	-
8	871	1.88	0.283	1.26
9	871	2.31	-	-
10	1093	2.16	0.215	2.16
11	1093	2.23	0.188	2.61
12	1204	1.72	0.298	2.81
13	1204	1.62	0.265	2.81

Т а б л и ц а 7

Характеристики ползучести керамики ($Zr_2O_3+8\%Y_2O_3$) при сжатии					
№ обр.	$t_{исп}$, °С	σ , кгс/мм ²	ϵ_r , %	τ , мин	Примечание
1	982	26.9	2.22	5.9	без разр. (б/р)
		28.4	2.48	4.6	
		29.8	2.82	6.3	
2	982	9.1	1.88	295.2	$\epsilon^{\cdot min} = 0.24\% \text{ч}$
3	982	28.1	2.32	8.8	$\epsilon^{\cdot нач} = 1.27\% \text{ч}$
4		29.7	2.76	20.0	$\epsilon^{\cdot min} = 0.62\% \text{ч}$
5	1204	24.2	5.17	1.9	$\epsilon^{\cdot max} = 68.5\% \text{ч}$
6	1204	22.1	6.35	3.4	$\epsilon^{\cdot нач} = 40.8\% \text{ч}$
7	1204	6.7	4.5	106.1	$\epsilon^{\cdot min} = 1.42\% \text{ч}$
8	1204	7.0	6.3	111.4	$\epsilon^{\cdot min} = 1.83\% \text{ч}$

Т а б л и ц а 8

Характеристики ползучести керамики ($Zr_2O_3+8\%Y_2O_3$) при растяжении					
№ образца	$t_{исп}$, °С	σ , кгс/мм ²	ϵ_r , %	τ , мин	Примечание
1	538	1.47	0.048	1.94	(б/р)
2	982	1.52	0.14	3.75	$\epsilon^{\cdot min} = 1.0038\% \text{ч}$
3	982	1.45	0.16	5.28	$\epsilon^{\cdot min} = 1.0011\% \text{ч}$
4	1204	1.37		0.61	разрушение

Таблица 9

Характеристики циклической долговечности при растяжении ($ZrO_2 + 8\% Y_2O_3$)					
N образца	$R = \sigma_{\min} / \sigma_{\max}$	$t_{\text{цикл}}, ^\circ\text{C}$	$\sigma_{\text{макс}}, \text{кгс/мм}^2$	N циклы	Примечание
1	0.1	538	1.75	20	(8/р)
2	0.1	538	1.82	307	(8/р)
3	0.1	538	1.89	410	разр.
4	0.1	538	1.89	195	разр.
5	0.1	871	1.48	60000	один и тот же образец без разрушения
	0.1	871	1.87	10000	
	0.1	871	2.05	10452	
	0.1	871	2.21	11000	
	0.1	871	2.31	10350	
6	0.1	871	1.85	407	разр.
7	0.1	871	1.85	158	разр.

7. ОЦЕНКА ЭКВИВАЛЕНТНОСТИ ИСПЫТАНИЙ И ЭКСПЛУАТАЦИИ ПО КРИТЕРИЮ РАЗРУШЕНИЯ КЕРАМИЧЕСКОГО ПОКРЫТИЯ

Работоспособность теплозащитных покрытий определяется способностью жаростойкого подслоя сопротивляться окислению, а керамического слоя - термомеханической малоцикловой усталости. Интенсивность истощения малоцикловой долговечности характеризуется общей напряженностью (деформацией) покрытия, вызванной деформациями самой детали и напряжениями отрыва керамического слоя покрытия.

Количественное истощение работоспособности ТЗП может быть оценено степенью окисленности металлического подслоя величиной накопленного "статического" повреждения - $\Pi_s = \sum_{i=1}^n \frac{h_i}{H_s}$ - величиной истощения малоцикловой долговечности самого керами-

ческого слоя ТЗП - $\Pi_m = \sum_{j=1}^J \frac{N_j}{N_{Pj}}$ и величиной истощения малоцикловой долговечности по напряжениям отрыва керамического слоя от детали - $\Pi_z = \sum_{j=1}^J \frac{z_j}{z_{Pj}}$.

Оценка эквивалентности стендового испытания и эксплуатации по критерию разрушения ТЗП может проводиться на основе анализа и сравнения величин накопленных малоцикловых и статических повреждений:

$$\left. \begin{aligned} \Pi_{\tau_{\text{эсп}}} &= K_{\tau} \times \Pi_{\text{сод. п. л.}} \\ \Pi_{N_{\text{эсп}}} &= K_N \times \Pi_{N_{\text{сод. п. л.}}} \\ \Pi_{z_{\text{эсп}}} &= K_z \times \Pi_{z_{\text{сод. п. л.}}} \end{aligned} \right\} (17)$$

где K_{τ} , K_N , K_z - нормируемые коэффициенты запаса.

Практически оценку эквивалентности стендовых испытаний и эксплуатации целесообразно проводить отдельно по каждому критерию истощения ресурса ТЗП.

В этом случае эквивалентная наработка в эксплуатации по критерию окисления жаростойкого подслоя ТЗП по результатам стендовых испытаний может быть определена по формуле:

$$\tau_{\text{эксп}} = \frac{\left[\sum_{i=1}^I \left(K_0 \times \exp \left[\frac{-Q_0}{RT_i} \right] \times \tau_i \times K_1 \times P_i^n \right)^{1/m} \right]^m}{\left[\sum_{j=1}^J \left(K_0 \times \exp \left[\frac{-Q_0}{RT_j} \right] \times C_j \times K_1 \times P_j^n \right)^{1/m} \right]^m} \times K, \quad (18)$$

Сравнительная оценка термоциклической прочности ТЗП проводится на основе уравнения Мэнсона-Кохфина, согласно которому число циклов до разрушения: $N = A \times f(\Delta \varepsilon)$

Здесь $\Delta \varepsilon$ - интенсивность размахов деформаций по отдельным компонентам тензора деформаций по Мизесу (Mises R.), функция f является обратной формуле Мэнсона, A - множитель, учитывающий

сокочастотных колебаний и других факторов, воздействующих на лопатки.

Таким образом циклическая долговечность при форсированных испытаниях определяется: $N_{\text{цикл}} = A \times f(\Delta \varepsilon_{\text{цикл}}) = A \times f(\Delta \varepsilon_{\text{эксп}}) / K_N$,

$$\text{или } N_{\text{цикл}} = \frac{f(\Delta \varepsilon_{\text{цикл}})}{f(\Delta \varepsilon_{\text{эксп}}) \times K_N} \quad (19)$$

$$\text{Соответственно } Z_{\text{цикл}} = \frac{f(\Delta \sigma_{\text{цикл}})}{f(\Delta \sigma_{\text{эксп}}) \times K_Z} \quad (20)$$

где $\Delta \sigma_{\text{эксп}}$, $\Delta \sigma_{\text{эци}}$ - соответственно размахи напряжений отрыва в циклах эквивалентных испытаний и эксплуатации.

Величина эквивалентной циклической наработки в часах эксплуатации определяется через продолжительность среднего эксплуатационного цикла:

$$\tau_{N_{\text{эксп}}} = N_{\text{эксп}} \times \tau_{\text{с.э.}}$$

$$\tau_{Z_{\text{эксп}}} = Z_{\text{эксп}} \times \tau_{\text{с.э.}}$$

где $\tau_{\text{с.э.}}$ - продолжительность осредненного эксплуатационного цикла, определяется на основе анализа статистики эксплуатации рассматриваемого двигателя, или двигателя прототипа установленного на летательном аппарате аналогичного назначения.

Общая величина эквивалентной наработки определяется как минимальная величина из вычисленных значений отдельных составляющих: $\tau_{Z_{\text{эксп}}}$, $\tau_{N_{\text{эксп}}}$, $\tau_{Z_{\text{эксп}}}$.

Следует заметить, что в данной постановке задачи об оценке ресурса покрытия геометрия и конструкция детали может быть произвольной, может варьироваться в разумных пределах толщина покрытия и отдельных его слоев, могут быть произвольными условия нагружения, но технология нанесения покрытия, определяющая его прочностные и адгезионные свойства и в связи с этим, как показал опыт доводки покрытия, в значительной степени его ресурс, должна соответствовать технологии его нанесения на испытываемой детали.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данном пособии в самой краткой форме изложены конструкция, технология нанесения, механизм разрушения и методы расчетной и экспериментальной оценки работоспособности теплозащитных покрытий с термобарьерным керамическим слоем (ТЗП), наносимых на детали "горячей" части авиационных ГТД.

Идея термобарьерной защиты горячих деталей авиационных ГТД родилась сравнительно недавно. Технология их нанесения еще окончательно не отработана, ведутся интенсивные работы по ее совершенствованию практически на всех двигателестроительных предприятиях, во многих НИИ России и за рубежом.

В настоящее время процесс нанесения ТЗП достаточно сложный, трудоемкий и во многом зависит от конструкции детали на которое наносится покрытие. Практически можно считать, что серийное нанесение ТЗП на лопатки турбины освоено только для авиационных ГТД семейства НК разработки СГНПП "Труд" под руководством Генерального конструктора Н.Д. Кузнецова. Однако все затраты и трудности нанесения ТЗП с лихвой окупаются за счет увеличения ресурса. Можно считать, что качественное нанесение ТЗП увеличивает ресурс рабочих лопаток турбины в 10 раз.

Механические свойства и работоспособность ТЗП существенно зависят от технологии нанесения. Расчетные методы оценки ресурса вновь разрабатываемых конструкций покрытий достаточно условны, т.к. сложно получить корректные исходные данные по их механическим и теплофизическим характеристикам.

Поэтому в настоящее время наиболее надежным способом оценки работоспособности покрытий являются форсированные сравнительные испытания. При таких испытаниях в одно рабочее колесо устанавливаются лопатки с различными вариантами покрытий и проводят их эквивалентно-циклические испытания в составе полноразмерного двигателя. По результатам анализа проявившихся дефектов судят о качестве конструкции и технологии нанесения покрытий.

Наиболее надежными методами оценки работоспособности и ресурса теплозащитных покрытий в эксплуатации являются методы эквивалентного пересчета наработки при стендовых испытаниях на условия реальной эксплуатации, основанные на анализе напряженно-деформированного состояния ТЗП и механизма его разрушения. В данной постановке задачи по оценке ресурса ТЗП в эксплуатации геометрия и конструкция детали может быть произвольной, может варьироваться в разумных пределах толщины покрытия и отдельных

его слоев, могут быть произвольными условия нагружения и температурное состояние покрытия, однако технология нанесения, определяющая его физико-механические и адгезионные свойства и в связи с этим, как показал опыт доводки, в значительной степени его ресурс, должна соответствовать технологии нанесения покрытия на испытываемой детали

Широкое использование ТЗП для защиты деталей горячей части является новым и перспективным направлением повышения ресурса ГТД

Развитие методов расчета, исследований физико-механических характеристик и подтверждения эффективности, работоспособности и ресурса ТЗП позволит существенно повысить ресурс, параметры работы и сократить сроки доводки газотурбинных двигателей

Библиографический список

1. Нормы прочности ЦИАМ, 1990г.
2. Положение об установлении и увеличении ресурсов газотурбинных двигателей ВА ЦИАМ, 1987г.
3. Кузнецов Н. Д., Эквивалентные испытания газотурбинных двигателей. - М.: Машиностроение, 1976, - 216с.
4. Работнов Ю.Н. Ползучесть элементов конструкций. М.: Наука, 1966. 752с
5. Цейтлин В.И., Федорченко Д.Г. Оценка циклической долговечности деталей, работающих при сложных программах нагружения. // Пробл. прочности, 1983, N 2, с.13-19.
6. Никитин Н.И. Расчет жаростойкости металлов. М.: Металлургия. 1976. 207с.
7. Гецов Л.Б. Детали газовых турбин Л.: Машиностроение, 1982. 296с.
8. Скларов Ю.Д., Рыбников А.И., Малашенко И.С., Левин А.Е. Коррозионная долговечность конденсационных покрытий для лопаток энергетических ГТУ. // Обеспечение коррозионной надежности лопаток газовых турбин. Вып. 473. Л.: Судостроение, 1989 с. 59-64.
9. Миллер Р.А. Расчет ресурсов для авиационных ГТД // Современное машиностроение, сер. А, 1989. N 11.
10. Семенов А.П., Ануров Ю.М., Гаврилов Н.Г., Абраимов Н.В. Особенности конструирования рабочих лопаток турбины с теплозащитными покрытиями. // Защитные покрытия (научно - методические материалы). М.: ВВИА им. Жуковского 1990 с. 129-134.

11. Чигарев И. М., Полунин С.Л. К исследованию теплофизических свойств теплозащитных покрытий. // Тепловые процессы в элементах энергетических устройств (Сб научных трудов). Киев : Наукова думка, 1987, с. 68 - 72.

12. Клименко В. Н., Нагога Г. П., Сапожников В. М. Исследование эффективности теплозащитных покрытий на охлаждаемых лопатках газовых турбин. // Высокотемпературные газовые турбины (Материалы 5 - й межотраслевой конференции 28 - 30 января 1986 г.) Труды ЦИАМ N 1198. М.: ЦИАМ, 1987 с. 30 - 33.

13. Светлов И. Л., Суханов Н. Н., Кривко А. И., Рошина И. Н., Хацинская И. М., Самойлов А. И. Температурно - ориентационная зависимость характеристик кратковременной прочности модуля Юнга и коэффициента линейного расширения монокристаллов сплава ЖС6Ф // Проблемы прочности, 1987, №1, с 51-56

СОДЕРЖАНИЕ

Предисловие.....	3
1 Типы защитных покрытий и методы их нанесения.....	10
2 Область применения теплозащитных покрытий.....	17
3 Механизм разрушения теплозащитных покрытий в условиях работы деталей турбин ГТД.....	19
3.1 Окисление металлического жаростойкого связующего подслоя.....	21
3.2 Термомеханическое разрушение теплозащитного покрытия.....	25
4 Напряженное состояние керамического покрытия лопаток ГТД.....	27
5 Оценка ресурса керамического покрытия.....	34
6 Физико - механические свойства теплозащитных покрытий.....	39
7 Оценка эквивалентности испытаний и эксплуатации по кри- терию разрушения керамического покрытия.....	45
Заключение.....	48
Литература.....	49

Учебное издание

**Ануров Юрий Михайлович
Федорченко Дмитрий Геннадьевич**

Оценка работоспособности теплозащитных покрытий деталей ГТД

Учебное пособие

Редактор М. И. Логунова
Техн. редактор Г. А. Усачева

Лицензия ЛР.№020301 от 28.11.11

Подписано в печать 30.10.95г. Формат 60×80 ¹/₁₆. Бумага оберточная. Гарнитура литературная. Печать офсетная.
Усл. п.л. 3,1. Усл. кр.-отт. 3,2. Уч.-изд. л. 3,0. Тираж 200 экз.

Самарский государственный аэрокосмический университет им. академика С.П.Королева
443086 Самара, Московское шоссе, 34.
