

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

На правах рукописи

САМОЙЛЕНКО ЕЛИЗАВЕТА ВАСИЛЬЕВНА

**МЕТОД ВОССТАНОВЛЕНИЯ РАБОТОСПОСОБНОСТИ РАБОЧИХ
ЛОПАТОК ТУРБИНЫ СОВРЕМЕННЫХ ГТД ЗА СЧЕТ ПРИМЕНЕНИЯ
УСОВЕРШЕНСТВОВАННОГО ТЕПЛОЗАЩИТНОГО ПОКРЫТИЯ**

Специальность 2.9.6 – «Аэронавигация и эксплуатация авиационной техники»

ДИССЕРТАЦИЯ
на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
доктор технических наук,
профессор Петров Ю. В.

Москва 2025

Содержание

	Стр.
Введение	4
1 Влияния внешних условий на структуру поверхностных слоев лопаток турбины с теплозащитными покрытиями	13
1.1 Исследование эксплуатационных факторов влияющих на работоспособность лопаток турбины газотурбинных двигателей	13
1.2 Оценка повреждаемости теплозащитных покрытий на лопатках турбины авиационных двигателей	23
1.3 Методы нанесения защитных покрытий на лопатки турбины авиационных двигателей в процессе их производства и восстановления	28
Выводы по главе 1	34
2 Применяемые материалы и методы их исследования	36
2.1 Применяемые для исследования материалы	36
2.2 Методы исследования структуры и свойств никелевых сплавов и защитных покрытий	37
2.2.1 Исследование микроструктуры применяемых никелевых сплавов и защитных покрытий	37
2.2.2 Метод определения химического состава никелевых сплавов и защитных покрытий	39
2.2.3 Методика проведения испытаний лопаток с ТЗП на изотермическую жаростойкость	39
2.2.4 Методика проведения испытаний на термостойкость рабочих лопаток с ТЗП	40
2.2.5 Методика проведения испытаний лопаток с ТЗП на их теплофизические свойства	42
3 Научные основы получения долговечного теплозащитного покрытия	44
3.1 Теоретические основы создания долговечного теплозащитного покрытия	44

3.2	Обоснование и выбор состава керамического слоя усовершенствованного теплозащитного покрытия для лопаток газотурбинных двигателей	50
3.3	Математическая модель оценки теплового состояния материала лопатки турбины за счет применения теплозащитного покрытия	55
	Выводы по главе 3	61
4	Исследование эффективности применяемых теплозащитных покрытий на лопатках турбины ГТД и разработка технологии их усовершенствования	63
4.1	Исследование стабильности состава и микроструктуры теплозащитных покрытий при высоких температурах	63
4.2	Особенности окисления теплозащитного покрытия с керамическим слоем на основе диоксида циркония на никелевых сплавах	68
4.3	Разработка технологии нанесения усовершенствованного ТЗП	78
	Выводы по главе 4	83
5	Сравнительные исследования служебных свойств применяемых и разработанного теплозащитных покрытий	85
5.1	Исследование теплозащитных покрытий на изотермическую жаростойкость при высоких температурах	85
5.2	Исследование термостойкости теплозащитных покрытий	91
5.3	Теплофизические свойства разработанного ТЗП	94
5.4	Разработка метода восстановления работоспособности охлаждаемых лопаток турбин ГТД с теплозащитным покрытием	98
5.5	Апробация метода восстановления покрытия на рабочих лопатках турбины современных ГТД	107
	Выводы по главе 5	110
	Заключение по работе	112
	Список условных обозначений и сокращений	114
	Список используемых источников	115

Введение

Актуальность темы исследования. Надежность современных газотурбинных двигателей (ГТД) во многом определяется работоспособностью таких деталей как рабочие лопатки турбин. В условиях эксплуатации они подвергаются воздействию термомеханических нагрузок, окисляющего и эрозионного воздействия агрессивной среды. Это приводит к возникновению дефектов в поверхностном слое лопатки и снижению ее работоспособности. В серийном производстве ГТД для защиты рабочих лопаток турбины широкое применение нашли теплозащитные покрытия (ТЗП). В процессе эксплуатации ТЗП постепенно теряют свои защитные свойства. Поэтому для обеспечения заданного ресурса ГТД необходима своевременная замена лопаток, либо восстановление теплозащитных покрытий. В то же время необходимость повышения эффективности ГТД различного назначения влечет за собой увеличение рабочей температуры газов перед турбиной, которая ограничена температурой плавления жаропрочных сплавов на основе никеля. Это усложняет решение задачи по обеспечению заданного ресурса.

Государственной программой Российской Федерации (РФ) «Развитие авиационной промышленности», утвержденной постановлением Правительства РФ от 29 марта 2019 г. № 376, в подпрограмме 3 "Авиационное двигателестроение" предусматривается обеспечение потребностей РФ в гражданской авиационной технике в значительной степени за счет создания конкурентоспособной отечественной продукции отрасли авиационного двигателестроения. Целью программы предусмотрена разработка и запуск в серийное производство двигателей нового поколения, предназначенных для использования на отечественных и иностранных воздушных судах (ВС), в наземных и судовых установках.

Создание газотурбинного двигателя нового поколения с высокой экономической эффективностью в значительной степени определяется возможностью увеличения температурно-силовых параметров работы деталей

газового тракта при неизменном условии обеспечения их надежности. Решение этого вопроса ведет к усложнению конструкции двигателя, и как следствие, к увеличению термомеханической нагруженности лопаток турбины ГТД. Воздействие высоких нагрузок и внешней коррозионной среды на лопатки турбины приводит к снижению их ресурса, который оказывает большое влияние на ресурс двигателя в целом. Перспективными направлениями исследований в области авиадвигателестроения являются: разработка новых многокомпонентных поликристаллических и монокристаллических сплавов; совершенствование способов изготовления, формования и обработки изделий и заготовок; развитие новых методов поверхностной обработки деталей и нанесения на их поверхность различных защитных покрытий.

Долговечность деталей, работающих в газовых средах при высоких температурах, во многом зависит от состава, структуры и свойств поверхностного слоя. Материалы, применяемые для изготовления высокотемпературных деталей, прежде всего лопаток газовых турбин различного назначения, должны обладать не только высокой жаропрочностью, но и высокой жаростойкостью. Решение задачи обеспечения надежной работы турбин ГТД идет по пути повышения эффективности систем их охлаждения, а также создания новых материалов и прогрессивных технологий защиты поверхности деталей (от окисления) [4, 5, 8, 12, 20, 36, 38, 44, 58, 97, 109, 135, 136]. В этой связи, разработка и внедрение высокоэффективных методов увеличения прочностных свойств, коррозионной стойкости сплавов и их защитных покрытий являются важнейшими в решении проблемы долговечности газовых турбин [5, 6, 7, 35, 71, 75, 84, 167]. Особенно остро стоит проблема обеспечения заданной долговечности при разработке, производстве и ремонте высокотемпературных авиационных ГТД.

Рост температуры газов перед турбиной ограничивается жаропрочностью и жаростойкостью материалов, используемых при изготовлении сопловых и рабочих лопаток турбины. В конструкции современных и перспективных газовых турбин в основном применяют сплавы на никелевой основе. Использование сплавов на

основе тугоплавких элементов (вольфрам, молибден, ниобий) ограничено их высокой склонностью к окислению при воздействии повышенных температур.

Повышение эффективности ГТД путем увеличения температуры газов перед турбиной может быть достигнуто за счет использования и совершенствования систем охлаждения лопаток турбины и применения новых керамических материалов, формирующих теплозащитные покрытия (ТЗП). Применение ТЗП и их своевременное восстановление позволяют уменьшить экономические затраты при ремонте ГТД и обеспечивает увеличение надежности ГТД [20, 38, 70, 75, 142, 162].

Условия эксплуатации лопаток турбины ГТД во многом определяют выбор защитных покрытий, исходя из их служебных характеристик – тепловых, механических и физических свойств, химического состава и метода его формирования, полученной структуры, а также стоимости покрытия. Следовательно, для каждого конкретного ГТД необходимо разрабатывать специальную технологию формирования покрытия. На отечественных и зарубежных ГТД для защитных покрытий широкое применение нашла система $\text{Ni-Cr-Al} + \text{ZrO}_2\text{—}7\%\text{Y}_2\text{O}_3$, однако, в настоящее время данное покрытие исчерпало свои возможности с точки зрения повышения температуры газов перед турбиной. Для лопаток турбины современных ГТД требуются покрытия, которые способны длительное время работать под нагрузкой при температуре металла лопатки вплоть до 1200...1300 °С. Так, например, для нового двигателя ПД-14 расчетная температура покрытия на режиме "Red Line" составляет от 1250 до 1350 °С, что существенно выше допустимой температуры для применяемых в настоящее время ТЗП на основе оксида циркония, стабилизированного оксидом иттрия.

Степень разработанности темы диссертации. Развитие техники привело к необходимости разработки и применению сложных комбинированных защитных систем. И только они в настоящее время позволяют и обеспечивают дальнейший прогресс двигателестроения [5, 38, 94, 95, 97, 144, 164, 166].

На лопатки турбины современных отечественных и зарубежных ГТД различными технологическими методами наносят ТЗП с целью увеличения их долговечности. Опыт фирмы General Electric показал, что за счет применения ТЗП

можно достичь эффекта снижения температуры на материале лопаток турбины до 90 °С. Такой эффект во многом определяется толщиной наносимого керамического слоя ТЗП, его свойствами, и в первую очередь теплопроводностью, в сочетании с применяемой системой охлаждения лопаток турбины. Применение ТЗП на лопатках турбины позволило существенно повысить их долговечность в условиях эксплуатации [5, 12, 22, 117, 163].

В настоящее время на лопатках турбины ГТД применяют ТЗП отечественные производители: ПАО «НПО «Сатурн», АО «Уральский завод гражданской авиации», СНТК им. Н.Д. Кузнецова, УМПО, АО «ОДК-Пермские моторы» и др. Анализ литературных данных [54, 60, 136, 147, 158, 163] показывает, что фирмы Pratt & Whitney, Siemens, General Electric, Rolls-Royce также успешно применяют ТЗП.

Научные и экспериментальные исследования отечественных ученых Коломыцева П. Т., Арзамасцева Б. Н., Иванова Е. Г., Тамарина Ю. А., Абраимова Н. В., Мубояджана С. А., Векслера В. Г. Симонова В. Н., а также работы зарубежных ученых Каваками, Б. А., Миллер Р. А., Дж. Говард, Стефан Стекура, М. Мовчан, К. Ю. Яковчук, Брайан Глисон, и др. внесли существенный вклад в развитие и применение защитных покрытий на лопатках турбины ГТД.

Однако проблема увеличения жаростойкости применяемых ТЗП и особенно их термостойкости при увеличении температуры газа перед турбиной актуальна. Одним из таких факторов, приводящих к разрушению ТЗП в эксплуатации, является спекание его керамического слоя в результате воздействия высоких температур [2, 85, 135, 136]. В указанных работах было показано, что процесс спекания керамики не зависит от способа нанесения покрытия и в значительной степени зависит от высоких установившихся температурных градиентов.

При нанесении защитного покрытия на жаропрочный сплав между ними происходит диффузионное взаимодействие, приводящее к образованию сложной защитной системы, где входящие в систему химические элементы обеспечивают работоспособность рабочей лопатки с покрытием. Таким образом, наносимое защитное покрытие на никелевый сплав должно выбираться с учетом температурного и механического воздействия в условиях эксплуатации, а также их физическо-

химических свойств и способов нанесения, которые оказывают влияние на стоимость и структуру покрытия, а значит их защитные свойства. Поэтому для лопаток турбины каждого конкретного ГТД требуется разработка своей специальной защитной системы и технологии ее нанесения с учетом условий применения двигателя.

Своевременная замена защитных покрытий с эксплуатационными дефектами на лопатках ГТД позволяет увеличить их ресурс при выполнении очевидного условия восстановления защитных функций. Технология ремонта должна обеспечить полное удаление поврежденных слоев покрытий и исключить отрицательное влияние на стабильность фазового состава, структуру и свойства поверхностного слоя материала лопатки.

Поэтому разработка и внедрение новых высокоэффективных методов восстановления работоспособности лопаток турбин ГТД, обусловленная недостаточным ресурсом существующих ТЗП, является весьма актуальной задачей в решении проблемы повышения долговечности лопаток турбины и двигателя в целом.

Таким образом, тема диссертационной работы является актуальной для современного авиадвигателестроения.

Объектом исследования является лопатка турбины ГТД, выполненная из жаропрочного никелевого сплава с нанесенным теплозащитным покрытием.

Предметом исследования являются процессы изменения свойств системы «жаропрочный никелевый сплав - теплозащитное покрытие» в условиях, приближенных к эксплуатационным, а также исследование изменения теплофизических свойств и структурных параметров в самом покрытии при тепловой и механической нагрузке и влияние этих изменений на защитные свойства ТЗП.

Методология и методы диссертационного исследования. Для решения поставленных задач в работе применялись аналитические и экспериментальные методы исследований служебных характеристик ТЗП, нанесенных на лопатки турбины ГТД. Физические эксперименты, приближенные к условиям эксплуатации, проводились в лабораторных условиях. В работе использованы методы оптической и сканирующей электронной микроскопии для определения химического состава исследуемых материалов и их микроструктуры. Обработка полученных

экспериментальных данных и разработка математической модели определения теплового состояния материала лопатки была осуществлена с применением программного пакета Microsoft Office Excel. В качестве теоретической базы для исследования использованы научные труды в области теплозащитных покрытий рабочих лопаток турбины и методов их нанесения.

Целью работы разработка метода восстановления работоспособности лопаток турбины за счет нанесения усовершенствованного ТЗП с барьерным слоем, позволяющего обеспечить повышение ресурса ГТД.

Для решения поставленной научной задачи решались следующие вопросы:

- анализ дефектов ТЗП на лопатках турбины современных ГТД, возникающих в процессе их эксплуатации, и исследование механизма разрушения применяемых ТЗП;
- анализ методов нанесения ТЗП;
- теоретическое обоснование применения нового состава керамического слоя ТЗП, имеющего более высокие защитные свойства, а также целесообразности нанесения на него «жертвенного» барьерного металлического слоя;
- закономерности формирования нового состава ТЗП на жаропрочных никелевых сплавах и сравнительная оценка его служебных характеристик;
- разработка математической модели оценки теплового состояния материала лопатки турбины с нанесенным многослойным ТЗП в зависимости от физических свойств покрытия и его толщины;
- разработка метода восстановления работоспособности лопаток ГТД путем применения усовершенствованного теплозащитного покрытия.

Научная новизна работы.

1. Разработан метод восстановления работоспособности рабочих лопаток турбины ГТД путем применения усовершенствованного ТЗП при их ремонте.
2. Теоретически обоснован и разработан новый состав керамического слоя для ТЗП, имеющий более высокие физические свойства в сравнении с серийным, а также технология его нанесения на рабочие лопатки современных ГТД.

3. Установлены закономерности изменения служебных характеристик в разработанном новом ТЗП, нанесенном на жаропрочный никелевый сплав, в процессе его формирования, а также при испытаниях на жаростойкость и термостойкость.

4. Результаты оценки теплового состояния материала рабочей лопатки ГТД с усовершенствованным ТЗП в зависимости от его толщины и физических свойств, полученные с использованием разработанной математической модели.

Практическая ценность работы:

1. Разработано усовершенствованное ТЗП с новым составом керамического слоя и нанесением на него металлического барьерного слоя при восстановлении работоспособности рабочих лопаток турбины в ремонте;

2. Получены данные о влиянии состава керамического слоя и его толщины на тепловое состояние материала рабочих лопаток ГТД;

3. Разработана технология нанесения ТЗП с новым керамическим слоем на рабочие лопатки турбины ГТД;

4. Определены теплофизические свойства нового ТЗП, а также проведены сравнительные исследования его характеристик с применяемыми в настоящее время ТЗП в процессе испытаний на изотермическую жаростойкость и термостойкость;

5. Разработан метод восстановления работоспособности лопаток турбины ГТД с усовершенствованным ТЗП, который может быть использован на существующих и перспективных ГТД и позволяет увеличить ресурс покрытия по сравнению с серийными ТЗП;

6. Проведена апробация нанесения усовершенствованного ТЗП по разработанной технологии на рабочие лопатки турбины высокотемпературного двигателя, которая показала возможность получения качественного защитного покрытия. Проведены стендовые испытания опытной партии лопаток с усовершенствованным ТЗП в составе ГТД.

Достоверность. Результаты экспериментальных исследований подтверждаются их проведением на стандартизованных никелевых сплавах по апробированным методикам на сертифицированном оборудовании и паспортизированных материалах.

Теоретические положения, примененные в диссертации, базируются на уже известных достижениях в области материаловедения, химии и физики твердого тела.

Положения, выносимые на защиту:

1. Результаты оценки повреждаемости ТЗП лопаток турбины ГТД в процессе эксплуатации.
2. Теоретическое обоснование создания нового состава керамического слоя ТЗП и нанесения на него барьерного слоя.
3. Результаты математического моделирования оценки теплового состояния материала лопатки в зависимости от характеристик ТЗП.
4. Технология нанесения нового состава керамического слоя ТЗП на никелевый сплав ЖС32.
5. Результаты сравнения служебных характеристик разработанного и серийных ТЗП, нанесенных на лопатки турбины ГТД, в процессе испытаний при высоких температурах на изотермическую жаростойкость и термостойкость.
6. Метод восстановления работоспособности лопаток турбины ГТД с усовершенствованным ТЗП.
7. Результаты апробации усовершенствованного ТЗП с новым керамическим и барьерным слоем.

Личный вклад автора. Автор подготовила и лично проводила экспериментальные исследования с последующей их статической обработкой. Разработала метод восстановления работоспособности рабочих лопаток ГТД и технологию нанесения керамического слоя нового состава ТЗП, а также разработала математическую модель оценки теплового состояния материала лопатки в зависимости от свойств применяемого ТЗП. Совместно с научным руководителем обсуждала научные задачи, формулировки положений, выносимых на защиту, выводов по работе, а также участвовала в подготовке статей.

Апробация работы и публикации. Основные результаты диссертационной работы докладывались и обсуждались на Всероссийской научно-технической конференции «XXI Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н. Е. Жуковского», на 57-х Научных чтениях, посвященных разработке научного наследия и

развитию идей К.Э. Циолковского, на научно-технических семинарах на кафедре «Технической механики и инженерной графики (ТМ и ИГ)» МГТУ ГА. Основные положения и результаты диссертационной работы изложены в 14 научных статьях (102 с), 7 из которых опубликованы в изданиях, рекомендованных ВАК при Минобрнауки России (61 с), в том числе 4 работы в журналах, входящих в систему Scopus (23 с.), 3 публикации в трудах международных и всероссийских конференций (18 с.).

Результаты работы реализованы на предприятии ЛМЗ ОАО УМПО и в МГТУ ГА в учебном процессе.

Объем и структура работы. Работа состоит из введения, пяти разделов, заключения, списка используемых источников. Основное содержание работы изложено на 132 страницах машинописного текста, содержащего 20 таблиц и иллюстрированного 60 рисунками. Список использованных источников содержит 168 наименований.

Глава 1. Влияние внешних условий на структуру поверхностных слоев лопаток турбины с теплозащитными покрытиями

1.1. Анализ влияния эксплуатационных факторов на работоспособность лопаток турбины газотурбинных двигателей

В настоящее время в гражданской авиации (ГА) РФ широко эксплуатируются ВС различного назначения и применения, которые оснащены различными силовыми установками. Силовая установка является тем базисом, вокруг которого формируется современный летательный аппарат со своей аэродинамикой, компьютерами, радарам, дисплеями и лазерами.

Активно ведутся работы по созданию новых модификаций ВС, и силовая установка продолжает совершенствоваться вместе с ними.

Каждое новое поколение авиационных ГТД характеризуется комплексом новых созданных, реализованных в производстве и внедренных в эксплуатацию технологий на основе анализа мировой практики авиадвигателестроения. Проектирование и разработка новых авиационных двигателей направлены на снижение удельной массы двигателя и расхода топлива, что требует снижения расхода воздуха на охлаждение лопаток турбины ГТД, с одной стороны, и увеличение температуры газа перед турбиной, с другой стороны. Это привело к увеличению температуры на поверхности рабочей лопатки турбины на 50...100 °С, что, учитывая их высокую тепломеханическую напряженность в эксплуатации, приводит к снижению ресурса материала лопаток, который оказался ниже назначенного ресурса ГТД в целом [31, 32, 83, 84, 105].

Прогресс развития авиадвигателестроения можно характеризовать несколькими параметрами – повышение степени сжатия газа (π_k^*) и тяги двигателя (P, T), уменьшение

эмиссии и т.д. Но основным параметром считается температура газа перед турбиной. Переход к новому поколению двигателей сопровождается, как правило, повышением температуры газа перед турбиной на 100...150 °С. В таблице 1.1 представлены ГТД разных поколений [29, 71, 84]. Сегодня в мире около 15% двигателей, находящихся в эксплуатации, можно отнести к 5-му поколению. На отечественном двигателе ПС-90А температура газа перед турбиной составляет порядка 1500 °С, а температура газа перед турбиной на перспективном двигателе ПД-14 [66] выше на 30...50 °С. При этом температура газа перед турбиной у новых зарубежных двигателей типа GE90, PW4090, Trent 800 выше на 50...80 °С. Двигатель ПД-14 рассматривается как базовая конструкция для создания семейства дозвуковых ТРД взлетной тягой от 8 до 18 тонн для самолетов различного назначения.

Таблица 1.1. Авиадвигатели различных поколений и их основные параметры [29, 71, 84]

Поколение	Температура газа перед турбиной, °С	Степень сжатия газа, π_k^*	Представители поколения
1 (1943-1949)	730...780	3...6	ТР-1, РД-10, РД-20, ВК-1, J-35, J-47, BMW 003, Jumo 004
2 (1950-1960)	880...980	7...13	АМ-5, РД9Б, АИ-20, НК-12, АЛ-7Ф, Р11Ф-300, J79, J-57, J-75, J-79
3 (1960-1970)	1030...1180	16...20	Д-20П, Д-30, Д-30КУ, НК-8, АЛ-21Ф, JT8D, TF30, J58
4 (1970-1980)	1200...1400	21...25	Д-36, Д-18, Д-436, ПС-90, РД-33, АЛ-31Ф, CF6, CFM56, RB 211, F100, F110, F404, RB 199
5 (2000-2200)	1500...1650	25...30	GE90, EJ200, М 88, F119-PW-100, EJ200, F414, АЛ-41Ф

Увеличение температуры газа перед турбиной ГТД приводит и к ее увеличению на материале лопатки (рисунок 1.1) [18, 34, 84], а применение в условиях эксплуатации авиатоплива с содержанием в нем примесей таких, как сера

и ванадий, соли щелочных металлов, наряду с термомеханическими нагрузками выдвигает требование увеличения стабильности поверхностного слоя материалов лопатки турбины. Авторы исследований [18, 34, 84] (рисунок 1.1) показывают, что развитие никелевых сплавов даже с применением в них рения и рутения в условиях роста температуры газа перед турбиной не могут длительно работать без применения защитных покрытий и системы охлаждения. Это еще раз подтверждает необходимость разработки и применения новых систем защитных покрытий с целью обеспечения работоспособности лопаток турбины ГТД.

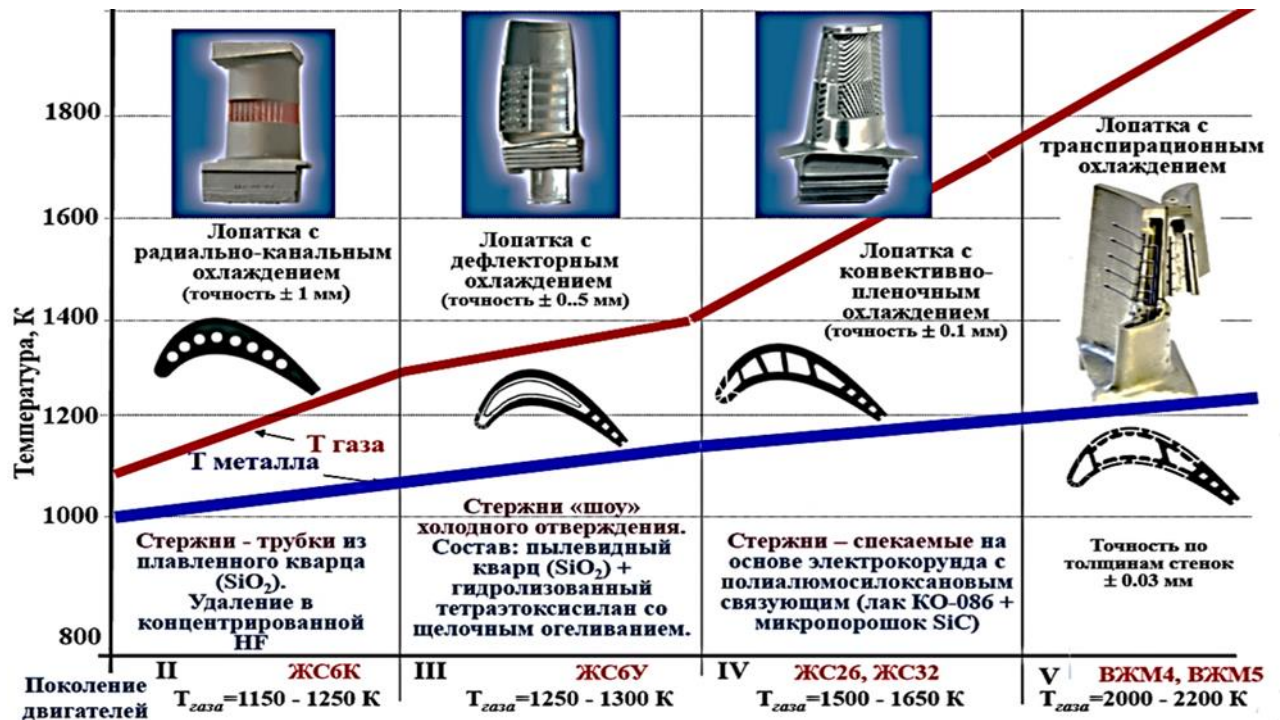


Рисунок 1.1 – Этапы развития лопаток турбины ГТД и повышения температуры газа перед турбиной [18, 34, 84].

Как видно из рисунка 1.1 увеличение температуры газа перед турбиной определяется возможностью материала лопаток турбины воспринимать такие температуры в условиях эксплуатации. Увеличение температуры газа перед турбиной является важнейшим параметром термодинамического цикла ГТД, а возможность ее увеличения связана с развитием материалов для изготовления лопаток турбины, системы охлаждения лопаток и применяемых ТЗП. На рисунке 1.2 представлена тенденция роста температуры газа на входе в турбину отечественных ГТД [66].

Большую роль в этом направлении играет создание новых сплавов (рисунок 1.3) [35...37]. Как видно современная тенденция развития литейных жаропрочных никелевых сплавов состоит в применении элементов VII и VIII группы Периодической системы Д. И. Менделеева, таких как рений и рутений (рисунок 1.3). Это связано с тем, что применяемые сейчас никелевые жаропрочные сплавы (ЖС) для лопаток ГТД достигли предела рабочих температур 1150...1200 °С, что составляет 80...85 % их температуры плавления. Развитие жаропрочных никелевых сплавов I – V поколений ГТД проводилось за счет легирования тугоплавкими элементами вольфрамом, рением и рутением, что позволило достигнуть их температуры плавления ~ 1350 °С.

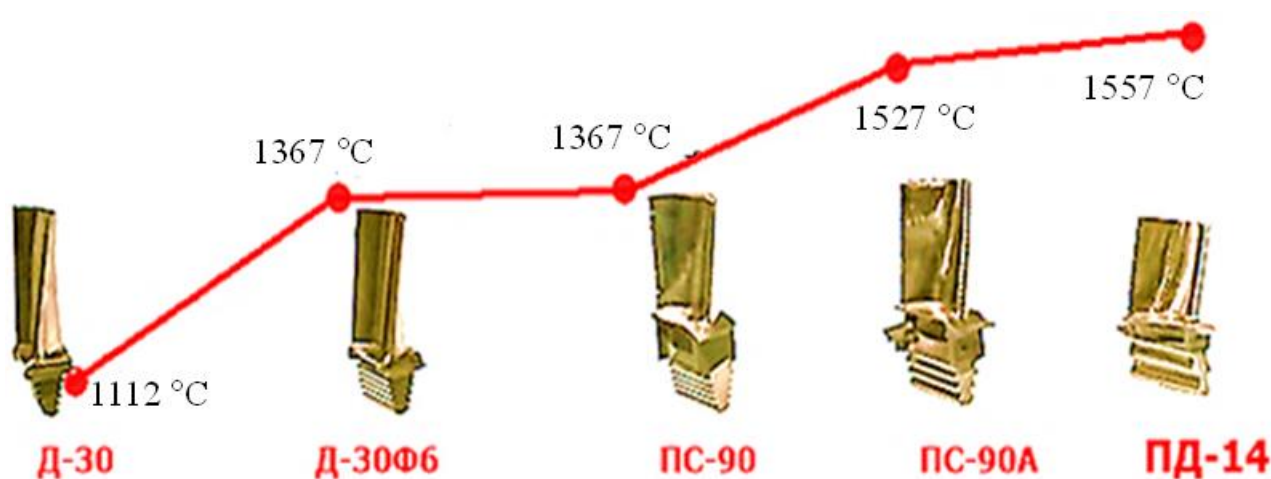


Рисунок 1.2 – Температура газа перед турбиной отечественных ГТД [66]

Системы термобарьерного покрытия в настоящее время способны обеспечить снижение температуры металла примерно на 140 °С, в то время как потенциальные выгоды снижения температуры, по оценкам, превышают 170 °С [95, 97, 109, 135, 136]. В настоящее время ТЗП на лопатках турбины используются в сочетании с их системой охлаждения. Анализ исследований авторов [6, 7, 19...21, 35...39, 95, 101, 103, 119, 147] показывает, что несмотря на развитие никелевых сплавов для лопаток турбины (рисунок 1.1 и 1.3) с целью повышения их работоспособности и стойкости к газовой коррозии целесообразно разрабатывать ТЗП. Наиболее перспективным направлением в разработке ТЗП является поиск применения новых материалов для покрытий, имеющих более высокие эксплуатационные свойства в сравнении с применяемым

покрытием на основе диоксида циркония. Получение ТЗП с высокими свойствами во многом зависит от способа его формирования, что требует разработки или усовершенствование существующего способа его нанесения. Методы нанесения покрытий могут различаться в зависимости от химических и физических свойств материала покрытия и подложки. Форма покрываемой детали, материал детали и другие факторы, в том числе экономические, а также соображения надежности играют важную роль в выборе метода нанесения.

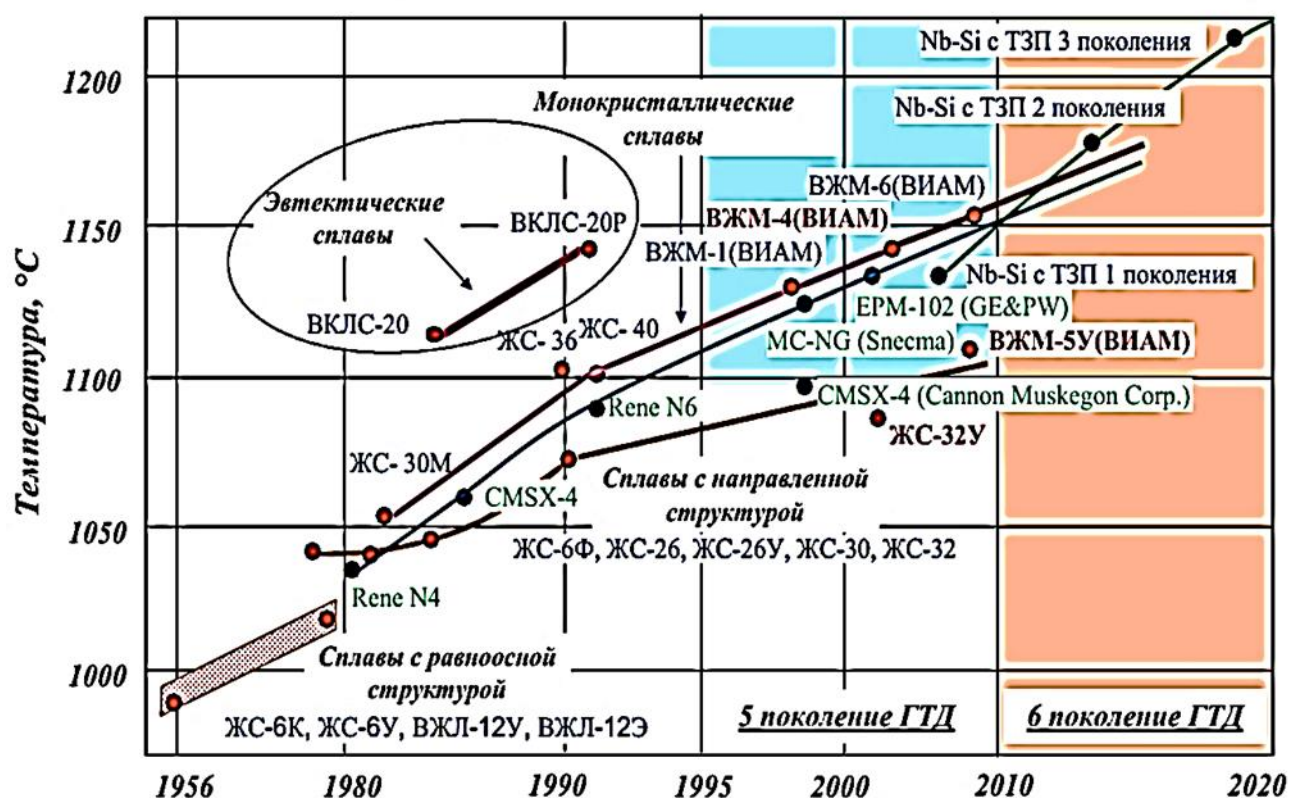


Рисунок 1.3 – Тенденции развития никелевых сплавов для ГТД [35...38]

Основными эксплуатационными характеристиками, определяющими работоспособность лопаток турбин ГТД, являются: температура газа перед турбиной, напряжения от действия динамических нагрузок, неравномерность температурного поля по перу лопатки, а также скорость и состав газового потока. Такие эксплуатационные условия лопаток турбины приводят к их высокой термомеханической напряженности, что влечет снижение их ресурса, а, следовательно, определяет межремонтный ресурс ГТД в целом. Наиболее интенсивному окислению и повреждению подвержены поверхностные слои

лопаток турбины. Лопатки турбины ГТД являются самыми дорогими и высоконапряженными деталями, а значит, и наиболее подверженными к повреждениям и подлежат замене во время технического обслуживания двигателя [33, 84, 108].

Авторы работ [3, 18, 82, 94, 112, 124, 131, 139] отмечают, что причиной отправки ГТД в ремонт являются лопатки турбины высокого давления при средней межремонтной наработке двигателей. Появление различных дефектов в покрытии усугубляется воздействием высокой температуры газа перед турбиной (рисунок 1.1...1.3) и неравномерностью распределения поля температуры по перу лопатки (рисунок 1.4) [66, 81, 88]. Как видно из температурного поля лопатки (рисунок 1.4), максимальная температура газа оказывает воздействие на входную кромку, особенно в зоне 2/3 ее высоты, а также и на корыте лопатки. При этом на спинке лопатки ТЗП находится практически в изотермических условиях. Температурная неоднородность газового потока и неравномерность охлаждения отдельных участков приводит к образованию значительных температурных градиентов и, соответственно, термических напряжений на поверхности лопатки. При этом максимальный температурный градиент на входной кромке лопатки по ее высоте составляет почти 80 °С. Под воздействием указанных факторов в эксплуатации появляются прогары и трещины лопаток турбины с защитными покрытиями (рисунок 1.5) [18, 65, 83, 116, 123, 132, 161].

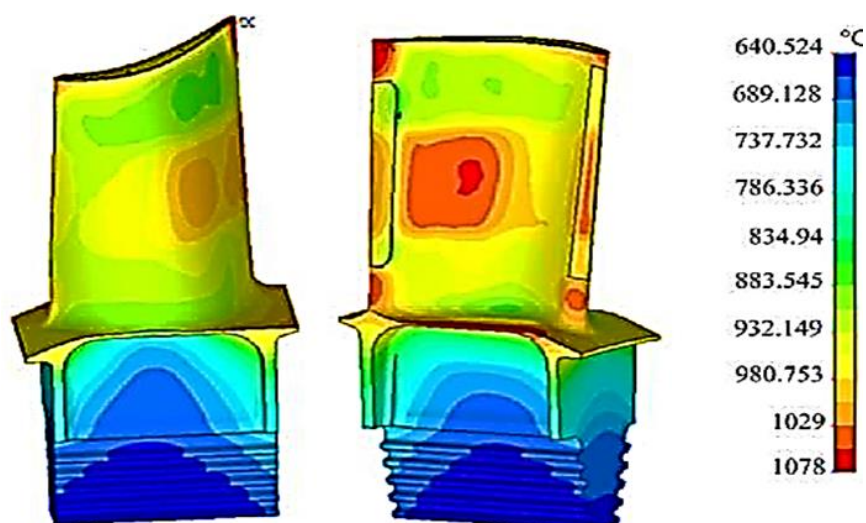


Рисунок 1.4 – Распределение температура на материале лопатки первой ступени двигателя ПС-90А на режиме Redline [81, 88]

В руководстве по эксплуатации двигателя V2500 проводится различие между: прожогом насквозь – локальной областью прожога, которая продолжается по поверхности профиля лопатки по входной кромке; прожогами на задней кромке – прожоги или прогары насквозь, которые начинаются на задней кромке профиля лопатки и продолжаются до передней профиля лопатки; повреждение покрытия; трещина в виде замкнутого контура или группа трещин.

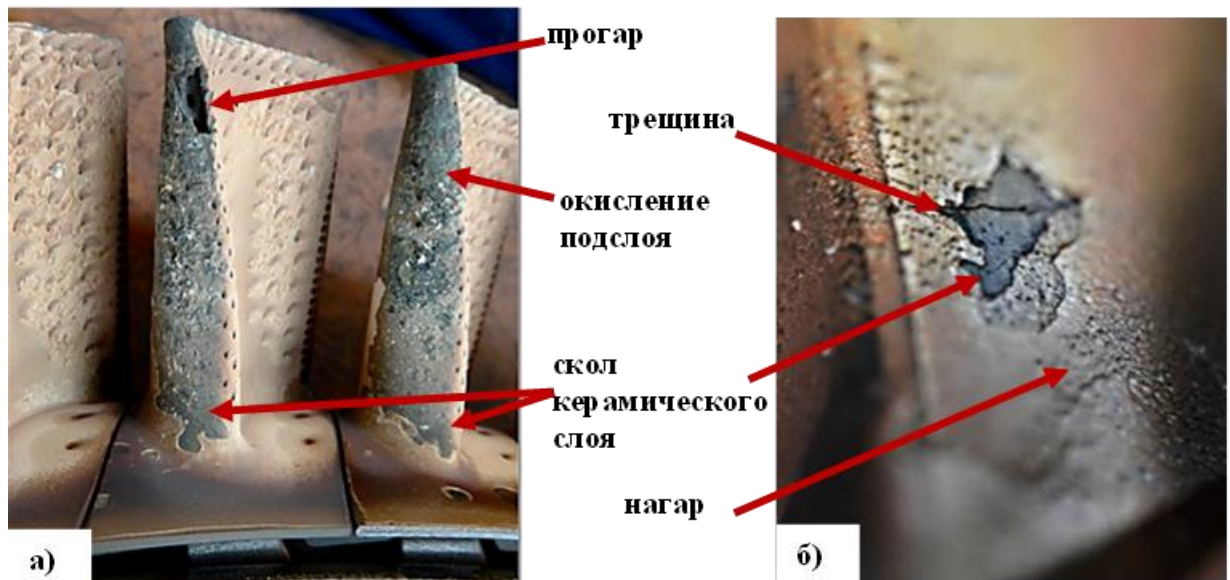


Рисунок 1.5 – Эксплуатационные дефекты лопаток турбины двигателей: а) – V2500; и б) – LM2500 [116, 123, 132].

Особенностью работы лопаток турбин практически всех двигателей является [1, 3, 6, 7, 18, 24, 26, 65, 75, 94, 100, 104, 144] циклическое изменение температурного воздействия, окисление поверхностного слоя в том числе от применяемых топливных примесей, а также разнообразные загрязнения, поступающие в двигатели из воздушной среды. Состав и концентрация загрязнений зависят от условий эксплуатации ВС. Среди примесей в топливе наиболее агрессивное воздействие на материал лопатки турбин оказывают сера и ванадий. Оксиды этих элементов вызывают катастрофическое окисление лопаток турбин (сульфидную коррозию рисунок 1.6) при работе ГТД на номинальных режимах при умеренных температурах [18, 21, 120, 134, 146]. Взвешенные частицы пыли в воздухе, содержащие соли натрия, кальция, магния, кремния, ионы хлора и кислотных остатков, попадающие на лопатки, например, при эксплуатации в

запыленной атмосфере и в промышленных районах, а также пары морской воды взаимодействуют в высокотемпературном газовом потоке с образованием разнообразных отложений на лопатках турбин (рисунок 1.6).

В процессе эксплуатации происходит механическое разрушение покрытия, вызванное выбиванием сначала мельчайших частиц керамического слоя покрытия, а затем срезом образовавшихся неровностей ударяющимися в них быстролетающими частицами (рисунок 1.7).

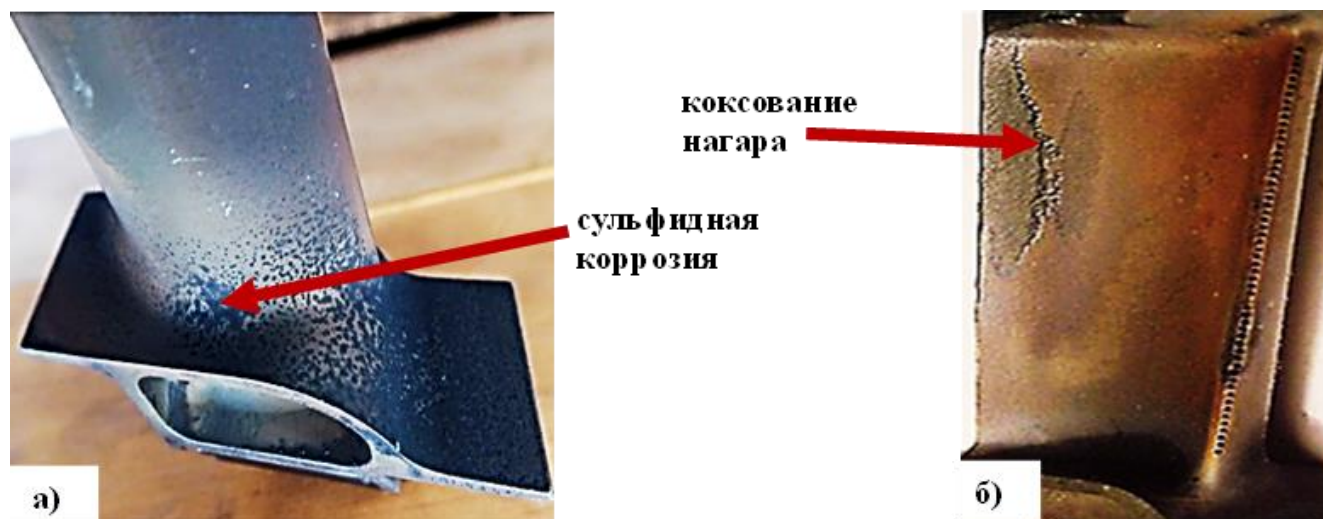


Рисунок 1.6 – Сульфидная коррозия (а) и коксование (б) нагара на рабочих лопатках турбины ГТД

В местах отсутствия керамического покрытия (рисунок 1.7) в зоне входной кромки наблюдается повреждение металлического подслоя ТЗП лопатки турбины в виде высокотемпературной коррозии, а также имеет место частичное растворение γ' -фазы в слое.

Микроструктура материала лопаток ТВД, применяемых на ГТД никелевых сплавов, состоит из γ твердого раствора, интерметаллидной фазы $\text{Ni}_3(\text{Al}, \text{Ti}) - \gamma'$ и карбидных соединений. На лопатках в зоне скола керамического слоя ТЗП в сплаве лопатки наблюдается следующие процессы (рисунок 1.8. а, б): коагуляция вторичной γ' - фазы, образование рафт-структуры – вытягивание вторичной γ' - фазы в направлении действия напряжений, что является характерным изменением в микроструктуре в процессе наработки в условиях высоких напряжений и температур. Длительное отсутствие керамического слоя и воздействие высоких

температур и циклических напряжений приводят к образованию микротрещин (рисунок 1.7 г). Перечисленные процессы приводят к характерным изменениям в микроструктуре в процессе наработки в условиях высоких напряжений и температуры ≥ 1100 °С. Рафт-структура расположена на глубине до 100...150 мкм под сколом керамического слоя ТЗП на входной кромке лопатки (рисунок. 1.8.а). Контроль изменений микроструктуры проводился в сравнении с микроструктурой «холодной» замковой части лопатки (рисунок 1.8.в).

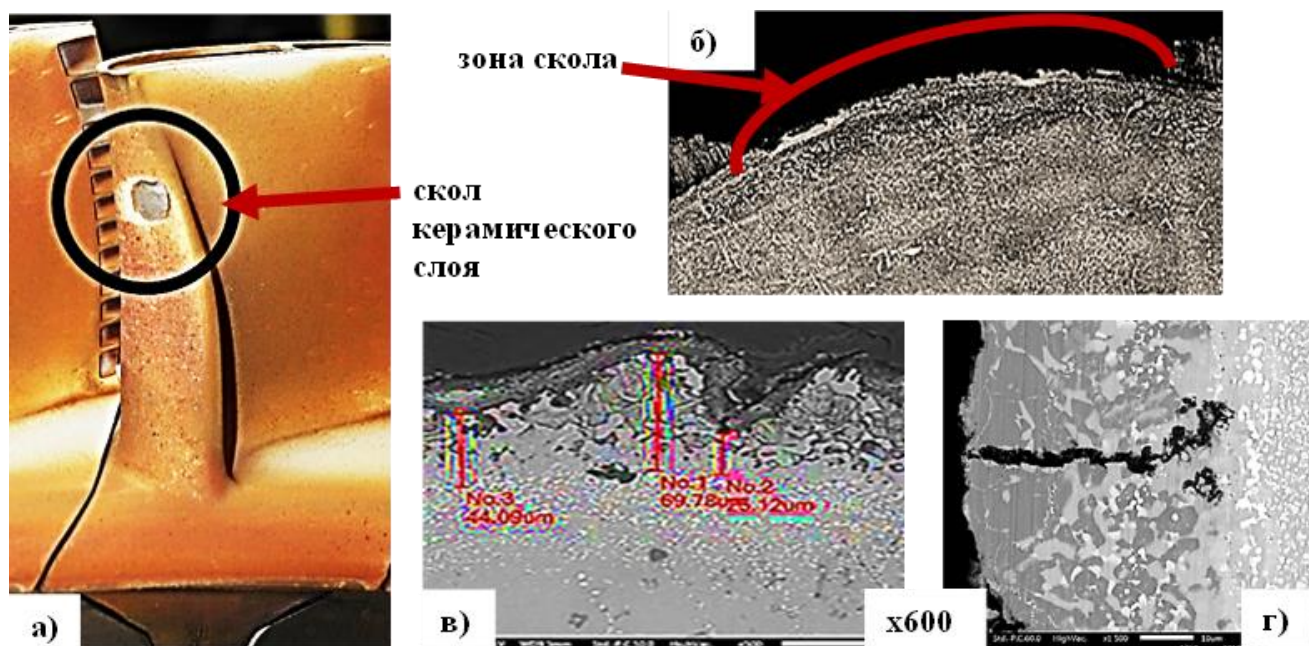
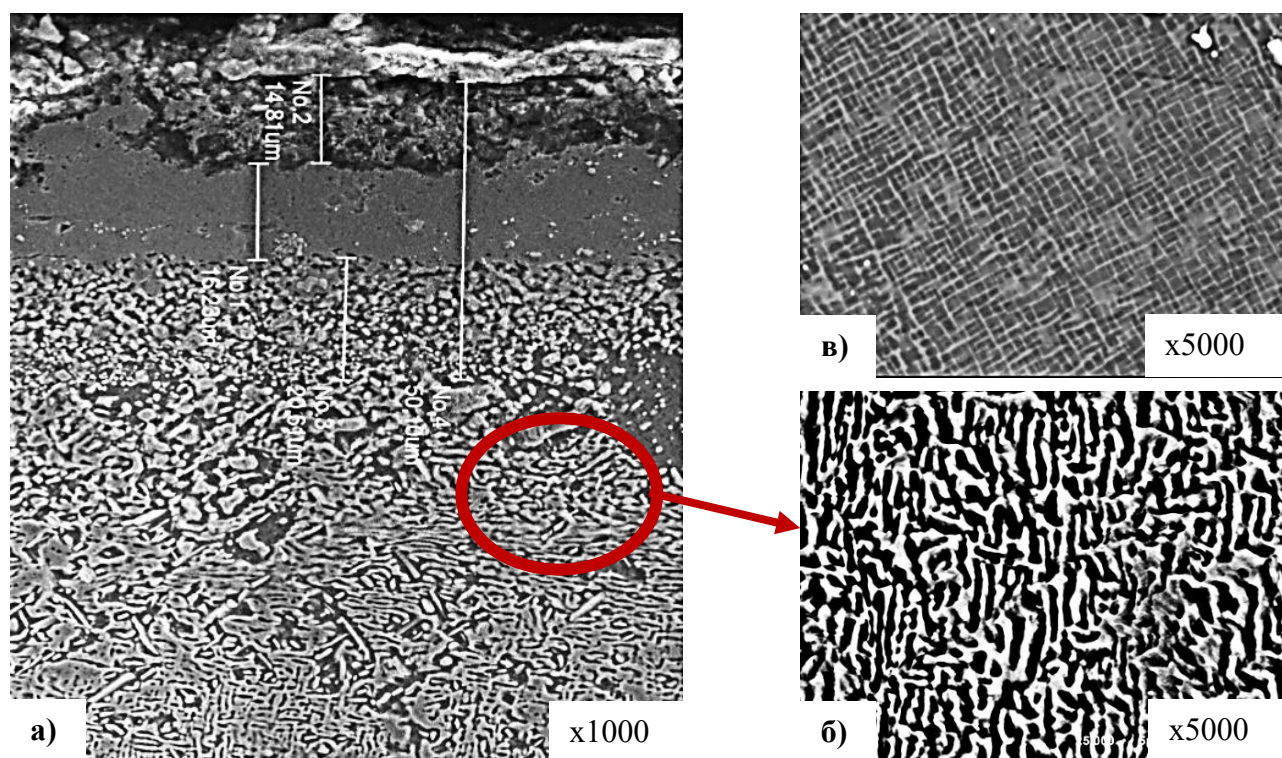


Рисунок 1.7 – Скол керамического слоя на лопатке турбина (а), зона скола (б) и микроструктура металлического подслоя в зоне скола (в) и трещина в покрытии в зоне скола (г)

Поврежденные лопатки проходят проверку на предмет соответствия ТУ с целью определения рациональности выполнения восстановительных работ.

Таким образом, из представленных выше результатов следует, что основными факторами, влияющими на работоспособность лопаток ГТД является высокая температура газа перед турбиной, ее неравномерное распределение по перу лопатки, вызывающее высокотемпературное окисление, а также термомеханические нагрузки. Дефекты на рабочей лопатке в основном возникают в поверхностных слоях. В течение срока службы двигателя применяемые покрытия будут изнашиваться из-за таких факторов, как отслоение керамики от термических

напряжений и попадания посторонних предметов при эксплуатации, а также воздействия агрессивной среды. Это приводит к тому, что применяемые при производстве и ремонте лопаток турбины покрытия не удовлетворяют современным требованиям по обеспечению работоспособности лопаток турбины



ГТД в пределах заданного ресурса.

Рисунок 1.8 – Микроструктура лопатки двигателя ПС-90 после наработки 9784 часа в месте скола керамического слоя (а) и ее тонкая структура в «горячей» (б) и «холодной» (в) части

Решение проблемы длительного и надежного функционирования защитных систем покрытий тесно связано с развитием новых методов нанесения, поиском новых составов покрытий и оптимизацией их структуры. В связи с широким разнообразием условий, в которых работают защитные системы покрытий, необходимо выбирать состав покрытий и технологию их нанесения в соответствии с условиями эксплуатации лопаток турбины с целью реализации определенных высоких свойств покрытий с наибольшей эффективностью.

1.2. Оценка повреждаемости теплозащитных покрытий на лопатках турбины авиационных двигателей

С целью выбора композиции ТЗП проведем анализ их повреждений в составе двигателя и рассмотрим причины их разрушения

Применение ТЗП на рабочих лопатках турбины является актуальным направлением ее совершенствования. Так как керамический слой ТЗП обладает термобарьерным эффектом (рисунок 1.9), в отличие от жаростойких покрытий, то это позволяет защитить материал лопатки не только от газовой коррозии, но и от его разупрочнения при воздействии высоких температур [2, 3, 12, 20, 23, 24, 25, 38, 44, 58, 64, 70, 95, 96, 98, 105, 109, 136, 155].

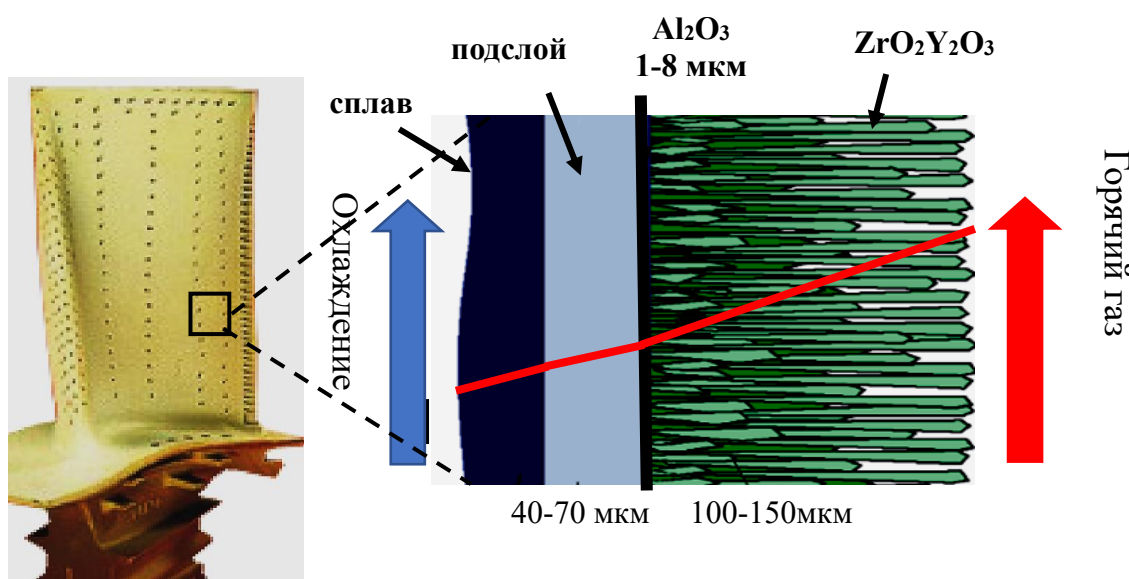


Рисунок 1.9 – Внешний вид рабочей лопатки (а) и схема теплозащитного покрытия (б)

ТЗП при изменении режима работы камеры сгорания в условиях эксплуатации уменьшают пиковые забросы температуры газа на лопатках турбины, а значит снижают воздействие температуры и продуктов сгорания топлива на поверхность материала лопатки, что позволяет повысить их работоспособность. Большое значение в процессе понижения температуры на материале лопатки играет

теплозащитный слой керамики, имеющий низкий коэффициент теплопроводности. Применение ТЗП совместно с системой охлаждения лопаток турбин позволяет эксплуатировать ГТД с более высокими температурами.

Анализ работ [12, 13, 39, 102, 136, 161] показывает, что ведущие фирмы производители ГТД с целью повышения работоспособности лопаток турбины применяют ТЗП. Фирмы Siemens, SNECMA, General Electric Pratt & Whitney, Rolls Royce и другие применяют ТЗП на рабочих лопатках ГТД. На двигателях GP7200, V2500, CFM-56-7, GE90 и других за счет нанесения ТЗП на лопатки турбины снижение температуры на материале лопатки может достигать ~ 60...130 °С. Такой эффект применения ТЗП во многом определяется его толщиной и теплофизическими свойствами керамического слоя, а также системой охлаждения самой лопатки. Исследования авторов [76, 81, 114, 146] показывают, что применение ТЗП снижает появление дефектов в поверхностном слое, тем самым увеличивает ресурс лопаток

Как показал опыт эксплуатации отечественных ГТД, таких как Д-18, САМ-146, НК-93, ПС-90А, а также двигателей V2500, CFM-56, LM2500 зарубежного производства, применение на них ТЗП позволило повысить ресурс лопаток турбины и двигателя в целом [12, 30, 34, 39, 105, 156, 161].

В качестве критерия разрушения ТЗП принято считать скалывание участка керамического слоя с поверхности охлаждаемой лопатки (рисунок 1.7), превышающего допустимые размеры. Это приводит к прекращению ТЗП выполнять защиту материала лопатки от воздействия высоких температур, что в процессе эксплуатации приводит к структурным изменениям в материале лопатки (рисунок 1.8). Образование в керамическом слое эксплуатационных дефектов – трещины, сколы, фрагментация и др. являются следствием воздействия агрессивной среды на поверхность лопаток и могут свидетельствовать о потере защитных функций ТЗП. Применение ТЗП на современных двигателях подтверждает появление трещин в керамическом слое в процессе эксплуатации и спекания при кратковременном превышении допустимой температуры (рисунок 1.10) [89, 98, 107, 132, 163, 167].

Согласно многочисленным исследованиям [1, 23, 24, 64, 78, 105, 116, 120, 121, 132, 134, 155], в том числе и исследованиям автора [76, 77, 145], установлено, что граница раздела между керамическим слоем и металлическим подслоем является слабым звеном применяемых ТЗП. Это связано с тем, что керамический слой является столбчатым и через пустоты между «столбами» кислород проникает к металлическому подслою, окисляя его. Это приводит к образованию различных оксидов на поверхности металлического подслоя, а их состав и структура определяются химическим составом подслоя и количеством поступившего через керамический слой кислорода (рисунок 1.11). В результате этого происходит увеличение толщины оксидной пленки на границе «керамика – подслоя», что снижает адгезионную прочность керамического слоя, возникают дополнительные напряжения, что приводит к его скалыванию. Рост оксидной пленки на металлическом подслое является одним из механизмов разрушения ТЗП [1, 23, 77, 77, 145, 148].



Рисунок 1.10 – Структура теплозащитного покрытия после эксплуатации в составе двигателя: а) – спекание керамического слоя; б) – трещины после 1079 часов наработки; в) трещины после 757 часов наработки

На долговечность ТЗП могут влиять: нестабильность фазового состава керамики, эрозионный износ керамического покрытия, а также попадание посторонних предметов, в результате чего происходит скол и отслоение поверхности керамического слоя (рисунок 1.7 и 1.10) [1, 2, 11, 21, 23, 26, 46, 58, 64, 99, 106, 113, 155].

Кроме того, совершенствование защитного покрытия невозможно без учета специфики конструктивных особенностей рабочей лопатки двигателя, характера и

величины тепловых и механических нагрузок лопатки, а также характера дефектов теплозащитных покрытий.

В работе проведен анализ результатов эксплуатации с различными ТЗП, проведенными на НПО «Сатурн», ЛМЗ и ЦИАМ, а также эксплуатации ТЗП в составе различных двигателей [1, 2, 11, 19, 21, 23, 26, 46, 58, 64, 99, 106, 113, 155] и определена частота проявления дефектов различного вида. Частоту проявления дефектов определяли как отношение числа лопаток с данным дефектом к общему числу исследуемых лопаток с дефектами при данном покрытии, выраженное в процентах.

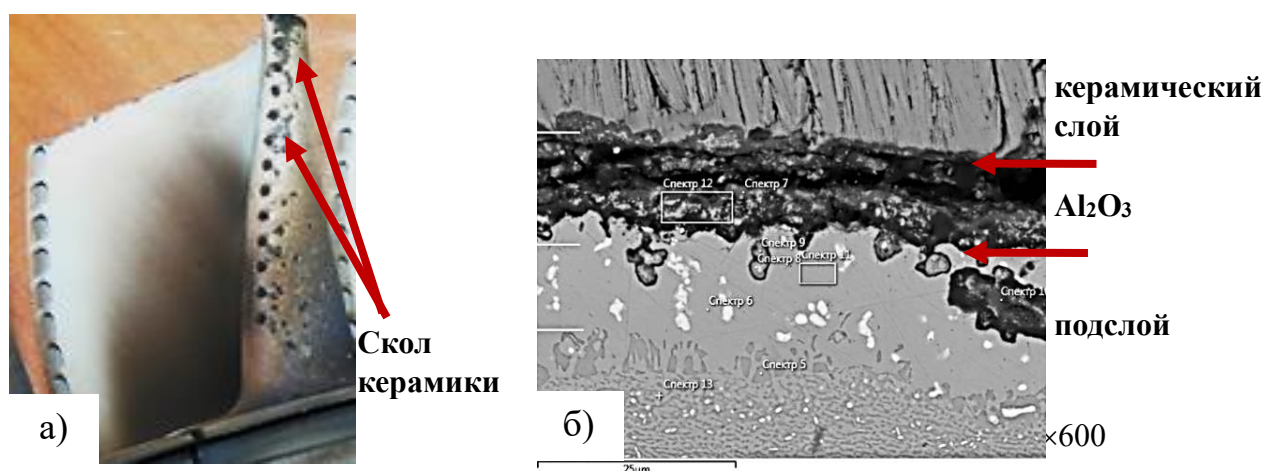


Рисунок 1.11 – Внешний вид лопатки (а) турбины двигателя SAM-146 со сколом керамического слоя и микроструктура (б) ТЗП в месте окисления границы между керамическим слоем и металлическим подслоем после эксплуатации

В результате проведенного анализа (рисунок 1.12 и табл. 1.2) были выявлены следующие типы характерных дефектов:

- сколы керамического слоя (1 – в зоне входной кромки; 2 – в зоне выходной кромки; 3 – по перу);
- шелушение покрытия (1 – в окнах выходной кромки; 2 – в зоне входной кромки; 3 – по перу в перфорационных отверстиях; 4 - в зоне выходной кромки);
- пористость (1 – по перу; 2 – в зоне входной кромки);
- проявление структуры металла (1 – по перу; 2 – в зоне выходной кромки).

Из анализа характера проявления дефектов видно, что основными процессами разрушения ТЗП, являются:

- рост оксидной пленки на границе «керамика – подслоя» снижающей адгезию керамического слоя на металлическом подслое;
- под воздействием высокой температуры происходит полиморфное изменение кристаллической решетки керамического слоя, что может привести к его спеканию;
- воздействие эксплуатационной среды, содержащей агрессивные продукты сгорания топлива - соединения ванадия и серы, приводят к высокотемпературному окислению поверхностного слоя ТЗП;
- эрозионный износ поверхностного слоя ТЗП;
- высокие термомеханические напряжения, вызывающие дефекты ТЗП.

Таблица 1.2 – Частота проявления дефектов на рабочих лопатках турбины

Вариант покрытия	Название дефектов										
	сколы			шелушение				пористость		появление структуры материала	
	1	2	3	1	2	3	4	1	2	1	2
ВСП-11+ZrO ₂ +8Y ₂ O ₃	11,8	22,3	11,7	17,3	8,7	7,9	8,9	4,7	2,3	2,1	2,3
АЖ-8+ZrO ₂ +8Y ₂ O ₃	14,8	20,7	9,3	22,8	9,5	13,9	7,3	-	1,7	-	-
СП-2+ZrO ₂ +8Y ₂ O ₃	11,9	14,3	14,0	21,3	9,4	9,5	9,9	2,5	3,3	1,8	2,1
ХА+ZrO ₂ +8Y ₂ O ₃	13,6	19,7	10,3	24,9	11,1	8,4	8,4	1,7	1,9	-	-

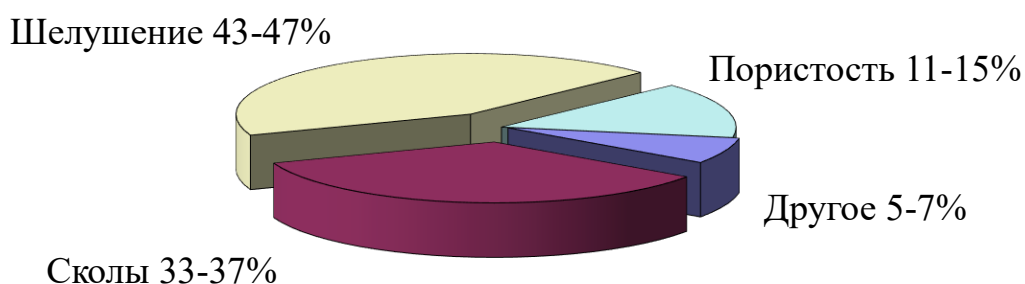


Рисунок 1.12 – Основные дефекты теплозащитных покрытий

Каждый из перечисленных процессов может протекать самостоятельно и совместно с другими. Основными дефектами ТЗП являются сколы и шелушения керамического слоя. Они возникают по причине слабого сцепления между керамическим и металлическим подслоями покрытия, а также в результате окисления металлического слоя. Воздействие высоких температур приводит к спеканию и трещинам в керамическом слое ТЗП. Существующие ТЗП не в полном объеме удовлетворяют предъявляемым требованиям, что обуславливает необходимость их усовершенствования. Кроме того, для дальнейшего развития и применения ТЗП необходимо установить причину появления в эксплуатации дефектов в ТЗП, приводящих к их разрушению. Проведенный в работе анализ позволил выявить необходимость усовершенствования существующей конструкции ТЗП.

1.3. Методы нанесения защитных покрытий на лопатки турбины авиационных двигателей в процессе их производства и восстановления

Применяемые в настоящее время на рабочих лопатках турбины авиационных ГТД различные ТЗП как правило имеют двухслойную структуру - керамический слой и металлический подслой, выполняющий роль связующего с материалом лопатки (рисунок 1.8). Верхним слоем, который обычно наносится либо воздушно-

плазменным напылением (APS), либо с использованием электронно-лучевой технологии (ЭЛТ) с физическим осаждением (EB-PVD), чаще всего является стабилизированная цирконием система $\text{ZrO}_2\text{-Y}_2\text{O}_3$ (YSZ). Свойства YSZ таковы, что он обладает низкой теплопроводностью, высокой проницаемостью для кислорода и относительно высоким коэффициентом теплового расширения. Верхнее покрытие YSZ также становится “устойчивым к деформациям” за счет нанесения структуры, содержащей многочисленные поры и/или каналы. Следовательно, высокая кислородопроницаемость керамического слоя требует повышения устойчивости металлического связующего к окислению. Следует отметить, что работоспособность ТЗП на лопатках турбины зависит от его химического состава, структуры керамического слоя, его адгезионной прочности на металлическом подслое, которые в свою очередь зависят от способа его нанесения.

Ключевым физическим свойством керамического верхнего слоя является его теплопроводность (λ). В керамике, подобной ZrO_2 , тепло передается посредством решетчатых колебаний и излучения. Таким образом, теплопроводность может быть эффективно снижена за счет увеличения рассеяния фононов (решетчатых волн) или фотонов (электромагнитных волн) в решетчатой структуре керамики. Например, даже увеличение содержания Y_2O_3 в ZrO_2 снижает теплопроводность, но в то же время повышает температурную стабильность t —структуры. Авторами [2, 8, 16, 27, 44, 82, 85, 95, 97, 109, 126, 127, 133, 138, 159, 160] было проведено много исследований, направленных на получение новых композиций верхнего слоя, позволяющих понизить коэффициент теплопроводности (λ). Недостатком этих новых композиций верхнего слоя является пониженная устойчивость к эрозионному разрушению по сравнению с YSZ. Несмотря на это, ожидается более широкое использование различных оксидов для керамического слоя с низким коэффициентом теплопроводности (λ).

Сложностью при создании конструкции ТЗП для лопаток турбин является формирование его керамического слоя на материале лопатки. Это в первую очередь вызвано разницей коэффициентов термического расширения никелевых сплавов и керамического покрытия. Так, в интервале температур от 20 до 1200

°C разница λ может составлять $\sim 5...6 \cdot 10^{-6}$ град⁻¹. Это различие значений при циклах "нагрев - охлаждение" вызывает возникновение между керамикой и металлом термических напряжений, и, как следствие, приводит к ее скалыванию. С целью уменьшения таких напряжений проводят дробление или сегментацию керамического слоя, при этом используют различные технологии. При применении электронно-лучевой технологии нанесения керамического слоя подбирают температуру нагрева рабочей лопатки, что позволяет получать столбчатую структуру керамического слоя, при возникновении в котором напряжений происходит дробление его на фрагменты. А при формировании керамического слоя плазменным способом подбирают режим термической обработки для формирования в нем сетки микротрещин.

Плазменная технология нанесения ТЗП сегодня в основном применяется при формировании покрытия на сопловых лопатках ГТД и отдельных деталях камеры сгорания. Электроннолучевая технология нанесения керамического слоя применяется в основном для нанесения ТЗП на рабочих лопатках турбины ГТД. Проведем сравнение свойств формируемых ТЗП, сформированных по плазменной и электроннолучевой технологиям (табл. 1.3 и рисунок 1.13) [4, 6, 13, 20, 42, 44, 51, 54, 60, 68, 73, 87, 101, 102, 119, 133].

Таблица 1.3 – Сравнительные свойства ТЗП с керамическим слоем $ZrO_2-8\%Y_2O_3$, образованных по электроннолучевой (ЭЛТ) и плазменной (ПТ) технологиям

Свойство	ЭЛТ	ПТ
Адгезионная прочность, МПа	400	20-40
Теплопроводность, Вт/м•К	1,5-1,9	0,8-1,1
Шероховатость, мкм	0,5-1,0	4-10,0
Относительная скорость эрозии	1	7
Модуль Юнга, ГПа	90	200

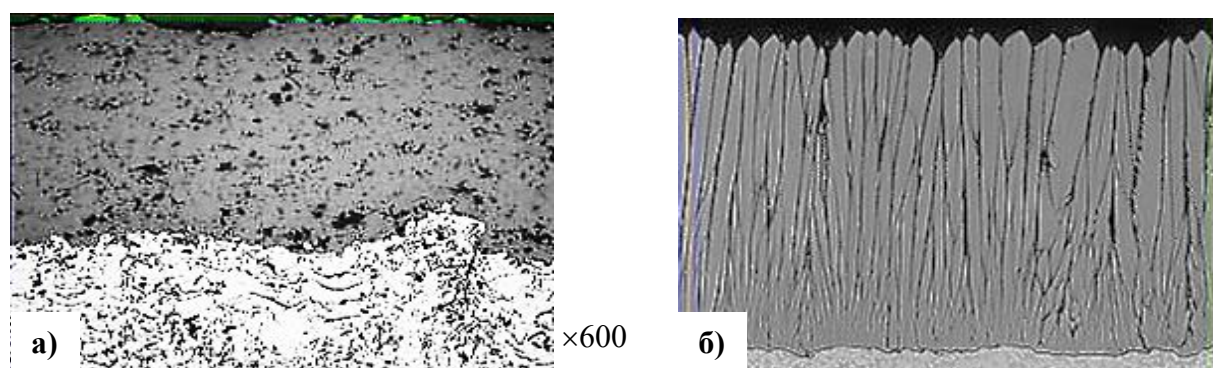


Рисунок 1.13 – Микроструктура керамического слоя, сформированного по плазменной (а) и электронно-лучевой (б) технологиям

Каждый из рассматриваемых способов нанесения керамического слоя ТЗП имеет как свои преимущества, так и недостатки. Эти достоинства и недостатки определяются механизмом получения керамического слоя ТЗП. Механизм формирования керамического слоя по ПТ состоит в расплавлении состава порошка и подаче его в виде расплавленных капель на лопатку. Вследствие удара капель о материал лопатки образуется слоистая структура керамического слоя (рисунок 1.13.а), имеющая горизонтальные границы раздела и поры. Поэтому такое покрытие имеет более низкую теплопроводность, чем плотные покрытия. Механизм формирования керамического слоя по ЭЛТ состоит в испарении исходного материала из «штабика» и его осаждении на лопатке, что приводит к образованию столбчатой структуры слоя (рисунок 1.13.б). Такая структура обладает более высокими термоциклическими свойствами.

Несмотря на удорожание технологии нанесения ТЗП на лопатки турбины как отечественные, так и зарубежные производители ГТД применяют их для обеспечения надежности элементов турбины. Так фирма Pratt and Whitney по электроннолучевой технологии наносит ТЗП PWA 266 с металлическим подслоем PWA 286 системы MeCrAlY на рабочие лопатки двигателях серии PW 2000. Фирма General Electric наносит идентичное ТЗП на двигателях серии CF6-80, но с другим металлическим подслоем системы NiAl-Pt. На отечественных двигателях (Д-18, ПС-90, ПД-14, НК-32 и др.) применяются в основном ТЗП, имеющее керамический слой системы $ZrO_2-8\%Y_2O_3$, формируемый по ЭЛТ с металлическими подслоями MeCrAlY с различным

содержанием легирующих элементов. Авторы работ [4, 7, 105, 156] показывают, что ТЗП системы $\text{MeCrAlY}+\text{YSZ}$ и $\text{PtAl}+\text{YSZ}$ (рисунок 1.14) наносят на лопатки турбины новых двигателей типа F-119 или F-135, установленных на самолеты военной авиации.

В работах авторов [4, 6, 13, 20, 42, 44, 51, 54, 60, 68, 73, 87, 101, 102, 119, 133] проводится оценка методов нанесения керамических слоев ТЗП. Сравнение проводится с ТЗП, имеющим керамический слой системы $\text{ZrO}_2\text{-}8\%\text{Y}_2\text{O}_3$, который формируется плазменным напылением на воздухе (APS) (рисунок 1.15). Авторы работ [4, 20, 87, 129, 133, 143] отмечают, что столбчатая структура керамического слоя, сформированная по ЭЛТ имеет выше ресурс за счет более высокой податливости деформации в сравнении с керамическим слоем, нанесенным плазменным напылением. Если рассматривать возможность увеличения температуры эксплуатации лопаток турбины за счет применения ТЗП, то авторы работ [4, 20, 75, 87, 129, 133, 143] утверждают, что для этого требуется поиск новых материалов керамического слоя. Это связано (см. глава 1.1) с причинами разрушения керамического слоя на основе $\text{ZrO}_2\text{-}8\%\text{Y}_2\text{O}_3$ – фазовые изменения при температурах выше 1200°C и возникающие при этом напряжения, спекание, рост оксидной пленки на границе «металлический подслой – керамический слой».

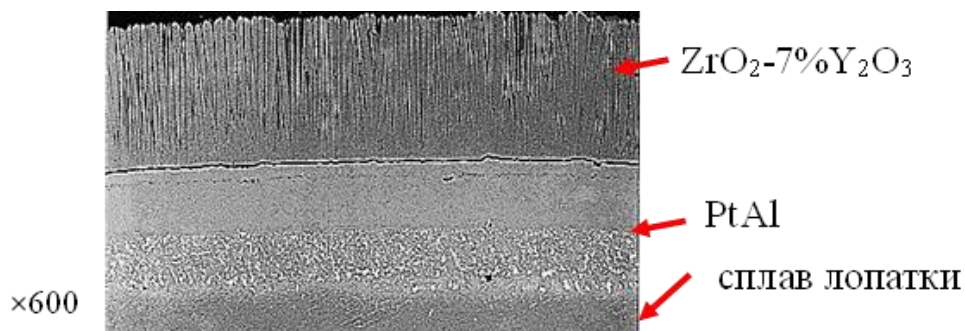


Рисунок 1.14 – Микроструктура ТЗП с платино-алюминидным металлическим подслоем на двигателях серии CF6-80 фирмы General Electric

Покрытия, полученные электронно-лучевым методом (EB-PVD), обеспечивают улучшенную адгезию, чистоту поверхности (ее шероховатость, табл. 1.3) и благоприятно сказывается на эффективности турбины за счет качества поверхности лопатки. При выборе метода нанесения керамического слоя следует учитывать, что

важнейшим преимуществом процесса EB-PVD является то, что при нанесении керамического слоя происходит минимальное закрытие множества мелких (диаметром 0,25–0,5 мм) перфорационных отверстий. Напротив, процесс APS имеет гораздо большую тенденцию к закрытию отверстий и приводит к снижению коэффициента охлаждения.

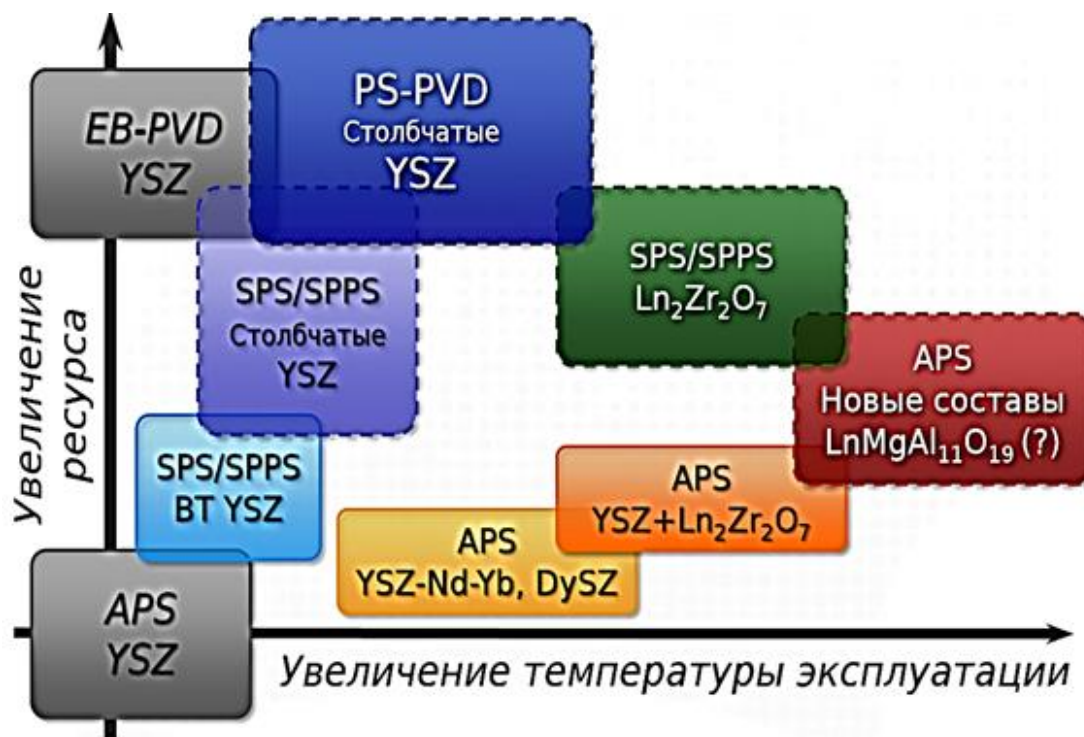


Рисунок 1.15 – Сравнительная схема методов нанесения керамического слоя ТЗП и применения некоторых перспективных материалов [8]

Сравнение преимуществ ТЗП, где керамический слой сформирован по ЭЛТ, позволяет их применять на рабочих лопатках турбин ГТД. ЭЛТ обеспечивает получение ТЗП с более высокими эксплуатационными свойствами за счет:

- формирования керамического слоя в виде столбчатой структуры, в которой полученные «столбы» ориентированы перпендикулярно к наносимой поверхности. Сформированная структура под действием внутренних напряжений легко дробится на фрагменты, что уменьшает напряжения отрыва слоя при теплосменах работы ГТД;
- формирования керамического слоя (850÷950 °С), что в процессе эксплуатации ниже температуры его формирования приводит к возникновению в нем напряжений сжатия за счет разности коэффициентов линейного расширения

никелевого сплава и керамического слоя, что положительно сказывается при термомеханических нагрузках;

- в процессе нанесения ТЗП и эксплуатации в нем протекают физико-химические процессы, оказывающие влияние на его адгезионную прочность;
- ЭЛТ позволяют получить керамический слой с его шероховатостью, не превышающей 1,5 мкм.

Несмотря на удорожание ЭЛТ формирования ТЗП и сложность применяемого оборудования, ее преимущества позволяют наиболее широко применять для формирования керамического слоя на рабочие лопатки турбины ГТД.

На основании анализа применяемых конструкций ТЗП и технологий их нанесения видно, что для повышения работоспособности лопаток турбины необходимо проводить выбор химического состава для различных слоев покрытия, их толщины и режимы нанесения. Для определения пути повышения долговечности рабочих лопаток с ТЗП необходимо понимать причины его разрушения и условия их эксплуатации, что является достаточно сложной научно-технической задачей.

Выводы по главе 1

1. Анализ основных факторов, ограничивающих ресурс современных ГТД, показал, что жаропрочные сплавы, применяемые для изготовления лопаток турбины не способны длительно работать в условиях повышенных температур без применения ТЗП, ресурс которых определяет межремонтный ресурс рабочих лопаток.

2. Выявлены типовые дефекты существующих ТЗП (сколы керамического слоя, шелушение и пористость ТЗП и др.), которые ограничивают ресурс лопаток турбины. Вместе с тем, во многих случаях частичное разрушение ТЗП не приводит к критическим изменениям свойств материала лопатки, поэтому

актуальной задачей является разработка мероприятий по восстановлению работоспособности лопаток современных ГТД при ремонте.

3. Установлено, что применяемые в настоящее время ТЗП на основе диоксида циркония не позволяют решать задачу повышения эффективности ГТД путем увеличения температуры газов перед турбиной, так как при температуре выше 1200°С происходят фазовые превращения его кристаллической решетки, возрастает кислородная проводимость керамического слоя ТЗП, что приводит к росту оксидной пленки на границе «металл – керамика» и снижению адгезионной прочности. Наиболее эффективным путем увеличения работоспособности ТЗП и температуры эксплуатации лопаток ГТД является поиск новых материалов для керамического слоя.

4. Сравнительный анализ методов нанесения керамического слоя ТЗП показал, что для повышения ресурса покрытия целесообразно применять электронно-лучевую технологию нанесения, а для повышения температуры эксплуатации проводить разработку новых керамик, имеющих более высокие эксплуатационные характеристики для совершенствования существующей базовой системы на основе оксида циркония стабилизированного оксидом иттрия.

2. Применяемые конструкционные материалы и методы их исследования

2.1. Применяемые конструкционные материалы для исследования

В процессе проведения лабораторных исследований и отработки технологических режимов нанесения разрабатываемого ТЗП были использованы технологические лопатки современных ГТД и образцы для проведения испытаний с целью сравнительной оценки свойств формируемых на них покрытий. Технологические лопатки турбины ГТД были изготовлены из никелевых сплавов ЖС6У и ЖС32ВИ (табл. 2.1) [4, 33, 46, 49]. Для проведения лабораторных исследований изготавливали образцы в виде цилиндров диаметром 13...15 мм из этих же сплавов или исследования проводили на разрезанных технологических лопатках.

Таблица 2.1- Химический состав никелевых сплавов

сплав	Ni	Al	W	Cr	Co	Ti	Mo
ЖС-6У	основа	5,5-6,5	9,5-11,0	8,0-9,5	9,0-10,5	2,0-2,9	1,2-2,4
ЖС-32ВИ	основа	5,5-6,2	8,5-9,2	4,3-5,6	8,0-10	-	0,8-1,4

Продолжение таблицы 2.1

сплав	Ta	Nb	Y	B	C	Re	Ce
ЖС-6У	-	0,8-1,2	-	<0,015	0,14-0,2	-	0,02
ЖС-32ВИ	3,8-4,5	1,4-1,8	0,05	<0,015	0,12-0,18	3,8-4,2	0,025

Так как ТЗП состоит из металлического и керамического слоев то его наносили последовательно. Вначале конденсационным методом ВПТВЭ (вакуум - плазменная

технология высоких энергий) металлический подслои, затем с целью уменьшения его пористости диффузионным порошковым методом проводили хромоалитирование в вакууме [4, 40, 46, 61]. На электронно-лучевой установке наносили керамический слой методом электронно-лучевого испарения [38, 39, 110, 111, 125, 130, 155]. При этом конденсационный подслои наносили с применением катодов (табл. 2.2).

Таблица 2.2 - Химический состав катодов, масс. %

катод	Al	Cr	Co	Ta	Hf	Si	Y	Ni
АЖ-8	7-9	13-15		4-6	2	1	1,5	Осн.
ВСДП11	Осн.					4,5-5,5	1,1-1,8	
СДП-2	12	20					0,3	Осн.
СДП-6	11-13	22-24	Осн.	-		-	0,2-0,6	6-10

2.2. Методы исследования структуры и свойств никелевых сплавов и защитных покрытий

2.2.1. Исследование микроструктуры применяемых никелевых сплавов и защитных покрытий

Проводимые в работе исследования микроструктуры никелевых сплавов и сформированных на них защитных покрытий проводили на отрезанных из технологических лопаток образцах, из которых изготавливали микрошлифы. При помощи оптического микроскопа “NEOPHOT - 31” проводили исследование

микроструктуры материала, измеряли толщину покрытия, а также проводить фотографирование интересующего участка исследования при увеличении до 1000 крат.

Приготовление шлифов осуществляли по известным методикам [4, 9], а для исследования микроструктуры как никелевого сплава, так и сформированного на нем защитного покрытия проводили электрохимическому травлению по существующей методике [9, 69] в специально приготовленном растворе следующего состава: 1 мл HF, 10 мл глицерина, 89 мл H₂O.

Исследование микроструктуры сплава и покрытия проводили по схеме:

- вырезка образца для исследования (рисунок 2.1);
- приготовление микрошлифа из образца;
- травление микрошлифа;
- проведение исследования на приготовленном микрошлифе.
- исследование микрошлифа.

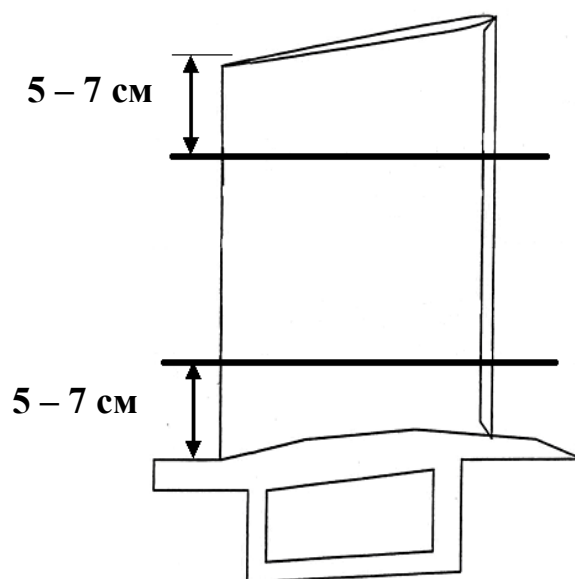


Рисунок 2.1 – Схема вырезки образцов из лопатки для металлографического исследования

2.2.2. Метод определения химического состава никелевых сплавов и защитных покрытий

Химический состав сформированного на никелевом сплаве покрытия и его распределение по толщине оказывают существенное влияние на служебные свойства уже целой системы «сплав – покрытие». Методом рентгеновского микроанализа электронным зондом на электронном сканирующем микроскопе JEOL IT 300LV (Япония) и рентгеновском дифрактометре Rigaku UltimaM проводили исследование химического состава и покрытия и сплава. Линейная локальность электронного зонда при его перемещении со скоростью 0,25 мкм/сек составляла 3...5 мкм.

Регистрацию рентгеновского излучения осуществляли с помощью проточно-пропорционального счетчика. Приблизительно весовую долю элемента в исследуемом покрытии определяли из отношения интенсивности рентгеновского излучения из исследуемого микрообъема к интенсивности элемента с поверхности эталона. При расчете количественного содержания элементов в покрытии и сплавах применяли методики поправок, изложенных в работах [4, 9, 47].

2.2.3. Методика проведения испытаний лопаток с ТЗП на изотермическую жаростойкость

Испытания исследуемых ТЗП, нанесенных на технологические лопатки и образцы, на изотермическую жаростойкость проводили в муфельной печи типа ЕТ – 2 в открытой атмосфере при температурах 1100 и 1170 °С. Сравнение проводили с ТЗП, нанесенным по серийной технологии, при этом время выдержки составляло

не менее 500 часов. Каждый вариант исследуемого покрытия наносили не менее чем на 3 технологические лопатки. Для оценки изменения толщины, химического состава и структуры покрытий через 5, 20, 50, 100, 200 часов, проводили резку лопаток для изготовления образцов, на которых проводили исследования.

Одним из критериев оценки стойкости к изотермическому окислению является содержание алюминия в металлическом подслое. Если содержание алюминия в металлическом слое ($Al_{\text{поверх.}}$) приближается к содержанию алюминия в никелевом сплаве ($Al_{\text{в сплаве}}$), при данных времени и температуре выдержки, то считается, что покрытие исчерпало свои защитные свойства.

Критериями стойкости никелевых сплавов и ТЗП высокотемпературному окислению являются:

- относительное изменение массы $\Delta m/S$, где Δm - изменение массы образца в процессе выдержки при температуре, S - площадь поверхности образца,
- изменение концентрации алюминия в металлическом подслое за период испытаний при данной температуре,
- изменение фазового состава металлического подслоя,
- относительное изменение толщины металлического подслоя и его диффузия в никелевый сплав.

Критерием оценки защитных свойств керамического слоя ТЗМ являлась площадь его скола, а для металлического подслоя – концентрация алюминия [4, 46, 98, 155].

2.2.4. Методика проведения испытаний лопаток с ТЗП на термостойкость

В процессе эксплуатации лопатки турбины работают в условиях теплосмен. С целью оценки работоспособности различных вариантов ТЗП как серийных, так и

разработанного на лопатках в таких условиях проводили термоциклические испытания. Для проведения исследования использовали специальный стенд (рисунок 2.2), обеспечивающий быстрый нагрев до температуры испытаний, которые проводили в открытой атмосфере по циклу: загрузка технологических лопаток с исследуемым ТЗП в камеру печи, нагрев до температуры 1100 °С, выдержка при этой температуре в течении 30 мин., с последующей выгрузкой из камеры печи, и принудительное охлаждение под вентилятором на открытом воздухе до температуры 250 ± 50 °С.

Для оценки термостойкости варианта ТЗП, нанесенного на технологическую лопатку, проводили осмотр ее внешней поверхности на микроскопе МБС - 9 с увеличением не ниже $\times 12,5$ на предмет появления трещин. Осмотр проводили через каждые 5 циклов испытаний. Критерием оценки являлось количество циклов до появления трещин в поверхностном слое. Глубину проникновения трещин определяли металлографическим методом на 2 – 3 образцах. Испытания также проводили до появления недопустимых дефектов (шелушение, скол, отслоение и т.д.), суммарная площадь которых превышает 20 % от общей площади поверхности испытываемых деталей.

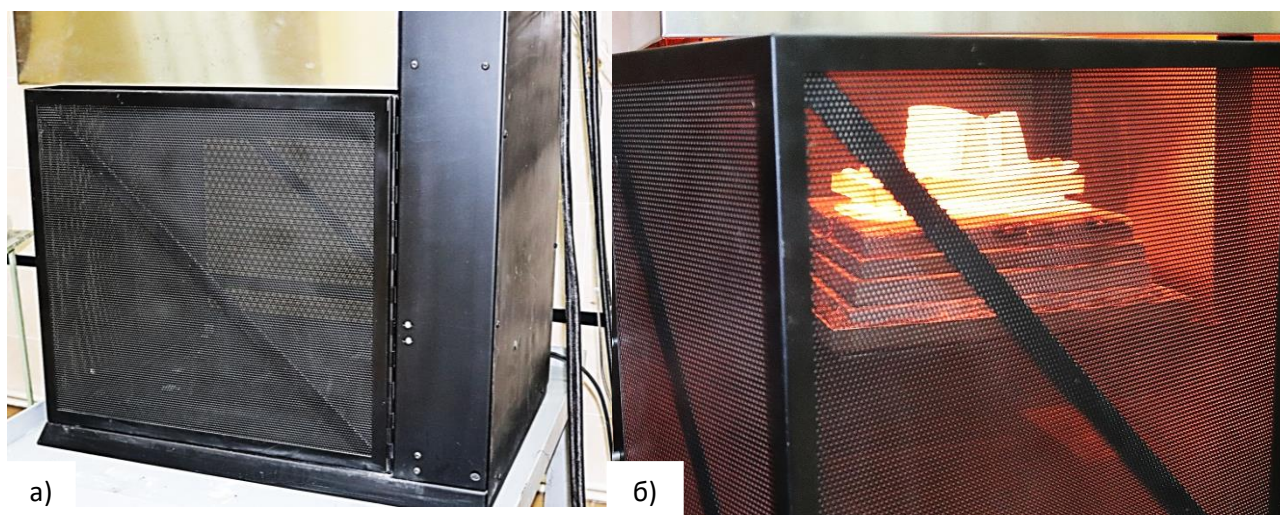


Рисунок 2.2 – Внешний вид (а) специального стенда для проведения испытаний на термостойкость и процесс испытаний (б)

2.2.5. Методика проведения испытаний лопаток с ТЗП на их теплофизические свойства

Определение теплофизических свойств исследуемых ТЗП проводили по оригинальной методике экспериментального определения теплозащиты деталей с помощью томографа, а также методикой измерения [14]. Методика оценки теплофизических свойств с помощью томографа разработана специалистами Рыбинской государственной авиационной технологической академии имени П.А. Соловьева (РГАТА им. П.А. Соловьева).

Суть метода по определению теплофизических свойств ТЗП состоит в следующем. На пластину из жаропрочного сплава на одну ее сторону наносят исследуемый вариант ТЗП. Вторая сторона остается без покрытия. На специальной установке (рисунок 2.3) поверхность с ТЗП нагревали до температуры $\sim 1300 \dots 1400$ °С, а на поверхность без ТЗП с помощью компрессора подавали воздух с температурой ~ 600 °С. После прогрева и выхода установки на стационарный режим пластину с исследуемым вариантом ТЗП перемещали в нижний бокс (рисунок 2.3). Это позволяет с помощью термографа провести замер поля температур как с поверхности с ТЗП, так и с обратной стороны. Замер проводили через прозрачное ИК окно с заданными промежутками времени. По полученным результатам замера поля температур для каждой точки поверхности пластины с вариантом ТЗП и без него строили температурно-временную зависимость $T_n=f(\tau)$. Высокая разрешающая способность современных термографов дает возможность проводить замер температурного поля поверхности, следовательно позволяет проводить оценку эффективности защиты материала лопатки с помощью ТЗП.

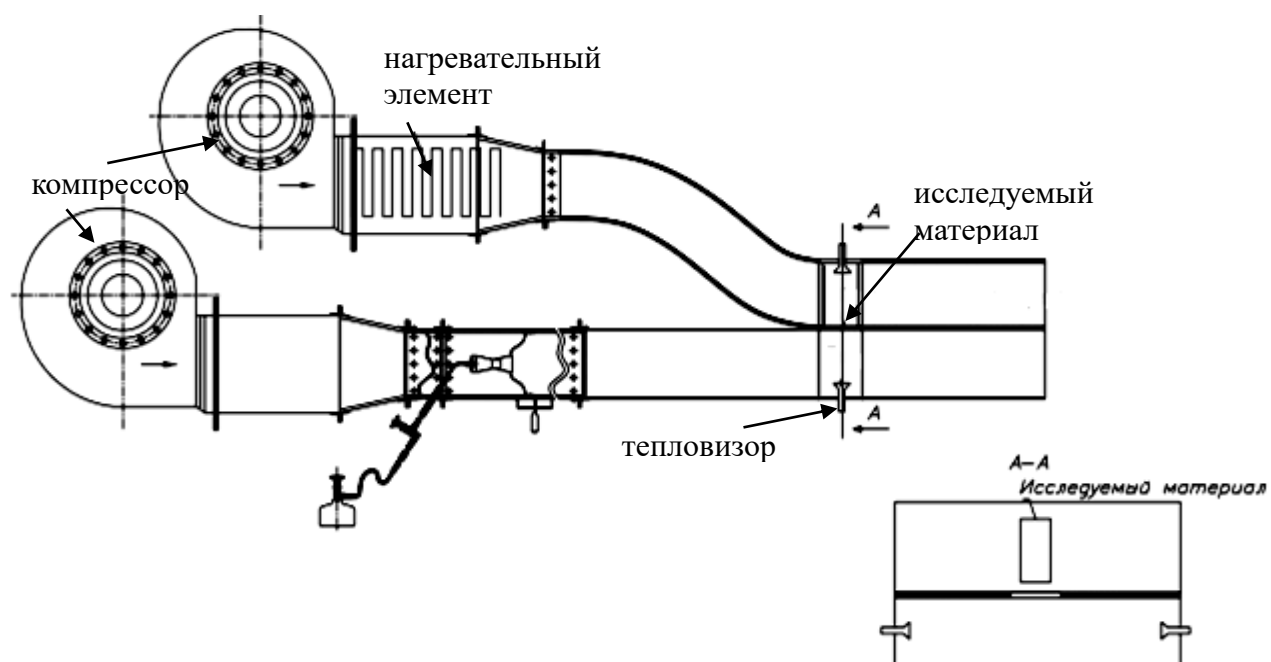


Рисунок 2.3 – Схема экспериментального стенда для оценки свойств ТЗП

3. Научные основы получения долговечного теплозащитного покрытия

3.1. Теоретические основы создания долговечного теплозащитного покрытия

Создание конкурентноспособного ГТД без применения ТЗП на лопатках турбины сегодня не представляется возможным. Температура газа перед турбиной на современных ГТД достигает 1900...2200 °С. Если не применять ТЗП, а использовать только систему охлаждения (эффективность которой составляет от 0,4 до 0,8), то это приводит к увеличению температуры материала лопатки до 1150...1200 °С, а следовательно к уменьшению её ресурса [30, 71, 84]. Авторы работ [81, 88] провели расчеты на тепловых моделях сопловых лопаток двигателя ПС-90А (рисунок 3.1), результаты которых показали, что при нанесении на лопатки ТЗП позволяет уменьшить температуру поверхности материала сопловой лопатки на 50–150 °С (рисунок 3.2).

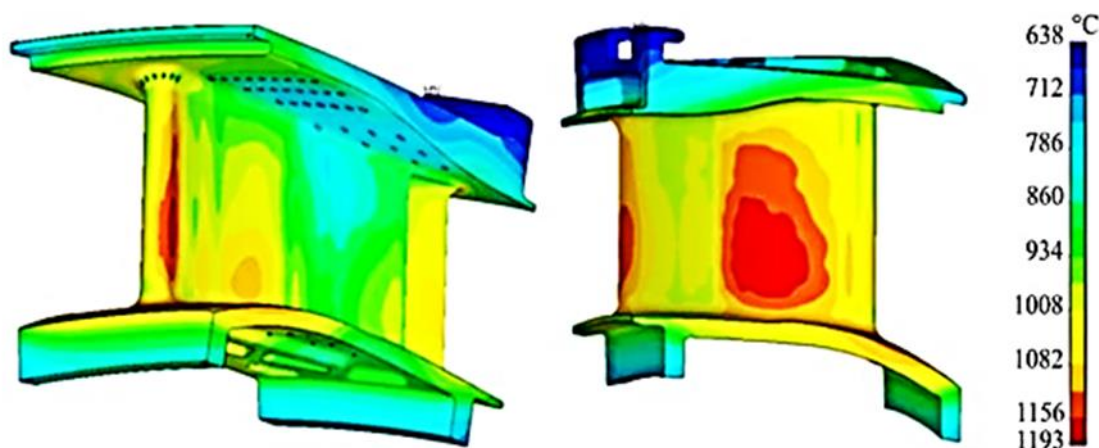


Рисунок 3.1 – Температурное поле материала сопловой лопатки первой ступени с учетом ТЗП двигателя ПС-90А на режиме Redline ($T_{\Gamma} = 2026 \text{ К}$, $T_{\text{СА}} = 1631 \text{ К}$, $T_{\text{к}} = 871 \text{ К}$, $G_{\text{КВД}} = 77,654 \text{ кг/с}$) [81, 88]

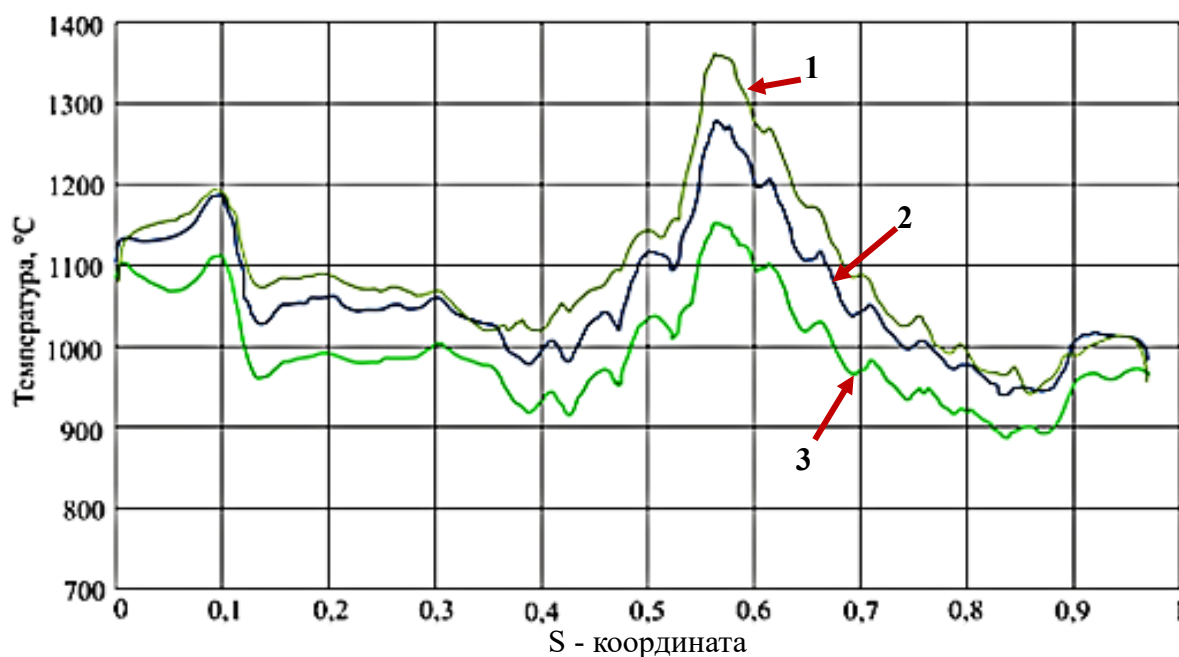


Рисунок 3.2 – Результаты сравнения температуры поверхности СЛ1 двигателя ПС-90А2 в среднем сечении с ТЗП и без него: 1) температура поверхности ТЗП; 2) без ТЗП; 3) температура поверхности лопатки с ТЗП [81, 88]

Как было отмечено выше (см. глава 1), применяемые ТЗП имеют ресурс ниже, чем ресурс материала лопаток турбины. Это определяется низким коэффициентом теплопроводности поверхности ТЗП, которая имеет воздушно-пленочное охлаждение. В результате нагрев поверхности ТЗП достигает температур ~ 1200 °C. Воздействие высоких температур вызывает спекание применяемой в ТЗП керамика на основе $Zr_2O_3 + Y_2O_3$, в результате чего она становится монолитной структурой и под действием термомеханических нагрузок отслаивается [1, 17, 89, 98, 107, 132, 163, 167].

Ранее было отмечено (см. глава 1), что возросшие температуры газа перед турбиной требуют защиты материала лопатки ГТД [5, 6, 32, 65, 71, 83, 95, 105, 116, 123, 132]. Поэтому перед автором стояла задача разработки ТЗП для рабочих лопаток турбины ГТД, позволяющего увеличить их работоспособность в условиях воздействия эксплуатационных факторов. Разрабатываемое покрытие должно удовлетворять основным требованиям – жаростойкости, стабильности и термостойкости при действии термомеханических нагрузок в эксплуатации.

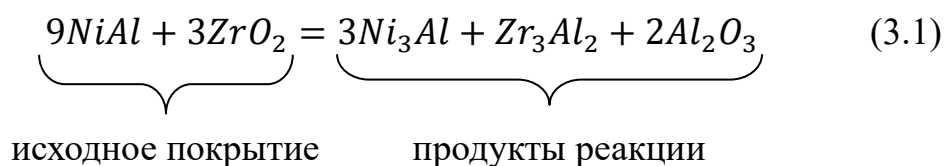
Цель применения ТЗП состоит в уменьшении теплового потока, поступающего на детали горячей части ГТД, сглаживание термических циклов нагрузок и повышения сопротивления высокотемпературному окислению. Как было отмечено ранее, существующие ТЗП имеют ряд недостатков (см. глава 1), ограничивающих их применение. Поэтому в работе, с целью устранения указанных недостатков, рассмотрена возможность создания нового ТЗП на основе применения новых материалов [73, 95, 97, 150].

В главе 1 был проведен анализ работоспособности применяемых ТЗП на лопатках турбин современных ГТД. ТЗП, наносимые на лопатки турбин, являются ключевым элементом производительности и надежности современных газовых турбин. В течение срока службы компонентов турбины поверхность ТЗП может быть повреждена из-за производственных дефектов, а также по множеству причин при эксплуатации, что приводит к образованию сколов на покрытии. Хотя ожидается, что скол в покрытии ТЗП вызовет повышение температуры материала лопатки, неизвестно, в какой степени это повлияет на ее работоспособность и какие параметры скола влияют на этот результат.

С целью выбора конструкции ТЗП необходимо знать причины, которые приводят к их разрушению.

Рассмотрим процессы, которые протекают при изотермической выдержке ($\Delta T \rightarrow 0$) в ТЗП. Из физической химии известно, что скорость химической реакции резко возрастает с повышением температур [90].

Температуры на поверхности ТЗП лопаток турбин в современных ГТД колеблются в интервале 1000...1200 °С. Из физической химии также известно, что при повышении температуры на 100 °С – скорость химической реакции возрастает более чем в 10 раз. Возникает вопрос, какие химические реакции протекают на границе «алюминидный подслоя – керамика» при изотермической выдержке лопатки с ТЗП. Анализ показывает, что протекают реакции, которые можно описать реакцией:



Поэтому при выборе конструкции ТЗП – «керамический слой + металлический подслой» необходимо учитывать их взаимодействие и протекание возможных между ними реакций.

Условия эксплуатации современных ГТД и температуры газа перед турбиной определяют требования к новым керамическим материалам, которые должны быть: КТЛР – более 10 K^{-1} , удельная теплопроводность не менее $2 \text{ Вт/м}\cdot\text{К}$, а их рабочая температура не ниже 1700°C , которые учитываются при выборе новых керамических материалов для ТЗП.

Изложенные в работе (см. глава 1) проблемы применяемых ТЗП вызывают необходимость проведения исследовательских работ по поиску новых материалов для разработки перспективных ТЗП. Такие работы ведутся исследователями агентства NASA (США) а также авторами работ [38, 43, 82, 87, 105, 115, 142, 145, 164]. Анализ указанных работ показывает, что в качестве материалов для керамического слоя ТЗП целесообразно применять следующие системы: $\text{La}_2\text{Ce}_2\text{O}_7$, $\text{ZrO}_2 - \text{Y}_2\text{O}_3$, $\text{Yb}_2\text{O}_3(\text{Sc}_2\text{O}_3)$, $\text{Nd}_2\text{O}_3(\text{Ce}_2\text{O}_3)$, CeZrO_4 . В работах указывается, что системы обладают низкой теплопроводностью и их применение снижает температуру на материале лопатки турбины. Проведем сравнение служебных характеристик некоторых перспективных материалов для керамического слоя ТЗП, в сравнении с применяемой керамикой на основе диоксида циркония (табл. 3.1) [12, 38, 39, 58, 68, 97, 100, 119, 168].

Выбор рационального состава первого слоя ТЗП требует проведения множества лабораторных экспериментов. Это приводит к достаточно высоким как экономическим, так и трудовым затратам.

Можно сделать вывод, что в настоящее время совершенствование ТЗП ведется по следующим направлениям:

а) поиск новых систем для керамического слоя ТЗП, которые могут заменить наиболее широко применяемую для ТЗП систему $\text{ZrO}_2\text{--}8\%\text{Y}_2\text{O}_3(\text{YSZ})$:

- легирование системы $\text{ZrO}_2\text{--}8\%\text{Y}_2\text{O}_3(\text{YSZ})$ редкоземельными элементами (Nd, Gd, Yb), что приводит к снижению величины коэффициента теплопроводности ТЗП;
- легирование системы YSZ диоксидами четырехзарядных металлов (TiO_2 , CeO_2 , HfO_2), что приводит к снижению величины коэффициента теплопроводности ТЗП;

- оксиды со структурой перовскита (легирование SrHfO_3 добавками Yb_2O_3 и Y_2O_3) повышают фазовую стабильность конечного порошка;
 - исследование новой группы материалов гексаалюминатов РЗЭ (наиболее перспективные $\text{LaMgAl}_{11}\text{O}_{19}$ и $\text{LaTi}_2\text{Al}_9\text{O}_{19}$;
 - исследование новой группы материалов ортофосфатов и силикатов РЗЭ (LnPO_4 и $\text{Gd}_8\text{Ca}_2(\text{SiO}_4)_6\text{O}_2$;
- б) поиск новых химических составов для металлического подслоя и разработка новых технологий нанесения ТЗП, а также совершенствование существующих:
- легирование металлического подслоя тугоплавкими металлами для стабилизации и торможения роста оксидной пленки;
 - нанесение барьерного слоя для снижения доступа кислорода к металлическому слою;
 - подбор материалов керамического слоя для уменьшения разницы ТКЛР между керамикой и подслоем.

Таблица 3.1. Свойства оксидных керамических материалов для работы при температурах $> 1200^\circ\text{C}$

Керамика	$T_{\text{пл}}, \text{K}$	$\lambda, \text{Вт}/(\text{м}\cdot\text{K})$ (1273 K)	$\alpha \times 10^{-6} \text{ K}^{-1}$	Преимущества	Недостатки
$\text{ZrO}_2 + \text{Y}_2\text{O}_3$	2973	2,17	10,7	низкий λ , высокий α , термостоек	фазовый переход 1443 K, спекание выше 1473 K, кислородопроницаем
$\text{La}_2\text{Zr}_2\text{O}_7$	2573	1,56	9,1	низкая спекаемость, низкий λ , высокая термостабильность, не проводит кислород	низкий α

YSZ+HfO ₂	3170	2,0	5,0	термостоек, низкий λ , высокий α , меньшая склонность к фазовым переходам	кислородопроницаем
CeO ₂	2873	2,77	13	термически стоек, имеет низкий λ и меньшую склонность к фазовым переходам, высокий α	высокая скорость спекания, осаждение выше 1373 К и испарение при нанесении
Al ₂ O ₃	2323	5,8	9,6	Высокая твердость, не проводит кислород	Высокий λ , низкий α , фазовый переход 1273 К
Cd ₂ Zr ₂ O ₇	2300	1,6	10,4	низкая спекаемость, низкий λ , высокая термостабильность не проводит кислород	низкий α

Поэтому в рамках данной работы была решена задача по рациональному подбору химического состава керамического слоя ТЗП с целью улучшения его эксплуатационных свойств, а следовательно повышения работоспособности лопаток турбины современных ГТД.

3.2. Обоснование и выбор состава керамического слоя усовершенствованного теплозащитного покрытия для лопаток ГТД

Основными тепловыми ограничениями современных ГТД являются материалы применяемые для камер сгорания и турбин высокого давления. В современных двигателях температура турбины на входе превышает 1900 К. Однако материал, из которого изготовлена лопатка турбины, начнет размягчаться примерно при 1500 К. Чтобы уменьшить это ограничение, используются различные методы охлаждения, включая внутреннее охлаждение лопатки, внешнее пленочное охлаждение и керамические ТЗП [18, 37, 74, 81]. Пленочное охлаждение делает этот процесс еще более эффективным, вытесняя отбираемый воздух через перфорационные отверстия лопатки турбины, для создания слоя охлаждающей пленки. ТЗП наносятся на лопатки турбины в качестве теплоизолятора.

Керамическое покрытие обладает низкой теплопроводностью, что снижает общий тепловой поток, подаваемый на лопатку турбины.

Применяемые сегодня ТЗП на лопатках турбины ГТД в большинстве своем имеют керамический слой из ZrO_2 (диоксида циркония), стабилизированного 7...8 масс. % Y_2O_3 (иттрия) (см. глава 1) [11, 12, 17, 27, 67, 72, 93, 102, 109, 119, 141, 153]. В равновесных условиях иттрий при такой концентрации диффундирует в твердый раствор диоксида циркония, что при температуре около 1050 °С позволяет стабилизировать его тетрагональную кристаллическую решетку (t-YSZ). При эксплуатации ТЗП до температуры ~ 1170 °С диоксид циркония сохраняет моноклинную модификацию m ($\rho = 5,68 \text{ г/см}^3$) кристаллической решетки. Выше 1170 °С моноклинная кристаллическая решетка переходит в тетрагональную t ($\rho = 6,10 \text{ г/см}^3$), которая сохраняется до температуры ~ 2370 °С, а при более высоких температурах переходит в кубическую c ($\rho = 6,27 \text{ г/см}^3$). Превращение t→m при охлаждении носит мартенситный характер и может привести к нежелательному растрескиванию керамики в результате изменения объема на 3...7% [82, 152, 157].

Были проведены многочисленные исследования [17, 27, 67, 102, 103] с целью выявления альтернативных стабилизаторов (например, MgO , CeO_2 , Sc_2O_3 , In_2O_3 и CaO) и разработки экономичных (т.е. с Y_2O_3) покрытий, но, как оказалось, ZrO_2 , стабилизированный на 7...8 масс. % Y_2O_3 , является наиболее подходящим для применения. Как было отмечено в главе 1 применение диоксида циркония, стабилизированного иттрием, имеет ряд своих ограничений и недостатков.

Несмотря на недостатки керамика на основе диоксида циркония, стабилизированного иттрием, продолжает активно эксплуатироваться в ГА с целью обеспечения срока службы лопаток турбины ГТД.

Максимальная рабочая температура поверхности ТЗП на основе системы $\text{ZrO}_2 + \text{Y}_2\text{O}_3$ не должна превышать 1200°C . Как известно [5, 59, 95] при температуре выше 1200°C в керамическом слое происходят фазовые превращения, приводящие к возникновению дополнительных термических напряжений в нем и возможно ее спекание, которое приводит к повышению коэффициента удельной теплопроводности.

В тоже время увеличение температуры газа перед турбиной (см. глава 1, рисунок 1.1...1.4) приводит к повреждаемости керамического слоя ТЗП (см. глава 1). Это предопределяет необходимость разработки новых составов ТЗП и усовершенствования способов их нанесения.

При выборе материала для керамического слоя необходимо учитывать, что теплозащитный эффект в $\sim 90...100^\circ\text{C}$ достигается при нанесении керамического слоя ~ 150 мкм системы $\text{ZrO}_2 + 7\%\text{Y}_2\text{O}_3$. Нанесение ТЗП с такой толщиной приводит к повышению массы и самой лопатки турбины (~ 1 кг на каждый м^2 трактовой поверхности лопатки). Кроме того, повышение толщины ТЗП приводит к снижению площади проходного сечения тракта двигателя. Поэтому при выборе материалов для ТЗП необходимо учитывать данные параметры, а также выбор осуществлять с учетом коэффициентов линейного расширения и теплопроводности.

С целью перевода фазовых превращений керамики системы $\text{ZrO}_2 + 7\%\text{Y}_2\text{O}_3$ при более высоких температурах вводят оксиды MgO , CaO , Yb_2O_3 , CeO_2 , HfO_2 [13, 27, 54, 67, 82, 85, 97, 122, 138]. Однако, необходимо учитывать, что вводимый для

стабилизации оксид должен иметь близкий размер атомов кристаллической решетки с атомами диоксида циркония и образовывать с ним твердый раствор. Это условие резко снижает выбор возможных оксидов в качестве стабилизаторов, что делает оксиды редкоземельных металлов основными стабилизаторами (Y_2O_3 , Yb_2O_3 , CeO_2 , HfO_2) [16, 41, 63, 73, 80, 82, 144, 150, 166].

Анализ литературных данных [16, 39, 58, 68, 80, 82, 95, 97, 100, 119, 150, 168], а также сравнение параметров, достоинств и недостатков (табл. 3.1) можно сделать вывод, что одним из перспективных материалов для ТЗП является введение в систему $ZrO_2+7\%Y_2O_3$ оксида гафния.

Проведем сравнение некоторых служебных свойств диоксидов гафния и циркония (табл. 3.2) [68, 137, 150, 166, 168].

Таблица 3.2. Свойств диоксидов гафния и циркония [68, 137, 150, 166, 168]

Характеристика	Оксид гафния	Оксид циркония
Температура плавления, °C	2800	2710
Усредненный температурный коэффициент линейного расширения, $10^{-6} K^{-1}$ (25 – 1000 °C)	5	9
Изменение объема материала при фазовом переходе моноклинная — тетрагональная фаза, %	3...4	5...7
Температуры фазовых переходов, °C		
моноклинная — тетрагональная	1650	1170
тетрагональная — кубическая	2550	2370

Как видно из сравнительного анализа свойств диоксидов - диоксид гафния имеет более низкую теплопроводность, чем диоксид циркония. Кроме того, и фазовые превращения у диоксида циркония проходят при более низких температурах – ~ 1070...1200 °C, а у диоксида гафния ~1650 °C, а также он имеет более низкую температуру плавления. Стойкость керамического слоя к термическим ударам во многом определяется их коэффициентом термического расширения. Как видно из

таблицы 3.2 диоксид гафния имеет более низкий коэффициент термического расширения чем диоксид циркония. Поэтому диоксид гафния можно отнести к перспективным материалам керамического слоя разрабатываемого ТЗП [16, 68, 73, 80, 150, 154, 166].

В тоже время фазовые переходы сопровождаются изменением объема кристаллической решетки, что приводит к возникновению дополнительных напряжений в решетке. Из свойств видно (табл. 3.2), что при таком переходе объем изменений в решетке оксида гафния составляет $\sim 3...4\%$, а в диоксиде циркония $\sim 5...7\%$, что при рабочих температурах ТЗП обеспечивает уменьшение термических напряжений. Кроме того, оксид гафния имеет более высокую стойкость к термоциклическим нагрузкам, а также менее подвержен спеканию в процессе эксплуатации.

Таким образом, более высокие служебные характеристики диоксида гафния позволяют его выбрать в качестве материала для керамического слоя разрабатываемого ТЗП. За счет его применения можно также повысить температуру газа перед турбиной, при том же ресурсе, если в качестве керамического слоя применять диоксид циркония. Сравнительный анализ свойств диоксидов гафния и циркония показывает возможность увеличить трещиностойкость и термическое сопротивление при применении оксида гафния в качестве материала для ТЗП.

Возникает вопрос – в каком процентного количестве можно вводить оксид гафния в систему $ZrO_2+7\%Y_2O_3$ с целью улучшения ее свойств, не приводя к значительному изменению ее кристаллической решетки? Как видно из фазовых диаграмм $ZrO_2-Y_2O_3$ и $HfO_2-Y_2O_3$ (рисунок 3.3) они во многом имеют схожий вид. Поэтому в такой системе как ZrO_2-HfO_2 могут образовываться твердые растворы. Стабилизация такой системы оксидом иттрия Y_2O_3 позволяет расширить температурный диапазон стабильности тройной системы $ZrO_2-HfO_2-Y_2O_3$ и делает ее перспективной для применения в качестве ТЗП для лопаток турбины ГТД [16, 41, 68, 73, 80, 150, 154, 166]. Сравнение кристаллических решеток оксидов гафния и циркония показывает их малое отличие, следовательно введение оксида гафния в существующую систему для керамического слоя ТЗП $ZrO_2+7\%Y_2O_3$ не повлечет появление дополнительных напряжений в кристаллической решетке.

Как видно из сравнительных свойств оксидов циркония и гафния (табл. 3.1 и 3.2) добавление оксида гафния в систему $\text{ZrO}_2 + 7\% \text{Y}_2\text{O}_3$ позволяет увеличить температуру плавления новой системы, сдвинуть фазовые переходы кристаллической решетки новой системы в область более высоких температур и снизить объемные изменения кристаллической решетки в процессе фазовых превращений.

На основании вышеизложенных преимуществ оксида гафния он был выбран в качестве перспективного материала для разработки нового керамического слоя ТЗП. Близость параметров кристаллических решеток ZrO_2 и HfO_2 дает возможность к образованию непрерывных растворов замещения в системе $\text{ZrO}_2\text{--HfO}_2$. Как видно из диаграммы (рисунок 3.3.б) увеличение концентрации HfO_2 в системе $\text{HfO}_2\text{--Y}_2\text{O}_3$ приводит к повышению температуры фазовых переходов в процессе эксплуатации, а значит к уменьшению напряжений в кристаллической решетке, в отличие от системы $\text{ZrO}_2\text{--Y}_2\text{O}_3$ (рисунок 3.3.а). Можно сказать, введение диоксида гафния в применяемую систему $\text{ZrO}_2\text{--Y}_2\text{O}_3$ дает возможность сформировать ТЗП, которое будет иметь более высокую работоспособность на лопатках турбины, чем серийно применяемое ТЗП, что позволяет сделать вывод о перспективности ее использования для керамического слоя.

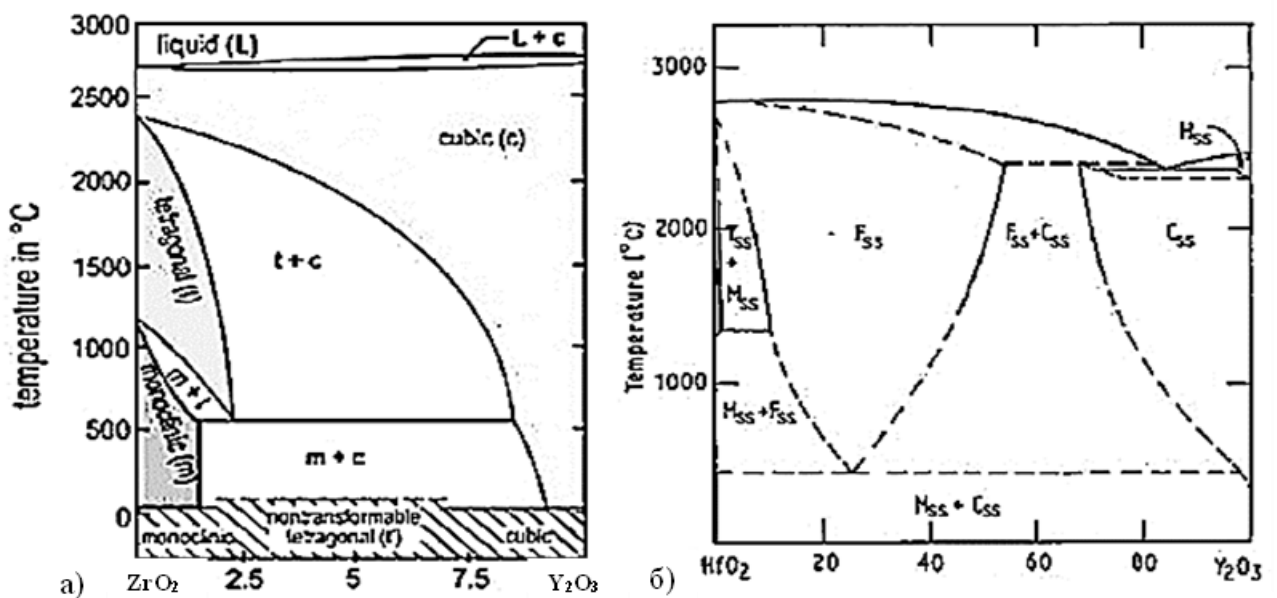


Рисунок 3.3 – Диаграмма состояния $\text{ZrO}_2\text{--Y}_2\text{O}_3$ (а) и состояния $\text{HfO}_2\text{--Y}_2\text{O}_3$ (б) [80, 141, 150].

Видно, что добавление оксида гафния позволяет совершенствовать существующие ТЗП на основе системы диоксида циркония. Введение оксида гафния позволяет снизить коэффициент теплопроводности λ и увеличить рабочую температуру до ~ 1400 °С.

3.3. Математическая модель оценки теплового состояния материала лопатки турбины за счет применения теплозащитного покрытия

Применяемые на лопатках турбины ТЗП в отличие от жаростойких защитных покрытий выполняют функцию как защиты поверхности лопаток от высокотемпературного окисления, так и защиту материала лопатки от разупрочнения в результате действия высоких температур. Поэтому в настоящее время ведутся работы по усовершенствованию применяемых ТЗП за счет повышения их эксплуатационных характеристик и особенно снижения теплопроводности их керамического слоя. Это позволяет снизить температуру материала лопатки и повысить их работоспособность в условиях теплосмен (термоциклической долговечности).

Температурное поле современных охлаждаемых лопаток турбины ГТД является весьма неоднородным (рисунок 1.4, 3.1 и 3.4). На нестационарных режимах работы ГТД возникает градиент температуры по поверхности лопатки, что приводит к появлению термических напряжений и как результат к его разрушению [31, 53, 55, 86, 118]. Долговечность ТЗП зависит от многих факторов как эксплуатационных – температура, термомеханические напряжения, так и от метода его формирования, определяющим адгезионную прочность между металлическим и керамическим слоями, а значит толщины и химического состава. Толщина керамического слоя оказывает существенное влияние на тепловое состояние

материала лопатки, а значит на его прочность и безопасность работы двигателя. Нанесение керамического слоя ТЗП толщиной 150...200 мкм приводит к увеличению массы лопатки на $\sim 12...16\%$, что уменьшает эффект от его применения для тепловой защиты [86, 95, 97, 105, 136].

Исходя из выше сказанного возникает необходимость определения толщины наносимого ТЗП на рабочую лопатку с учетом ее теплового состояния и в первую очередь необходимо знать температуру материала лопатки, т.е. под ТЗП.

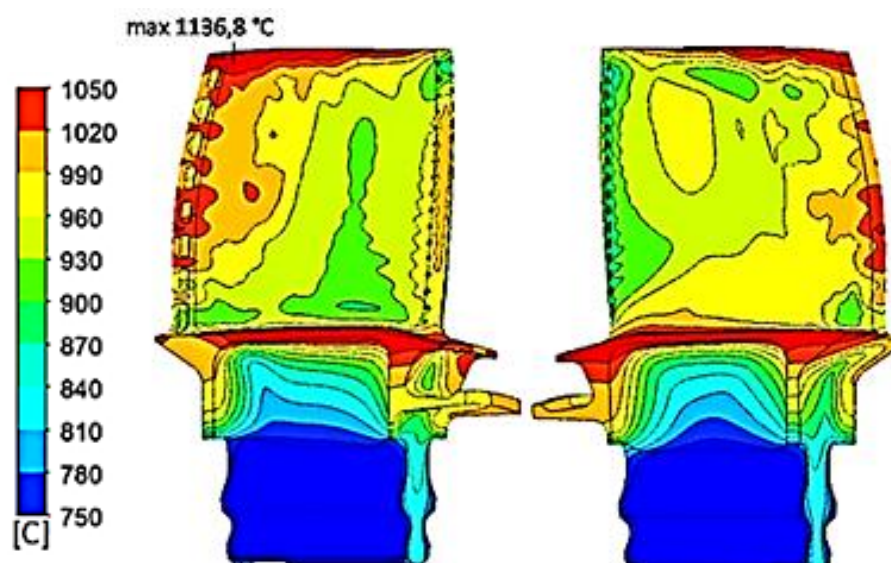


Рисунок 3.4 – Распределение температуры на внешней поверхности рабочей охлаждаемой лопатки турбины без ТЗП [53, 118]

Коэффициент теплопроводности применяемого материала керамического слоя ТЗП $\lambda_{\text{П}}$ оказывает влияние на количество тепла, которое может пройти через него за время запаздывания $\tau_{\text{П}}$. Как видно из таблиц 3.1 и 3.3 коэффициент теплопроводности применяемых для изготовления лопаток турбины никелевых сплавов примерно в 10 раз выше, чем у материалов, применяемых для керамического слоя ТЗП. Такая разница коэффициентов теплопроводности показывает, что в эксплуатации за одно и тоже время через керамический слой ТЗП пройдет в 10 раз меньше тепла, чем через материал лопатки или скорость прохождения тепла через керамический слой ТЗП будет в 10 раз медленнее, чем материал лопатки за одно и тоже время. Принимая во внимание, что толщина стенки рабочей лопатки больше толщины наносимого ТЗП – $\delta_{\text{П}} \ll \delta_{\text{СТ}}$, то эффект

запаздывания прохождения тепла будет невелик - $\Delta\tau = 0.4\text{с}$, а уменьшение температуры материала лопатки - $\Delta T = 35\ldots 50\text{ К}$, что позволяет увеличить ресурс в 10 раз [86, 105]. Авторы работ [86, 105] показывают, что при уменьшении температуры на лопатке турбины на 10К позволяет увеличить ресурс в ~ 2 раза или повысить $T^*_Г$ на 70...100 К.

ТЗП позволяет уменьшить температуру защищаемой поверхности рабочей лопатки лишь при условии отвода теплоты от неё, например, подача более холодного воздуха во внутреннюю полость. Защита лопатки турбины за счет применения на ней ТЗП от температурного воздействия схематично представлена на рисунке 3.5. На ней представлены наиболее характерные температуры и обозначения параметров для расчета при теплопередаче охлаждаемой рабочей лопатки с ТЗП: δ_m , δ_{mc} и δ_{kc} – толщины стенки металла лопатки, металлического и керамического слоев покрытия соответственно; λ_m , λ_{mc} и λ_{kc} – коэффициенты теплопроводности материала лопатки, металлического и керамического слоев покрытия соответственно; T_{kc} , T_{mc} , T_m и $T_{вн.п}$ – температура на керамическом слое, металлическом слое, материале лопатки и на материале лопатки со стороны внутренней полости соответственно.

Таблица 3.3. Теплофизические свойства никелевых сплавов [28, 52]

Сплав	Температура	λ , Вт/(м•К ¹)
ЖС6У	900	23
ЖС32	900	21,35
ВЖМ4	900	19,4
ВКНА25	900	19,1

Рассмотрим влияние ТЗП на значение температуры под ним, т.е. на материале лопатки T_m , со стороны горячего газа после камеры сгорания. Для упрощения расчёта будем считать, что нанесенное на лопатку ТЗП не влияет на температуры охлаждающего газа и горячего газов - $T_{охл}$ и T_g , соответственно, а также на значения их коэффициентов теплоотдачи α_g и $\alpha_{охл}$ соответственно. Нанесенный керамический слой ТЗП будет снижать плотность теплового потока за счет

увеличения сопротивления прохождению теплового потока, которое зависит от свойств применяемого состава керамического слоя:

$$q = \Delta T / R \quad (3.1),$$

где, q – значение теплового потока,

ΔT – разность температур между температурой покрытия и материала или между температурами слоев (рисунок 3.4),

R – сопротивление тепловому потоку, создаваемое ТЗП:

$$R = \lambda / \delta \quad (3.2)$$

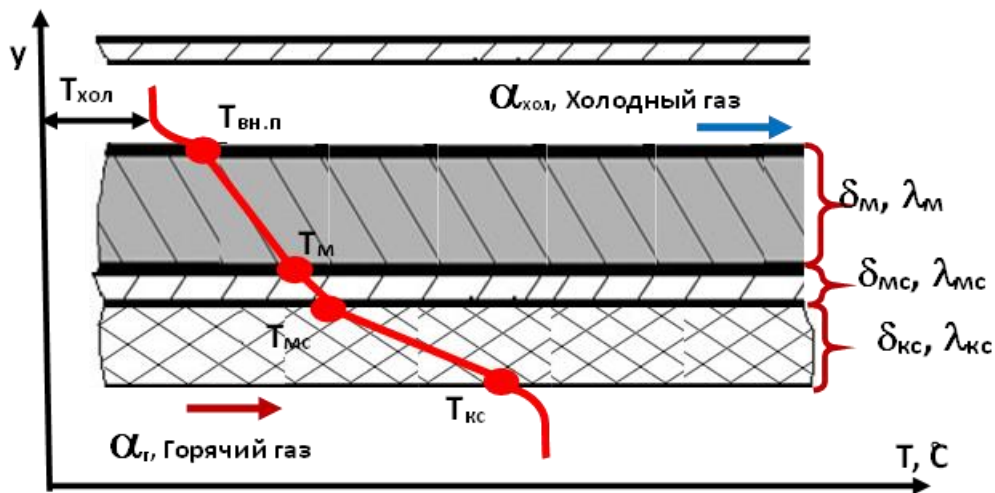


Рисунок 3.5 – Схема тепловой защиты лопатки турбины за счет применения ТЗП

Сделаем допущение, что сформированные слои ТЗП, расположенные рядом (рисунок 3.5), имеют одинаковую температуру. Температуры внутренней поверхности охлаждаемой полости лопатки $T_{\text{вн.п}}$, а также температура на поверхности керамического слоя $T_{\text{кс}}$ известны.

Тогда согласно уравнению Ньютона, можно определить температуру материала лопатки со стороны внутренней полости, т.е. со стороны охлаждающего воздуха:

$$T_{\text{вн.п}} = T_{\text{хол}} + \frac{q}{\alpha_{\text{хол}}} \quad (3.3),$$

Из закона Фурье эту температуру можно определить как:

$$T_{\text{вн.п}} = T_{\text{кс}} - q \frac{\delta}{\lambda} \quad (3.4).$$

Для проведения расчета температуры под керамическим слоем ТЗП приравняем правые части уравнений (3.3 и 3.4). Будем считать, что

теплопроводность металлического подслоя и материала лопатки ГТД имеют близкие значения, тогда:

$$T_{mc} = T_{вн.п} + q \left(\frac{1}{\alpha_{хол}} + \frac{\delta}{\lambda} \right) \quad (3.5)$$

Тогда можно определить значения теплового потока с учетом физических свойств слоев ТЗП, материала лопатки и их толщин:

$$q = \frac{\lambda}{\delta} (T_{kc} - T_{вн.п}) \quad (3.6)$$

Каждый слой – керамический, металлический и материал лопатки исходя из их конструкции имеют разную толщину (рисунок 3.5), а также в силу отличия химического состава имеют разные коэффициенты теплопроводности. На основании сделанного ранее допущения, что нам известна температура на внутренней поверхности материала лопатки $T_{вн.п}$ за счет охлаждающего газа, а также температура поверхностного слоя ТЗП T_{kc} (керамического слоя), тогда исходя из уравнения (3.6) можем записать уравнения для каждого из слоев ТЗП:

$$q_{kc} \frac{\delta_{kc}}{\lambda_{kc}} = T_{kc} - T_{mc} \quad (3.7),$$

$$q_{mc} \frac{\delta_{mc}}{\lambda_{mc}} = T_{mc} - T_m \quad (3.8),$$

$$q_m \frac{\delta_m}{\lambda_m} = T_{mc} - T_{вн.п} \quad (3.9),$$

Для определения общего теплового потока просуммируем левые и правые части данных уравнений, принимая, что $q_{kc} = q_{mc} = q_m = q$, получим:

$$q \left(\frac{\delta_{kc}}{\lambda_{kc}} + \frac{\delta_{mc}}{\lambda_{mc}} + \frac{\delta_m}{\lambda_m} \right) = T_{kc} - T_{вн.п} \quad (3.10),$$

Из уравнения (3.10) определим общий тепловой поток:

$$q = T_{kc} - T_{вн.п} / \left(\frac{\delta_{kc}}{\lambda_{kc}} + \frac{\delta_{mc}}{\lambda_{mc}} + \frac{\delta_m}{\lambda_m} \right) \quad (3.11).$$

Как видно из уравнения (3.11), нанесение керамического слоя ТЗП с малым значением коэффициента теплопроводности и заданной толщины, дает возможность уменьшить плотность теплового потока q через него. Это приводит к снижению температуры на материале лопатки, и в первую очередь со стороны горячего газа T_r после камеры сгорания, и со стороны охлаждаемой внутренней полости $T_{вн.п}$. Из

уравнения (3.11) также видно, что чем выше тепловое сопротивление керамического слоя ТЗП, тем больше снижение температуры материала лопатки.

Определив величину теплового потока q , можно последовательно найти значения температур на границах соседних слоёв: $T_{\text{КС}}$, $T_{\text{МС}}$ и $T_{\text{М}}$.

Так для температуры на металлическом подслое, за счет снижения теплового потока через керамический слой выражение будет:

$$T_{\text{МС}} = T_{\text{КС}} - \delta_{\text{КС}} \frac{q}{\lambda_{\text{КС}}} \quad (3.12).$$

Как было изложено выше (см. глава 1 и 3) в настоящее время идет поиск материалов для ТЗП, с чем связано проведение большого числа лабораторных исследований. Поэтому в работе на основании вышеизложенных процессов теплообмена в охлаждаемой лопатке разработана математическая модель для определения температурного состояния материала лопатки турбины в зависимости от толщины и свойств наносимого керамического слоя. Расчеты, проведенные с помощью предложенной модели представлены на рисунке 3.6. Были проведены расчеты перепада температур за счет применения керамического слоя покрытия в зависимости от его физических свойств с помощью разработанной математической моделью для двух вариантов керамического слоя и имеющих различную толщину.

Исходные данные для моделирования представлены в таблице 3.4.

Таблица 3.4. Исходные данные для расчета перепада температур

№ п/п	Характеристика	Значения							
		0,08		0,1		0,15		0,2	
1	$\delta_{\text{КС}}$, мм	0,08		0,1		0,15		0,2	
		ZrO ₂	HfO ₂	ZrO ₂	HfO ₂	ZrO ₂	HfO ₂	ZrO ₂	HfO ₂
2	$\lambda_{\text{КС}}$, Вт/(м•К)	2,2	2,0	2,2	2,0	2,2	2,0	2,2	2,0
3	$\delta_{\text{МС}}$, мм	0,05		0,05		0,05		0,05	
4	$\lambda_{\text{МС}}$, Вт/(м•К)	14,5		14,5		14,5		14,5	
5	$\delta_{\text{М}}$, мм	8,0		8,0		8,0		8,0	
6	$\lambda_{\text{М}}$, Вт/(м•К)	23		23		23		23	

7	T_{Γ}, K	1900	1900	1900	1900
8	$T_{\text{хол}}, K$	600	600	600	600
9	$\alpha_{\Gamma}, \text{Вт}/(\text{м}^2 \cdot K)$	3000	3000	3000	3000
10	$\alpha_{\text{хол}}, \text{Вт}/(\text{м}^2 \cdot K)$	3000	3000	3000	3000

Видно, что применение усовершенствованного керамического слоя позволяет снизить температуру на материале лопатки примерно на 10...13% в сравнении с применением в качестве керамического слоя систему $\text{ZrO}_2\text{--Y}_2\text{O}_3$. Кроме того, увеличение толщины керамического слоя приводит к увеличению перепада температур между керамическим слоем и металлом лопатки.

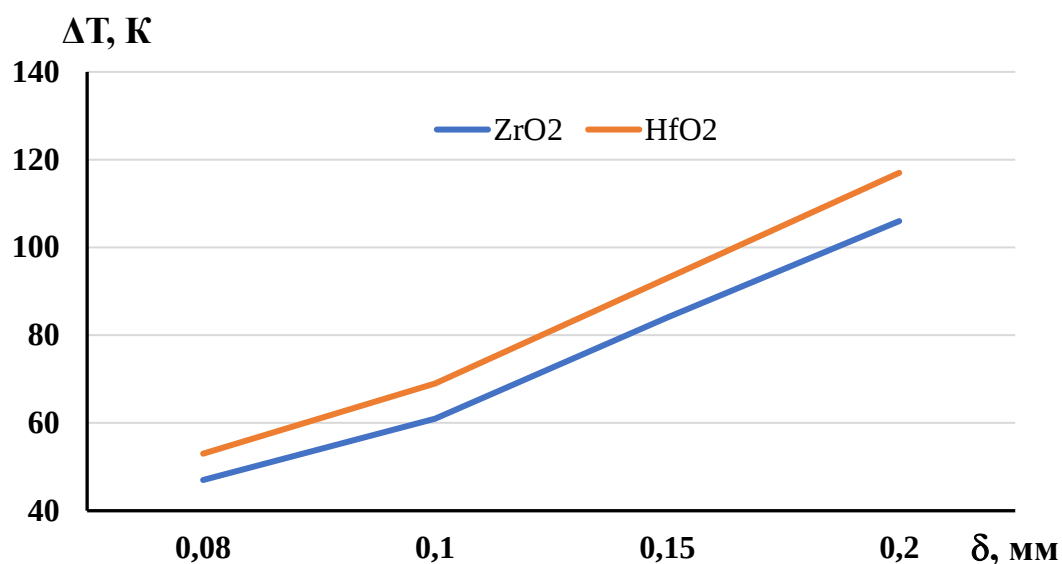


Рисунок 3.6 – Зависимость изменения перепада температуры на металле лопатки турбины от толщины применяемого керамического слоя

Выводы по главе 3

1. Теоретически обоснована возможность создания усовершенствованного ТЗП путем введения в качестве стабилизатора оксида гафния, что обеспечивает

снижение напряжений в кристаллической решетке, возникающих при фазовых переходах за счет сдвига их на более высокие температуры, а также увеличение температуры плавления новой системы и повышение ее термического сопротивления, что в совокупности позволяет улучшить эксплуатационные характеристики нового ТЗП.

2. Представлены результаты параметрических исследований нового ТЗП с использованием разработанной математической модели теплопроводности многослойного покрытия, которые показали, что применение предложенного усовершенствованного керамического слоя позволяет снизить температуру на материале лопатки примерно на 10...13% в сравнении с применением в качестве керамического слоя системы $\text{ZrO}_2\text{--Y}_2\text{O}_3$.

4. Исследование эффективности применяемых теплозащитных покрытий на лопатках турбины ГТД и разработка технологии их усовершенствования

4.1. Исследование стабильности состава и микроструктуры теплозащитных покрытий при высоких температурах

Долговечность рабочих лопаток турбины с ТЗП в условиях эксплуатации при высоких температурах, во многом зависит от состава, структуры и свойств металлического подслоя. По мнению ряда исследователей [4, 58, 59, 78, 122, 165] долговечность применяемых ТЗП зависит от природы металлического подслоя и метода его нанесения, а применение перспективных материалов и перспективных систем охлаждения позволяет повысить их работоспособность. Применение ТЗП для защиты рабочих лопаток турбины развивается с начала 70-х годов. ТЗП при характерных тепловых потоках $\sim 10^6$ Вт/м² на лопатке турбины позволяет снизить температуру основного материала на 50 – 100 °С и более. Это позволяет увеличить ресурс защищаемой детали или повысить температуру газа перед турбиной, а значит его характеристики. Однако ряд проблем, связанных с увеличением ресурса ТЗП, особенно в области высоких температур, где покрытие наиболее необходимо, остаются актуальным и сегодня.

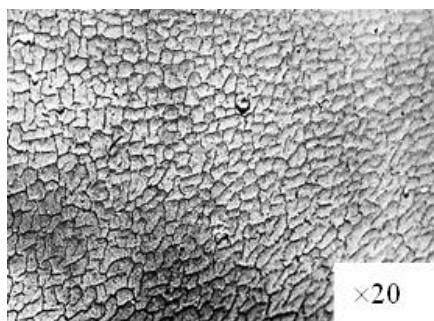
Проведенный в главе 1 анализ опыта эксплуатации рабочих лопаток турбин с применением керамических покрытий на них отечественных и зарубежных ГТД показал ряд проблем: снижение в процессе эксплуатации величины теплового эффекта из-за спекания, деградация ТЗП, возросшая стоимость оборудования и технологии его нанесения, что подтверждается исследованиями и других авторов [1, 23, 24, 43, 53, 64,

89, 98, 107, 132, 148, 163, 167]. Это еще раз подтверждает необходимость разработки и применения усовершенствованного ТЗП с целью увеличения его работоспособности.

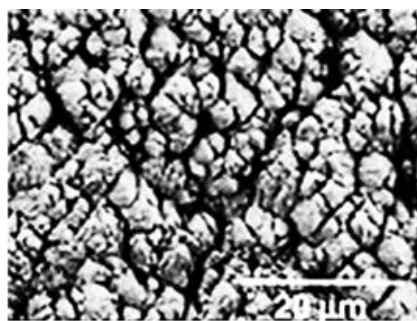
Понижение температуры на рабочей лопатке турбины достигается за счет:

- конструкции лопаток;
- снижения теплового потока;
- выбора толщины ТЗП и его состава.

Если воздействие теплового потока и охлаждающего воздуха постоянны, то величина теплового эффекта ТЗП достигается его толщиной и удельной теплопроводностью керамического слоя. Так, по данным авторов [96, 152, 155] электронно-лучевое покрытие PWA 266 в исходном состоянии имеет теплопроводность $1,5 \dots 1,7 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$ в диапазоне температур эксплуатации $100 \dots 900^\circ\text{C}$. Однако при циклическом нагреве до 1135°C в течении 500 часов она увеличивается до $2,2 \text{ Вт/(м}\cdot\text{К)}$, что приводит к уменьшению величины теплового эффекта до $40 \dots 50^\circ\text{C}$. По мнению авторов [96, 99, 152] спекание керамического слоя приводит к увеличению его теплопроводности, к снижению в керамике дефектов типа пор, трещин, вертикальных каналов роста столбчатой структуры керамики (рисунок 4.1).



а)



б)

Рисунок 4.1 – Внешний вид (а) и (б) керамического слоя $\text{ZrO}_2 + 8\% \text{Y}_2\text{O}_3$ в месте спекания

Существенное влияние на долговечность ТЗП оказывает температура эксплуатации и его конструкция (состав слоев, их толщина и микроструктура, а также метод нанесения).

С целью выбора металлического подслоя ТЗП и для оценки его работоспособности на лопатках турбины при высоких температурах в работе

выполнен сравнительный анализ изотермической жаростойкости ТЗП с различными вариантами металлических подслоев. Испытания технологических лопаток ГТД с нанесенными на них по серийной технологии ТЗП с различными металлическими подслоями были проведены при температурах 1100 и 1170 °С. Для исключения влияния термической деформации на разрушение ТЗП проводили изотермическое окисление. При изотермической выдержке разрушение ТЗП мало зависит (только при загрузке и выгрузке образцов для осмотра и взвешивания) от напряжений теплового удара, когда велика роль возникающих напряжений из-за разности коэффициентов температурного линейного расширения. Можно говорить, что при данном исследовании определяющую роль в разрушении керамического слоя играет процесс окисления связующего покрытия и изменения его состава и структуры вследствие диффузионных процессов.

В качестве критерия повреждения был принят скол керамического слоя на входной кромке и корыте на площади ~30%. Особо обращали внимание на состояние жаростойкого подслоя в месте сколовшейся керамики. Лопатки были изготовлены из сплава ЖС32ВИ, на которые по серийной технологии были нанесены различные варианты металлических подслоев, а затем на все варианты методом электронно-лучевого испарения и конденсации в вакууме нанесли керамический слой $ZrO_2 \times 7\%Y_2O_3$. Варианты покрытий и их толщина представлены в таблице 4.1. Результаты испытаний представлены на диаграммах 4.2 и 4.3.

Таблица 4.1. Варианты исследуемых покрытий.

№ п/п	Тип покрытия	Толщина, мкм
1	ВСДП-11+ ZrO_2 + $7Y_2O_3$	100-150
2	СДП-2+ ZrO_2 + $7Y_2O_3$	110-150
3	СДП-6+ ZrO_2 + $7Y_2O_3$	110-140
4	CrAlY + ZrO_2 + $7Y_2O_3$	90-110
5	ГЦХА+ ZrO_2 + $7Y_2O_3$	110-120
6	NiCrTaY+ ZrO_2 + $7Y_2O_3$	100-120
7	АЖ-8+CrAl+ ZrO_2 + $7Y_2O_3$	110-140

Как видно из результатов испытаний наилучшие результаты достигнуты на лопатках с вариантами металлических подслоев №6 и №7. Это подтверждает сделанный ранее вывод (см. глава 1) о влиянии жаростойкого металлического подслоя на долговечность теплозащитного покрытия.

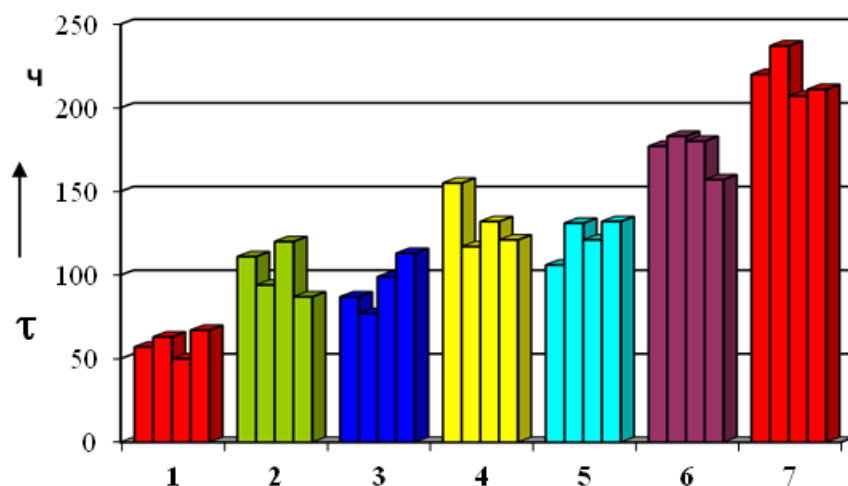


Рисунок 4.2 – Диаграмма испытаний металлических подслоев вариантов: 1) - ВСДП-11; 2) - СДП-2; 3) - СДП-6; 4) – CrAlY; 5) - ГЦХА; 6) – NiCrTaY; 7) - АЖ-8+CrAl на изотермическую жаростойкость при температуре 1100 °С

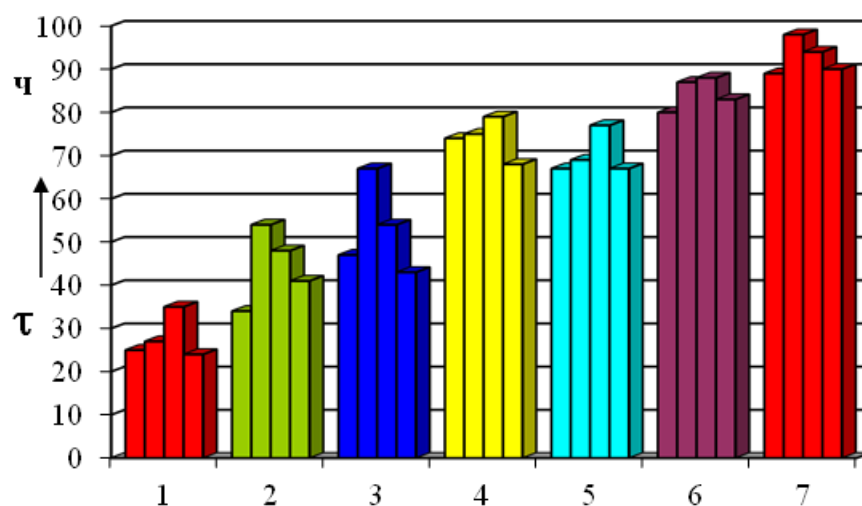


Рисунок 4.3 – Диаграмма испытания металлических подслоев вариантов: 1) - ВСДП-11, 2) - СДП-2, 3) - СДП-6, 4) – CrAlY, 5) - ГЦХА; 6) – NiCrTaY; 7) – АЖ-8+CrAl на изотермическую жаростойкость при температуре 1170 °С

С увеличением температуры испытаний долговечность всех исследуемых покрытий резко уменьшается. При температуре испытаний 1170 °С долговечность

уменьшилась в 2-3 раза по сравнению с долговечностью при температуре испытаний 1100 °С. Это можно объяснить увеличением интенсивности диффузионных процессов, происходящих между ТЗП и основным сплавом. С увеличением температуры быстрее развиваются окислительные процессы и тем раньше происходит скол керамического слоя.

На долговечность керамического слоя влияет нестабильность фазового состава керамики и ее спекание при высоких температурах. При температуре 1170 °С в определенных условиях в керамическом слое происходят процессы распада кубической и тетрагональной фаз, и может появляться моноклинная фаза. Это приводит к увеличению напряжений сжатия в керамическом слое и, соответственно, происходит его отрыв от подслоя.

Проведенные в работе исследования показали, что на долговечность ТЗП существенное влияние оказывает температура эксплуатации и состав металлического подслоя. С увеличением температуры эксплуатации происходит резкое уменьшение долговечности исследованных ТЗП со всеми металлическими подслоями. В процессе исследования установлено, что наиболее долговечными ТЗП являются покрытия, имеющие металлический подслои вариантов 6 и 7. Это связано с наличием в этих слоях тугоплавких элементов, которые создают диффузионный барьер и тем самым более длительное время сохраняют исходное состояние покрытия. Наличие в подслое таких элементов как тантал и иттрий способствует замедлению роста образующейся на металлическом слое оксидной пленки Al_2O_3 , что также повышает работоспособность ТЗП.

Таким образом установлено, что состав металлического подслоя в конструкции ТЗП влияет на его долговечность, поэтому правильный выбор состава металлической подложки позволяет снизить напряженное состояние в граничных слоях, увеличить прочность сцепления, и тем самым увеличить долговечность ТЗП. На основании проведенного исследования для увеличения долговечности всей конструкции ТЗП целесообразно использовать металлический подслои АЖ-8+CrAl, который имеет химический состав близкий к химическому составу применяемых для изготовления лопаток ГТД никелевых сплавов. Это позволяет

снизить диффузию химических элементов между сплавом и подслоем, а наличие в металлическом подслое тугоплавких элементов, особенно тантала и иттрия, позволяет несколько замедлит рост оксидной пленки, что также положительно влияет на долговечность всего ТЗП.

4.2. Особенности окисления теплозащитного покрытия с керамическим слоем на основе диоксида циркония на никелевых сплавах

ТЗП позволяет снизить температуру лопатки (см. глава 1), устранить пиковые забросы температуры лопатки турбины при изменении режима работы ГТД и защитить поверхность металла от коррозионно-эрозионного воздействия агрессивной среды, продуктов сгорания топлива и тем самым увеличивает ресурс лопаток турбины. Однако ресурс ТЗП во многом зависит от конструкции самого покрытия – составов металлического и керамического слоев, технологий их нанесения и прочностью оксидной пленки на поверхности металлического слоя [22, 77, 151]. Поэтому ресурс ТЗП ограничивается временем и условиями роста оксидной пленки на поверхности связующего слоя. С целью разработки более долговечного ТЗП необходимо рассмотреть особенности окисления покрытий с керамическим слоем $ZrO_2 \times 8\% Y_2O_3$, как наиболее широко применяемым.

Какие причины и механизмы приводят к разрушению ТЗП?

Под воздействием температуры газа в ТЗП возникают термические напряжения, т.е. проявляются все несоответствия физических свойств (ТКЛР, λ , E , σ , Ω , δ и т.д.) металлического подслоя и керамики.

Рассмотрим процессы, происходящие в ТЗП при изотермической выдержке, как стационарном режиме. Ранее было отмечено (см. глава 3), что между керамическим и металлическим слоями проходят реакции, описанные выражением 3.1.

Как правило конструкция ТЗП состоит из керамического слоя на основе $Zr_2O_2 + 7\% Y_2O_3$ и металлического подслоя, состоящего в основном из алюминидов никеля, на поверхности которого образуется оксидная пленка Al_2O_3 .

Рассмотрим стабильность исходного покрытия (рисунок 4.4). На первый взгляд, по законам термодинамики композиция исходного покрытия стабильна. Свободная энергия образования ZrO_2 близка к свободной энергии образования Al_2O_3 (при концентрациях Zr и Al около 100 %). В таблице 4.2 представлены термодинамические свойства ряда оксидов [15, 62].

Таблица 4.2. Термодинамические свойства ряда оксидов

Оксид	Тип решетки	Плотность, г/см ³	$t_{\text{плав}}, ^\circ\text{C}$	ΔG , кДж/ г атом при 930 $^\circ\text{C}$
$Al_2O_3 - \alpha$	гексагон.	3,97	2046	431
$Al_2O_3 - \beta$	гексагон	4,02		
Y_2O_3	кубич.	4,84	2410	-
$SiO_2 - \alpha$	гексагон.	2,65	1720	331
$SiO_2 - \beta$	гексагон	2,65		
$ZrO_2 - \alpha$	монокрис.	5,60	2690	434
$ZrO_2 - \beta$	кубич.	6,30		
Cr_2O_3	гексагон.	5,21	2280	248

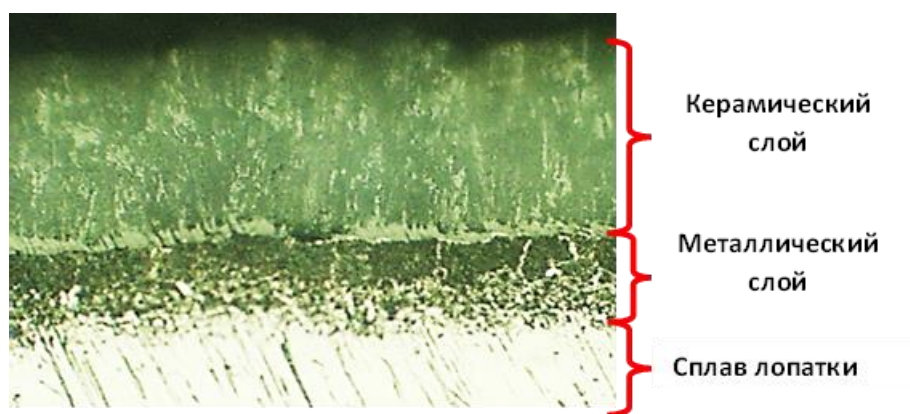


Рисунок 4.4 – Микроструктура ТЗП с металлическим подслоем АЖ-8+CrAl после термовакуумной обработки

Концентрация алюминия (масс %) в алюминиде никеля более чем в 5 раз меньше, чем в чистом алюминии [48, 92]. На первый взгляд кажется, что восстановление оксида циркония алюминием, находящимся в алюминиде никеля невозможно.

Рассмотрим реальное распределение алюминия и циркония на границе «подслой – керамика» с подслоем СДП-1 (рисунок 4.5) и с подслоем АЖ-8+CrAl (рисунок 4.6).

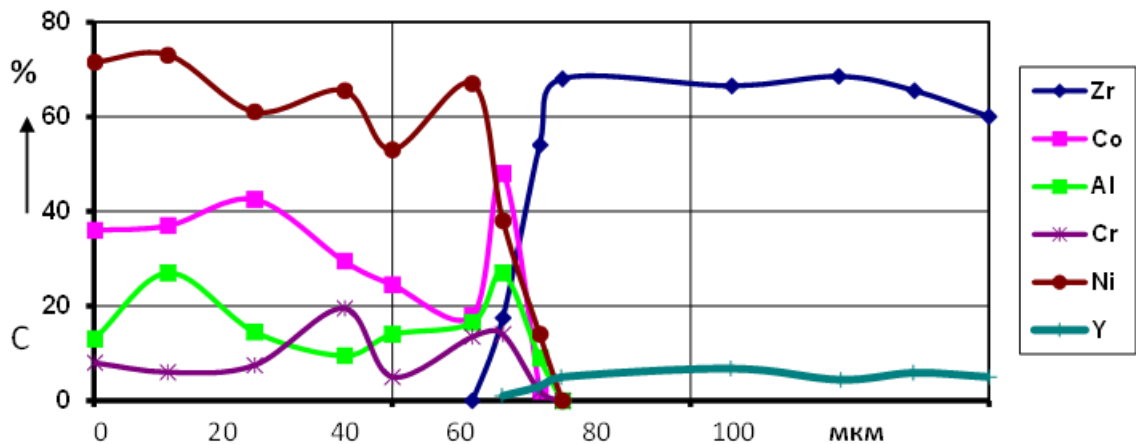


Рисунок 4.5 – Химический состав ТЗП с подслоем СДП-1 на входной кромке лопатки ТВД после термической обработки

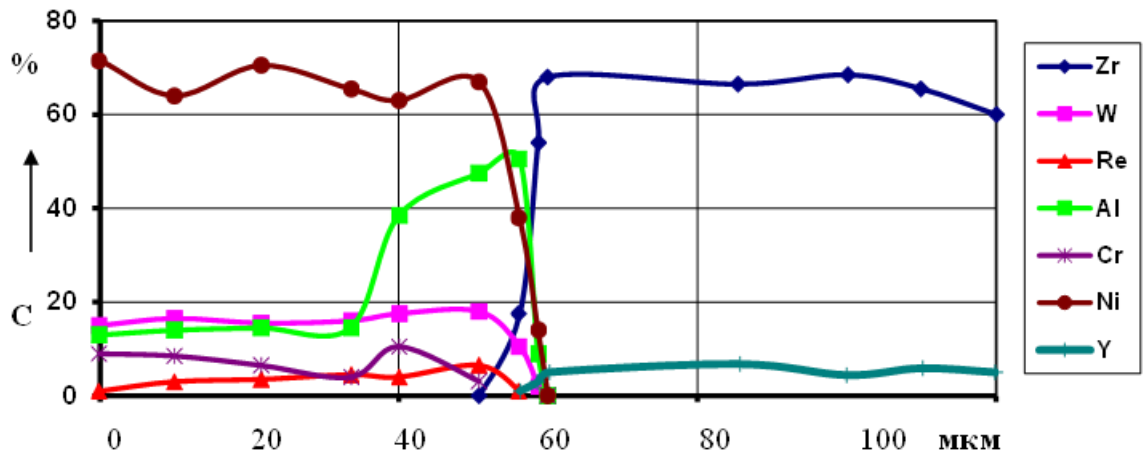


Рисунок 4.6 – Химический состав ТЗП с подслоем АЖ-8+CrAl на входной кромке лопатки ТВД после термической обработки

Взаимная диффузия алюминия (из NiAl) в керамику (ZrO_2) и циркония (из ZrO_2) в алюминидный подслои не может протекать без восстановления алюминием (в NiAl) оксида циркония. Таким образом, происходит отвод восстановленного циркония с

места реакции в сторону алюминиды никеля, что сдвигает всю реакцию взаимодействия вправо. В итоге около границы подслоя – керамика возникают фазы:

– алюминиды никеля; - алюминиды циркония; - оксид алюминия.

Возникает вопрос: какое влияние оказывают эти фазы на жаростойкость и адгезионную прочность циркониевой керамики с алюминидным подслоем?

Ясно, что алюминиды никеля и циркония в разной степени повышают жаростойкость. Взаимная диффузия алюминия и циркония повышает адгезионную прочность.

Как взаимодействует растущая прослойка оксида алюминия с керамикой? Для ответа на данный вопрос надо рассмотреть диаграмму $\text{Al}_2\text{O}_3 - \text{ZrO}_2$ (рисунок 4.7) [47, 72, 149].

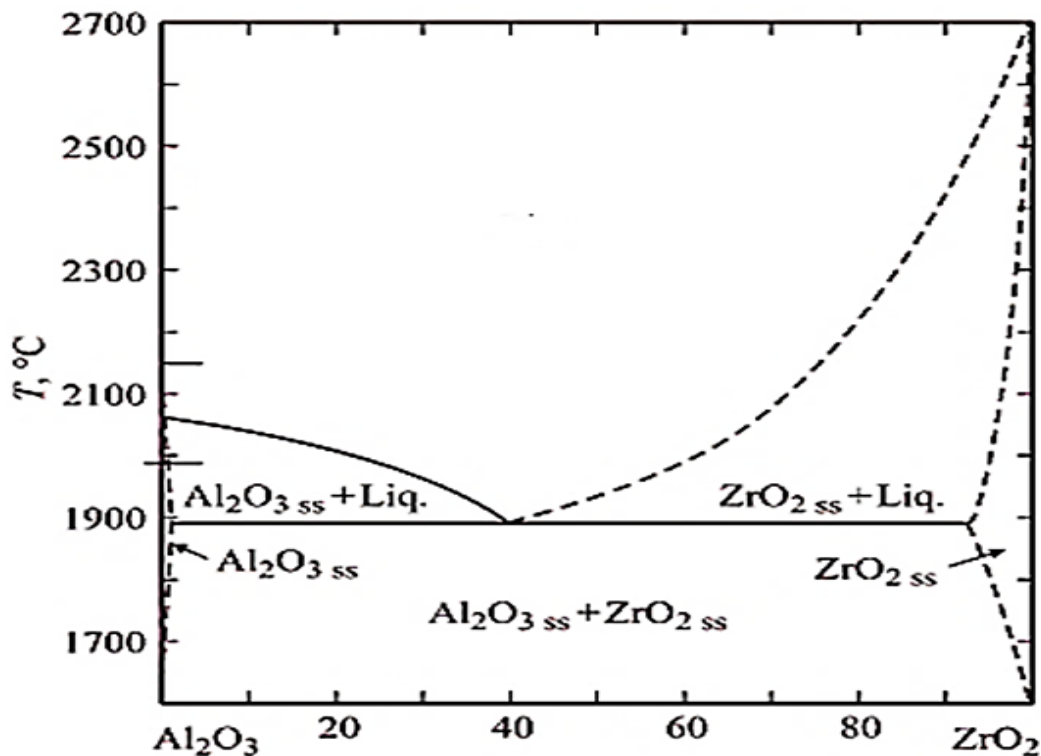


Рисунок 4.7 – Диаграмма состояния системы $\text{Al}_2\text{O}_3 - \text{ZrO}_2$ [47, 72, 149]

Как видно, диаграмма состояния $\text{Al}_2\text{O}_3 - \text{ZrO}_2$ эвтектического типа. Это значит, что, если получить сплав оксидов с температурой выше 2000 $^\circ\text{C}$, то можно получить хорошую прочность по типу припоев. Но в температурном интервале до 1300 $^\circ\text{C}$ нет взаимодействия между растущей прослойкой Al_2O_3 с керамикой ($\text{ZrO}_2 + 7\%\text{Y}_2\text{O}_3$). Значит, растущая прослойка Al_2O_3 будет оказывать отрицательное

воздействие на адгезионную прочность керамики с подслоем. Вернемся к ранее рассматриваемой реакции алюминидного подслоя с керамикой. Она написана для частного случая алюминида циркония (Zr_3Al_2). В диаграмме Zr – Al имеются 8 алюминидов циркония (таб. 4.3).

Таблица 4.3. Характеристика алюминидов циркония [15, 62]

Параметры	Содержание по массе, %	Плотность, г/см ³	Относ. изм. объема, %
$ZrAl_3$	37,17%	4,56	1,27
Zr_2Al_3	30,73	4,7	1,01
$ZrAl$	22,83	5,02	0,68
Zr_4Al_3	18,16	5,28	0,48
Zr_3Al_2	16,47	5,34	0,46
Zr_5Al_3	15,07	5,39	0,42
Zr_2Al	12,46	5,65	0,32
Zr_3Al	8,97	5,97	0,20

Независимо от состава образующегося алюминида циркония на границе алюминидного подслоя керамики с увеличением выдержки композиции при повышенной температуре 900...1200 °С даже в условиях глубокого вакуума, будет расти толщина оксидной пленки алюминия, и ухудшается адгезия керамики. В условиях вакуума этот процесс протекает с малой скоростью. В окислительной среде этот процесс ускоряется вследствие высокой диффузии кислорода через циркониевую керамику.

По данным работы [10, 106] скорость диффузии кислорода в ZrO_2 на пять порядков выше по сравнению с оксидом алюминия Al_2O_3 при температурах 1100 – 1200 °С (табл. 4.4).

Следовательно, керамика ZrO_2 является слабой защитой от проникновения кислорода к поверхности металлического подслоя. Таким образом, механизм разрушения керамического слоя ТЗП в процессе изотермической выдержке

определяется ростом разделительного слоя типа Al_2O_3 как за счет восстановления оксида циркония алюминием, так и за счет высокой скорости диффузии кислорода через керамику (рисунок 4.8.а и б).

Таблица 4.4. Коэффициент диффузии кислорода в оксидах при температуре ~ 1200 °C [10, 106].

Оксид	$D_0 \cdot 10^4 \text{ м}^2/\text{сек}$
Al_2O_3	$6,3 \cdot 10^{-8}$
SiO_2	$2 \cdot 10^{-3}$
ZrO_2	$5,5 \cdot 10^{-2}$

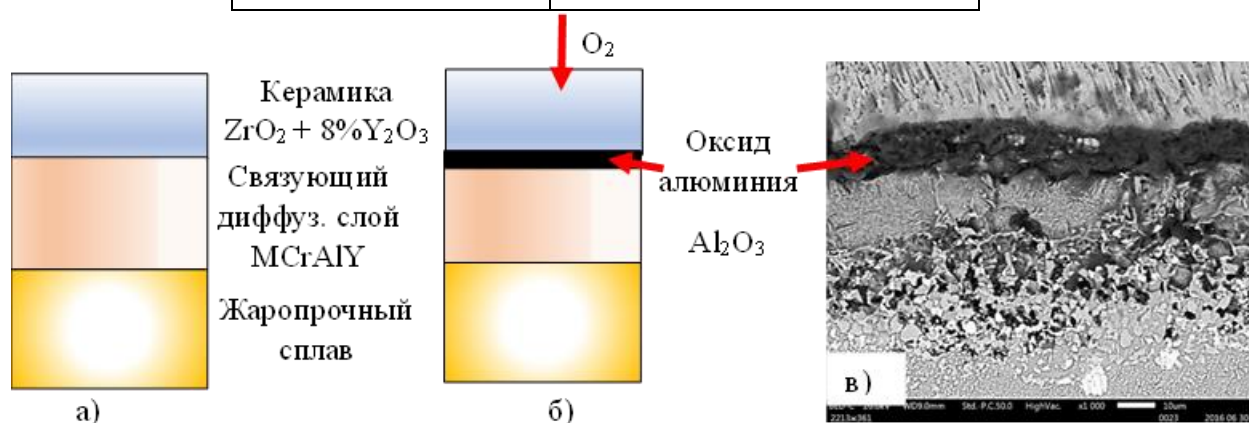


Рисунок 4.8 – Схема строения ТЗП после его нанесения (а) и эксплуатации (б) и его микроструктура (в) после эксплуатации в составе ПС-90 в течении 11987 часов

Образование оксидной пленки на границе «металлический подслои – керамический слой» и ее рост (рисунок 4.8.в) в процессе эксплуатации приводит к уменьшению адгезионной связи между ними, что ведет к скалыванию керамики с алюминидного слоя. Если ясен механизм разрушения керамики, то можно предложить способ повышения ее работоспособности.

Для повышения работоспособности ТЗП путем торможения реакции образования оксида алюминия можно предложить следующие мероприятия:

- в алюминидный слой при формировании покрытия ввести цирконий;

- в керамику ввести оксид, который образовывал бы твердый раствор или химическое соединение с выделяющейся пленкой Al_2O_3 . Им может являться оксид гафния;

- заменить алюминидный подслоя на силицидный, тогда при взаимодействии подслоя с керамикой формировалось бы химическое соединение типа циркона ZrSiO_4 без больших объемных превращений:

- на алюминидный подслоя наносить керамику из оксида хрома, тогда образующийся в процессе окисления оксид алюминия неограниченно бы в нем растворялся, что благоприятно повлияло бы на адгезионную прочность и жаростойкость всей композиции ТЗП.

В процессе эксплуатации ТЗП подвергаются воздействию окисляющих продуктов сгорания, а температура на их внешней поверхности может достигать до 1200°C . В этих условиях происходят явления, зависящие от температуры, такие как спекание пористого керамического слоя, окисление связующего слоя и взаимная диффузия с подложкой. Следовательно, структура и состав различных слоев ТЗП изменяются, и это влияет на их свойства. Эти изменения в сочетании с приложенными термическими и механическими нагрузками могут в конечном итоге привести к образованию трещин и отслаиванию керамического слоя (рисунок 4.9).

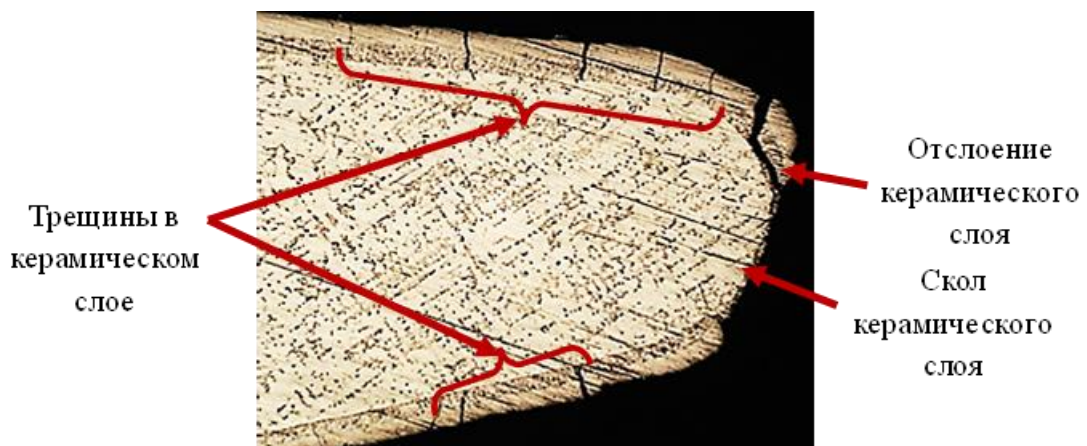


Рисунок 4.9 – Микроструктура ТЗП с дефектами после эксплуатации

В процессе эксплуатации, в результате сгорания продуктов износа прирабатываемых покрытий компрессора, мелких частиц из окружающей среды и топливовоздушной смеси на поверхности лопаток турбины образуются отложения,

содержащие оксиды Ca, Mg, Al и Si, которые при нагреве образуют *расплав смеси оксидов кальция, магния, алюминия и кремния* (CMAS) с включениями частиц металлических элементов Ti, Fe, Ni (рисунок 1.6). Такие отложения на лопатках становятся опасными, как только температура поверхности ТЗП становится достаточно высокой, чтобы вызвать расплавление таких отложений. В результате в наиболее горячих зонах на входной кромке лопатки наблюдается значительное повреждение ТЗП (рисунок 1.5, 1.7, 4.9).

Высокие температуры на керамическом слое ТЗП лопатки приводят к расплавлению CMAS и его проникновению в межстолбовые промежутки керамического слоя ТЗП, вплоть до оксидного слоя на металлическом подслое с образованием трещин и отслоений керамического слоя (рисунок 4.10).

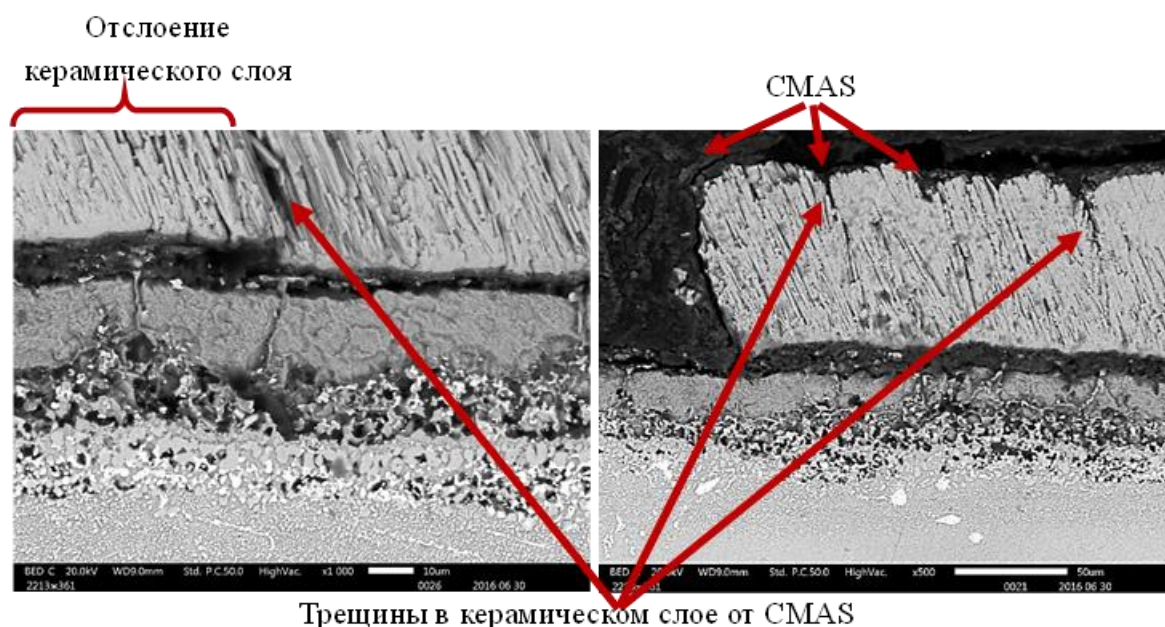


Рисунок 4.10 – Микроструктура ТЗП с дефектами от попадания CMAS

Кроме указанных выше процессов существенный вклад в разрушение ТЗП вносят напряжения, возникающие между керамическим слоем и материалом лопатки из-за разности их температурных коэффициентов линейного расширения (ТКРЛ), а также состав газовой среды. В зависимости от химического состава ТКРЛ никелевых сплавов составляет $-16...18 \cdot 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$, а керамического слоя $-9...11 \cdot 10^{-6} \text{ } ^\circ\text{C}^{-1}$. При тепловом воздействии происходит существенное расширение металлической

составляющей ТЗП по сравнению с керамическим слоем. Это приводит к тому, что металл расширяется больше, чем керамический слой.

В тоже время при охлаждении расплав CMAS переходит в твердое состояние (застывает), и пропитанный ими керамический слой ТЗП становится жестким, теряя устойчивость к деформации.

Таким образом, в покрытии могут образовываться трещины, что приводит к постепенному отслаиванию ТЗП при термоциклировании в процессе эксплуатации (рисунок 4.10).

Во-вторых, может происходить химическое взаимодействие расплавленного CMAS и керамического слоя, что приводит к деградированию верхней части столбов керамического слоя (рисунок 4.11).

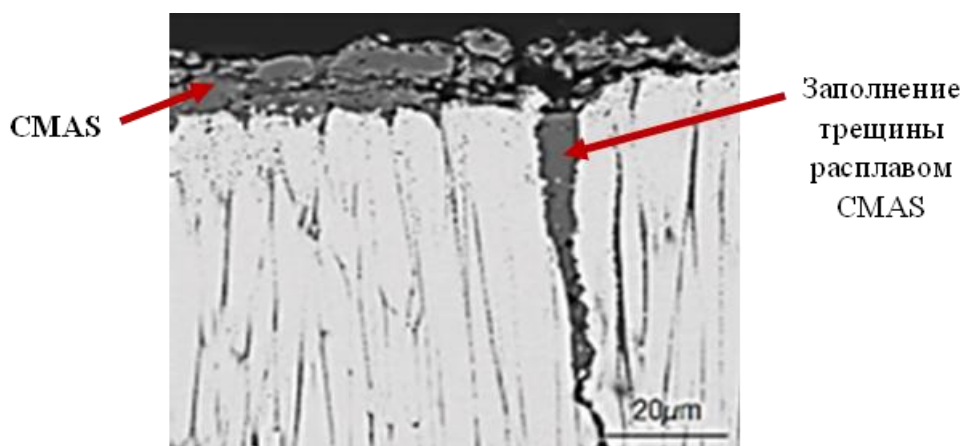


Рисунок 4.11 – Разрушение столбов керамического слоя расплавом CMAS

На основании вышеизложенного можно сказать о двух типах взаимодействия между CMAS и ТЗП: это проникновение CMAS в межстолбовое пространство ТЗП (поры, трещины) и химическое воздействие с ТЗП в соответствии с механизмом растворения-повторного осаждения. Оба взаимодействия приводят к постепенному разрушению верхнего слоя ТЗП в виде развивающихся трещин из-за спекания ТЗП и деградации верхнего слоя керамики.

В результате исследования установлено, что для увеличения долговечности ТЗП необходимо, кроме мероприятий по увеличению жаростойкости металлического подслоя, введения в систему $ZrO_2 + 8\%Y_2O_3$ оксида, который позволит уменьшить коэффициент теплопроводности λ такой системы и увеличить

рабочую температуру ТЗП. Также необходимо провести мероприятия по защите керамического слоя ТЗП от попадания в межстолбовое пространство CMAS и по возможности исключить доступ кислорода к металлическому подслою. Например, это можно осуществить путем нанесения плотного, достаточно тонкого поверхностного слоя на столбчатую керамику $ZrO_2 \times 8\%Y_2O_3$, предотвращающего доступ окислительных продуктов к металлу или искать материалы, обеспечивающие эффективное самозалечивание покрытий.

С целью защиты деталей от коррозии, износа, уменьшения зазоров между лопатками и корпусом ГТД на около 75 % деталей наносят различного назначения покрытия. Так с целью повышения КПД компрессора на его корпус наносят прирабатываемые покрытия. В процессе приработки ГТД на первых часах его эксплуатации такие покрытия под механическим воздействием рабочих лопаток компрессора выкрашиваются и механические частицы попадают на лопатки турбины. В результате такого воздействия в сочетании с высокими температурами происходит скол керамического слоя ТЗП.

С целью исключения механического повреждения керамического слоя и попадания CMAS в межстолбовое пространство в работе был проведен выбор состава для нанесения барьерного слоя поверх керамического слоя. Выбор осуществляли по критериям пластичности и рабочей температуры такого материала. В таблице 4.5 представлены варианты материалов для нанесения барьерного слоя.

Таблица 4.5. Характеристики металлических барьерных слоев

Марка слоя	σ_b , Н/мм ²	δ , %	Рабочая температура, °С
ПХ25Ю5	1025	13	1400
СДП-4	1020	11	1100
СДП-2	1025	13	1100...1150

Как видно из таблицы 4.5 наиболее высокими служебными характеристиками для нанесения барьерного слоя обладает сплав ПХ25Ю5, который в дальнейшем и использовался в качестве материала для нанесения барьерного слоя.

4.3. Разработка технологии нанесения усовершенствованного ТЗП

Конструктивно ТЗП содержат одно – или многослойный соединительный слой, контактирующий с материалом основы, внешний керамический слой из материала с низкой теплопроводностью в области рабочих температур ГТД. Такие покрытия наносят различными способами (см. глава 1). Наиболее перспективными являются комбинированные ТЗП [4, 5, 12, 39, 61, 155], где диффузионным или конденсационным методом наносится металлический слой или несколько слоев, а внешний керамический слой наносится электронно-лучевой технологией или газоплазменным напылением. К каждому из слоев предъявляются, зачастую противоречивые, требования (см. глава 1). Поэтому создание ТЗП с высоким ресурсом требует рационального выбора материалов для ТЗП, а также методов обработки поверхности перед нанесением слоев покрытия, что в совокупности представляет собой сложную научно-техническую задачу.

В работе предложена идея создания усовершенствованного ТЗП, состоящая в нанесении на рабочую лопатку турбины керамического слоя с более низкой теплопроводностью и имеющего полиморфное превращение при более высоких температурах (см. глава 3), а также снижения вероятности скола керамического слоя в процессе приработки ГТД. Для этого вначале были изготовлены керамические штабики с новым составом системы $ZrO_2-HfO_2-Y_2O_3$. На основании анализа применяемых методов нанесения ТЗП, в работе предложена следующая технология нанесения усовершенствованного ТЗП. Вначале проводили подготовку поверхности лопатки по существующей технологии – опескоструивание и промывка в ультразвуковой ванне.

Затем на лопатку из сплава ЖС32ВИ наносили металлический подслоя АЖ-8 толщиной 40...60 мкм, содержащий тугоплавкие элементы. После чего проводили термовакуумную обработку по существующей технологии. Перед нанесением керамического слоя ТЗП также проводили подготовку поверхности лопатки. Затем с помощью электронно-лучевой технологии наносили керамический слой нового состава, толщиной 80...100 мкм, с. Для этого лопатку нагревали до температуры 880...920 °С с целью получения столбчатой структуры в процессе осаждения и конденсации керамического состава слоя в вакууме. По окончании процесса формирования керамического слоя ТЗП на его поверхность в камере установки проводили осаждение металлического слоя системы ПХ25Ю5 толщиной 3...10 мкм. После охлаждения и выемки лопаток из установки проводили температурно-вакуумную обработку (ТВО) усовершенствованного ТЗП по серийной технологии. Схема технологического процесса представлена на рисунке 4.12.

В таблице 4.6 представлено распределение химических элементов в металлическом подслое, а на рисунке 4.13 его микроструктура. Технология нанесения АЖ-8 не требует применения дополнительного специального оборудования кроме имеющегося на предприятиях для нанесения покрытий. Это позволяет сделать вывод о том, что разработанное усовершенствованное покрытие для лопаток турбины ГТД можно широко применять в серийном производстве.

Из полученных данных видно, что в слое присутствуют все элементы, входящие в состав катода. Покрытие с такой структурой обладает высокой жаростойкостью, так и наилучшими механическими свойствами [4, 5, 12, 39, 56, 59, 61, 155].

Алюминий вводили в подслоя для уменьшения градиента по толщине покрытия. Кроме того, Al обеспечивает формирование защитной оксидной пленки с высокими защитными свойствами. Рений Re и тантал Ta являются тугоплавкими элементами. Вводятся они в покрытие с целью создания барьерного слоя для торможения диффузии и повышения стабильности и жаропрочности покрытия. Y введен с целью улучшения адгезии оксидной пленки при высокотемпературном окислении, и тем самым, он повышает стабильность защитного покрытия.

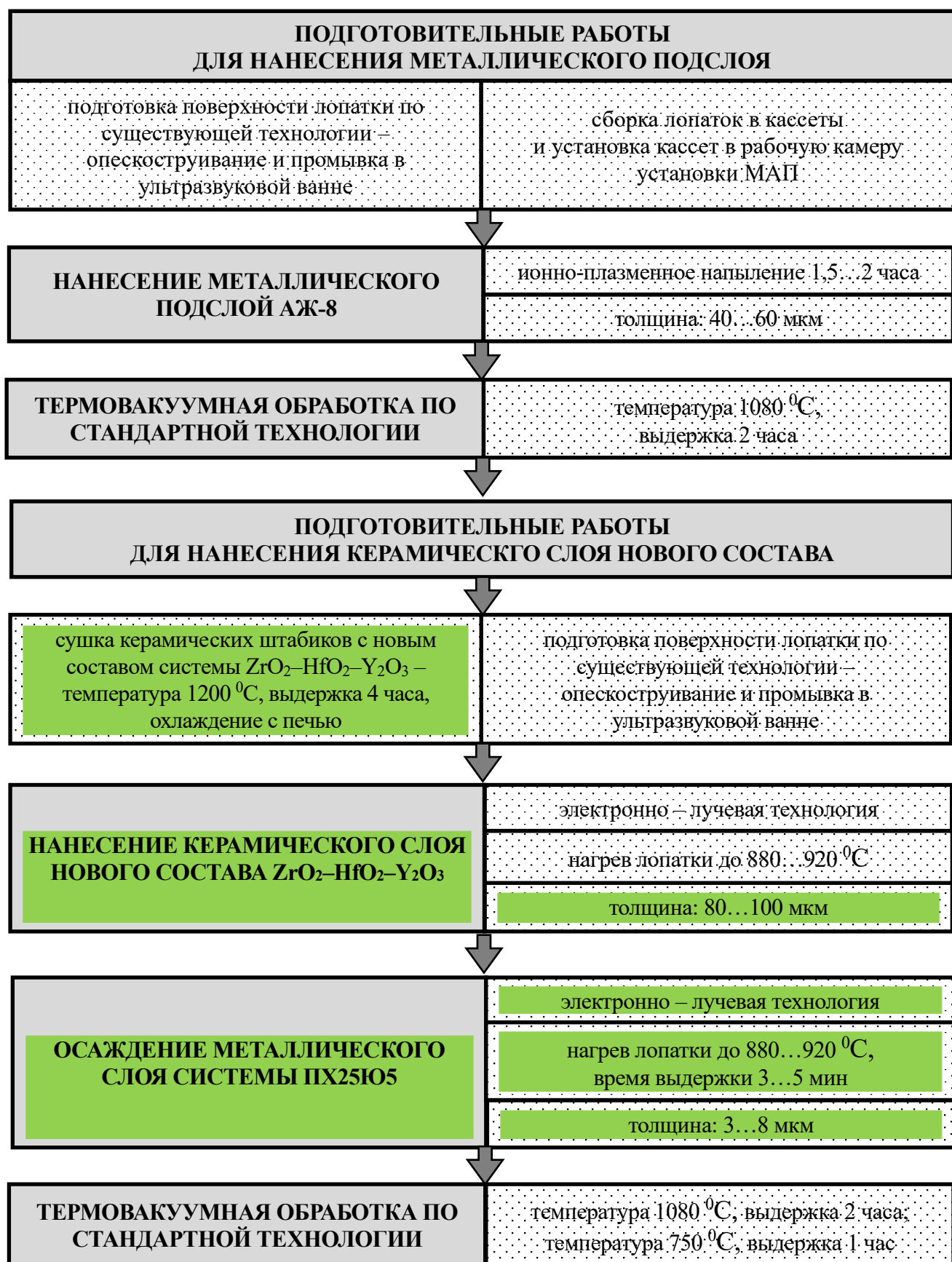


Рисунок 4.12 – Схема технологического процесса нанесения усовершенствованного ТЗП

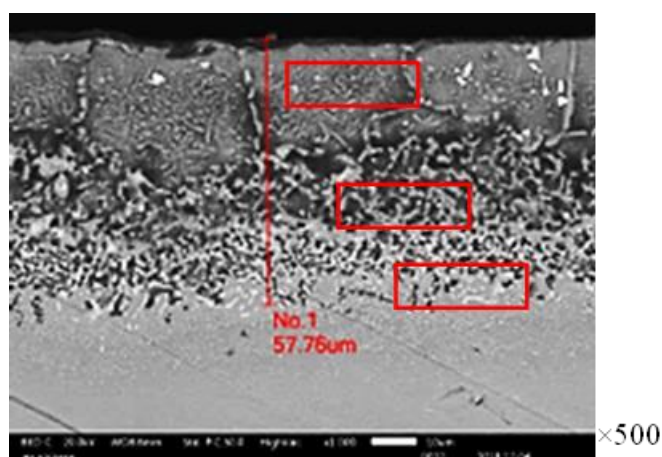


Рисунок 4.13 – Микроструктура конденсационного покрытия АЖ-8+ CrAl после проведения ТВО

Таблица 4.6. Распределение химических элементов в металлическом подслое

Место анализа	Содержание элементов, вес. %												
	Ni	Al	Cr	W	Co	Ta	Re	Mo	Nb	Fe	O	Si	V
Внешняя часть покрытия	68,9	18,4	6,5	-	3,4	1,9	-	-	-	-	0,4	0,5	-
Средняя часть покрытия	56,4	13,5	10,2	7,3	3,9	5,2	1,1	0,4	0,5	-	1,5	-	-
Внутренняя часть покрытия	44,6	7,3	13,8	13,5	4,8	7,2	4,2	1,1	0,8	-	2,5	-	0,2

После нанесения керамического слоя с целью гомогенизации сплава и окончательного формирования структуры покрытия проводили ТВО. Структура покрытия после нанесения керамики и проведения ТВО представлена на рисунке 4.14.

Покрытие, сформированное на подслое, состоит из наружной и внутренней зон. Между керамикой и металлическим слоем сохранилась оксидная пленка, ее толщина незначительна. Общая толщина покрытия составляет 140...155 мкм на входной кромке, где 50...55 мкм составляет металлический подслои и 95...105 мкм керамический слой.

Анализ повреждений ТЗП (глава 1) показал, что их значительная часть образовалась в результате скола керамического слоя от попадания посторонних частиц

или попадании прирабатываемого покрытия на первых часах работы ГТД, а также расплава CMAS в межстолбовое пространство. Поэтому с целью снижения повреждаемости ТЗП, а также уменьшения кислородопроницаемости керамического слоя в работе предложено нанести на поверхность ТЗП тонкий слой из сплава ПХ25Ю5.

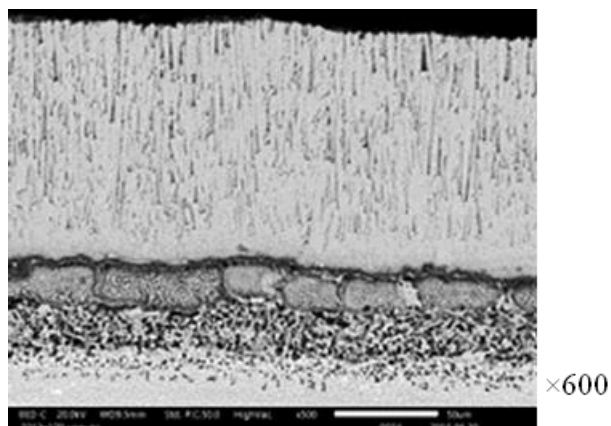


Рисунок 4.14 – Микроструктура ТЗП после ТВО

Формирование такого «жертвенного» барьерного слоя проводили методом испарения и конденсации из металлического слитка ПХ25Ю5 в камере электронно-лучевой установки. При этом лопатку подогревали до $T = 900\text{ }^{\circ}\text{C}$, а процесс вели в течение $t = 3 \dots 5$ мин., что обеспечивало формирование слоя толщиной $3 \dots 8$ мкм.

Микроструктура усовершенствованного ТЗП с таким барьерным металлическим слоем после осаждения представлена на рисунке 4.15.

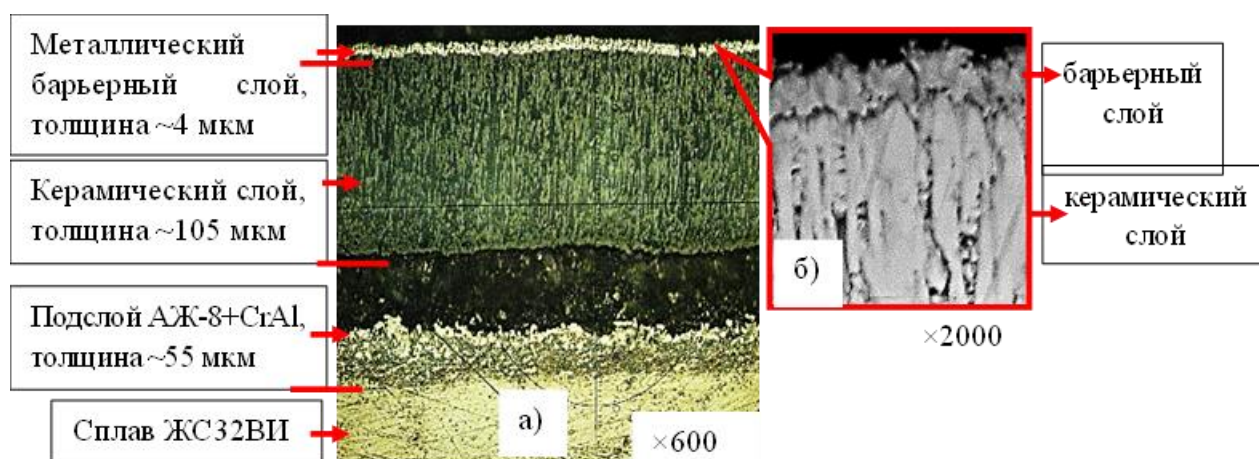


Рисунок 4.15 – Микроструктура ТЗП с барьерным слоем (а) после его осаждения и микроструктура барьерного слоя на керамическом слое (б)

Непосредственно после нанесения металлического барьерного слоя поверхность ТЗП приобретает глянцевый металлический блеск. Было установлено, что предложенное технологическое решение по нанесению «барьерного» слоя позволяет уменьшить сколы керамического слоя, снизить попадание продуктов СМАС в межстолбовое пространство керамики, а также уменьшить кислородопроницаемость керамики, следовательно замедлить его окисление в процессе эксплуатации, что способствует увеличению долговечности всей конструкции ТЗП.

Выводы по главе 4

1. Исследования изотермической жаростойкости ТЗП с различными вариантами металлических подслоев показали, что долговечность рабочих лопаток турбины с ТЗП, работающих при высоких температурах, во многом зависит от свойств металлического подслоя, а в качестве металлического подслоя целесообразно использовать АЖ-8+CrAl, который имеет химический состав близкий к составу применяемых для изготовления лопаток ГТД никелевых сплавов и содержит в своем составе тугоплавкие элементы, позволяющие тормозить диффузию элементов в покрытии.

2. Исследования показали, что для увеличения долговечности ТЗП необходимо затормозить рост оксидной пленки Al_2O_3 , образующейся в процессе эксплуатации на границе «металлический подслей – керамический слой». Кроме того, для предотвращения повреждения керамического слоя от сколов посторонними частицами и попадания в межстолбовое пространство легкоплавких оксидов кальция, магния, алюминия и кремния целесообразно наносить барьерный слой на поверхность керамического слоя.

3. Сформулирована концепция создания усовершенствованного многослойного ТЗП с новыми составами керамического слоя, а также барьерным слоем на его поверхности. Разработана технология нанесения данного покрытия с использованием штатного оборудования

5. Сравнительные исследования служебных свойств применяемых и разработанного теплозащитных покрытий

5.1. Исследование теплозащитных покрытий на изотермическую жаростойкость при высоких температурах

Надежная работа ГТД в условиях воздействия высоких термомеханических нагрузок возможна только при использовании материалов с высоким уровнем служебных характеристик и качественных защитных покрытий [4, 13, 29, 32, 36, 84, 98, 111]. В настоящее время большинство деталей ГТД имеют защитные или упрочняющие покрытия, которые в значительной мере определяют его ресурс, надежность и технико-экономические показатели. В процессе эксплуатации деталей с покрытиями происходит изменение состава, структуры, толщины и защитных свойств покрытий. Одним из способов оценки долговечности покрытий при сохранении их целостности является испытание на изотермическую жаростойкость. Такое исследование работоспособности покрытий при высоких температурах, особенно выше эксплуатационных, важно для учета изменений, происходящих в покрытии в трудно контролируемых условиях при работе деталей на двигателе, что позволяет прогнозировать их ресурс.

Поэтому в работе были проведены сравнительные испытания на изотермическую жаростойкость серийного ТЗП с керамическим слоем $ZrO_2 + 7\%Y_2O_3$ и разработанного усовершенствованного ТЗП. Кроме того, такое исследование имеет цель проверки работоспособности, разработанной математической модели (см. главу 3), а также технологии нанесения предложенной конструкции ТЗП.

С целью исключения влияния металлического подслоя на долговечность ТЗП для всех вариантов использовался один и тот же подслоя - АЖ-8+CrAl. Сравнительные лабораторные испытания лопаток с различными вариантами ТЗП на стойкость к изотермическому окислению проводились в атмосферной печи при температуре 1100 ± 10 °С, среда – воздух. После каждого цикла выдержки (23 часа) и охлаждения (1 час), проводили визуальную оценку внешнего состояния покрытия, а также измерение площади сколов керамики. Изменения структуры и толщины ТЗП контролировали металлографическим анализом. Оценка жаростойкости проводили по нескольким параметрам: по внешнему виду до появления первого скола керамики; площади скола; степени окисления подслоя, а также по изменению толщины покрытия.

Варианты керамических слоев для исследования наносили методом электронно-лучевого испарения и конденсации в вакууме (табл. 5.1).

Таблица 5.1. Варианты исследуемых покрытий.

№ варианта	Сплав	Система керамического слоя ТЗП	Толщина керамического слоя, мкм
1	ЖС-32ВИ	$ZrO_2 + 7\% Y_2O_3$	$\sim 90 \pm 5$
2	ЖС-32ВИ	$ZrO_2 + 7\% Y_2O_3 + HfO_2$	$\sim 90 \pm 5$
3	ЖС-32ВИ	$ZrO_2 + 7\% Y_2O_3 + Cr$	$\sim 80 \pm 5$

После нанесения керамических слоев и термической обработки установлено, что на всех вариантах керамические слои сформированы равномерно, трещин, сколов, отслоений, вспучиваний не выявлено. Покрытие имеет характерный светло серый цвет. Микроструктура покрытий представлена на рисунке 5.1.

В процессе испытаний установлено, что первые сколы керамического слоя появились на всех вариантах в разное время (табл. 5.2). Структура покрытий после выдержки 232 часа представлена на рисунке 5.2.

Лопатки с вариантом ТЗП №3, где размеры сколов керамического слоя превысили нормы ТУ, были сняты с испытаний через 481 час.

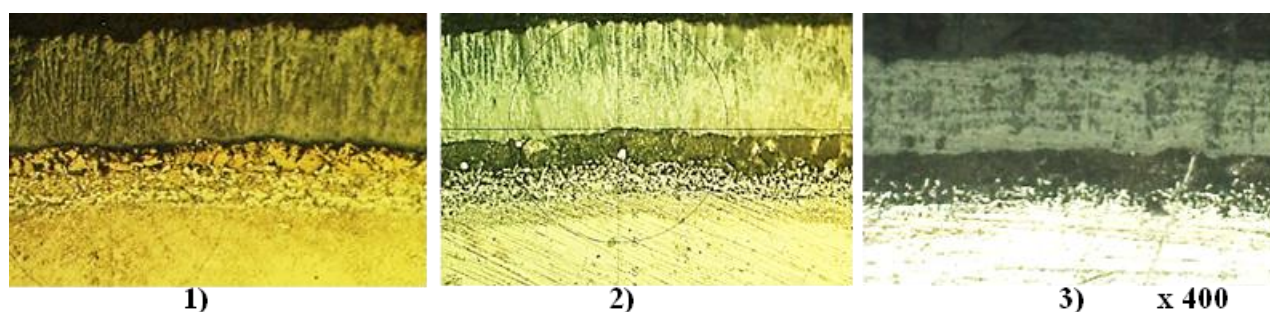


Рисунок 5.1 – Микроструктура ТЗП до испытаний вариантов: а) - №1; б) - №2; в) – №3

Таблица 5.2. Время появления первого скола керамики на вариантах ТЗП.

№ варианта	Время появления скола, ч	Характер скола и место появления
№ 1	196ч	мелкий скол на корыте
№ 2	481ч	мелкий скол на выходной кромке
№ 3	232ч	шероховатость (расслоение) керамического слоя на входной кромке

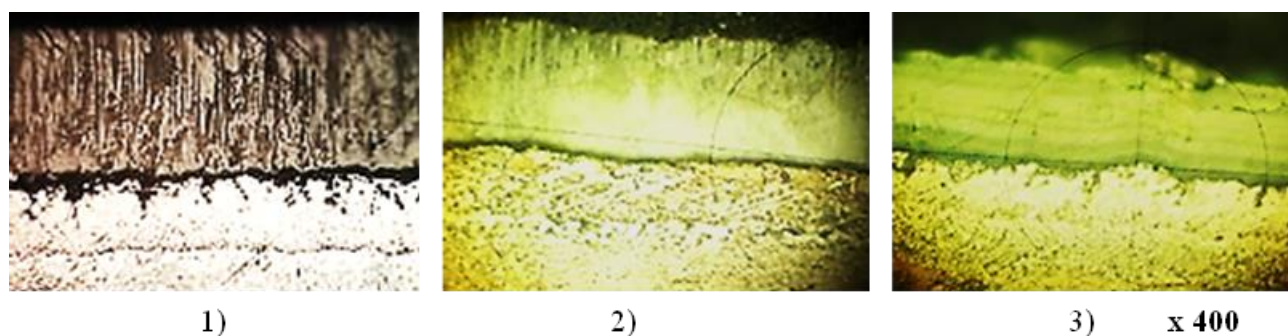


Рисунок 5.2 – Микроструктуры исследуемых покрытий после выдержки 232 часа; а) - вариант №1; б) - вариант №2; в) – вариант №3

Керамический слой с металлическим хромом имеет специфичный механизм разрушения – типа расслоения (рисунок 5.2.3). Вероятно, это связано с возникновением термических напряжений между керамической ($ZrO_2 + 7\%Y_2O_3$) и металлической (Cr) составляющими слоев. Как видно из рисунка 5.2 происходит расслоение керамического слоя по металлической составляющей – хрому.

Вариант ТЗП №2 показал наилучшую жаростойкость. На штатном варианте ТЗП сколы появились после 196 часов, а на варианте №2 после 481 ч. Площадь дефектов керамического слоя варианта №2 не превышала допустимых значений по ТУ. В процессе испытаний на изотермическую жаростойкость было установлено, что при дальнейшей выдержке сколы ТЗП на варианте №2 не увеличивались, в отличие от штатного варианта ТЗП.

Как видно из рисунка 5.3 вариант ТЗП №2 после выдержки 1413 часов не имеет сколов, диффузионный слой вырос с 55 до 75 мкм, а толщина оксидной пленки составляет порядка 5...8 мкм, что говорит о его работоспособности в условиях длительного воздействия высоких температур.

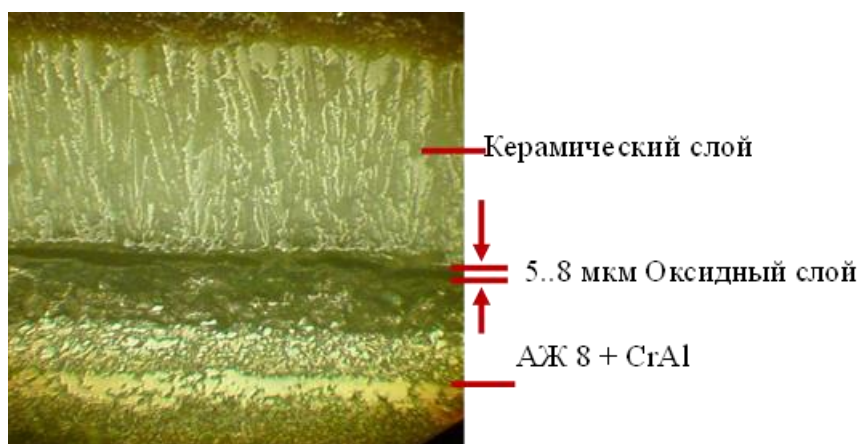


Рисунок 5.3 – Микроструктура ТЗП варианта №2 после выдержки 1413 часов

На штатном варианте покрытия АЖ-8+CrAl+ZrO₂+7%Y₂O₃ при наработке 795ч выявлено шелушение керамического слоя на всей поверхности спинки и сколы в зоне перфорации.

На рисунке 5.4 представлена диаграмма с результатами испытаний различных вариантов ТЗП на изотермическую жаростойкость. Видно, вариант ТЗП №2 имеет высокую стабильность разработанного керамического слоя и после выдержке более 1600 часов. Незначительные сколы керамического слоя ТЗП варианта №2, возникшие в процессе испытаний, не превышают допустимые значения согласно ТУ, что может свидетельствовать о его высоких эксплуатационных свойствах в сравнении со штатным вариантом ТЗП.

С целью оценки работоспособности ТЗП при более высоких температурах были проведены сравнительные испытания на изотермическую жаростойкость при температуре 1170 °С. Первое шелушение керамического слоя на варианте ТЗП №1 появилось через 41 час, а на варианте №3 через 43 часа (рисунок 5.5). При дальнейшей выдержке сколы увеличивались и стали больше допустимых норм согласно ТУ. На варианте ТЗП №2 первый единичный скол на выходной кромке появился через 51 час (рисунок 5.5). Внешний вид вариантов покрытий после выдержки 57 часов представлен на рисунке 5.6. На варианте ТЗП №2 сколы покрытия свыше норм ТУ появились после 65 часов выдержки.

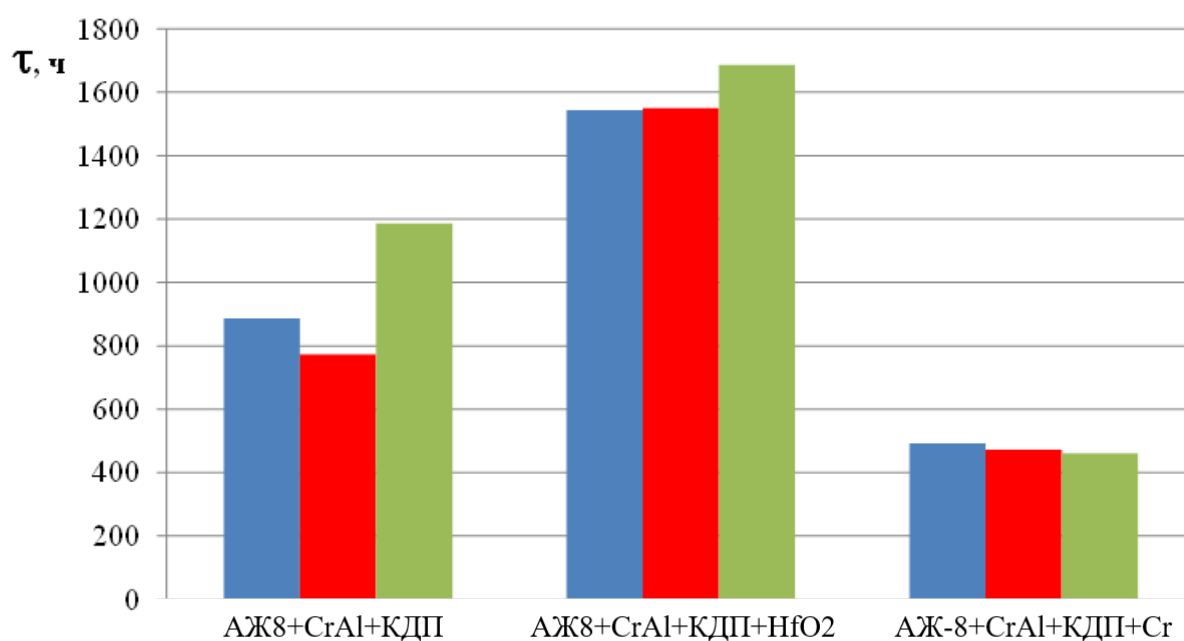


Рисунок 5.4 – Диаграмма результатов испытаний на жаростойкость вариантов ТЗП при температуре 1100±10 °С

В дальнейшем после выдержки 75 часов лопатки были сняты с испытаний. Видно, что с увеличением температуры испытаний долговечность всех исследуемых покрытий снижается (рисунок 5.7). Повышение температуры испытаний ускоряет фазовые и структурные изменения в защитных покрытиях и основе сплава, приближая их предельное состояние.

Таким образом, проведенные исследования показали, что разработанный усовершенствованный вариант ТЗП с оксидом гафния при температуре испытания

1100±10 °С имеет в 1,7 раз более высокую жаростойкость, чем штатное ТЗП с керамическим слоем системы $ZrO_2+7\%Y_2O_3$, а при температуре испытания 1170±10 °С в 1,3 раза имеет более высокую жаростойкость, чем штатное ТЗП.

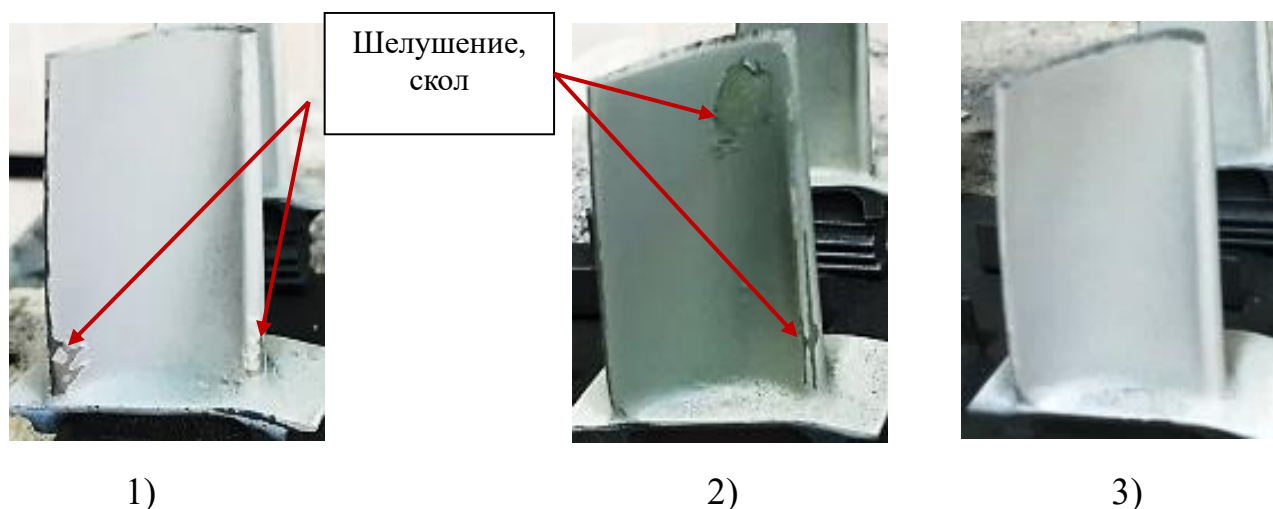


Рисунок 5.5 – Внешний вид вариантов покрытий после испытаний при температуре 1170 °С в течение 49 часов: 1) - вариант №1; 2) - вариант №3; 3) – вариант №2

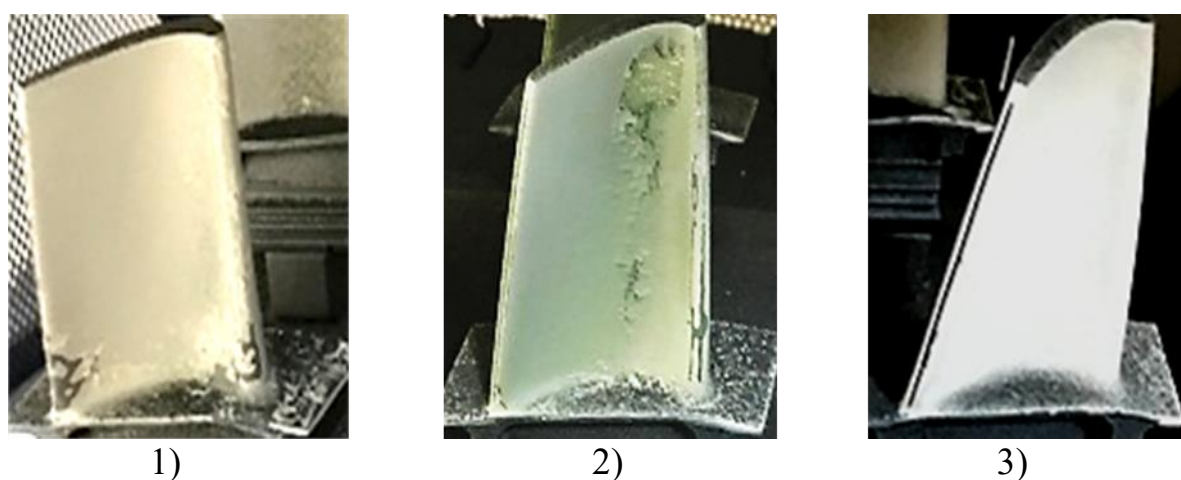


Рисунок 5.6 – Внешний вид вариантов покрытий после испытаний при температуре 1170°С в течение 57 часов: 1) - вариант №1; 2) - вариант №3; 3) – вариант №2

Результаты испытаний на изотермическую жаростойкость при высоких температурах показали, что добавление оксида гафния в систему $ZrO_2+7\%Y_2O_3$ делает такую керамическую систему перспективной для применения на рабочих лопатках турбины высоконагруженных двигателей.

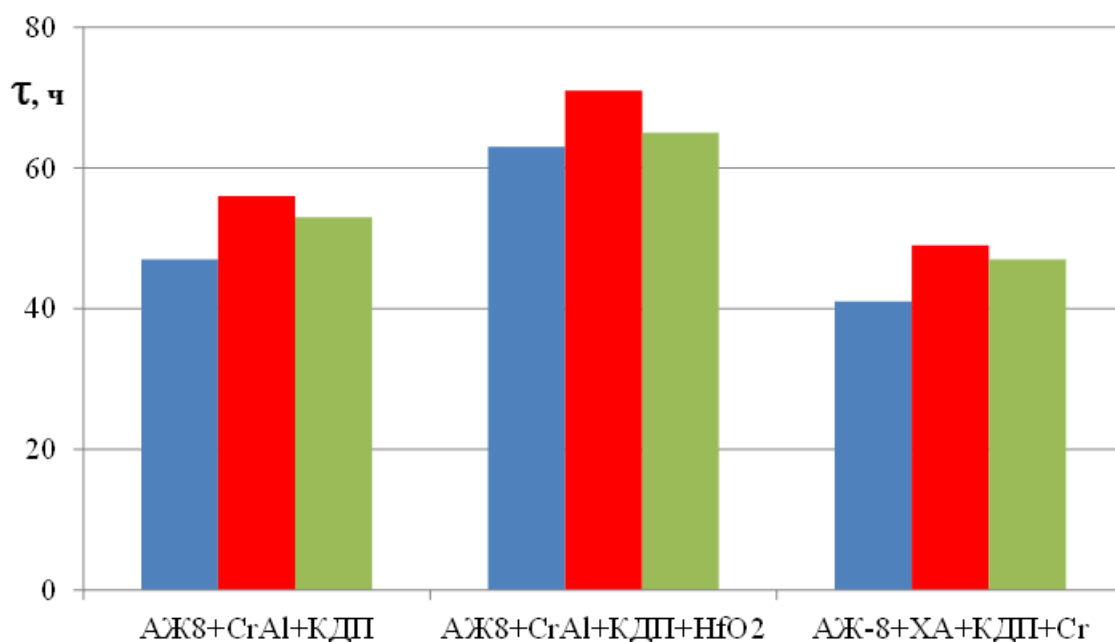


Рисунок 5.7 – Диаграмма результатов испытаний на жаростойкость вариантов ТЗП при температуре 1170 ± 10 °С

5.2. Исследование термостойкости теплозащитных покрытий

В процессе эксплуатации ГТД работает на различных режимах, что приводит к изменению тепловой и механической нагрузок его деталей. Особенно это относится к рабочим лопаткам турбины. Это условие предъявляет требование к применяемым на лопатках турбины ТЗП, а именно иметь высокую стойкость к образованию и развитию трещин под действием термомеханических нагрузок [2, 4, 42, 63, 88, 99, 155]. Повышение эффективности применяемых систем охлаждения лопаток турбины приводит к увеличению их теплонапряженности [4, 42, 63, 88, 99].

Термическая стойкость – способность огнеупорных и др. хрупких материалов противостоять, не разрушаясь, термическим напряжениям, обусловленным изменением температуры при нагреве или охлаждении.

Термостойкость любого материала не является его постоянной физической величиной. Она определяется теплофизическими свойствами материала и зависит от его химического состава, микроструктуры, геометрических размеров и формы детали. В расчетных формулах учитываются зависимости термостойкости покрытия и его коэффициентов от вышеуказанных параметров. При определении термостойкости ТЗП обычно на практике в качестве критерия оценки используют число циклов нагрева (до определенной температуры) и охлаждения деталей или образцов, при котором в ТЗП образовалась трещина, или произошло частичное его разрушение на площади выше требований ТУ.

На величину термостойкости оказывает существенное влияние фазово-структурные превращения в ТЗП при нагреве или охлаждении лопаток турбины. При этом в материале возникают термические напряжения.

Термостойкость применяемых ТЗП при высоких температурах зависит от: формы лопатки ГТД, толщины покрытия и его фазового состава и содержания алюминия в металлическом подслое ТЗП.

Увеличение толщины покрытия приводит к уменьшению коэффициента пластичности, а уменьшение максимального содержания алюминия приводит к увеличению пластичности покрытия. Уменьшение содержания алюминия в слое соответствует изменению его фазового состава, а это отрицательно сказывается на долговечности покрытия.

С целью определения работоспособности лопаток турбины, с нанесенными на них исследуемыми вариантами ТЗП (табл. 5.1), в условиях теплосмены ГТД в работе были проведены испытания на термостойкость. ТЗП были нанесены по описанной выше технологии как на образцы, так и на технологические лопатки и как видно (рисунок 5.8) все варианты покрытия сформировались. Испытания проводили по представленной в главе 2 методике. Для контроля появления трещин и видимых сколов ТЗП после каждых 5 циклов поверхность технологической лопатки и образца осматривали при увеличении $\times 12,5$ с помощью микроскопа МБС - 9. Число циклов до появления трещин в ТЗП, а также площадь скола керамического слоя являлись критерием оценки термостойкости исследуемых вариантов покрытий.

На рисунке 5.9 и 5.10 представлены внешний вид технологических лопаток и образцов после 60 и 100 циклов испытаний соответственно по циклу $1100 \leftrightarrow 400$ °С.

Из результатов анализ испытаний исследуемых вариантов (табл. 5.1) видно, что разработанный в работе вариант №2 с диоксидом гафния имеет более высокую термостойкость в сравнении со штатным вариантом. Следует отметить разницу в характере разрушения вариантов ТЗП. Так на штатном варианте в процессе испытаний происходит вначале вспучивание, а потом скол по границе между металлическим и керамическим слоями, где происходит образование оксидной пленки. В тоже время на разработанном варианте ТЗП скол керамического слоя происходит на малом участке локально, что говорит о более высокой его адгезии к металлическому подслою (рисунок 5.9 и 5.10).

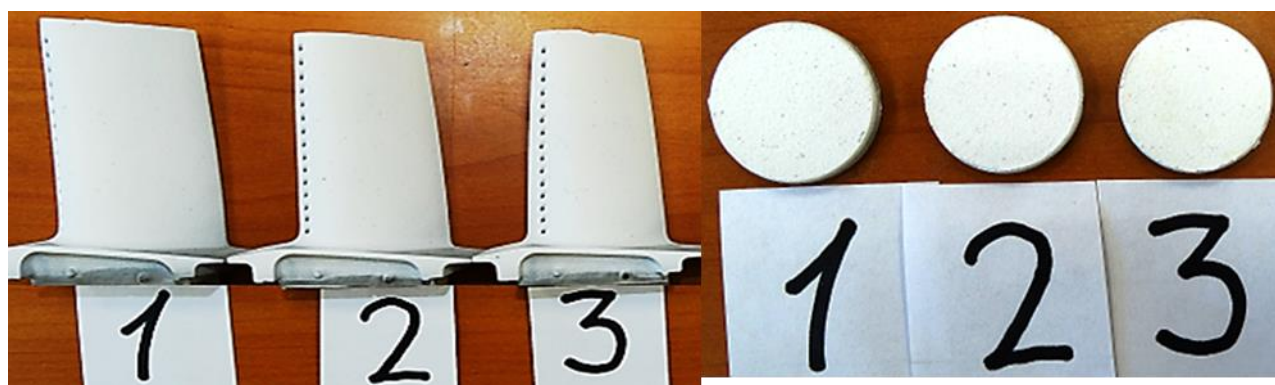


Рисунок 5.8 – Внешний вид технологических лопаток и образцов с исследуемыми вариантами ТЗП до испытаний на термостойкость

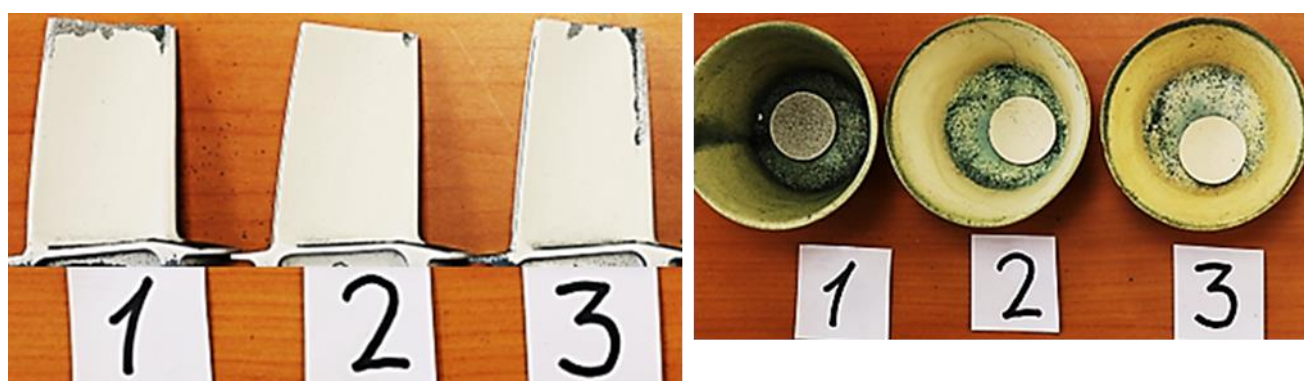


Рисунок 5.9 – Внешний вид технологических лопаток и образцов с исследуемыми вариантами ТЗП после 60 циклов испытаний на термостойкость

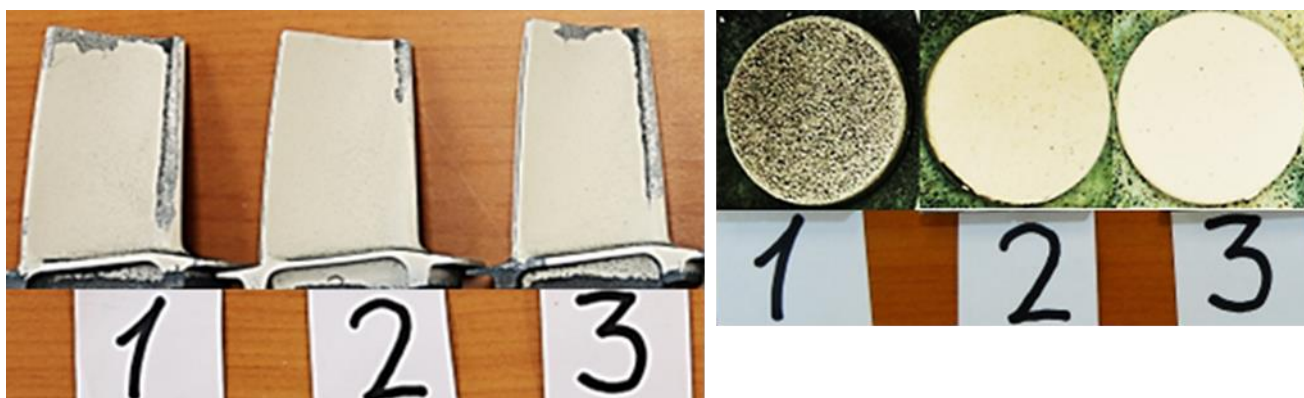


Рисунок 5.10 – Внешний вид технологических лопаток и образцов с исследуемыми вариантами ТЗП после 100 циклов испытаний на термостойкость

Полученные в результате испытаний данные подтверждаются сведениями, полученными из литературных источников [16, 17, 73]. Как было отмечено выше (табл. 3.1 и 3.2), диоксид гафния имеет более высокие служебные свойства, чем диоксид циркония. Результаты исследований при высоких температурах подтвердили более высокую стойкость новой системы $\text{ZrO}_2 + \text{HfO}_2 + 7\% \text{Y}_2\text{O}_3$. Кроме того, полиморфные превращения у диоксида гафния протекают при температурах выше 1400°C , в то время как диоксид циркония претерпевает полиморфное превращение при температурах $\sim 1150\ldots 1200^\circ\text{C}$. Следовательно, применение диоксида гафния позволяет эксплуатировать рабочую лопатку при более высоких температурах, а также использовать его в качестве перспективного материала для керамического слоя ТЗП.

5.3. Теплофизические свойства разработанного ТЗП

В современном двигателестроении ТЗП применяется для сглаживания циклов нагрева-охлаждения на переменных или нестационарных режимах работы двигателя, уменьшения температуры на материале лопатки и защиты от газовой

коррозии что в совокупности позволяет обеспечить повышение работоспособности лопаток турбины.

От применяемого ТЗП – его состава, толщины и свойств применяемых материалов для каждого слоя ТЗП, зависит ресурс лопатки турбины. Эти требования вызывают потребность изучения теплофизических свойств при разработке и выборе новых ТЗП.

Поэтому в работе были проведены сравнительные исследования теплофизических свойств серийно применяемого покрытия и вновь разрабатываемого. Исследования проводились по методике, представленной в главе 2.

Авторы работ [4, 58, 88, 98, 104] утверждают, что если при проведении малоцикловых испытаний наблюдается увеличение значения $\lambda_{\text{ТЗП}}$, то это может свидетельствовать о спекании керамического слоя ТЗП, а уменьшение значения $\lambda_{\text{ТЗП}}$ - о его растрескивании.

Поэтому при выборе конструкции ТЗП для лопатки турбины с целью оценки теплового состояния ее материала, а, следовательно, оценки ее работоспособности, необходимо знать и прогнозировать изменение теплофизических свойств материала керамического слоя ТЗП.

Теплофизические характеристики ТЗП такие как коэффициенты теплопередачи - α и теплопроводности - λ , определяют по методикам с применением специального оборудования. В тоже время практически невозможно применить для этого экстраполирование данных для плотных оксидов [43, 45, 58, 91, 98, 99, 104] применительно к конкретному покрытию (неплотному и содержащему стабилизирующие примеси).

Как было отмечено в главе 1 в процессе эксплуатации ГТД на лопатках турбины происходит образование нагара и его коксование, а также отложение продуктов коррозии (рисунок 1.5 и 1.6). Наличие нагара и продуктов коррозии на поверхности ТЗП изменяет степень черноты поверхности лопатки турбины с покрытием. Применяемые методики определения теплофизических свойств не учитывают это изменение. Доля теплового излучения в нагреве поверхности лопатки с покрытием может достигать 10% от общего теплового потока, что

оказывает существенное влияние на тепловое состояние лопатки турбины [51, 52, 93, 99, 140, 152].

В работе теплофизические свойства ТЗП определяли по разработанной в Рыбинской государственной авиационно-технологической академии имени П.А. Соловьева (РГТА им. П.А. Соловьева) методике и описанной в главе 2. На одну сторону образца, представляющего собой пластину 50х50 мм, наносили исследуемый вариант покрытия, другая сторона была без покрытия. Экспериментальному исследованию подверглись два варианта ТЗП – разработанное усовершенствованное с керамическим слоем системы - $ZrO_2+8\%Y_2O_3+HfO_2$ и серийно применяемый с керамическим слоем системы $ZrO_2+8\%Y_2O_3$. Результаты исследования представлены на рисунках 5.11 и 5.12 и в таблицах 5.3 и 5.4 соответственно.

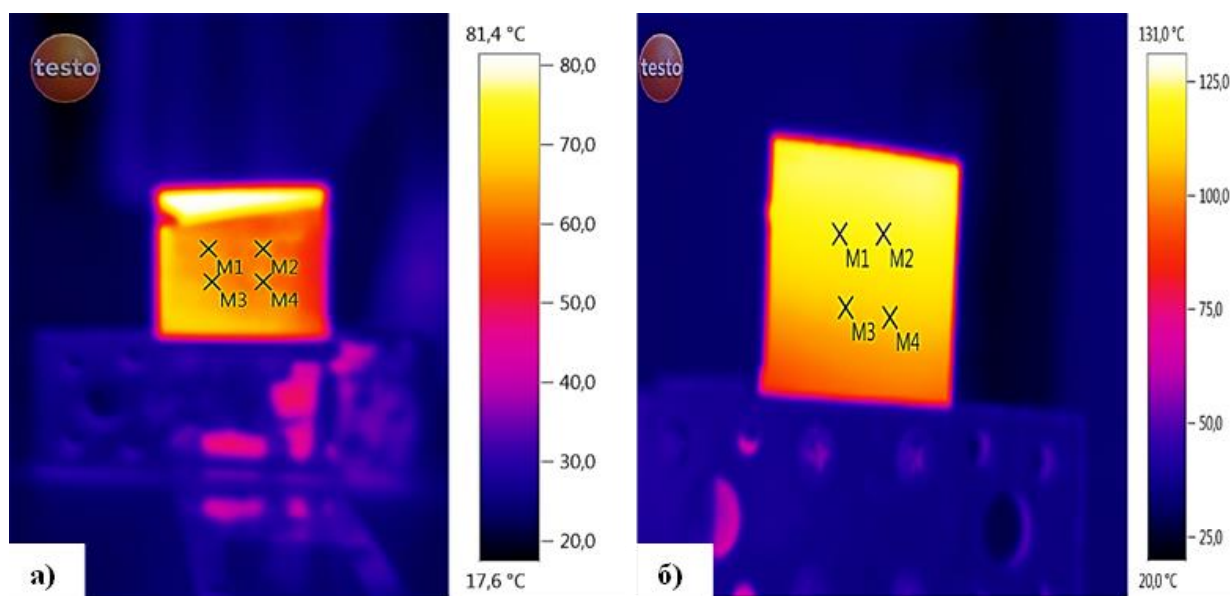


Рисунок 5.11 – Распределение температурного поля на образце с разработанным покрытием: а) на стороне покрытия; б) на стороне без покрытия

Таблица 5.3. Результаты измерения температуры на образце с разработанным ТЗП

№	Температура °C	
	На стороне с покрытием	На стороне без покрытия
M1	124,2	65,2
M2	120,1	67,1
M3	122,8	61,8
M4	123,0	62,5

Величину эффективности охлаждения поверхности лопатки оценивали по безразмерной температуре:

$$\Theta = (T_{\Gamma}^* - T_{\text{ст}}) / (T_{\Gamma}^* - T_{\text{вх}}^*). \quad (5.1),$$

где: $T_{\text{ст}}$ – температура на наружной поверхности с исследуемым вариантом покрытия;

$T_{\text{вх}}^*$ – температура охлаждающего воздуха на стороне образца без покрытия.

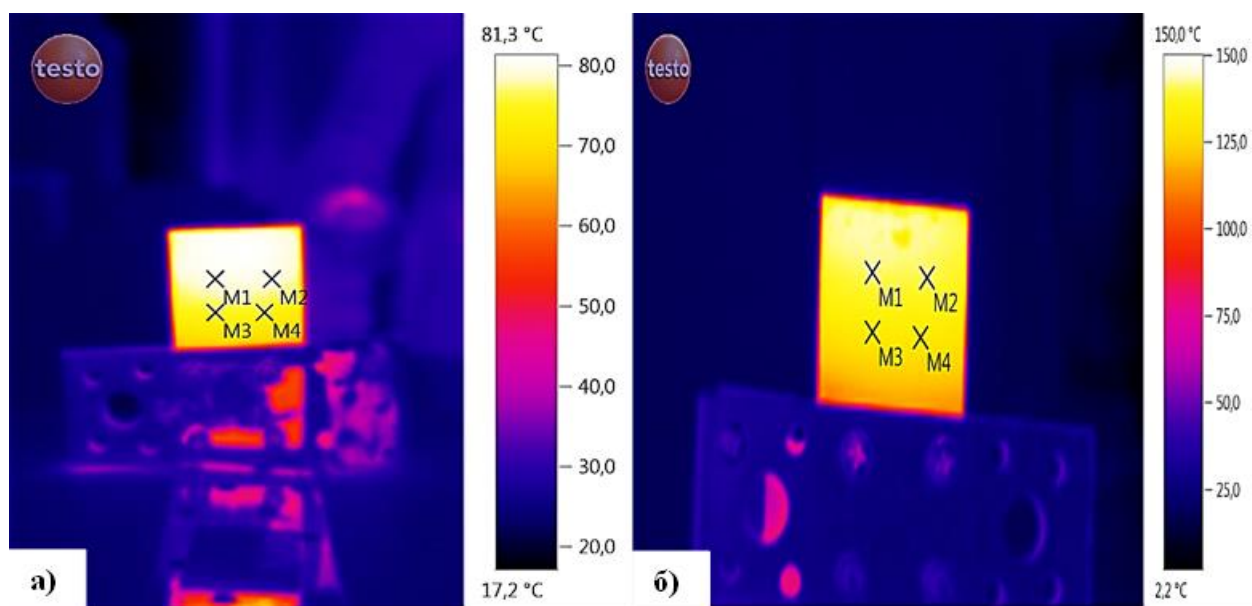


Рисунок 5.12 – Распределение температурного поля на образце с серийным покрытием: а) на стороне покрытия; б) на стороне без покрытия

Таблица 5.4. Результаты измерения температуры на образце с серийным ТЗП

№	Температура °С	
	На стороне с покрытием	На стороне без покрытия
M1	150,9	80,2
M2	149,8	78,8
M3	141,1	75,9
M4	140,7	75,2

В электрическом калорифере температура поднималась T_{Γ}^* до ≈ 220 °С.

По результатам исследования эффективность разработанного ТЗП составила:

$$\Theta = (220-122,5)/(220-20)=97,5/220=0,44 \quad (5.2).$$

По результатам исследования эффективность серийного ТЗП составила:

$$\Theta = (220-145,6)/(220-21)=74,4/199=0,37 \quad (5.3).$$

Из результатов исследования видно, что разработанная в работе система керамического слоя $ZrO_2+8\%Y_2O_3+HfO_2$ имеет более высокую тепловую эффективность защиты лопатки, чем применяемое ТЗП с керамическим слоем $ZrO_2+8\%Y_2O_3$. Это можно объяснить более высокими теплофизическими свойствами оксида гафния (см. табл. 3.1 и 3.2), а именно более низким коэффициентом теплопроводности и более высокой температурой плавления.

На основании проведенных исследований можно сделать вывод, что применение разработанного усовершенствованного ТЗП с новым керамическим слоем позволяет увеличить температуру газа перед турбиной ~ на 20 °С при сохранении того же ресурса рабочей лопатки.

5.4. Разработка метода восстановления работоспособности охлаждаемых лопаток турбин ГТД с теплозащитным покрытием

В процессе эксплуатации рабочих лопаток ГТД в различных условиях и в результате действия высоких температур, механического воздействия частиц и химического воздействию продуктов сгорания топлива на поверхности рабочих лопаток образуются дефекты различного рода и в первую очередь трещины и нагар, которые приводят к высокотемпературному окислению и механическим повреждениям защитного покрытия и материала лопатки. Как было отмечено в главе 1, в процессе эксплуатации авиадвигателя применяемые на его рабочих лопатках ТЗП постепенно теряют свои защитные свойства. Потеря защитных свойств ТЗП приводит к появлению указанных дефектов уже в материале лопатки,

что приводит к невозможности дальнейшей ее эксплуатации. Продление срока эксплуатации возможно путем их восстановления. Восстановление работоспособности ТЗП и устранения дефектов его поверхности (рисунок 5.13) позволяет продлить срок эксплуатации самой лопатки турбины. Восстановление защитных свойств ТЗП, ресурс которого сопоставим с ресурсом рабочей лопатки турбины, являются актуальным и эффективным решением, позволяющим снизить температурное состояние лопатки и продлить ее ресурс.

Увеличить работоспособность рабочих лопаток ГТД с нанесенными на них ТЗП осуществляют в процессе их ремонта методом замены защитного покрытия, имеющего дефекты, на новое. Суть ремонта ТЗП состоит в удалении, в основном это керамический слой, покрытия с дефектами и нанесении по серийной технологии нового покрытия. Кроме того, контролируется состояние металлического подслоя по содержанию в нем алюминия и его толщины.

В работе было проведено исследование влияния состава металлического подслоя на работоспособность всей конструкции ТЗП (см. глава 4), на основании которого установлена целесообразность применения в качестве металлического подслоя АЖ-8+CrAl.



Рисунок 5.13 – Рабочая лопатка с эксплуатационными повреждениями

Для оценки степени истощения защитных свойств покрытия АЖ-8+CrAl были исследованы рабочие лопатки с новым ТЗП – АЖ-8+CrAl+ZrO₂+7%Y₂O₃ и с ТЗП после наработки 7823 часа. Был проведен микрорентгеноспектральный анализ на рентгеновском спектральном энергодисперсионном микроанализаторе INCA

SDD X-MAX фирмы «Oxford Instrument». Оценка проводилась по уровню содержания алюминия, так как он является основным элементом обеспечивающий жаростойкость покрытия за счет образования оксидной пленки Al_2O_3 и его снижение в покрытии до уровня содержания в сплаве свидетельствует об исчерпании покрытием защитных свойств.

Из данных, представленных на рисунках 5.14 и 5.15, следует, что после наработки 7823 часа в покрытии АЖ-8+CrAl концентрация алюминия осталась практически на уровне концентрации алюминия в покрытии на лопатке с новым ТЗП (без наработки) (15...18 вес. %), то есть покрытие после наработки 7823 часа не исчерпало своих защитных свойств.

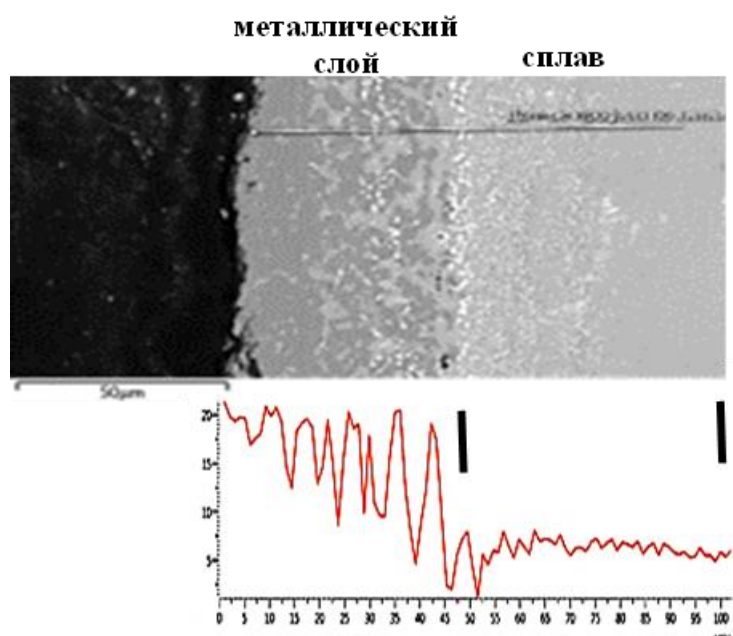


Рисунок 5.14 – Микроструктура ТЗП после наработки и спектрограмма содержания алюминия по глубине покрытия

Из результатов исследования видно, что металлический подслой после наработки имеет достаточный запас алюминия и удовлетворительную структуру. Это позволяет его не удалять, а провести восстановление рабочих лопаток только путем ремонта дефектного керамического слоя

В работе разработан технологический процесс удаления керамического слоя ТЗП при ремонте рабочих лопаток турбины ГТД (рисунок 5.16).

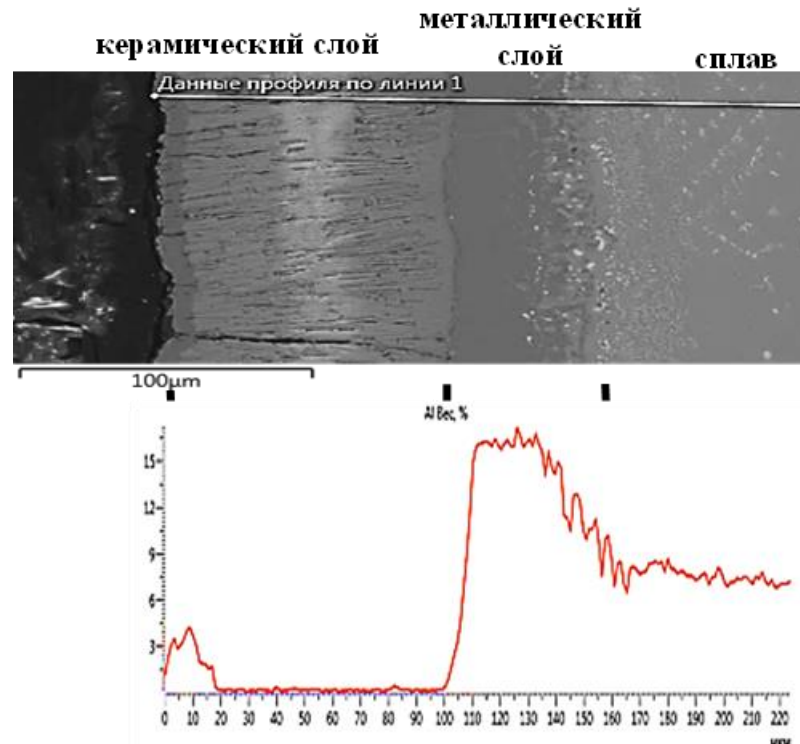


Рисунок 5.15 – Микроструктура и спектрограмма содержания алюминия по глубине покрытия и сплава с новым ТЗП на лопатке

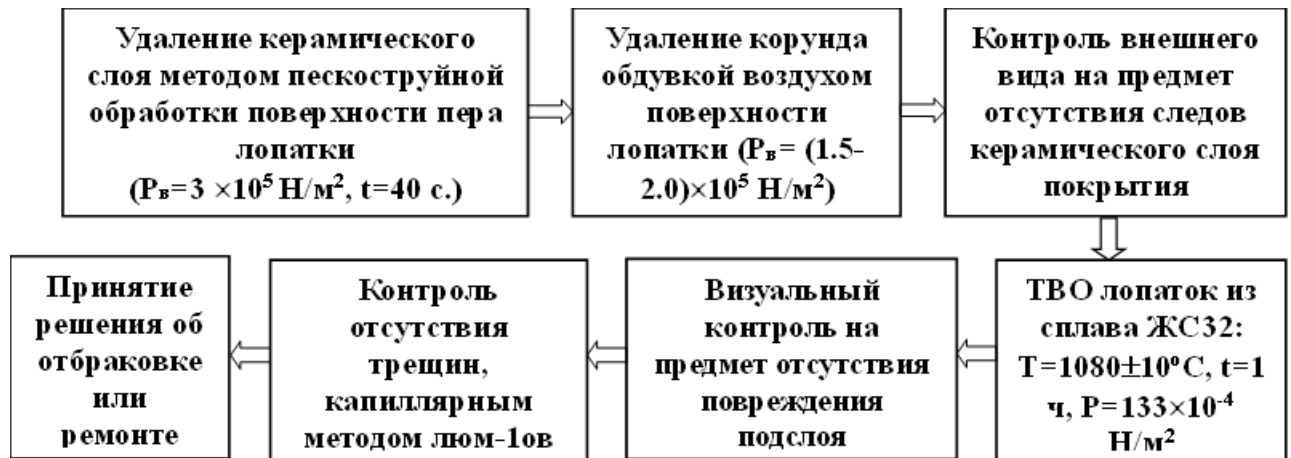


Рисунок 5.16 – Схема технологического процесса удаления керамического слоя ТЗП с рабочих лопаток турбины ГТД

В работе обоснован и предложен новый состав керамического слоя (см. глава 3) для ТЗП. Это требует разработки метода его несения при восстановлении работоспособности лопаток турбины ГТД. Ранее в работе (см. глава 1 и 3) отмечалось, что по совокупности получаемых свойств нанесенного ТЗП, наиболее

подходящим методом нанесения керамических слоя покрытия для высоконагруженных лопаток ГТД, является метод электронно-лучевого испарения и конденсации в вакууме, который и был выбран в качестве метода нанесения разработанного усовершенствованного покрытия. Применение ЭЛТ позволяет создать специфическую столбчатую структуру с кристаллитами, ориентированными перпендикулярно поверхности.

Метод восстановления ТЗП на рабочих лопатках турбины состоит из нескольких этапов. Одним из этапов является подготовка самих керамических штабиков с разработанным составом. Учитывая, что оксиды, входящие в состав штабика, производятся из руды, то после их производства и изготовления в них присутствуют и другие оксиды – SiO_2 , Al_2O_3 , Fe_2O_3 , TiO_2 , HfO_2 , MgO , CaO , P_2O_5 , Na_2O , а также хлориды и фториды. Количество примесей регламентируется техническими условиями. Каждое вещество имеет свое парциальное давление паров, что приводит к различной скорости их испарения в вакууме при различных температурах. В первую очередь происходит испарение легко испаряемых веществ, которые конденсируясь на лопатке и приводят к снижению адгезионной прочности связи керамического слоя с металлическим. С целью частичного удаления примесей штабики после просушки дополнительно прокаливали перед их загрузкой в камеру электронно-лучевой установки. Прокаливание штабиков проводили в течении 2 часов при температуре 1100 °С, а с целью исключения их растрескивания или появления термических трещин в них, процесс их охлаждения осуществляли вместе с печью (рисунок 5.17).

Структура получаемого керамического слоя зависит от скорости испарения штабика и температуры лопатки, на которую осаждают керамику [56, 99, 101, 119]. С целью получения столбчатой структуры формируемого керамического слоя материал лопатки нагревали до температуры ~ 850...950 °С, а для получения необходимой толщины столбов керамического слоя скорость испаряемого конденсата из керамического штабика поддерживали в пределах 1-2 мкм/мин. С целью получения равномерной толщины формируемого керамического слоя на поверхности лопатки в электронно-лучевой установке ее вращали. При таком

методе формирования керамического слоя ТЗП решающее значение в его работоспособности играет физико-механическая адгезия между его металлическим и керамическим слоями.

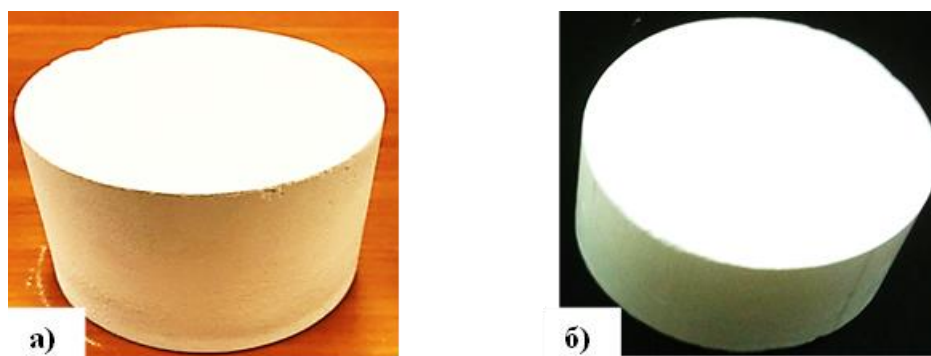


Рисунок 5.17 – Внешний вид керамических штабиков разработанного химического состава до (а) и после (б) сушки

Перед нанесением керамического слоя лопатки проходят контроль качества поверхности неразрушающим контролем с целью определения их состояния для дальнейшего применения в составе двигателя. После проверки лопаток на отсутствие механических повреждений проводится пескоструйная обработка поверхности пера лопатки с целью удаления оксидной пленки. Обдувка производится при давлении 2,5-3,0 кг/см³ электрокорунд номер 10, 12 до получения однородной серо-матовой поверхности и производится обдувка сухим сжатым воздухом при давлении 25-30 МПа. После этого проводится промывка в ультразвуковой ванне в дистиллированной воде, температура которой должна быть 70-80 °С, а время промывки ~ 5 мин. Затем проводится сушка лопаток в течение 30 минут при температуре 150-200 °С.

После взвешивания лопаток и промывки в спирте проводят их монтаж в приспособление для нанесения керамического слоя. Монтаж осуществляется в специальные кассеты с экранами.

Разрыв по времени между абразивной обработкой и началом нанесения покрытия не должен превышать 24 часов, при условии хранения лопаток в вакуумной камере. Нанесение керамического слоя производится на установке электронно-лучевого распыления и конденсации в вакууме из спрессованных штабиков с разработанным химическим составом – $ZrO_2 \times 7\%Y_2O_3 + HfO_2$. После

загрузки приспособлений с технологическими лопатками проводится напыление керамики по рабочему режиму, затем проводится контроль качества напыления и взвешивание лопаток-образцов. При удовлетворительных результатах контроля производится загрузка в установку приспособлений с лопатками, в камере создается вакуум не хуже 200×10^{-4} Н/м², а лопатки нагреваются до температуры 880...920°C. Керамические штабики, помещенные в водоохлаждаемые медные тигли, разогреваются до жидкого состояния, причем кипение жидкой керамики не допускается. Затем производится напыление керамики по рабочему режиму: $J_{\text{нагрева керамики}} = 1,4-1,6$ А; $J_{\text{нагрева изделия}} = 0,4-0,5$ А. Для испарения состава керамического штабика применяются плосколучевые пушки, которые на его поверхности формируют пучок электронов сечением ~ 100 мм². Для равномерного испарения керамического штабика, диаметр которого 70 мм, его поверхность сканируют электронным лучом мощностью 17-25 кВт (напряжение 19 кВ). При таком режиме происходит плавление поверхностного слоя штабика на глубину 2...3 мм, что приводит к образованию жидкой ванны. В этом случае происходит испарение разработанного состава штабика системы $\text{ZrO}_2 + \text{HfO}_2 + 7\% \text{Y}_2\text{O}_3$ со скоростью $\sim 0,5$ кг/ч. Нанесение керамического слоя производится одновременно на несколько рабочих лопаток собранных в «кассету». При этом «кассета» осуществляет вращение относительно своей оси, что обеспечивает скорость конденсации керамического слоя на поверхности лопатки толщиной $\sim 1,0$ мкм/мин. По завершении процесса осаждения керамического слоя заданной толщины в камере установки электронно-лучевого распыления и конденсации в вакууме производят нанесение на поверхность керамического слоя металлический (барьерный) слой системы ПХ25Ю5 толщиной 3...10 мкм (см. глава 4). После окончания процесса напыления и охлаждения лопаток до температуры 150 °С производится развакуумирование загрузочной камеры, демонтаж и взвешивание лопаток.

Сравнение химического состава керамического слоя $\text{ZrO}_2 + \text{HfO}_2 + 7\% \text{Y}_2\text{O}_3$, сформированного на лопатке турбины и химического состава керамического штабика показали, что все оксиды испаряются согласованно. Имеется не

значительное отличие, не превышающее $\pm 0,5\%$, в концентрации оксида иттрия Y_2O_3 от исходного состава в штабике.

При испарения химического состава керамического штабика в вакууме наблюдается частичная диссоциация оксидов. В результате этого процесса в камере электронно-лучевой установки появляется кислород. Так как процесс происходит при высоком вакууме, то образовавшийся кислород частично удаляется из камеры установки. Количество удаленного кислорода зависит от режима испарения состава штабика. В первую очередь это зависит от величины степени вакуума, созданного в камере установки, а также от температуры ванны на испаряемом штабике, которая влияет на скорость испарения оксидов состава штабика. Исследования [4, 56, 87] показывают, что потери кислорода могут составлять $\sim 3...3,5\%$. Критерием оценки потери или восстановления количества кислорода в штабике является изменение его цвета. По окончании процесса испарения на поверхности керамического штабика виден слой черного цвета толщиной до $5...7$ мм, а сформированный на поверхности рабочей лопатки керамический слой имеет менее темный цвет. Изменение цвета керамики свидетельствует о недостатке кислорода в этих слоях.

Для снятия внутренних напряжений и окончательного формирования структуры усовершенствованного ТЗП с разработанным в работе новым керамическим слоем проводят в вакууме не хуже 100×10^{-4} Н/м² при температуре $1080^{\pm 10}$ °С ТВО в течение 2 часов. Для восстановления керамического слоя, т.е. для его перевода в оксид ZrO_2 , проводят отжиг на воздухе в течение 1 часа при температуре 750 °С.

Структурная схема метода восстановления РЛ турбины современных ГТД с помощью применения разработанного ТЗП представлена на рисунке 5.18.

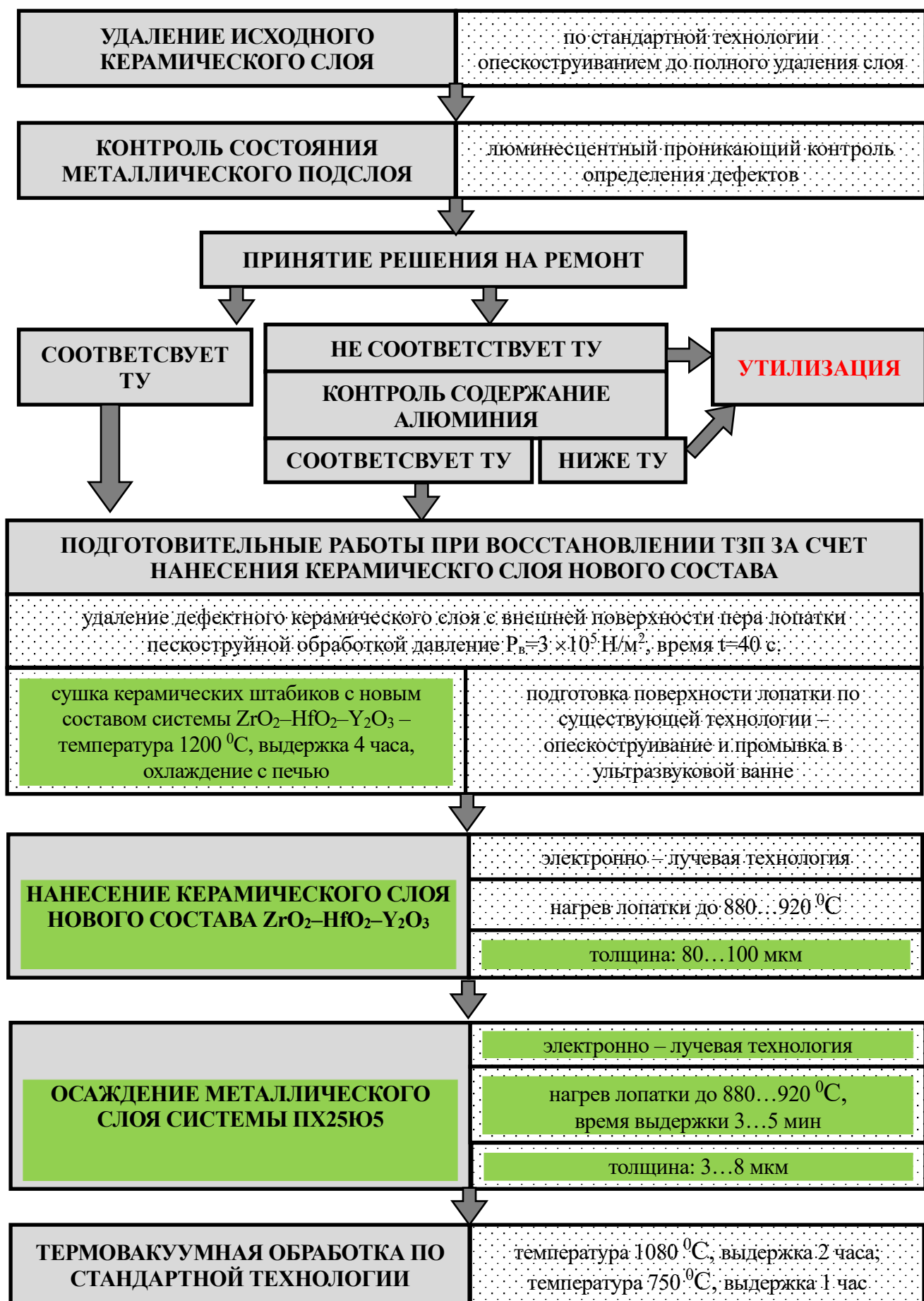


Рисунок 5.18 – Схема метода восстановления ТЗП на лопатке турбины ГТД

5.5. Апробация метода восстановления покрытия на рабочих лопатках турбины современных двигателей

Разработанный метод восстановления ТЗП был опробован на экспериментальной партии лопаток в заводских условиях. Работа проводилась в рамках совместных работ с ЛМЗ филиал НПО УМПО г. Москва. Разработанное в работе ТЗП для лопаток турбины современных ГТД представляет собой композицию, состоящую из жаростойкого металлического подслоя и керамической составляющей. Так как металлический подслой не удаляли, то его не требовалось восстанавливать. Керамический слой нового состава наносится по разработанной в диссертации технологии (глава 5) на заводском оборудовании. Установлено, что для нанесения усовершенствованного ТЗП не требуется дополнительных установок, кроме имеющихся на предприятии. Общая толщина ТЗП составила 120-150 мкм. Микроструктура ТЗП на технологических рабочих лопатках турбины ГТД представлены на рисунке 5.19. Микроструктура соответствует микроструктуре исследованного покрытия на образцах и технологических лопатках в лабораторных условиях. Это свидетельствует о воспроизводимости технологии разработанного ТЗП. Соответствие микроструктуры сформированного нового ТЗП микроструктуре на технологических лопатках, прошедших лабораторные исследования свидетельствует о том, что и свойства полученного на заводском оборудовании ТЗП будут такими же.

Кроме исследования микроструктуры нового ТЗП, полученного на заводском оборудовании, в работе были проведены испытания на термоциклирование, которые показали, что стойкость усовершенствованного керамического слоя ТЗП на отремонтированных лопатках достигает уровня стойкости рабочих лопаток ГТД с новым покрытием (рисунок 5.20).

На основании данных, полученных в диссертационной работе после испытаний технологических лопаток с разработанным усовершенствованным ТЗП на жаростойкость и термостойкость, была изготовлена опытная партия лопаток из

сплава ЖС32ВИ. Рабочие лопатки с разработанным ТЗП были собраны в рабочее колесо совместно с рабочими лопатками с серийным ТЗП и прошли стендовые испытания в составе ГТД. Лопатки с разработанным подслоем допущены к дальнейшим испытаниям.



Рисунок 5.19 – Микроструктура усовершенствованного ТЗП с керамическим и барьерным слоем на рабочей лопатке ГТД

В настоящее время большое внимание уделяется стоимости нанесения покрытия при восстановлении деталей ГТД. Поэтому в работе был проведен расчет прямой экономии стоимости ремонта ТЗП с различными вариантами с последующей оценкой их эффективности по критерию «долговечность / стоимость».

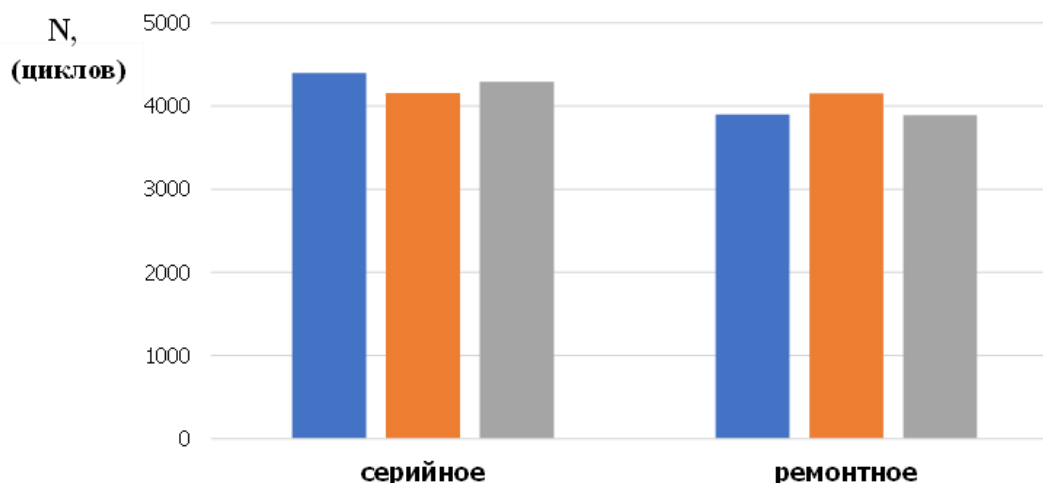


Рисунок 5.20 - Результаты испытаний ТЗП на термоциклическую долговечность

С целью оценки себестоимости технологии ремонта ТЗП в расчет не включали стоимость катода и его изготовления. Так как нанесение металлического подслоя и

керамики для всех вариантов осуществляется на одних и тех же установках с одинаковыми затратами трудоемкости и электроэнергии, то затраты на нанесение и удаление керамического слоя ТЗП во всех вариантах одинаковы.

Проведенные в работе сравнительные исследования свойств ТЗП (глава 4 и 5) показали, что при испытаниях на жаростойкость при температуре 1100 °С все варианты исследуемых покрытий показали различную долговечность. Поэтому в работе была проведена оценка эффективности разработанной ремонтной технологии по критерию «долговечность / стоимость».

$$W = \tau / C \quad (5.1),$$

где, W – коэффициент эффективности;

τ – долговечность теплозащитного покрытия;

C – стоимость ремонта покрытия.

Расчеты представлены в таблице 5.5 и на рисунке 5.21.

Таблица 5.5. Расчет коэффициента эффективности ремонта ТЗП

Покрытие	Стоимость ремонта, руб.	Долговечн ость, τ , ч	Коэффициент эффективности
ЖС32+АЖ8+CrAl+Zr ₂ O+8%Y ₂ O ₃ +HfO ₂ +ПХ25Ю5	8430	1687	0,2
ЖС32+АЖ- 8+CrAl+Zr ₂ O+8%Y ₂ O ₃	6520	1187	0,18

Как видно из расчета наиболее эффективной технологией ремонта является технология, не требующая удаления металлического подслоя, который является более долговечным по сравнению с керамическим слоем.

Таким образом, технология нанесения разработанного усовершенствованного ТЗП является экономически выгодной технологией, а свойства предложенного в работе усовершенствованного ТЗП позволяют увеличить межремонтный ресурс в 1,4 раза и повысить коэффициент эффективности его восстановления по сравнению с серийно применяемым покрытием ~ в 1,1 раза.

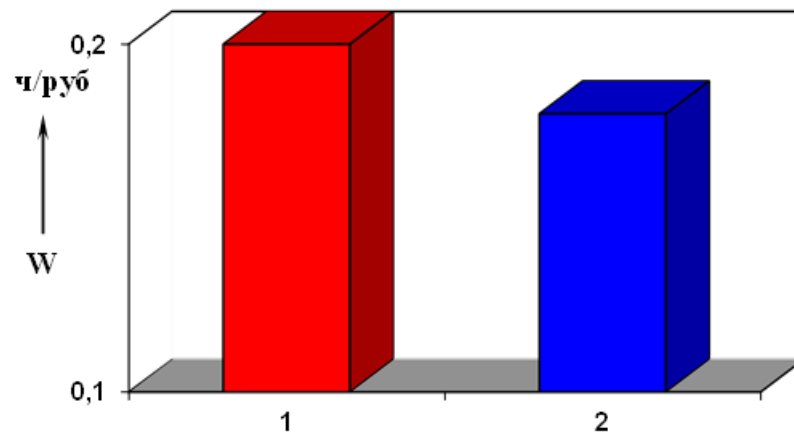


Рисунок 5.21 – Диаграмма расчета коэффициента эффективности ремонта покрытий на одной рабочей лопатке с различными подслоями: 1) ЖС32+АЖ8+CrAl+Zr₂O+8%Y₂O₃+HfO₂+ПХ25Ю5; 2) ЖС32+АЖ-8+CrAl+Zr₂O+8%Y₂O₃

Выводы по главе 5

1. Исследованы закономерности процессов истощения свойств при изотермической жаростойкости и термостойкости, а также теплофизические характеристики разработанного усовершенствованного ТЗП в сравнении с известными покрытиями. Установлено, что применение разработанного ТЗП позволяет ожидать увеличения долговечности рабочих лопаток из сплава ЖС32 примерно в 1,7 раза.

2. Разработан метод восстановления рабочих лопаток турбины ГТД путем удаления серийного покрытия и нанесения разработанного ТЗП с новым керамическим слоем. Результаты экспериментальных исследований показали, что эффективность охлаждения лопаток с новым ТЗП примерно на 10% выше.

3. Проведена апробация нанесения усовершенствованного ТЗП на рабочие лопатки турбины высокотемпературного двигателя, которая показала, что технология нанесения разработанного усовершенствованного ТЗП является экономически выгодной технологией, а свойства предложенного в работе усовершенствованного ТЗП позволяют увеличить межремонтный ресурс в 1,4 раза и повысить коэффициент эффективности его восстановления по сравнению с серийно применяемым покрытием ~ в 1,1 раза.

Заключение

1. На основании анализа состояния применяемых в эксплуатации ТЗП на лопатках турбины современных ГТД сделано обоснование необходимости разработки более эффективного усовершенствованного теплозащитного покрытия.

2. Проведено теоретическое обоснование и разработана концепция создания и технология получения усовершенствованного ТЗП, обеспечивающего существенное повышение эксплуатационных характеристик по сравнению с известными серийными ТЗП.

3. Разработана математическая модель расчета теплового состояния материала рабочей лопатки в зависимости от физических свойств применяемого ТЗП и температуры газа перед турбиной.

4. Представлены результаты расчета температуры на материале лопатки турбины в зависимости от физических свойств применяемого ТЗП, его толщины и температуры газа перед турбиной.

5. Исследованы закономерности процессов истощения разработанного усовершенствованного ТЗП, а также его термостойкость и теплофизические свойства. Установлено, что применение разработанного теплозащитного покрытия увеличивает долговечность рабочих лопаток из сплава ЖС32 не менее, чем в 1,7 раза.

6. Разработан метод восстановления рабочих лопаток турбины современных двигателей путем применения разработанного теплозащитного покрытия с новым подслоем при ремонте взамен серийного покрытия, которое по экспериментальным исследованиям на 10% является эффективнее по сравнению с серийно применяемым ТЗП.

7. Проведена апробация нанесения усовершенствованного ТЗП на рабочие лопатки турбины высокотемпературного двигателя, которая показала, что технология нанесения разработанного усовершенствованного ТЗП является экономически выгодной технологией, а свойства предложенного в работе

усовершенствованного ТЗП позволяют увеличить межремонтный ресурс в 1,4 раза и повысить коэффициент эффективности его восстановления по сравнению с серийно применяемым покрытием ~ в 1,1 раза.

8. Выполнено нанесение разработанного ТЗП на опытную партию рабочих лопаток ГТД в условиях серийного производства с их последующей установкой на двигатель, которые успешно прошли стендовые испытания.

Полученные результаты дают возможность повысить долговечность рабочих лопаток турбины современных двигателей в эксплуатации за счет применения разработанного ТЗП, а также позволяют в дальнейшем проводить совершенствование системы «материал лопатки – покрытие» с целью повышения работоспособности рабочих лопаток турбины современных ГТД в заданных условиях эксплуатации.

Список сокращений и условных обозначений

ВС – воздушное судно

ВПТВЭ – вакуум-плазменная технология высоких энергий

ГТД – газотурбинный двигатель

ГЦХА – газоциркуляционное хромоалитирование

ЖС – жаропрочный сплав

КДП1 – керамика для покрытий на основе $ZrO_2+8\%Y_2O_3$

ЛМЗ – Лыткаринский машиностроительный завод

ПД – Пермский двигатель

ПТ – плазменная технология

РЛ – рабочая лопатка

ТВД – турбина высокого давления

ТВО – термовакуумная обработка

ТКЛР – температурный коэффициент линейного расширения

ТЗП – теплозащитное покрытие

ТУ – технические условия

ЦИАМ – центральный институт авиационного моторостроения

ХА – хромоалитирование в порошках

ЭЛТ – электроннолучевая технология

1. Абосделл А. М. Деградация термобарьерных покрытий при высоких температурах //3-я Международная специализированная выставка и Международная научно-практическая конференция «Авиакосмические технологии и оборудование Казань, 2006 -С 147-148.

2. Абосделл А. М., Ильинкова Т.А., Лунев А.Н. Применение термобарьерных покрытий в современных газовых турбинах. I. Термобарьерный слой / Известия ВУЗов «Авиационная техника», 2005, № 1, С. 60-64.

3. Абраимов, Н. В., Абраимов А. Н., Терентьева В. С. Анализ повреждаемости покрытий лопаток турбин авиационных ГТД в процессе эксплуатации. / В книге «Защитные покрытия» – Научно-методические материалы. – М.: ВВИА им Н.Е. Жуковского, 1996, С. 2 – 8.

4. Абраимов Н. В., Елисеев Ю. С. Химико-термическая обработка жаропрочных сталей и сплавов. / – М.: «Интермет Инжиниринг», 2001, 622 с.

5. Абраимов Н. В., Гейкин В. А. Температурустойчивые покрытия и сварка в газотурбинных двигателях [Текст] / – М.: Наука и технологии, 2018. – 459 с.

6. Абраимов Н. В. Овчинников, В. В. Высокотемпературные материалы, покрытия и сварка в летательных аппаратах и двигателях [Текст] /– М.: Наука и технологии, 2023. – 636 с.

7. Аксенов А.Н., Равилов Р.Г., Опокин В.Г. Самойленко В.М. Защитные покрытия для лопаток турбины III-IV поколения./ - М.: Электрометаллургия. 2023. № 1. С. 21-28.

8. Балдаев Л.Х., Балдаев С.Л., Мазилин И.В., Ахметгареева А.М., Иванов А.С. Применение термобарьерных покрытий для лопаток современных газотурбинных установок на примере ГТД-110М // Надежность и безопасность энергетики. – 2016. – № 2 (33). – С. 70–72.

9. Беккерт М., Клемм Х. Способы металлографического травления: Справ. изд. М.: Металлургия. 1988. 400 с.

10. Белобяжевский А. В., Цирлин М. С., Красилов Б. И. Высокотемпературная коррозия и защита сверхтугоплавких металлов. – М. Атомиздат, 1977, с. 224.

11. Борик М. А., Бублик В. Т., Вилкова М. Ю., Кулебякин А. В., Ломонова Е. Е., Милович П. О., Мызина В. А., Рябочкина П. А., Табачкова Н. Ю., Ушаков С. Н. Структура, фазовый состав и механические свойства ZrO_2 , частично стабилизированного Y_2O_3 //Современные электронные материалы. – 2015. – Т. 1. – С. 26-31

12. Будиновский А. А., Мубояджан С. А., Гаямов А. М. Современное состояние и основные тенденции развития высокотемпературных теплозащитных покрытий для рабочих лопаток турбин авиационных ГТД. / Общероссийский научно-технический журнал «Материалы и металлургия» – М.: Машиностроение, «Материалы и металлургия» №4, 2008г. С. 8 – 12.

13. Будиновский С.А., Чубаров Д.А., Матвеев П.В. Современные способы нанесения теплозащитных покрытий на лопатки газотурбинных двигателей (обзор) // Авиационные материалы и технологии №S5 2014. С. 38-44.

14. Вавилов В. П. Инфракрасная термография и тепловой контроль. М.: Издательский дом «Спектр», 2013. 544 с.

15. Верятин У. Д., Маширев В. П., Рябцев Н. Г. и др. Термодинамические свойства неорганических веществ. Под редакцией А.П. Зефирова – М. Атомиздат, 1965. 458 с.

16. Ворожцов В. А., Столярова В. Л., Кириллова С. А., Лопатин С. И. Термодинамические свойства керамики на основе оксидов гафния и редкоземельных элементов при высоких температурах. // Журнал неорганической химии, 2023, Т. 68, № 2, стр. 209-220.

17. Геодакян Д. А., Костанян А. К., Геокчян О. К., Геодакян К. Д. Диоксидциркониевые термостойкие композиции. Огнеупоры и техническая

керамика. 2010; 6: 11–15. Режим доступа: <https://www.elibrary.ru/item.asp?id=15483557>

18. Герасимов В. В. От монокристаллических неохлаждаемых лопаток к лопаткам турбин с проникающим (транспирационным) охлаждением, изготовленным по аддитивным технологиям (обзор по технологии литья монокристаллических лопаток ГТД). // Труды ВИАМ: электрон. науч.-технич. журн. 2016. №10. С. 3-28.

19. Гишваров А. С. Повреждаемость материалов энергетических установок в условиях коррозионно-активной среды. М.: Машиностроение, 2014. 296 с.

20. Гречанюк Н.И., Кучеренко П.П., Гречанюк И.Н. и др. Современные теплозащитные покрытия для лопаток газотурбинных двигателей и оборудование для их получения // Наукові нотатки. 2011. №31. С. 92–99.

21. Давыдов М. Н., Гишваров А. С., Рахимов А. Х. Моделирование долговечности лопаток турбин в условиях коррозионно-активной среды. – Уфа.: Вестник УГАТУ. 2016. Т. 20, № 1 (71). С. 71–80.

22. Древняк В.О., Пашенко Г.Т., Тарасов А.И. Способ повышения долговечности теплозащитных покрытий. М.: Научный вестник МГТУ ГА № 183 (9). 2012 г. С. 24...27.

23. Древняк В. В. Самойленко В. М., Равилов Р. Г., Петрова М. А. Исследование механизма разрушения теплозащитного покрытия. / Общероссийский научно-технический и производственный журнал «Электрометаллургия» - М.: ООО «Наука и технологии» «Электрометаллургия» №12, 2015, С. 27 – 32.

24. Древняк В. В. Иванов Е. Г., Самойленко В. М., Равилов Р. Г. Оценка результативности применения защитных покрытий на рабочих лопатках турбины ГТД. / Общероссийский научно-технический и производственный журнал «Электрометаллургия» - М.: ООО «Наука и технологии» «Электрометаллургия» №1, 2016, С. 36 – 40.

25. Жук И. Н., Коломыцев П. Т., Семенов А. П. Исследование эффективности применения теплозащитных покрытий. / Защитные покрытия. – Научно-методические материалы. – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1994, С. 106 – 112.

26. Жук И. Н., Коломыцев П. Т., Семенов А. П. Исследование долговечности теплозащитных покрытий при испытаниях газотурбинных двигателей. / Защитные покрытия. – Научно-методические материалы. – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1994, С. 113 – 119.

27. Заводинский В. Г. Исследование механизма фазовой стабильности диоксида циркония, легированного магнием и кальцием. Перспективные материалы», 2005, №2, стр. 5-9.

28. Зуев А. В., Лощинин Ю. В., Баринев Д. Я., Мараховский П. С. Расчетно-экспериментальные исследования теплофизических свойств. М.: Авиационные материалы и технологии №5. 2017. С. 575...595.

29. Зрелов, В. А., Бутырина Ю. С., Адебайо Э. М. Развитие высокотемпературных двигателей фирмы Rolls-Royce и России. / Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва. В сборнике трудов. Международная научно-техническая конференция «Проблемы и перспективы развития двигателестроения». 2016. С. 178-179. <https://ssau.ru/files/science/conferences/pprd2016/part2/178-179.pdf>.

30. Иванов М. Я., Почуев В. П. Проблемы создания высокотемпературных турбин современных авиационных двигателей // Конверсия машиностроения. – 2000. – № 5. – С. 45–48.

31. Иноземцев А.А. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок // учеб. М.: Машиностроение. 2008 Т. 2. 368 с.

32. Иноземцев А. А. Нихамкин М. А., Сандрацкий В. Л. «Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок», серия «Газотурбинные двигатели». Учебник. / Том II «Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. Общие сведения. Компрессоры. Камеры сгорания. Форсажные камеры. Турбины. Выходные устройства». – М.: Машиностроение, 2008, 366 с.

33. Каблов Е. Н. Литые лопатки газотурбинных двигателей (сплавы, технология, покрытия) - М.: МИСиС, 2001 - 632 с.

34. Каблов Е. Н. Материалы и производственные технологии нового поколения. / III Всероссийская научно-техническая конференция «Материалы и технологии нового поколения для перспективных изделий авиационной и космической техники» 17.07.2017

<https://conf.viam.ru/conf/250/859?ysclid=lr1408xafc991397637>

35. Каблов Е. Н., Ломберг Б. С., Оспенникова О. Г. Создание современных жаропрочных материалов и технологий их производства для авиационного двигателестроения // Крылья Родины. 2012. №3–4. С. 34–38

36. Каблов Е. Н., Оспенникова О. Г., Ломберг Б. С. Стратегические направления развития конструкционных материалов и технологий их переработки для авиационных двигателей настоящего и будущего. – М.: Сварка и родственные технологии. 2013. №10-11. С. 23-32.

37. Каблов Е. Н., Оспенникова О. Г., Светлов И. Л. Высокоэффективное охлаждение лопаток горячего тракта ГТД. – М.: Авиационные материалы и технологии №2 (47) 2017. С. 3...14.

38. Каблов Е. Н., Мубояджян С. А. Жаростойкие и теплозащитные покрытия для лопаток турбины высокого давления перспективных ГТД // Авиационные материалы и технологии. 2012. №S. С. 60–70.

39. Каблов Е. Н., Мубояджян С. А. Теплозащитные покрытия для лопаток турбин высокого давления перспективных ГТД. / Научно-технический журнал «Металлы». – М.: «Металлы» № 1, 2012. С. 5-13.

40. Каблов Е. Н., Мубояджян С. А., Будиновский С.А., Луценко А. Н. Ионно-плазменные защитные покрытия для лопаток газотурбинных двигателей / Научно-технический журнал «Металлы». – М.: «Металлы» № 5, 2007, С. 23–24.

41. Каблов Е. Н., Столярова В. Л., Ворожцов В. А., Лопатин С. И., Карачевцев Ф. Н. Испарение и термодинамика керамики в системе $Y_2O_3-ZrO_2-HfO_2$ // Экспресс-масс-спектрометрия. – 2019. – Т. 33. – 1537-1546.

42. Качанов Е. Б., Тамарин Ю. А. Термомеханическая усталость защитных покрытий лопаток турбин // Технология легких сплавов. М.: ВИЛС. 2002. № 4. С. 122-128.

43. Качанов Е. Б., Тамарин Ю. А. Свойства теплозащитных покрытий, наносимых электроннолучевой технологией. /Новые технологические процессы и надёжность ГТД. – М.: ЦИАМ, вып. 7, 2008 г., С. 125 – 144.

44. Кашин Д. С., Стехов П. А. Современные теплозащитные покрытия, полученные методом электронно-лучевого напыления (обзор). / Научно-технический журнал "ТРУДЫ ВИАМ" №2 (62) 2018. С. 84-90.

45. Ковтуненко В. В., Коломыщев П. Т., Семенов А. Н. Расчет напряженного состояния металлокерамических систем. / Защитные покрытия. – Научно-методические материалы. – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1988, С 102 – 107.

46. Коломыщев П. Т. Высокотемпературные защитные покрытия для никелевых сплавов. М. Металлургия, 1991, 146с.

47. Королёв П. В., Князев А. В., Гаврилов И. Р., Гаврилов М. Р., Королёв А. В. Рентгеновское и калориметрическое исследование порошковых нанокристаллических систем на основе $ZrO_2(Y)$ и Al_2O_3 со вторым нерастворимым компонентом. / Физика твердого тела, 2012, том 54, вып. 2. С 252 – 257.

48. Косицын С. В. Сплавы и покрытия на основе моноалюминида никеля. Екатеринбург: УрО РАН, 2008. 377 с.

49. Кузнецов В. П., Лесников В. П., Конакова И. П. Справочник. Структура и свойства жаропрочного никелевого сплава ЖС32-ВИ [Текст] - Екатеринбург: Изд-во «Квист», 2010. – 84 с.

50. Лесников В. П., Кузнецов В.П. Технология получения газоциркуляционных защитных покрытий [Текст] / Газотурбинные технологии. - 2000. - № 3. - С. 26 - 30.

51. Лощинин Ю. В., Размахов М. Г., Пахомкин С. И., Луценко А. Н. Влияние состава и технологии нанесения многослойных теплозащитных покрытий, изготовленных газотермическим напылением, на теплопроводность. – М.: ТРУДЫ ВИАМ №6 (78), 2019, С. 95...103.

52. Лощинин Ю. В., Фоломейкин Ю. И., Рыкова Т. П., Мараховский П. С., Пахомкин С. И. Теплофизические свойства материалов керамики форм и стержней для литья лопаток ГТД из жаропрочных сплавов // Материаловедение. 2014. №3 (204). С. 47...52.

53. Матвеев В. Н., Мельников С. А., Попов Г. Н., Зубанов В. М., Кудряшов А. А., Щербань А. Н. Результаты сопряженного моделирования и анализа теплового состояния лопаток турбины высокого давления. – Самара. Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. Т. 22312023. С 98...111.

54. Медников А.Ф., Медведев К.С., Качалин Г.В., Тхабисимов А.Б., Качалина Е.В. Обзор современных способов формирования термобарьерных покрытий. – М.: Глобальная энергия. Том 29, № 4, 2023. С. 132–148.

55. Михеев, М.А. Михеева И.М. Основы теплопередачи [Текст] / – М.: БАСТЕТ, 2010. – 344 с.

56. Мовчан, Б. А., Малашенко Н. С. Жаростойкие покрытия, осаждаемые в вакууме. / – Киев: Наукова думка, 1983, 232 с.

57. Мубояджан, С. А. Будиновский С. А. Конденсатные и конденсатно-диффузионные покрытия для лопаток турбин из жаропрочных сплавов направленной кристаллизации. / Научно-технический и производственный журнал «Металловедение и Термическая Обработка Металлов». – М. Машиностроение МиТОМ № 4, 1996, С. 15 – 18.

58. Мубояджан, С. А. Головин Ю. И., Горлов Д. С., Бычков Н. Г., Лепешкин А. Р., Першин А. В., Рекин А. Д. Теплозащитные покрытия для деталей перспективных газотурбинных двигателей. / Новые технологические процессы и надежность ГТД. – М.: ЦИАМ 2008, Выпуск №7, С. 158 – 170.

59. Мубояджан С. А., Будиновский С. А., Гаямов А. М., Матвеев П. В. Высокотемпературные жаростойкие покрытия и жаростойкие слои для теплозащитных покрытий // Авиационные материалы и технологии. 2013. №1. С. 17–20.

60. Мубояджан С. А., Будиновский С. А., Гаямов А. М., Смирнов А. А. Получение керамических теплозащитных покрытий для рабочих лопаток турбин

авиационных ГТД магнетронным методом./ - М.: ВИАМ, Авиационные материалы и технологии №4, 2012 г. С. 3...8.

61. Мубояджян С. А., Лесников В. П., Кузнецов В. П. Комплексные защитные покрытия турбинных лопаток авиационных ГТД [Текст]. - Екатеринбург: Изд-во «Квист», 2008. - 208 с.

62. Наумов Г. Б., Рыженко Б. Н., Ходаковский И. Л. Справочник термодинамических величин. – М.; Атом издат, 1971. 240 с.

63. Оковитый В. А. Влияние технологических параметров керамического слоя теплозащитного покрытия на стойкость к термоциклированию. / Порошковая металлургия: республиканский межведомственный сборник научных трудов. – Минск, 1998. – Вып. 21. – С. 101–105.

64. Опокин, В. Г., Равилов Р. Г., Самойленко В. М., Настас Г. Н. Анализ применения теплозащитных покрытий на рабочих лопатках турбины современных авиационных ГТД. / Межотраслевой научно-технический журнал «Оборонный комплекс - научно-техническому прогрессу России» – М.: ФГУП "ВИМИ" «Оборонный комплекс - научно-техническому прогрессу России» № 1, 2012, С. 3-5.

65. Петрова М.А., Мехди Саадатибаи, Тарасов А.И. Анализ условий работы поверхностных слоев рабочих лопаток турбины современных двигателей. / – М.: Научный вестник МГТУ ГА № 217. 2015г. С. 124-127.

66. ПД-14. О температуре газа перед турбиной или Лопатка - наукоемко и сложно. Источник контента: <https://naukatehnika.com/pd-14-temperatura-gaza-pered-turbinoj.html> naukatehnika.com.

67. Пищ И. В., Радион Е. В. Влияние оксидов на стабилизацию диоксида циркония / Стекло и керамика. 1999. Т. 72, № 12. С. 27...29

68. Попов В. В., Писарев А. А. Материалы и процессы получения теплозащитных покрытий: Монография. – М.: НИЯУ МИФИ, 2016. – 168 с.

69. Попова С. В., Мубояджян С. А., Будиновский С. А., Добрынин Д. А. Особенности электролитно-плазменного травления жаростойких покрытий с поверхности деталей из жаропрочных никелевых сплавов / Тр. ВИАМ. – 2016. – № 2 (38). – С. 32–38.

70. Равилов Р. Г. Применение современных теплозащитных покрытий на рабочих лопатках турбины двигателей. / В сборнике статей 3 Всероссийской научно-технической конференции молодых специалистов, инженеров и технологов, посвященной 82-й годовщине НПО «Сатурн». - Уфа, 2007.

71. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей / Под ред. В.А. Скибина, В.И. Солонина. – М.: ЦИАМ, 2010. – 680 с.

72. Рубман Д. С., Торопов Ю. С., Плинер Ю. С. и др. Высокотемпературные материалы из диоксида циркония. – М. Металлургия, 1985, с. 136.

73. Савушкина С. В. Методы создания теплозащитных покрытий на основе оксидов циркония и гафния// Приборы. – 2017. – № 12 (210). – С. 56-63.

74. Саитов Э. Н., Николаева Я. О., Бикбулатов А. М. Эффективность различных систем воздушного охлаждения лопаток газотурбинной установки. – Иваново.: Проблемы науки: ООО Олимп, ВЕСТНИК НАУКИ И ОБРАЗОВАНИЯ № 3(57). Часть 2. 2019. С. 5...9.

75. Самойленко Е. В., Петров Ю. В., Самойленко В. М., Ратенко О. А. Применение защитного покрытия для восстановления работоспособности лопаток турбины газотурбинного двигателя с учетом их эксплуатационных повреждений. / – М.: Электрометаллургия № 9, 2024 г. С. 12-23.

76. Самойленко Е. В. Оценка теплофизических свойств теплозащитных покрытий с различными металлическими подслоями. В книге: К.Э. Циолковский. История и современность. Материалы 57-х Научных чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Калуга, 2022. С. 400-402.

77. Самойленко Е. В., Зубов О.Е., Самойленко В. М. Исследование теплофизических свойств металлических подслоев для теплозащитного покрытия. / – М.: Электрометаллургия. 2021. № 11. С. 20-24.

78. Самойленко В. М., Фатьянов Е. А., Равилов Р. Г., Казарян В. А. Влияние природы металлического подслоя на долговечность теплозащитного покрытия. /

Научно-технический, производственный и учебно-методический журнал «Коррозия: металлы, защита». – М.: Коррозия: материалы, защита, 2010, № 2, стр. 32-35.

79. Самойленко В. М., Фатьянов Е. А., Зоричев А. В. Сравнительное определение температуропроводности теплозащитного покрытия. /. Научно-технический, производственный и учебно-методический журнал «Коррозия: металлы, защита». – М.: Машиностроение, «Коррозия: металлы, защита» № 9, 2009. 35 – 37 с.

80. Севастьянов В. Г., Симоненко Е. П., Симоненко Н. П., Столярова В. Л., Лопатин С. И., Кузнецов Н. Т. Синтез, испарение и термодинамика керамических порошков на основе системы $Y_2O_3-ZrO_2-HfO_2$ // Мат. Хим. Физика. – 2015. –Т. 153. – С. 78-87.

81. Сендюрев С. И. Проблемы охлаждения сопловых лопаток турбин и способы их решения // Газотурбинные технологии. – 2010. – № 2. – С. 2–5.

82. Сидорова Н. В. Структура, фазовый состав и механические свойства твердых растворов $ZrO_2-Y_2O_3$, солегированных оксидами CeO_2 , Nd_2O_3 , Er_2O_3 , Yb_2O_3 // Диссертация на соискание ученой степени кандидата физико-математических наук, Саранск, 2019. 134 с.

83. Сиротин Н. Н., Марчуков Е. Ю., Новиков А. С. Повреждаемость и работоспособность авиационных ГТД. – М.: Наука, 2015. – 550 с.

84. Скибин В. А. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор). Москва, ЦИАМ, 2010. 673 с.

85. Соколов А.В., Дейнега Г.И., Кузьмина Н.А. Влияние добавки Sc_2O_3 на температуру спекания и свойства оксидной керамики системы $ZrO_2-Y_2O_3$ // Авиационные материалы и технологии. 2020. № 1 (58). С. 64–69.

86. Старцев Н. И., Фалалеев С. В. Конструкция узлов авиационных двигателей: турбина и камера сгорания: электронный курс лекций / Н. И. Старцев, С. В. Фалалеев. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2007. – 108 с.

87. Тамарин Ю. А., Качанов Е. Б. Электронно-лучевая технология нанесения теплозащитных покрытий. / Новые технологические процессы и надёжность ГТД. – М: ЦИАМ, вып. 7, 2008, С 144 – 158.

88. Тихонов А. С., Сендюров С. И., Хайрулин В. Т. Проектирование установки для термоциклических испытаний комплексных многослойных теплозащитных покрытий лопаток газовых турбин. / Вестник ПНИПУ «Аэрокосмическая техника». – Пермь, Вестник ПНИПУ № 38, 2014, С. 61-71.

89. Толмачев Я. В., Заварзин С. В., Лощинина А. О., Князев А. В. Высокотемпературная оксидная коррозия керамических материалов ГТД. – М.: ТРУДЫ ВИАМ / № 7 (125). 2023г. С. 69...83

90. Физическая химия / Под ред. И.О. Краснова. – М.: Высш. шк., 2001. – 319 с.
Романовский Б. В. Основы химической кинетики. М.: «Экзамен», 2006, 415 с.

91. Хокинг М. Васантасри В., Сидки П. Металлические и керамические покрытия. / Перевод с англ. – М.: Мир, 2000, 516 с.

92. Чаплыгин П. А. Структурно-фазовые характеристики интерметаллида NiAl вблизи эквипомного состава: дисс. канд. физ.-мат. наук, Барнаул, 2018. 103 с.

93. Чжун Х., Чжао Х., Чжоу Х. и др. Стойкость упрочненного цирконата гадолиния к тепловому удару / Двухслойное термозащитное покрытие YSZ // Журнал сплавов и компаундов. 2014. № 593. С. 50-55.

94. Чичков Б.А. Рабочие лопатки авиационных ГТД. Часть 1. Эксплуатационная повреждаемость рабочих лопаток. – М.: МГТУ ГА. 2011. 73с.

95. Чубаров Д. А., Будиновский С. А. Выбор керамического материала для теплозащитных покрытий лопаток авиационных турбин на рабочие температуры до 1400 °С // Труды ВИАМ: электрон. науч.-технич. журн. 2015. №4. С. 48-53.

96. Чубаров Д.А., Будиновский С.А., Смирнов А.А., Матвеев П.В. Влияние высокотемпературных испытаний на микроструктуру керамического слоя теплозащитного покрытия. Изд. "Инновационное машиностроение" (Москва) Упрочняющие технологии и покрытия. Том: 13 Номер: 1 (145) Год: 2017. С 30...34.

97. Чубаров Д. А., Матвеев П. В. Новые керамические материалы для теплозащитных покрытий рабочих лопаток ГТД // *Авиационные материалы и технологии*. 2013. №4. С. 43–46.

98. Ющенко К. А., Малашенко И. С., Яровицын А. В., Кушнарера Т. Н., Гусев Ю. В., Петрик И. А. Анализ разрушения и долговечности лопаток турбин с защитным покрытием. / *Всеукраинский научно-технический журнал «Вібрації в техніці та технологіях»* - Винница, ВНАУ, №1 (77), 2015, С. 117– 124.

99. Яковчук К. Ю. Теплопроводность и термоциклическая долговечность конденсационных термобарьерных покрытий // *Современная электрометаллургия*. 2014. №4. С. 25–31.

100. Acosta W.A., Bhatt R.T., Brewer D.N., Zhu D. High temperature materials research is leading to improved turbine engine efficiency / *The AMPTIAC Quarterly*. 2004. Vol. 8, N 4. P. 126-130

101. Altun O., Boke Y. E. Effect of the microstructure of EB-PVD thermal barrier coatings on the thermal conductivity and the methods to reduce the thermal conductivity // *Archives of materials science and engineering*. 2009. Vol. 40. No. 1. P. 47–52.

102. Bocanegra-Bernal M. H., de la Torre S. D. Phase transitions in zirconium dioxide and related materials for high performance engineering ceramics. *Journal of Materials Science*. 2002; 37(23): 4947–4971.

103. Boch P., Niepce J. C. Ceramic materials: processes, properties and applications. (eds.) ISTE Ltd; 2007. 573 p.

104. Bacos M.-P., Dorvaux J.-M., Lavigne O., Mévrel R., Poulain M., Rio C., Vidal-Séti M.-H. Performance and Degradation Mechanisms of Thermal Barrier Coatings for Turbine Blades: A Review of Onera Activities. - *Aerospace Lab*, 2011, 3, p. 1-11.

105. Brian Gleeson. Thermal Barrier Coatings for Aeroengine Applications // *Journal of Propulsion and Power*, 2006, Vol. 22, No. 2, pp. 375-383.

106. Brossmann U., Knöner G., Schaefer H.-E., Würschum R. Oxygen diffusion in nanocrystalline ZrO_2 // *Rev. Adv. Mater. Sci.*, 2004, V. 6, P.7-11.

107. Cao X. Q. Application of rare earths in thermal coating materials [Текст] X. Q. Cao // *Journal of Material Science Technology*. 2007. Vol. 23 No. 1. P. 15-35.

108. Carter T. J. Common failures in gas turbine blades. Eng. Fail. Anal. 2005, 12. PP. 237...247.

109. Clarke D. R. and Levi C. G. Materials design for the next generation thermal barrier coatings/Annual Review of Materials Research, Vol. 33, Aug. 2003, P. 383....417.

110. Clarke D. R., Ochsner M., Padture N. P. Thermal-barrier coating for more efficient gas-turbine engines // Materials research society. 2012. Vol. 37. P. 891–898.

111. Darolia R. Thermal barrier coatings technology: critical review, progress update, remaining challenges and prospects // International Materials Reviews. 2013. Vol. 58. P. 315–348.

112. Dewangan R., Patel J., Dubey J., Prakash K., Bohidar S. Gas turbine blades—A critical review of failure at first and second stages. Int. J. Mech. Eng. Robot. Res. 2015, 4, 216–223.

113. Evans A.G., Mumm D.R., Hutchinson J., Meier G.H., Zettit F. S. Mechanism controlling the durability of thermal barrier coatings – Progress in Materials Science, – 2001. – P. 505–553.

114. Fu Ming et al. Durable TBC Compositions, Coated Articles and Coating Methods; US Patent Application US20100159262(A1); Published June 24, 2010.

115. Haynes J. A., Pint B. A., Porter W. D., Wright I. G. Comparison of Oxidation Behavior of Various High-Temperature Coating Materials and Super alloys // Materials at High Temperatures – 2004, V. 21(2) – P.87-94.

116. Hille T.S., Turteltaub S., Suiker A.S.J. Oxide growth and damage evolution in thermal barrier coatings // Engineering Fracture Mechanics. 2011. No. 78. P. 2139–2152.

117. Ito E., Tsukagoshi K., Muyama A., Masada J., Torigoe T. Development of key technology for ultra-high-temperature gas turbines. Mitsubishi Heavy Industries Technical Review, 2010, v. 47, no. 1, p. 19 – 25.

118. Je-Chin, Sandip Dutta, Strinath Ekkad. Gas turbine heat transfer and cooling technology. New York: CRC Press, 2012, 887p.

119. Jogender Singh, Douglas E. Wolfe, Robert Miller, Jeff Eldridge, Dong-Ming Zhu. Thermal Conductivity and Thermal Stability and Zirconia and Hafnia Based Thermal Barrier Coatings by EV-PVD For High Temperature Applications // Materials Science Forum Vols. 2004. V. 455-456. P. 579-586.

120. Jung S. H., Jeon S. H., Park H. et al. Growth Behavior of Thermally Grown Oxide Layer with Bond Coat Species in Thermal Barrier Coatings // Journal of the Korean Ceramic Society. 2018. Vol. 55. No. 4. P. 344–351.

121. Karaoglanli A.C., Doleker K.M., Demire B. et al. Effect of shot peening on the oxidation behavior of thermal barrier coatings // Applied Surface Science. 2015. №. 354. P. 314–322.

122. Khor K. A. Gu Y. W., Dong Z. L. Properties of Plasma Sprayed Functionally Graded YSZ / NiCoCr AlY Composite Coatings / Thermal Spray 2000: Surface Engineering via Applied Research: Proceedings of the 1st International Thermal Spray Conference. – Kobe (Japan), 2000. – P. 1241–1248.

123. Kolagar M. et al. Failure analysis of gas turbine first stage blade made of nickel-based superalloy. Case Study. Eng. Fail. Anal. 8(Supplement C), 61–68 (2017).

124. Kumari S., Satyanarayana D., Srinivas M. Failure analysis of gas turbine rotor blades. Eng. Fail. Anal. 2014, 45, 234–244.

125. Levi C. G. Emerging materials and processes for thermal barrier systems // Opinion in Solid State and Materials Science. 2004. Vol. 8. P. 77–91.

126. Maloney M. J. “Methods for Generating a Ceramic Coating,” U.S. Patent №. 6,007,880, Dec. 1999.

127. Maloney M.J. “Ceramic Coatings Containing Layered Porosity” U.S. Patent №. 6,057,047, May 2000.

128. Mauer G. Jarligo M., Mack D. Vassen R. Plasma-sprayed thermal barrier coatings: new materials. Processing [Текст] / Journal of Thermal Spa. Vol. 22 №. 5. P. 646-658. <http://dx.doi.org/10.1007/s11666-013-9889-8>.

129. Meier S. M., and Gupta D. K. “The Evolution of Thermal Barrier Coatings in Gas Turbine Engine Applications,” Transactions of the ASME, Vol. 116, Jan. 1994, p. 250...257.

130. Miller R. A. Thermal barrier coatings for aircraft engines: history and directions // Journal of thermal spraying. 1997. Vol. 6. P. 35–43.

131. Mishra R., Thomas J., Srinivasan K., Nandi V. Raghavendra Bhatt, R. Failure analysis of an un-cooled turbine blade in an aero gas turbine engine. Eng. Fail. Anal. 2017, 79, 836–844.

132. Moskal G., Swadzba L., Mendala B. et al. Degradation of the TBC system during the static oxidation test // Journal of Microscopy. 2010. Vol. 237. Pt. 3. P. 450–455.

133. Nicholls J. R. “Advances in Coating Design for High-Performance Gas Turbines,” MRS Bulletin, Vol. 28, No. 9, 2003, p. 659...670.

134. Nirav V. Patel. Use of Thermally Grown Oxide Stress Measurements to Predict Remaining Life of Thermal Barrier Coatings under Realistic Turbine Engine Conditions: Master’s Theses. 2014. 700 p.

135. Padture N. P., Gell M. and Jordan E. H. “Thermal Barrier Coatings for Gas-Turbine Engine Applications,” Science, Vol. 296, April 2002, p. 280...284.

136. Peters M., Leyens C., Schulz U. and Kaysser W. “EB-PVD Thermal Barrier Coatings for Aeroengines and Gas Turbines,” Advanced Engineering Materials, Vol. 3, №. 4, 2001, p. 193...204.

137. Piluso P., Ferrier M., Chaput C., Claus J., Bonnet J.-P. Hafnium dioxide for porous and dense high-temperature refractories (2600 °C)// Journal of the European Ceramic Society. – 2009. –29 (5). – P. 961–968.

138. Porter D. L., Heuer H. Mechanisms of Toughening Partially Stabilized Zirconia (PS₂) / Journal of the American Ceramic Society. – 2006. – Vol. 6, № 3. – P. 183–184.

139. Rao N.; Kumar N.; Prasad B.; Madhulata N.; Gurajrapu N. Failure mechanisms in turbine blades of a gas turbine Engine—An overview. Int. J. Eng. Res. Dev. 2014, 10, 48–57.

140. Ratzer-Scheibe H.-J., Schulz U., Krell T. The effect of coating thickness on the thermal conductivity of EB-PVD PYSZ thermal barrier coatings // Surface and Coatings Technology. 2006. Vol. 200. P. 5636–5644.

141. Raza M. Oxygen vacancy stabilized zirconia; synthesis and properties// Ph.D. Thesis Chimie des Interactions Plasma-Surface (Chips), 16 March 2017, University of Mons, Belgium. 160 p.

142. Reddy G.V., Rasu N.G., Kumar M.M.J., Prasad T.H. Review on Advanced Alternative Thermal Barrier Coatings (TBC's) Materials in Low Heat Rejection Engines, IJRMET. 6 (2) 2016 27–35.

143. Rigney D. V., Viguie R., Wortman D. J. and Skelly D. W. “PVD Thermal Barrier Coating Applications and Process Development for Aircraft Engines,” Journal of Thermal Spray Technology, Vol. 6, No. 2, 1997, p. 167...175.

144. Robert M. Microstructural Evolution in Co-P37 and the Room Temperature Instability of Tetragonal ZrO_2 / The Amer. Ceram. Soc. – 1997. – Vol. 10, No 4. – P. 214–220.

145. Robert Vaßen, Maria Ophelia Jarligo, Tanja Steinke, Daniel Emil Mack, Detlev Stöver. Overview on advanced thermal barrier coatings // Surface and Coatings Technology Volume 205, Issue 4, 15 November 2010, Pages 938–942.

146. Samoylenko E. V., Samoylenko V. M., Paschenko G. T., Gnezdilova A. A. Influence of impurities contained in fuel and air on sulfide corrosion of turbine blades of the gas turbine engine. / Civil Aviation High Technologies. 2023. T. 26. № 1. P. 72-80.

147. Sankar V., Ramkumar P.B., Sebastian D., Joseph D., Jose J., Kurian A. Optimized Thermal Barrier Coating for Gas Turbine Blades, Materials Today: Proceedings. 11 (3) (2019) P. 912...919.

148. Schlichting K. W., Padture N. P., Jordan E. N., Gell M. Failure Modes in Plasma-Sprayed Thermal Barrier Coatings // Materials Science and Engineering. – 2003, V.A342 – P.120-130.

149. Schmid F. and Viechnicki D. Oriented Eutectic Microstructures in the System $\text{Al}_2\text{O}_3\text{-ZrO}_2$. J. Mater. Sci., 1970, v. 5, no. 3, p. 470 – 473.

150. Sevastyanov V.G., Simonenko E.P., Simonenko N.P., Stolyarova V.L., Lopatin S.I., Kuznetsov N.T. Synthesis, vaporization and thermodynamics of ceramic powders based on the $\text{Y}_2\text{O}_3\text{-ZrO}_2\text{-HfO}_2$ system / Materials Chemistry and Physics. 2015. Vol. 153, N 1. P. 78-87.

151. Shillington, E. A. G., and Clarke, D. R. “Spalling Failure of a Thermal Barrier Coating Associated with Aluminum Depletion in the Bond-Coat,” *Acta Materialia*, Vol. 47, No. 4, 1999, p. 1297...1305.

152. Slifka A. J. and Filla B. J. Thermal Conductivity Measurement of an Electron-Beam Physical-Vapor-Deposition Coating. / *Journal of Research of the National Institute of Standards and Technology*. Volume 108, Number 2, 2003. P. 147-150.

153. Slifka A. J., Filla B. J., Phelps J. M., Bancke G., Berndt C. C. Thermal conductivity of a zirconia thermal barrier coating // *J. Therm. Spray Technol.* –1998. –V. 7. – P. 43–46.

154. Stacy D. W., Wilder D. R. The Yttria-Hafnia System// *Journal of The American Ceramic Society-Stacy and Wilder.* – V. 58, N. 7-8. – P. 285–288.

155. Tamarin Y. A. Protective Coatings for Turbine B Cades the Materials information Society. – Ohio. Materials Park, 2002, 217 p.

156. Tamarin Y. A. Protective coatings for turbine blades. ASM-International, 2002. 247 p.

157. Teixeira V., Andritschky M., Fischer W., Buchkremer H.P., Stöver D. Analysis of residual stresses in thermal barrier coatings// *J. Mater. Process. Technol.* – 1999. – V. 92–93. – P. 209– 216.

158. Terry S. G., Litty J. R., Levi C. G. Evolution of porosity and texture in thermal barrier coatings grown by EB-PVD /*Elevated Temperature Coatings: Science and Technology III* edited by J. M. Hampikian and N.B. Dahotre // *The Minerals, Metals and Materials Society*.1999. P. 13–26.

159. Thermal barrier coating material, thermal barrier member, and member coated with thermal barrier and method for manufacturing the same: pat. 7859100 US; publ. 28.12.10. 22.

160. Thermal barrier coating system and method of manufacturing the same: pat. 7785671 US; publ. 31.08.10.

161. The CFM56 in service. *Aircraft Technology Engineering & Maintenance*. June/July 2001.

162. Valen R., Jarligo M.O., Steinke T., Mac D.E., Stöver D. Overview on advanced thermal barrier coating. / Surf. Coatings Technol. 205 (2010). P.938–942.

163. Vaßen R., Jarligo M., Steinke T., Mack D., Stoever D. Overview on advanced thermal barrier coatings. / Surface and Coatings Technology, 2010, v. 205, p. 938 – 942.

164. Vishnu Sankar. Thermal barrier coatings material selection, method of preparation and applications – review // Int. J. Mech. Eng. & Rob. Res. Vol. 3, No. 2, April, 2014 P. 510-517.

165. Weng W.-X., Wang Y.-M., Liao Y.-M. et al. Comparison of microstructural evolution and oxidation behaviour of NiCoCrAlY and CoNiCrAlY as bond coats used for thermal barrier coatings // Surface & Coatings Technology. 2018. Vol. 352. P. 285–294.

166. Yang Z. K., Lee W. C., Lee Y. J., Chang P., Huang M. L., Hong M., Hsu C.-H., Kwon J. Johnson B. S. Probing the Crystallographic Structure and Dielectric Properties of Doped HfO₂ Powder Materials// PhD dissertation, Graduate Faculty of North Carolina State University Raleigh, North Carolina. 2018. 178 p.

167. Zavaleta Tisnado J. O., Hristosova V. Yu., Bondareva O. S. Structure degradation of the plasma spray thermal barrier coating on the blade during operation Letters on Materials 9 (2), 2019 pp. 228-233.

168. Zhao J., Zhang Y., Gong H., Zhang Y., Wang X., Guo X., Zhao Y. Fabrication of high performance Y₂O₃ stabilized hafnium dioxide refractories// Ceramics International. – 2015. – V. 41. – P. 5232–5238.