ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ

«САМАРСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЙ УНВЕРСИТЕТ» (ФГБОУ ВО «СамГТУ»)

На правах рукописи

КЛИМОВ Вадим Геннадьевич

СТРУКТУРА И СВОЙСТВА ВОССТАНОВЛЕННЫХ ЛАЗЕРНОЙ НАПЛАВКОЙ ЛОПАТОК ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ИЗ ЖАРОПРОЧНЫХ СПЛАВОВ

Специальность: 05.16.09 – «Материаловедение (машиностроение)»

Диссертация на соискание учёной степени кандидата технических наук

Научный руководитель: доктор технических наук, профессор Никитин В.И.

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ	4
ГЛАВА 1 ЛИТЕРАТУРНЫЙ ОБЗОР	19
1.1 Газотурбинный двигатель в современном машиностроении, его разновидности и	
преимущества	19
1.2 Поколения ГТД, проблематика их эксплуатации, возрастание затрат на	
производство и ремонт вследствие усложнения конструктива	27
1.3 Виды лопаток ГТД, особенности лопаток из жаропрочных сплавов, характерные	
дефекты лопаток встречающиеся после эксплуатации,	35
1.4 Обзор опыта Российских и зарубежных исследователей по тематике ремонта	
деталей холодного и горячего тракта ГТД	49
1.5 Лопатки ротора турбины турбостартера ТВД НК-12МП/МПМ, анализ материала	
попатки и дефектов, возникающих после эксплуатации	64
1.6 Задачи диссертационного исследования	70
ГЛАВА 2 ОБОРУДОВАНИЕ, МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЙ И ИСПЫТАНИЙ	74
2.1 Методика измерения коэффициента теплового линейного расширения	
исследуемых материалов	74
2.2 Методика проведения сравнительных испытаний на локальный абразивный	
износ зон наплавки	76
2.3 Металлографический и микрорентгеноспектральный анализ исследуемых	
материалов	78
2.4 Методика измерения микротвердости зон наплавки	79
2.5 Капиллярный люминесцентный и рентгенографический контроль	
восстановленных лопаток	80
2.6 Методика сравнительных многоцикловых усталостные испытания для	
определения предела выносливости и фрактографичекого анализа изломов	81
ГЛАВА З ВЫБОР МЕТОДА И МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ ВОССТАНОВЛЕНИЯ	
ЛОПАТОК ИХ АНАЛИЗ, ОПИСАНИЕ РАЗРАБОТАННОЙ МЕТОДИКИ	
НАПЛАВКИ	85
3.1 Выбор метода и материалов для восстановления лопаток ТС	85
3.2 Виды производств и анализ рыночной стоимости порошковых материалов	93
3.3 Морфология и металлография исследуемых порошковых материалов,	
особенности структуры литых гранул сложнолегированных жаропрочных	
порошковых сплавов	99

3.4 Методика лазерной наплавки в порошковой ванне и конструктивные
особенности оснастки
ГЛАВА 4 МАТЕРИАЛОВЕДЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ
ЛАЗЕРНОЙ НАПЛАВКИ И АНАЛИЗ ЕЁ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ
ХАРАКТЕРИСТИК
4.1 Исследование и анализ КТЛР материалов наплавки
4.2 Анализ микроструктуры, оценка качества и определение микротвердости
полученных наплавок
4.3 Оценка износостойких свойств присадочных материалов, применяемых при
наплавке
4.4 Элементный анализ и оценка влияния структурной наследственности
изначального присадочного материала на формируемую структуру
наплавки
4.5 Влияние скорости охлаждения расплава на формируемую структуру и
эксплуатационные свойства наплавочного материала
4.6 Управление фазовым состоянием и структурой наплавки для получения
необходимых характеристик, характерные дефекты наплавки
4.7 Выводы по главе 4
ГЛАВА 5 УСТАЛОСТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ ВОССТАНОВЛЕННЫХ ЛОПАТОК И
ФРАКТОГРАФИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ИЗЛОМОВ
5.1 Выбор оптимального материала для восстановления и выполнение ремонта
партии лопаток с целью дальнейшего проведения усталостных
испытаний
5.2 Стендовые многоцикловые усталостные испытания на определение предела
выносливости восстановленных лопаток
5.3 Фрактографический анализ зон образования усталостных трещин в теле
исследуемых лопаток
5.4 Выводы по главе 5
6. ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ОБЩИЕ ВЫВОДЫ ПО ДИССЕРТАЦИОННОЙ
РАБОТЕ
7. СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ
7. CHICON HOUSEDS ENDER HOLD HILLOD

ВВЕДЕНИЕ

Газотурбинные агрегаты широко используются в авиации, в энергетике, в качестве судового, локомотивного или автомобильного двигателя. Благодаря применению газовых турбин как основного элемента авиационных реактивных двигателей были успешно решены вопросы достижения больших скоростей полета, превосходящих сверхзвуковые, значительной грузоподъёмности в сочетании с немалой высотой полета авиации различного назначения [1-3].

Одними из самых затратных деталей и сборочных единиц (далее – ДСЕ) при производстве газотурбинных двигателей (далее – ГТД) являются комплекты лопаток. Данные детали составляют значительную часть стоимости двигателя и именно они подвергаются основному износу при его эксплуатации. Ремонт лопаток ГТД является наиболее рентабельным из всех узлов газотурбинного двигателя по причине значительного их количества и крайне длительных циклов репроизводства [4, 5].

Несмотря на постоянное развитие технологии изготовления лопаток ГТД, она остается крайне дорогостоящей и даже имеет тенденцию к увеличению затрат по причине усложнения конструктива деталей. Ресурс работы компрессора и турбины напрямую зависит от условий их эксплуатации и за счет случайного износа в процессе работы значительно снижается. Относительно небольшая потеря геометрии пера лопатки ротора или статора (в процессе эксплуатации) существенно снижает КПД газотурбинного двигателя в целом. Длительная эксплуатация в тяжёлых условиях может приводить к практически полной замене лопаток большинства ступеней компрессора и турбины [5, 6].

Проблема применения и развития ремонтных технологий в газотурбостроении весьма актуальна по причине постоянно возрастающих объемов производства, развития газотурбинных двигателей, а также интенсивным их внедрением в современную промышленность. Когда идет

речь о таком дорогом в производстве изделии, как газотурбинный двигатель, следует задумываться о способах и путях снижения затрат при его применении. Стоит учесть большую стоимость ГТД не только при изготовлении, но и при дальнейшей его эксплуатации. Восстановление лопаток ротора является перспективной технологией, учитывая их впечатляющую себестоимость при производстве, а также высокие риски повреждения и выход из строя.

В данной работе учтен опыт многих исследователей, внесших свой вклад в развитие ремонтных технологий лопаток ГТД. На данный момент существует большое количество различных способов восстановления геометрии лопаток ГТД. Первые свидетельства о применении ремонтной технологии к деталям горячего тракта ГТД появились в 1971 году – компания «Pratt & Whitney» (PW) корпорации «United Technologies» (США) использовала высокотемпературную пайку для экспериментального ремонта лопаток соплового аппарата и жаровой трубы камеры сгорания газовой турбины. Спустя год в СССР в НПО «Сатурн» также осуществили ремонт сопловых секций лопаток с помощью высокотемпературной пайки. Причина, по которой высокотемпературная пайка стала первой разработанной технологией восстановления деталей горячего тракта, является то, что при аргонодуговой наплавке лопаток из жаропрочных сплавов велик риск образования трещин, при чем как в процессе наплавки, так и при последующем охлаждении материала. Это связанно со скоплением объемных напряжений в материале наплавки, что вызвано разницей температур после наплавки [7, 8].

Тем не менее, метод дуговой наплавки приобрёл широкое распространение ввиду его низкой стоимости и простоты применения. Первые примеры апробации данного метода при ремонте деталей горячего тракта ГТД описаны ещё в 1976г. в работах И.А. Пермиловского (ИЭС им. Е.О. Патона.), а также развитие данной тематики в работах Л.И. Сорокина (ФГУП «ВИАМ»). γ'-фазы интерметаллида Ni₃AL в зоне термического

влияния распадается после перегрева лопатки от электрической дуги. Именно благодаря Ni_3AL материалы, из которых изготавливают детали газовых турбин, имеют жаропрочные свойства. Трещины в материале наплавки и разупрочнение жаропрочных сплавов являются следствием перегрева материала под действием электрической дуги [9-13].

Л.И. Сорокин (ФГУП «ВИАМ») описывал в своих работах некоторые способы, которые позволяют избегать образование трещин в зонах наплавки. Автор отмечал, что данную технологию трудно реализовывать в условиях производства. Помимо прочего данная технология не предотвращает распад упрочняющей интерметаллидной фазы. C началом применения производстве новых прогрессивных технологий, к которым относится большинство авторов наплавка, ДО сих пор отмечают проблематичность ремонта лопаток горячего тракта [11-13].

Среди современных авторов, посвятивших циклы своих работ изучению проблемы ремонта деталей горячего тракта, а также смежных тематик, можно отметить следующие научные коллективы и учёных: научный коллектив авторов (Климова О.В., Земляков Е.Н., Климова-Корсмик О.Г., Скляр М.О., Бабкин К.Д. и др.) во главе с профессором Г.А. Туричином (директор «Института лазерных и сварочных технологий» ФГАОУ ВО «СПбПУ», г. Санкт-Петербург); коллектив сотрудников ФГУП «ВИАМ» (Неруш С.В., Евгенов А.Г. Ермолаев А.С., Рогалев А.М., Василенко С.А., Оспенникова О.Г., Семенов Б.И., Семенов А.Б., Королев В.А., Щербаков С.И. и др.) возглавляемый профессором Е.Н. Кабловым (генеральный директор ФГУП «ВИАМ», г. Москва); Мартышин Г.В. и Трунова В.Б. (сотрудники ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова, г. Москва); Неровный В.М., Михальцевич О.И., Хорунов В.Ф., Ключников И.П. и Рогов Р.М. (сотрудники МГТУ им. Н.Э. Баумана, г. Москва); Смелов В.Г., Сотов А.В., Носова Е.А., Кяримов Р.Р. и Агаповичев А.В. (сотрудники ФГАОУ ВО «Самарский университет», г. Самара). Стоит также отметить немалый вклад современных учёных, таких как Никитин В.И., Никитин К.В. (ФГБОУ ВО

«СамГТУ», г. Самара) и Анцифиров В.Н. (ГОУ ВПО «ПГТУ», г. Пермь), посвятивших свои работы исследованию вопросов наследственности в сплавах, а также использованию данного фактора при прогнозировании физико-химических свойств получаемых изделий [33, 38, 40, 47-53, 65-74, 95-102, 116, 117].

На территории бывшего СССР область ремонтных технологий в авиастроении оставалась недостаточно разработанной по причине широкого применения 1-вой стратегии эксплуатации авиационных ГТД и частой полной замены комплектующих. До 1990 года рентабельность ремонта авиадвигателей оставалась на втором плане. В современной России при переходе к рыночной экономике ситуация кардинально изменилась, что породило бурный рост интереса к данной малоизученной области. Ресурс современных ГТД российского производства на настоящий момент значительно отстаёт от зарубежных аналогов. И как следствие — поиск возможных путей решения данной проблемы является технически сложной, актуальной и крайне важной научной и практической задачей.

Целью работы является продление ресурса лопаток ГТД из жаропрочных сплавов путем разработки технологии восстановительной лазерной импульсной наплавки, позволяющей производить управление структурой присадочных порошковых высоколегированных никелевых материалов с получением необходимых эксплуатационных характеристик.

Для достижения этой цели необходимо было решить следующие задачи:

- 1. Анализ работ отечественных и зарубежных исследователей, а также опыта применения ремонтных технологий лопаток ГТД. Исследование характера повреждений лопаток ротора турбины турбостартера авиационного двигателя НК-12МП/МПМ, а также установление причин образования дефектов.
- 2. Выбор основных материалов и методов восстановления лопаток TC, основываясь на предварительном анализе.

- 3. Экспериментальное определение КТЛР наплавленных порошковых материалов в сравнении с материалом лопатки ТС для выявления склонности к образованию трещин.
- 4. Исследование износостойкости наплавленных порошковых материалов и определения наилучших результатов для последующего увеличения ресурсных показателей лопаток.
- 5. Экспериментальное определение предела выносливости, восстановленных лазерной наплавкой лопаток в сравнении с новыми лопатками (не проходившими эксплуатацию), путём проведения стендовых многоцикловых усталостных испытаний. Проведение фрактографичекого исследования и анализ усталостного разрушения лопаток.
- 6. На основе проведенных комплексных экспериментальных и теоретических исследований выбор наиболее оптимальных высоколегированных никелевых порошков для восстановления лопаток, а также режимов лазерного воздействия для наплавки. Разработка и внедрение в производство технологии восстановления лопаток ТС.

Методы исследования и достоверность научных результатов. Для реализации поставленных целей и задач в работе применялись современные электронно-микроскопического методы И элементного анализов, стандартные методики измерения микротвёрддости, люминесцентной дефектоскопии (ЛЮМ-1ОВ), рентгеновской просвечивающей дефектоскопии проведения стендовых испытаний на циклическую усталость восстановленных лопаток ГТД с применением современного аттестованного оборудования центральной заводской лаборатории предприятия ПАО «Кузнецов». Помимо перечисленного были выше применены запатентованные методики испытаний локальный оригинальные на абразивный износ и измерения КТЛР на оборудовании научных лабораторий ФГБОУ ВО «СамГТУ». Достоверность результатов работы подтверждается использованием известных положений фундаментальных наук, хорошей согласованностью полученных теоретических результатов с результатами экспериментальных данных, а также с результатами исследований других авторов.

Научная новизна диссертационной работы:

- 1. Впервые исследован процесс применения порошковых материалов ВΠр высоколегированных никелевых типа качестве В присадочного материала при лазерной наплавке. Реализован и изучен процесс импульсной лазерной наплавки данных порошков на перо лопатки ГТД.
- 2. Впервые установлены и показаны закономерности влияния скорости нагрева и кристаллизации в широком диапазоне температур на структуру и свойства порошковых высоколегированных материалов типа ВПр. Выявлен комплекс свойств наплавленных сплавов типа ВПр, получаемый при определенных условиях охлаждения, позволяющий им эффективно сопротивляться абразивному износу.
- 3. Выявлена структурная наследственность наплавляемых В материалах. Показано, что при лазерной наплавке В условиях высокоскоростного охлаждения структуры и возможно наследование свойств, близких к исходным порошковым материалам.
- 4. Установлены закономерные связи структуры и свойств наплавленных порошковых припоев типа ВПр от режимов лазерного воздействия. Исследована зависимость эксплуатационных характеристик сплава ВПр11-40Н от скорости кристаллизации и влияние на неё режимов лазерной наплавки.

Практическая значимость работы:

1. Разработана технология лазерной наплавки, позволяющая восстанавливать лопатки ротора ГТД из жаропрочных сплавов без потери когерентности упрочняющей структуры γ фазы Ni_3Al и запаса усталостной прочности, что позволяет сохранить и продлить ресурс лопаток в эксплуатации.

- 2. При помощи разработанного оригинального метода лазерной наплавки реализовано локальное модифицирование контактных поверхностей пера высоконагруженных лопаток ротора ГТД из жаропрочных сплавов, обеспечивающие восстановление и повышение износостойкости с высокой экономической эффективностью за счёт большого коэффициента присадочного бюджетного использования материала И применения оборудования.
- 3. Найдено альтернативное применение порошковым припоям типа ВПр, в качестве износостойких присадочных материалов при лазерной наплавке, что соответствуют политике отечественного импортозамещения. Предлагаемые материалы обладают низкой рыночной стоимостью, высокими рабочими температурами, и имеют сертификат АО «РТ-Техприёмка» (АО «Авиатехприёмка»), что позволяет использовать их при ремонте в авиационном двигателестроении (в том числе в военной авиации).
- 4. Предложены технологические режимы лазерной импульсной наплавки, обеспечивающие высокие износостойкие и прочностные свойства сплавляемых порошковых жаропрочных материалов типа ВПр.
- 5. Результаты диссертационной работы использованы в учебном процессе кафедры «Литейные и высокоэффективные технологии» ФГБОУ ВО «Самарский государственный технологический университет».

Положения, выносимые на защиту:

- 1. Исследования по применению порошковых никелевых сплавов типа ВПр в качестве износостойких присадочных материалов при лазерной импульсной наплавке, в том числе результаты анализа коэффициента теплового линейного расширения, износостойких свойств, микротвердости и металлографии структуры наплавленных материалов серии ВПр.
- 2. Анализ зависимости физико-механических свойств сплава ВПр11-40H от скорости охлаждения, а также управления литой структурой наплавки данного материала посредством изменения режимов лазерного

излучения с целью получения необходимых эксплуатационных характеристик.

- 3. Результаты стендовых усталостных испытаний на определение предела выносливости восстановленных лазерной наплавкой лопаток ГТД с последующим фрактографическим исследованием зон разрушения в целях подтверждения возможности использования сплавов ВПр при ремонте.
- 4. Технология восстановления геометрии лопаток ГТД оригинальным методом лазерной порошковой наплавки, повышающая износостойкость контактных поверхностей пера в целях продления ресурса данных деталей в эксплуатации.

Апробация работы и основные достижения. Основные положения и результаты диссертационной работы докладывались на следующих научнотехнических мероприятиях: VII Всероссийская научно-практическая конференция «Актуальные проблемы машиностроения-2015» (г. Самара, 2015г.); 14-я международная конференция «Авиация и космонавтика-2015» (г. Москва, 2015г.); XIII Всероссийский молодёжный конкурс-конференция научных работ по оптике и лазерной физике (г. Самара, 2015г.); LXIII Всероссийская научно-техническая сессия по проблемам газовых турбин (г. Рыбинск, 2016); VIII Всероссийская научно-практическая конференция «Актуальные проблемы машиностроения-2016» Самара, 2016г.); научно-техническая конференция «Проблемы Международная перспективы развития двигателестроения-2016», посвященная Генеральному конструктору аэрокосмической техники академику Н.Д. Кузнецову (г. Самара, 2016г.); Международная конференция «Материалы и технологии новых поколений в современном материаловедении-2016» (г. Томск, 2016г.); Международная молодёжная научная конференция «XIV Королёвские чтения» (г. Самара, 2017г.); Международная конференция «Современные технологии и материалы новых поколений-2017» (г. Томск, 2017г.); 16-я международная конференция «Авиация и космонавтика-2017» (г. Москва, 2017г.); Международная научно-техническая конференция «Пром-Инжиниринг-2018» (г. Москва, 2018г.).

Публикации. По результатам диссертации опубликовано 27 работ:

Публикации в изданиях, входящих в базу цитирования Scopus.

1. Klimov V.G. Using VPR11-40N brazing powder as a wear-resistant cladding for GTE blade airfoils / V.G. Klimov, S.S. Zhatkin, A.V. Kogteva // Solid State Phenomena ISSN: 1662-9779, Vol. 284, pp 1257-1262 doi:10.4028/www.scientific.net/SSP.284.1257 © 2018 Trans Tech Publications, Switzerland.

Публикации в изданиях, входящих в перечень ВАК РФ.

- 2. Климов В.Г. Особенности восстановления геометрии пера лопатки газотурбинного двигателя методом лазерной порошковой наплавки / В.Г. Климов, С.С. Жаткин, Е.Ю. Щедрин, А.В. Когтева // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. Том 17, №2(4). Самара. 2015. С. 782-788.
- 3. Климов В.Г. Восстановление высоты пера лопаток ГТД высокотемпературными порошковыми припоями / В.Г. Климов, В.И. Никитин, С.С. Жаткин // Литейное производство. №12. Москва. 2015. С. 11-15.
- 4. Климов В.Г. Сравнение методов восстановления геометрии пера лопаток турбины из жаропрочных сплавов / В.Г. Климов // Вестник Московского авиационного института. №1. Москва. 2016. С. 86-97.
- 5. Баранов Д.А., Климов В.Г. Структура сварного шва, сформированного при лазерной сварке Cr-Ni сплава при производстве ГТД /Д.А. Баранов, В.Г. Климов, К.В. Никитин, С.С. Жаткин // Металлургия машиностроения. №3. Москва. 2016. С.46-48.
- 6. Климов В.Г. Использование высокотемпературных порошковых никелевых припоев в качестве износостойких наплавок на торец пера лопатки турбины / В.Г. Климов, С.С. Жаткин, Д.А. Баранов, И.А. Дяговцов,

- А.М. Хакимов // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. Том 18, №1 (2). Самара. 2016. С. 229-233.
- 7. Климов В.Г. Восстановления геометрии пера лопатки газотурбинного двигателя методом лазерной порошковой наплавки / В.Г. Климов, В.И. Никитин, С.С. Жаткин // Литейное производство. №12. Москва. 2016. С. 8-12.
- 8. Климов В.Г. Применение лазерной импульсной наплавки при разработке технологии восстановления рабочих лопаток турбины газотурбинного двигателя / В.Г. Климов // Вестник Московского авиационного института. Т. 24, №1. Москва. 2017. С. 170-179.
- 9. Климов В.Г. Исследование влияния присадочных материалов на структуру и свойства зон лазерной наплавки лопаток ГТД / В.Г. Климов, А.М. Хакимов, С.С. Жаткин, Д.А. Баранов, И.А. Дяговцов, А.С. Попов, А.В. Пескова // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. Том 19, №1-2. Самара. 2017. С. 302-306.
- 10. Климов В.Г. Восстановление, модифицирование лопаток ГТД и проявление структурной наследственности присадочного материала при импульсной лазерной наплавке / В.Г. Климов, В.И. Никитин, К.В. Никитин, С.С. Жаткин, А.В. Когтева // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. Том 20, №4 (2) (84). Самара. 2018. С. 159-165.
- 11. Климов В.Г. Применение лазерной импульсной наплавки при разработке технологии восстановления рабочих лопаток турбины газотурбинного двигателя / В.Г. Климов, В.И. Никитин, К.В. Никитин, С.С. Жаткин, А.В. Когтева // Вестник Московского авиационного института. Т. 26, №1. Москва. 2019. С. 254-269.

Публикации в прочих изданиях.

12. Климов В.Г. Разработка технологии восстановления лопаток ГТД специальными методами / В.Г. Климов // В сб.: XIII всероссийский

- молодежный Самарский конкурс-конференция научных работ и по оптике и физике (11-14 ноября 2015 г.). Москва: Физический институт имени П. Н. Лебедева РАН. 2015. С. 72-80.
- 13. Климов В.Г. Сравнение методов восстановления геометрии пера лопаток турбины из жаропрочных сплавов / В.Г. Климов // В сб.: 14-я Международная конференция «Авиация и космонавтика 2015». Москва: Московский авиационный институт (16-20 ноября 2015 г.). 2015. С. 487-489.
- 14. Климов В.Г. Сравнение методов восстановления геометрии пера лопаток турбины из жаропрочных сплавов / В.Г. Климов // В сб.: Конкурс научно-технических работ и проектов «Молодежь и будущее авиации и космонавтики 2015» (16-20 ноября 2015 г.). Москва: Московский авиационный институт. 2015. С. 286-287.
- 15. Климов В.Г. Восстановление геометрии пера лопаток турбины методом наплавки / В.Г. Климов, В.И. Никитин, С.С. Жаткин // В сб.: Труды XII съезда литейщиков России (7-11 сентября 2015г.), Н. Новгород: НГТУ им. Р.Е. Алексеева. 2015. С. 225-229.
- 16. Баранов Д.А., Климов В.Г. Исследование структуры сварного шва, сформированной при лазерной сварке жаропрочного сплава на хромоникелевой основе при производстве ГТД / Д.А. Баранов, В.Г. Климов, К.В. Никитин, С.С. Жаткин // В сб.: Взаимодействие науки и литейнометаллургического производства: Материалы 7-го всероссийского научнотехнического семинара. Самара: Самарский государственный технический университет. 2016. С. 340-346.
- 17. Климов В.Г. Исследование влияния типа присадочного материала на структуру и свойства зон лазерной наплавки ГТД / В.Г. Климов, А.М. Хакимов, С.С. Жаткин // В сб.: 71-я научно-техническая конференция студентов и магистрантов СамГТУ «Дни науки-2016». Самара: Самарский государственный технический университет. 2016. С. 98-99.

- 18. Климов В.Г. Исследование влияния присадочных материалов на структуру и свойства зон лазерной наплавки лопаток ГТД / В.Г. Климов, А.М. Хакимов, С.С. Жаткин // В сб.: Высокие технологии в машиностроении. Материалы всероссийской научно-технической интернет-конференции. А.Ф. Денисенко (отв. редактор). Самара: Самарский государственный технический университет. 2016. С. 216-218.
- 19. Баранов Д.А., Климов В.Г. Особенности воздействия CO_2 -лазера на структуру сварного шва при лазерной сварке жаропрочного сплава, используемого в производстве деталей и узлов ГТД / Д.А. Баранов, В.Г. Климов, А.А. Паркин, С.С. Жаткин, А.С. Попов, А.М. Хакимов, Е.Ю. Щедрин, И.А. Дяговцов // В сб.: Проблемы и перспективы развития двигателестроения: Материалы докладов международной Научнотехнической конференции (22-24 июня 2016г.). Самара: Самарский университет. 2016. В 2Ч.Ч.1. 257с.
- 20. Климов В.Г. Применение литых порошковых никелевых припоев при лазерной наплавке на торец пера лопаток ГТД / В.Г. Климов, Д.А. Баранов, С.С. Жаткин, А.С. Попов, И.А. Дяговцов // В сб.: Проблемы и перспективы развития двигателестроения: Материалы докладов международной научно-технической конференции (22-24 июня 2016г.). Самара: Самарский университет. 2016. В 2Ч.Ч.1. 256с.
- 21. Климов В.Г. Перспективы применения технологии прямого лазерного выращивания деталей при производстве современных газотурбинных двигателей на ПАО «Кузнецов» / А.С. Попов, В.Г. Климов, Д.А. баранов, И.А. Дяговцов, Е.Ю. Щедрин, А.В. Когтева // В сб.: Проблемы развития двигателестроения: Материалы докладов международной Научно-технической конференции (22-24 июня 2016г.). – Самара: Самарский университет. — 2016. — В 2Ч.Ч.1. — 258с.
- 22. Климов В.Г. Разработка технологии восстановления лопаток турбины с применением специальных методов / В.Г. Климов // В сб.: Фундаментальные проблемы локализации производств в России деталей

- горячего тракта ГТУ, использующихся в национальной экономике: Материалы докладов Всероссийской научно- технической конференции LXIII научно техническая сессия по проблемам газовых турбин. Рыбинск: ИД Газотурбинные технологии. 2016. С. 77-81.
- 23. Климов В.Г. Применение лазерной импульсной наплавки при разработке технологии восстановления рабочих лопаток турбины газотурбинного двигателя / В.Г. Климов // В сб.: Конкурс научнотехнических работ и проектов «Молодежь и будущее авиации и космонавтики 2016» (20 25 ноября 2016 г.). Москва: Московский авиационный институт. 2016. С. 350-352.
- 24. Климов В.Г. Порошковые материалы в технологии гетерофазной лазерной металлургии для производства деталей газотурбинных двигателей / В.Г. Климов, А.В. Пескова, А.С. Попов // В сб.: Проектирование и перспективные технологии в машиностроении, металлургии и их кадровое обеспечение. Материалы III-ей Всероссийской научно-практической конференции. Под редакцией И.Е. Илларионова. Чебоксары: Чувашский государственный университет им. И.Н. Ульянова. 2017. С. 310-314.
- 25. Климов В.Г. Исследование структуры наплавленного порошкового припоя впр11-40н, формируемого лазерным импульсным излучением В.Γ. C.C. A.B. // Климов, Жаткин, A.A. Паркин, Когтева В сб.: Проектирование и перспективные технологии в машиностроении, металлургии и их кадровое обеспечение. Материалы III-ей Всероссийской научно-практической конференции. Под редакцией И.Е. Илларионова. – Чебоксары: Чувашский государственный университет им. И.Н. Ульянова. – 2017. – C. 304-309.
- 26. Климов В.Г. Восстановление лопаток газотурбинных двигателей за счет применения модифицирования и структурной наследственности присадочных материалов / В.Г. Климов, С.С. Жаткин, А.А. Паркин, А.В. Когтева // В сб.: Труды VIII Всероссийской научно-технической конференции с международным участием "Наследственность в литейно-

- металлургических процессах" (8-11 октября 2018 г.). Самара: Самарский государственный технический университет. 2018. №8 С. 294-306.
- 27. Климов В.Г. Применение износостойких естественных композитов в технологии ремонта и модифицирования лопаток ротора ГТД / В.Г. Климов // В сб.: Конкурс научно-технических работ и проектов «Молодежь и будущее авиации и космонавтики 2018» (26 30 ноября 2018 г.). Москва: Московский авиационный институт. 2018. С. 288-289.

Значимые достижения по результатам диссертационной работы:

- 1. Получен диплом (1 место) с присуждением гранта при участии во Всероссийском VII конкурсе научно-технических работ и проектов «Молодежь и будущее авиации и космонавтики-2015» (Москва, ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт», 16 20 ноября 2015 г.);
- 2. Получен диплом (3 место) с присуждением гранта при участии во Всероссийском VIII конкурсе научно-технических работ и проектов «Молодежь и будущее авиации и космонавтики-2016» (Москва, ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт», 20 24 ноября 2016 г.);
- 3. Получен диплом (3 место) с присуждением гранта при участии во Всероссийском VIII конкурсе молодых научных сотрудников и конструкторов в рамках LXIII научно-технической сессии по проблемам газовых турбин (г. Рыбинск, «Ассоциация газотурбинных технологий для энергетики и промышленности», 19 22 сентября 2016 г.).
- 4. Получен диплом (2 место) с присуждением гранта при участии во Всероссийском X конкурсе научно-технических работ и проектов «Молодежь и будущее авиации и космонавтики-2018» (Москва, ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт», 26 30 ноября 2018 г.);
- 5. Получен диплом (1 место) с присуждением гранта при участии во Всероссийском конкурсе научно-исследовательских работ в области инженерных и гуманитарных наук посвященного 165-летию со дня рождения В.Г. Шухова (Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, сентябрь 2018 г.);

6. Результаты исследований, представленные в работе, апробированы, подтверждены стендовыми испытаниями и внедрены в производство авиадвигателестроительного предприятия ПАО «Кузнецов» (г. Самара).

Личный вклад автора. В рамках диссертационного исследования автором лично выполнены следующие работы:

- 1. Проведение экспериментальных работ, связанных с ремонтом лопаток ГТД методом лазерной наплавки.
- 2. Проведение экспериментальных исследований, включая испытания на локальный абразивный износ, анализ структуры на электронном растровом микроскопе, измерения микротвёрдости и КТЛР, рассматриваемых в работе материалов, участие при проведении стендовых усталостных испытаний.

Структура и объем работы. Диссертационная работа состоит из введения, четырёх глав, заключения, списка использованной литературы, включающего 154 наименований, и приложения. Работа содержит 78 рисунков, 4 таблицы. Объем работы составляет 178 страниц.

ГЛАВА 1. ЛИТЕРАТУРНЫЙ ОБЗОР

1.1 Газотурбинный двигатель в современном машиностроении, его разновидности и преимущества

Газотурбинные двигатели интересны и уникальны во многом. Данные машины являются как наиболее древними по своей конструктивной идее (ориентировочно XV вв.), так и наравне с этим достаточно молодыми в плане практической их реализации (ориентировочно XIX–XX вв.) двигателем, работающим на основе тепла. Газотурбинные двигатели закрепились в современной мире, достигнув совершенства во всех отраслях промышленности как авиа и кораблестроении, так и в энергетической сфере [14].

В стандартном классическом ГТД рабочим телом являются продукты сгорания и разогретый воздух (газ) с достаточно значительной температурой при соответствующем высоком давлении. В проточной части газовой турбины происходит расширения рабочего тела или газа за счёт повышения температуры, при этом полученная энергия преобразуется в кинетическую, которая в свою очередь трансформируется в кинетическую энергию турбины посредством вращения ротора двигателя [15]. Благодаря применению газотурбинных двигателей в качестве основного элемента тяги в авиационной отрасли был решен ряд технических задач по достижению значительных скоростей полета, превосходящие сверхзвуковые скорости в сочетании со относительно высокой грузоподъёмностью и большой высотой полета авиации различного конструктива и назначения [15].

В 1791 году Джон Барбер английский исследователь и изобретатель получил патент №1833, в котором представил и описал свою газотурбинную установку, явившуюся первой газовой турбиной [16]. В патенте были отражены все основные принципы работы газотурбинных двигателей: образование воздухом или газом смеси, с последующим поступлением в камеру сгорания с посредством компрессора, подача и

сгорание топлива и устремление продуктов сгорания под большим давлением на лопатки рабочего колеса турбины.

Отцом же классического турбореактивного двигателя был признан изобретатель британского происхождения Френк Уиттл. В 1928 году, в Корнуолле (графство на Юго-западе Великобритании), Уиттл разработал и представил свой проект реактивного двигателя – конструкция базировалась на газовой турбине. На данный двигатель в начале 1930 года был получен патент. Великобритания тогда не заинтересовалась данным изобретением, однако Френк получил поддержку от частных фирм, и в 1937 году компания Thomson-Houston» изготовила авиационный «British турбореактивный двигатель, считающийся первым в истории, ему был присвоен шифр «U». После данного факта министерство авиации Великобритании наконец-то обратило внимание на данную разработку. В целях развития конструкции и доработки данного двигателя была создана компания «Power», пользующаяся дотацией Великобритании [17].

Немного позднее по хронологии будущий советский конструктор, СССР и руководитель ОКБ академик АН «Сатурн» A.M. Люлька, родившийся Саварка (ныне Богуславский район, Киевская селе область, Украина) в 1936–1937г. с командой единомышленников приступает проектированию своего турбореактивного двигателя осевым компрессором. Конструктивная схема первого ТРД была закончена в 1940 году – проект двигателя получил шифр «РД-1». Данную разработку по праву оценил академик АН УССР Г.Ф. Проскура, являющийся учеником знаменитого Н.Е. Жуковского. В начале 1941 года данный двигатель был реализован в качестве опытного образца на 70%. С наступлением второй мировой войны работы были заморожены до лучших времён, однако Великобритания и Германия весьма активно развивали данную тематику. К возобновлению проекта двигателя А.М. Люльки вернулись в 1943 году и в 1945 году данный ТРД с успехом прошёл испытания и стал первый советским турбореактивным двигателем с тягой 1250 кгс, он получил шифр

«С-18» [1]. В 1945 году и далее начинают образовываться первые отечественные конструкторские коллективы, специализирующиеся проектировании ГТД. Данные коллективы возглавили пионеры И основоположники развития отечественного газотурбостроения А.М. Люлька (1908—1984), А.А. Микулин (1895–1985), В.Я. Климов (1892–1962), С.Д. Колосов (1904–1975), А.Г. Ивченко (1903–1968) и Н.Д. Кузнецов (1911– 1995). Настоящие конструктора и исследователи создали мощнейший дальнейшего сферы фундамент ДЛЯ развития отечественного газотурбостроения [2].

С тех пор газотурбинный двигатель значительно изменил свой облик конструктивный распространившись во всех областях промышленности. C течением времени наибольшие распространение ГТД с осевым строением газогенератора как наиболее эффективным по значению коэффициента полезного действия (далее – КПД). современном газотурбостроении сохранился историзм, вследствие которого конструкцию ГТД принято делить на две части – холодный и горячий тракт. К холодному тракту относится компрессор и вентилятор при его наличии, в свою очередь к горячему относится камера сгорания, турбина, выходное сопло и форсажная камера (при её наличии) [1]. На рисунке 1.1 представлена классическая компоновка турбореактивного авиационного ГТД с обозначением вышеперечисленного конструктива.

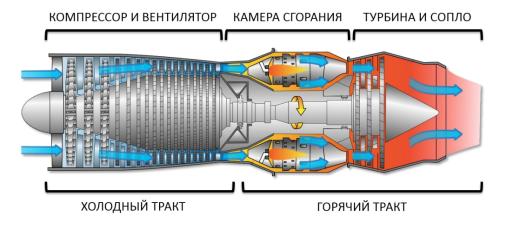


Рисунок 1.1 – Конструкция классического турбореактивного двигателя

Одно из значительных достижений для дальнейшего развития ГТД стало разделение конструкции двигателя на валы. Простейшие газотурбинные двигатели обладали лишь одним валом, на котором располагалась турбина, приводимая в движение компрессором. Она одновременно была источником, для съёма полезной мощности двигателя, что накладывало ограничение на различные режимы работы при эксплуатации ГТД. Для борьбы с этим ограничением была разработана многовальная конструктивная схема, имеющая несколько последовательно расположенных турбин, приводящие в движение каждый из своих валов. Для поддержания работы компрессора предназначается турбина высокого давления, а последующие выполняют различные полезные функции, как работа вентилятора авиадвигателя, вертолётного или корабельного винта, а также могут обеспечивать работу электрогенератора или иметь иной функционал [2].

В целях облегчения работы компрессора его также бьют на каскады, находящиеся на разных валах (каскад низкого и высокого давления – КНД и КВД) при наличии третьего вала, на котором располагается вентилятор. Подобная схема обычно присуща крупным авиационным двигателям с высокой тягой типа Д-18Т («ЗКМК «Прогресс» им. А.Г. Ивченко», Украина), HK-32 (ΠAO) «Кузнецов», Россия) или Trent 900 (Rolls-Royce, Великобртания). Трехвальная схема позволяет им снизить риск помпажа при различных режимах эксплуатации, а также облегчает раскрутку тяжёлых валов компрессора низкого и среднего давления (в данном случае компрессором низкого давления обычно служит вентилятор). Основные плюсы двигателя с многовальной схемой состоит в том, что каждый вал со своей турбиной вращается на оптимальной для него скорости и комфортном нагружении [2].

В зависимости от назначения ГТД его конструктивная компоновка должна отвечать тем задачам, что перед ним ставится и как следствие этого существуют различные конструкции ГТД по области применения. К

наибольшим группа по отраслям применения современные газотурбинные двигатели можно разделить на следующие виды:

1. Авиационные осевые ГТД.

1.1 Турбореактивные двигатели (далее – ТРД).

Авиационный ГТД с классической компоновкой, представленной на рисунке 1.1. Основой составляющей тяги данного двигателя выступает реактивная струя, выходящая из сопла [18, 19].

1.2 Турбовинтовые двигатели (далее – ТВД).

В турбовинтовом двигателе основой тяги является усилие, которое создаётся винтовым устройством (винтом), соединённым посредством редуктора с валом турбины. В данной компоновке применяется турбина с большим количеством ступеней, вследствие чего расширение газа в контуре турбины весьма значительно и лишь 10 – 20 % тяги создаётся газовой струёй.

Турбовинтовые двигатели на относительно низких скоростях полёта (500 – 700 км/ч) превосходят по экономичности прочие авиационные ГТД и нашли широкое применение в транспортной авиации, где требуется грузоподъёмность и дальность полёта, и не столь значительна скорость. Среди таких воздушных судов можно отметить Ан-12 или Ан-22 [18, 19, 20].

1.3 Двухконтурные турбореактивные двигатели (далее – ТРДД).

В подобных ГТД часть потока воздуха попадает по классической схеме в газогенератор, а остальная холодная часть проходит через второй внешний контур, создавая тем самым основную тягу, что снижает расход топлива и шум двигателя. Отношение количества воздушного потока, прокачиваемого через внешний и внутренний контур называется степенью двухконтурности. При степени двухконтурности менее четырёх потоки смешиваются и выходят через общее сопло, если более четырёх – потоки разделяются, выходя, практически не смешиваясь (смешение осложняется значительной разностью в давлении).

Авиационные ГТД с малой степенью двухконтурности (менее двух) используются в сверхзвуковых самолётах, а ГТД с высокой (более двух) для гражданских и транспортных воздушных судов с дозвуковой скоростью полёта. На данной стадии развития данные авиационные двигатели являются наиболее распространёнными, к ним относятся такие представители, как двигатели семейства НК-86/25/32, АЛ-31/55, РД-33/93, Д-30/36/18Т, а также большинство двигателей, производимых фирмами General Electric Aircraft Engines (США), Pratt&Whitney (США), Honeywel (США), Snecma SA (Франция), Rolls-Royce Group plc (Великобритания) [18, 19].

1.4 Турбовентиляторные реактивные двигатели (далее – ТВРД).

Турбовентиляторный реактивный двигатель – это ТРДД со степенью двухконтурности в диапазоне от 2 до 10. Компрессором низкого давления в таких ГТД является вентилятор, обладающий обычно одной ступенью и значительным диаметром. Поток горячего и холодного газа в данном конструктиве практически не смешивается. Сферой применения таких двигателей в основном остаётся гражданская и транспортная авиация – они имеют значительный ресурс эксплуатации и низкий удельный расход топлива на дозвуковых скоростях полёта. Среди данных двигателей можно отметить ПД-14 (КБ «Авиадвигатель») и широкий спектр гражданских ГТД семейства Trent (Pratt&Whitney) и семейства GE-90 (General Electric AE) [18, 19].

1.5 Турбовинтовентиляторные двигатели (далее – ТВВД).

Относительно новый тип авиационных ГТД, являющиеся прямым развитием ТВРД с увеличенной степенью двухконтурности = 20–50 и занимающий промежуточное положение до ТВД. Лопасти таких двигателей имеют измененную хорду с саблевидной формой. Винт может быть открытым или закапотированным вторым контуром, соединяется с турбиной посредством планетарного редуктора и может даже располагаться в задней части корпуса. Авиадвигатель имеет наилучшую экономичность на

скоростях полёта до 550 км/ч, однако создаёт больше шума чем ТВРД. Наиболее яркими представителями данного класса являются открытый Д-27 («ЗКМК «Прогресс» им. А.Г. Ивченко») для Ан-70 и закапотированный трёхвальный НК-93 (ПАО «Кузнецов»), разработки которого, к сожалению, были прекращены. Среди иностранных аналогов имеется лишь один представитель GE36 (General Electric AE), разработки которого ведутся в настоящее время [18, 19].

2. Турбовальные ГТД.

Двигатели имеющие в своей конструкции свободную турбину. Турбина такого ГТД разделена на две не имеющие между собой механической связи части, а соединённые лишь посредством газодинамики. Газовый поток, создаваемые турбиной газогенератора, вращает компрессор и вторую свободную турбину, которая используется для снятия полезной мощности. Реактивное выходное сопло на данном двигателе отсутствует и как следствие дополнительной тяги не имеет.

2.1 Вертолётные ГТД.

Большая группа турбовальных двигателей, свободная турбина которых используется для вращения вертолётных винтов через понижающие редуктора. К таким двигателям относятся разработки АО «ОДК-Климов» типа ТВ2-117 (Ми-8), ТВ3-117 (Ми-8, Ми-24, Ми-28, Ка-27, Ка-28, Ка-32 и пр.), ВК-2500 (усовершенствованная модификация ТВ3-117) и прочие [21].

2.2 Турбостартёры.

Турбовальные агрегаты, свободная турбина которых используется обычно для раскрутки более крупных авиационных ГТД. Среди таких двигателей можно отметить установки ТС-21 (используется на АЛ-21Ф-3, в/с Су-24), ТС-12 (используется на НК-12МП, в/с Ту-95, Ту-142 и их модификаций) и пр. [18, 22, 23].

2.3 Судовые ГТД.

Транспортные турбовальные ГТД, использующиеся в судостроении в целях снижения веса. К наиболее ярким представителям относятся

General Electric LM2500 и LM6000. Среди Российских аналогов можно назвать многоцелевые морские ГТД типа М70ФРУ и М75РУ разработки ПАО «ОДК-Сатурн» [23].

2.4 Жлезнодорожные ГТУ.

Транспортные турбовальные ГТД, использующиеся на так называемых газотурбовозах (разновидности тепловозов, работающие на сниженном газе). К единственным представителем этого класса относятся двигатели НК-361 разработки ПАО «Кузнецов», установленные на газотурбовозах ГТ-1h, эксплуатируемые ОАО «РЖД».

2.5 Газоперекачивающие ГТУ.

Значительный по своему объёму класс турбовальных двигателей, предназначенных для перекачки природного газа и представленные очень широким модельным спектром среди которых НК-12СТ/14СТ/36СТ/38СТ, ГПА-4/6.3/10РМ, ГТУ-6/10/12/16/25П и прочие. К зарубежным газоперекачивающим установкам относятся семейства двигателей, производимые Siemens AG (Германия) и General Electric (США) [23].

2.6 ГТД для электростанций.

He распространенный турбовальных ГТД, менее ТИП как И газоперекачивающие агрегаты, предназначенные выработки ДЛЯ электроэнергии в различных электростанциях или ТЭЦ. Представлены HK-149/169, HK-37, Γ T9-2.5/10/12/16/25 Π такими моделями как двигателями фирм Siemens AG и General Electric [23].

2.7 Прочие транспортные ГТД.

К данному классу относится наземные турбовальные двигатели, используемые для перемещения различных транспортных средств. Яркими представителями таких двигателей является ГТД-1000Т разработки АО «ОДК-Климов», используемый на танке Т-80 и AVCO Lycoming ATG-1500, применяемый на танках серии Abrams M1A1 и M1A2 [18].

1.2 Поколения ГТД, проблематика их эксплуатации, возрастание затрат на производство и ремонт вследствие усложнения конструктива

Авиационные ГТД являются наиболее наукоёмкими и сложными как в проектировании, так и в изготовлении двигателями. В них используются все наиболее продвинутые конструкторские разработки и достижения в области металлургии и композитных полимеров.

Высокие требования, которые предъявляются К материалам И оборудованию, используемому в двигателестроении, приводят ИΧ постоянному усовершенствованию. Постоянно развивающееся государство нуждается в стремительной модернизации всех сфер жизни, в том числе и сферы оборонной деятельности, ЭТО приводит К постоянному совершенствованию авиационных ГТД.

усовершенствование технических Постоянное данных как TO эффективно они будут применяться на различных летательных аппаратах усовершенствования считать принципами авиационных Принципы подобного типа характеризуются необходимостью накапливать требуемые знания, изучение и реализация новых технологий для создания работоспособных элементов и узлов, анализа прошлых разработок. Вместе с принципами поддержки равенства и соперничества эти условия являются причиной разделения авиационные газотурбинные двигатели на поколения [24].

Основополагающей характеристикой влияющей на технологию производства авиадвигателей представляется величина температуры газа до прохождения его через турбину. К авиадвигателям предъявляются особые требования относительно прочностных характеристик конструкции и её надежности, а для их выполнения необходимо создавать жаропрочные, жаростойкие материалы и конструктивные схемы охлаждения наиболее подверженных влиянию температуры деталей. Проанализировав данные собранные по уже разработанным ГТД можно прийти к выводу, что температура газа увеличивается на 150...200К с каждым новым поколением

ГТД. При увеличении температуры газа будет увеличиваться давление и, как следствие, температура газа после сжатия. На рисунке 1.2 представлены приблизительные значения характеристик термодинамического цикла по поколениям газотурбинных авиадвигателей полученные из экспериментальных данных [25].

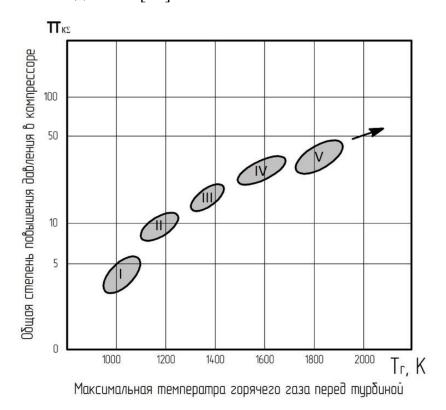


Рисунок 1.2 – Реализованные диапазоны термодинамического цикла различных поколений газотурбинных авиадвигателей

Создание компрессоров высокого давления необходимо для развития авиационных ГТД. При разработке новых конструкций необходимо решать проблемы, связанные с эффективностью, надежностью и прочностью компрессора, а для этого необходимо разрабатывать новые технологии, такие как создание ротора направляющего аппарата, моделирование профиля рабочего колеса, двухконтурная схема газовоздушного тракта, применение жаропрочных сплавов на последних ступенях лопаток и прочее. Разработка модернизированных газотурбинных двигателей также приводит к увеличению температурных показателей газового потока в начале и конце

камеры сгорания, вследствие этого появляются трудности с реализацией прочности и надежности конструкции и некоторых характеристик запуска. Из всего вышеперечисленного видно, что любое обновление в авиадвигателях состоит из сочетания прогрессивных технологических процессов, внедряющихся на предприятиях. Короткий список таких технологий допускает определить понятие поколений авиадвигателей взяв за базу исследование проводимые в мире по авиадвигателестроению [26].

Первое поколение - отправная ступень начала развития газотурбинных авиадвигателей (1940-е и 1950-е гг.). Для военного назначения были разработаны элементарные по конструкторским решениям первые турбовинтовые и турбореактивные двигатели. Они имели одновальные компрессора и турбины, охлаждение которых не предусматривалось (температура газа = 950-1150 К). Используемые для этих двигателей сплавы в большинстве случаев взяты из практических разработок паровых турбин и поршневых авиадвигателей.

Второе поколение (1950 – 1960 гг.) - для него характерно значительное увеличение разработок новых турбовинтовые и турбореактивные двигатели. Второе поколение характерно применением одновального осевого ротора с управляемым поворотом спрямляющего аппарата или двухвальных Устанавливаются турбина с более компрессоров. высокой входящей горячего газа 1100...1250К и с цельнометаллическими температурой турбинными лопатками. К основным материалам добавляются титановые и усовершенствованные жаропрочные сплавы. Разработанные двигатели все также применяются в основном для военных целей и на серийных в/с, которые достигают скорости Маха равное двум и более. Отдельные авиадвигатели устанавливаются на первых пассажирских лайнерах, что вскрывает новую проблему – громкие шумы, который создается реактивной Решением проблемы стали ТРД. первые модели шумопоглощением.

Третье поколение авиадвигателей (период 1960-1970 гг.) для этого поколения характерно применение второго воздушного контура. Это позволило существенно затормозить поток реактивной струи, уменьшило полетное КПД и ограничило шумы в диапазоне на от 15 до 20 децибел.

Внедрение в производство пустотелых охлаждаемых лопаток ротора турбины, привело к возможности увеличения исходящей температуры из камеры сгорания 1300...1450К и благодаря этим нововведениям, появился первый ТРДД. Это послужило толчком к широкому распространению двухвальных компрессоров. При изготовлении двигателей третьего поколения все больше используются жаропрочные сплавы. Продолжается усовершенствование ТРД с форсажной камерой. Двигатели третьего поколения применяются до сих пор.

Четвертое поколение авиадвигателей (1970-1990 гг.) в этот период происходят разработки новых модификаций двигателей с разными характеристиками. В этот перечень разработок входят установки наземного или морского базирования и энергетические ГТУ. Производство литых охлаждаемых лопаток, с направленной или монокристальной структурой, способствовало росту температуры входящего газового потока до диапаона 1500...1700К.

Растет степень сжатия воздуха до 22 – 42, появляется трехвальная конструкция. Так же различие двигателей второго и третьего поколения стало снижение удельного расхода топлива ТРДД при полете с постоянной скоростью Мах = 0,8 и увеличение показателя двухконтурности до восьми. Помимо этого в ТРДД начинают применяться валы вентиляторов с двух метров. К вентиляторам такого типа диаметром лопаток до требования по обеспечению предъявляются высокой эффективности коэффициента полезного действия, минимальным уровнем шума безопасной эксплуатацией. На данный момент ведутся разработки вентиляторов такого типа с лопатками со сложным профилем и без антивибрационных полок с облегченной конструкцией. Чтобы вести

подобные разработки необходимо было решить проблемы газодинамики, прочности конструкции, подбора материалов и методов производства.

Для двигателей четвертого поколения характерно уменьшение количества ступеней ротора компрессора и турбины, это необходимо для снижения расходов на содержание и изготовление, уменьшение веса двигателя. Для того чтобы уменьшить вес в двигателях четвертого поколения, помимо сокращения ступеней в тракте сжатия воздуха, были разработаны высокоперепадные одноступенчатые турбины газогенераторов. После проведенных усовершенствований на маневренных самолетах удельный вес ТРДД четвертого поколения был уменьшен в 5 – 7 раз по сравнению с ТРД первого поколения. Стоит отметить отечественные РД-33 и АЛ-31Ф, принадлежащие к двигателям четвертого поколения, которые обладают помимо небольшого веса и отсутствия ограничивающих факторов перемещения рычага управления авиадвигателем, но ДЛЯ еще И возможностью применения в различных условиях.

Пятое поколение авиадвигателей (1990 — 2010 гг.) происходит увеличение температуры горячего газа до 1900К, что уже на 200К превосходит значения двигателей четвертого поколения, степень повышения давления доходит до 50. Также за это время значения степени двухконтурности доходит уже до 8 — 12 (дозвуковые ТРДД) и это вместе с повышением параметров цикла и КПД узлов существенно повышает топливную эффективность относительно ТРДД прошлого колена.

Для ТРДД с безредукторной схемой была создана ТНД с доходящей до семи ступеней, что не требовалось ТРДД с редукторной схемой, уменьшающей частоту вращения вентиляторного вала и улучшающее действенность турбовентиляторного каскада.

На данный момент российское авиационное двигателестроение несколько отстает от зарубежных конкурентов, что связанно с нехваткой финансовой помощи на нужны авиационных ГТД в 90-х годах прошлого века. Главной целью для российских разработчиков авиационных двигателей

сейчас, является сокращение отставания и производство конкурентоспособных двигателей.

К ТРДД пятого поколения относится ПД-14, который находится на конечной стадии разработки на предприятии АО «ОДК-Авиадвигатель». Он пассажирского самолета нового поколения MC-21 создавался ДЛЯ ПАО «Корпорация Иркут». Рассматривая производства технические характеристики двигателя ПД-14 необходимо отметить, что он имеет двухвальную схему с тягой 14 тс, для уменьшения шума на нем устанавливается пустотелый широкохордный вентилятор с не большой окружной скоростью, а также ТНД с меньшим весом и ТВД с увеличенным КПД. Продольное сечение авиадвигателя ПД-14 с безредукторной схемой и двухконторностью равной 9-ти, представлено на рисунке 1.3.

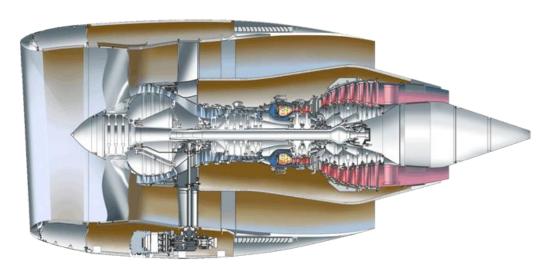


Рисунок 1.3 – Продольное сечение авиационного двухконтурного двухвального ТРДД 5-го поколения ПД-14

Анализируя технологию производства ГТД пятого поколения можно сделать вывод о том, что современные двигатели в несколько десятков раз опережают своих предшественников по уровню вложенных средств и по многим техническим характеристикам. На рис. 1.4 можно увидеть зависимость наработки авиадвигателей на отключение в полёте от периода их эксплуатации.

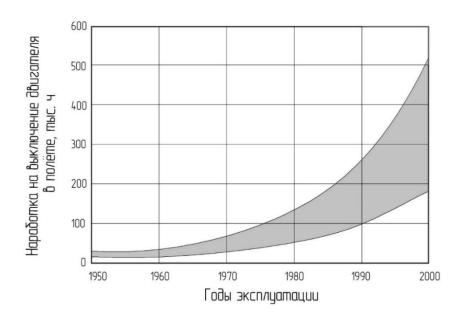


Рисунок 1.4 — Наработка авиадвигателей на отключение в полёте в зависимости от периода эксплуатации

Обобщая приведенную выше информацию, в таблице 1.1 приведены примеры основных представителей каждого поколения авиадвигателей и их основных параметров.

Каждое новое поколение двигателей прогрессируя в конструктивном плане становится всё более требовательным к применяемым технологиям и материалам при их создании. На данный момент наблюдается замедление темпов перехода на новые поколения двигателей по причине затрат крайне больших ресурсов как материальных, так и временных для преодоления следующей вехи развития ГТД. Исходя из большого распространения газотурбинных двигателей в коммерческой сфере, как при пассажирских перевозках, так и индустриальной отрасли энергоресурсов, всё большую актуальность начинает приобретать ресурсные показатели эксплуатируемых ГТД. Сколь эффективна не была бы газовая турбина, при низких показателях её ресурса и ремонтопригодности она вполне может проигрывать обычному дизельному двигателю. Именно по причине дороговизны и сложности ремонта газотурбинные двигатели не смогли вытеснить другие типы двигателей сфере наземных транспортных турбин (тепловозы, автотранспорт и судостроение).

Таблица 1.1 – Поколения авиационных газотурбинных двигателей

Поколение авиадвигателей	Температура газа перед турбиной, К	Степень сжатия газа	Характерные представители двигателей
1 поколение 1943-1949 гг.	940-1050	3-6	BMW 003, Jumo 004
2 поколение 1950-1960 гг.	1100-1250	7-13	GE J79, P11-300, HK-12 (и мод.)
3 поколение 1960-1970 гг.	1300-1470	16-20	Р&W TF 30, P&W J58, АЛ-21Ф-3, НК-8 (и мод.), НК-144, Д-30, Д-36
4 поколение 1970-1990 гг.	1470-1770	21-25	GE F100, GE F110, GE F404, P&W F100, РД-33, АЛ-31Ф, Д-18Т, Д-436, HK-25, HK-32
5 поколение 1990-2010 гг.	1770-1950	25-30	P&W F119, EJ200, GE F414, АЛ-41Ф1, ПД-14, GE-90, R-R Trent, Изделие 80 (РФ)

Стоит отметить, что сфера, в которой газотурбинные двигатели бесспорно лидируют остаётся авиационная отрасль. Данный бизнес был и остаётся крайне требовательным и сложным в конкуренции, простои воздушных судов несут колоссальные убытки перевозчикам и наиболее частой причиной простоев можно назвать выход из строя авиадвигателя. Вследствие сложного конструктива ремонт на крыле может быть крайне проблемен, а его стоимость достигать внушительных размеров. Если проблема простоя самолётов обычно решается наличием пула (подменные двигатели), то стоимость ремонта остаётся значительной проблемой – если она решается полной заменой матчасти, то эксплуатанту это может нанести значительный материальный ущерб. Как показывает практика, одними из наиболее повреждаемых частей ГТД остаются детали газогенератора. Они наиболее одновременно являются конструктивно сложными, дорогостоящими и малопригодными к ремонту по причине специфических материалов, применяемых при их изготовлении. Ремонт данных ДСЕ часто не способен обеспечить надёжность по причине высоких требований, предъявляемых при эксплуатации.

Если опираться на зарубежную практику, то эксплуатанты ГТД далеко не всегда пользуются сервисом именно производителя двигателя. Одной из распространённых практик является снижение цены новых Это авиадвигателей, внедряемых В эксплуатацию. обусловлено колоссальными затратами на их разработку, которые не каждый эксплуатант готов покрывать из собственных карманов, однако снижение входной цены на двигатель должно обеспечиваться из иных источников, одним из которых является высокая стоимость сервиса и заменяемых комплектующих при ремонте. Данная ситуация дала жизнь многим некрупным фирмам, специализирующихся на ремонте деталей холодного и горячего тракта, многие из этих фирм имеют свои запатентованные технологии ремонта, которые многократно снижают стоимость эксплуатации ГТД различного назначения.

1.3 Виды лопаток ГТД, особенности лопаток из жаропрочных сплавов, характерные дефекты лопаток, встречающиеся после эксплуатации

Основа любого осевого ГТД является газогенератор, от конструкции которого идёт дальнейшая надстройка остальных конструктивных элементов двигателя. Конструкция газогенератора базируется на валах, дисках и лопатках, которые создают основной газодинамический поток и отвечают за работу двигателя в целом. Эффективность же газодинамического потока, степень сжатия компрессора и КПД работы турбины в основном базируется на эффективности и надежности лопаток – именно это служит объяснением их немалой стоимости при производстве. Основные разновидности лопаток и ориентировочная стоимость их изготовления представлена на рисунке 1.5.

Главной характеристикой любого двигателя является его мощность, если рассматривать тепловой двигатель, то его мощность напрямую зависит от температуры газа на выходе, чем выше температура потока, тем выше мощность и топливная эффективность двигателя. Больше действие высоких температур затрагивают турбину. Именно лопатки турбины требуют

изготовления из самых жаропрочных материалов, которые смогут в течение нескольких часов выдержать температуру выше 1600К и при этом не потерять свою механическую прочность.

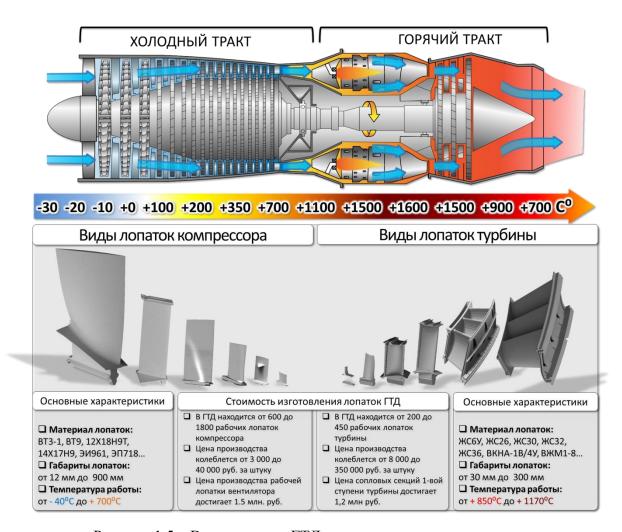


Рисунок 1.5 – Виды лопаток ГТД и их основные характеристики

Начало разработок реактивных двигателей в СССР началось в 40-х годах 20 века, но в то время материалов для изготовления лопаток турбины способных выдержать такие температуры не было. Разработка жаропрочных сплавов началась позже во Всероссийском научно-исследовательском институте авиационных материалов (ВИАМ) (см. рис. 1.6) под руководством ученого металловеда Кишкина Сергея Тимофеевича [28].

В Англии первоначально турбинные лопатки работали при 700°С, и для их изготовления использовали сплав Nimonic-80 (легированный твердый

раствор системы Ni-Cr, упрочненный небольшим количеством интерметаллидной и карбидной фаз). В США для изготовления роторов турбин применяли никелевые сплавы типа Inconel [29].



Рисунок 1.6 – Литейный участок ВИАМ (1950 г.)

конце 40х годов в то время заместитель начальника ВИАМ С. Т. Кишкин по поручению Совета Министров СССР возглавил разработку жаропрочного справа лучше, чем в то время изготавливался в Англии. Необходимо было посетить Соединенное Королевство и познакомиться с производством двигателей и конкретно сприменяемыми сплавами. В результате комплекса работ в ВИАМ был создан один из первых жаропрочных сплавов для ротора турбины. Длительные исследования структуры созданного сплава дали представление о том, что придает высоких температурах прочность сплаву при интерметаллидные соединения Ni₃Al (рис. 1.7). Лопатки, отлитые из такого сплава, могли выдерживать длительное воздействие высоких температур выше 900 – 1000 K [28].

Между тем еще в 40-х годах XX вв. при создании первых авиационных ГТД было очевидно преимущество технологии прецизионного литья для

изготовления лопаток перед методами деформации (штамповки): точное литье обеспечивает гораздо более высокий коэффициент использования металла (КИМ = 0,6-0,8 вместо 0,1-0,2), а также снижение трудоемкости (более чем в три раза) и стоимости. Несмотря на то что традиционно конструкторы не допускали и мысли о применении литых заготовок для изготовления деталей ответственного назначения, литые сопловые лопатки были испытаны на двигателях как в отечественной, так и в зарубежной практике с положительными результатами. Для литья сопловых лопаток в ВИАМ были разработаны первые литейные жаропрочные сплавы марок ВЛ7-20, ВЛ7-45У, ЛК-4. Эти сплавы не обладали высокой жаропрочностью и были мало легированы, литье осуществлялось на воздухе [29].

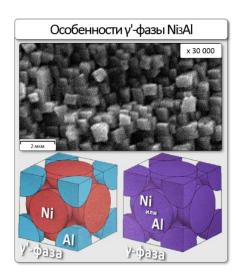


Рисунок $1.7 - \gamma'$ -фаза интерметаллида Ni_3AL в жаропрочных Cr-Ni сплавах

В 1945-1946 гг. в ВИАМ под руководством академика С.Т. Кишкина был разработан литейный жаропрочный сплав марки ЖС6 и его усовершенствованный вариант — сплав ЖС6-К. Эти сплавы имели более высокую температурную работоспособность (рабочие температуры на 150-200°С выше), чем применявшиеся в то время за рубежом и в России жаропрочные деформируемые сплавы. Сначала генеральным конструктором академиком Н.Д. Кузнецовым, а затем генеральным конструктором академиком А.М. Люлькой литейные сплавы были использованы для

изготовления рабочих лопаток новых высокотемпературных ГТД. Литые рабочие лопатки успешно прошли испытания, и это кардинально изменило отношение конструкторов к возможности использования литых заготовок для изготовления деталей ответственного назначения, работающих в условиях комплексного воздействия напряжений как растяжения, так и сжатия, а также динамических и переменных термических нагрузок, т.е. при сложнонапряженном состоянии материала. Через несколько лет в США и других странах также стали применять литейные сплавы [29].

Первые лопатки отливали по традиционной технологии — с припусками на механическую обработку, в том числе и по перу лопатки. Необходимость припуска по перу лопатки диктовалась низким, по современным представлениям, металлургическим качеством литья. Отливку осуществляли в керамические формы на основе маршаллита и кварцевого песка, причем все операции (плавка металла, заливка форм, термическая обработка отливок) осуществлялись на воздухе.

В сплаве ЖС6-К суммарное содержание химически активных элементов алюминия и титана - 10 %, поэтому расплав химически активен, сильно окисляется на воздухе, образуя «плены» Al_2O_3 -TiO₂, взаимодействует с керамикой литейной формы на основе кремнезема. Кроме того, сплав окисляется при термической обработке на воздухе на глубину до 0,3 мм. Суммарные поверхностные повреждения структуры металла составляли около 1,5 мм, чем и вызывалась необходимость припуска не менее 2 мм. Несмотря на отмеченные недостатки качества литых заготовок, лопатки успешно прошли испытания на заданный ресурс при рабочих температурах, более высоких, ДЛЯ лопаток деформируемых существенно чем ИЗ жаропрочных сплавов. Эти испытания открыли возможности литейной технологии для производства лопаток ГТД [29].

В дальнейшем развитии лопатки турбины прогрессировали все дальше, обретая все более сложную конструкцию. Следующей ступенью развития стали охлаждаемые лопатки, имеющие полую конструкцию, что значительно

усложнило технологию их изготовления. Литье по выплавляемым моделям явилось единственным возможным рентабельным способом изготовления подобных лопаток. В конце 60-х годов английская фирма «Rolls-Royce», работая крайне сложной проблемой нал создания охлаждаемой деформируемой лопатки, в конце концов решила эту задачу, но это потребовало стольких усилий и средств, что фирма оказалась на грани банкротства. При этом полученное решение было связано с чрезвычайно большой трудоемкостью при производстве [29]. После преодоления данной проблемы, встала задача повышения стойкости лопаток к температурной коррозии, что решилось разработкой теплозащитных покрытий.

В итоге развитие направления повышения рабочих температур и качественного совершенствования ГТД во всем мире пошло по пути использования литых охлаждаемых лопаток (см. рис. 1.8).

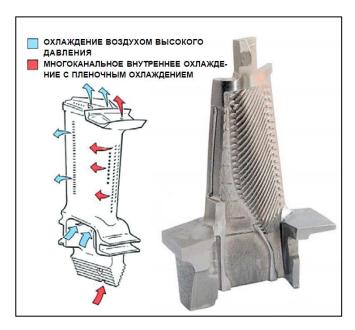


Рисунок 1.8 – Литые охлаждаемые лопатки турбины

Дальнейшее стремление к повышению прочности лопаток при более высоких температурах привело к созданию технологии литья с направленной кристаллизацией и как естественное продолжение — появление монокристальных лопаток турбины, что явилось венцом инженерной мысли

в газотурбостроении. Основные вехи разработок лопаток турбины в зависимости от поколений авиационных двигателей представлены на рисунке 1.9.

С каждым витком развития, лопатки газовой турбины становились все более эффективным инструментом, повышающем КПД газотурбинного двигателя, но вместе с тем технология их изготовления становилась все более затратной. Даже сейчас дальнейшее развитие рабочих лопаток движется в сторону использования сплавов с крайне дорогими редкоземельными легирующими элементами (рений, рутений и т.п.), но вместе с тем износ газовой турбины остался неизменен [30]. Насколько не была бы дорога лопатка, из-за незначительной потери своей геометрии в процессе эксплуатации – она становится непригодной к дальнейшему использованию.



Рисунок 1.9 – Характерные виды лопаток ротора турбины, применяемые в различных поколениях авиадвигателей

С учетом различных условий эксплуатации, дефекты лопаток ГТД можно разделить на следующие типы:

- 1) трещины, вызываемые переменными напряжениями и вибрацией;
- 2) износ вершины пера лопаток;

- 3) газовая эрозия под воздействием горячих газов;
- 4) коррозия в агрессивной рабочей среде;
- 5) фреттинг-коррозия в замковых соединениях лопаток, вследствие неплотного прилегания в посадке на диски;
- 6) случайные повреждения типа забоин и рисок от попадания посторонних предметов;
- 7) структурные изменения жаропрочных сплавов вследствие перегрева.

Каждый из данных дефектов обычно приводит лопатку к трем возможным состояниям:

- 1) допустимый для дальнейшей эксплуатации в двигателе без дополнительных операций и ремонта;
- 2) допустимый для дальнейшей работы с дополнительными операциями, которые обеспечивают продление ресурса лопаток ГТД (восстановление различными способами);
- 3) недопустимый к дальнейшей эксплуатации в двигателе (повреждения, выше допустимых норм, ремонт при которых экономически нецелесообразен по сравнению с приобретением новой лопатки).

Первый и третий случаи не рассматриваются в дальнейшем тексте главы. В целях получения основной информации о состоянии объекта ремонта, необходимо произвести его оптический осмотр (неразрушающий вид контроля). Из возможных методов могут быть применены следующие:

- 1) электромагнитные методы контроля (типа токовихревого и индукционного методов);
- 2) акустические методы контроля (типа ультразвукового и импедансного методов);
- 3) метод проникающих веществ (типа цветовой дефектоскопии и люминесцентного контроля);
- 4) рентгенографический метод контроля.

К методам технических измерений могут быть включены визуальный осмотр, оптические, механические и оптико-механические методы, электрические и прочие разновидности.

Акустический метод используется для определения наличия трещин и их размеров, практически не ограничен по толщине и площади. Для контроля лопатки ГТД его можно разделить на теневой, эхометод и метод акустической эмиссии. Основным принципом их работы является излучение звуковых волн, и приём обратного сигнала. На результатах анализа обратного сигнала можно получить выводы по дефектам исследуемой лопатки.

Магнитные методы и индуктивные токи, обычно, используют источники генерации внешнего магнитного ИЛИ электромагнитного поля, ДЛЯ воздействия ферромагнитный порошок. Данные на методики предназначаются для выявления поверхностных и внутренних трещин у деталей с незначительной толщиной. Использование магнитного порошка выявляет расположение трещины, размер, а также способен выявлять обладая нераскрывшиеся трещины на поверхности, высокой чувствительностью.

Метод проникающих веществ используется для проверки детали на поверхностные трещины и дефекты, он позволяет определить их длину и расположение. Для этого используют специальные веществами с очень высокой проникающей способностью, обладающие малой вязкостью. Вещество проникает в поверхностные дефекты, закрепляясь в глубине. Агент обычно обладает контрастным оттенком для облегчения выявления поверхностных дефектов. Эта операция в основном производится тремя способами:

- 1) использование контрастного пенетранта;
- 2) использование дополнительного реагента, который взаимодействует с пенетрантом, заставляя его проявляться контрастным цветом или светиться в ультрафиолетовом излучении.

работают Лопатки газовой турбины при критически высоких температурах, близких к плавлению материала, испытывают значительные вибрационные И динамические напряжения. Помимо этого, ОНИ подвергаются воздействию агрессивной газовой среды, приводящей к одновременной коррозии эрозии материала лопатки. Большинство И разрушений лопаток ГТД и в частности турбины имеют усталостный характер, связанный переменными нагрузками И напряжениями, возникающих в процессе работы.

В высокотемпературные повреждения лопаток турбин могут быть вызваны особенностями распределения температурных полей и газов на выходе из камеры сгорания, а механический абразивный износ вибрациями в процессе работы. Характерные дефекты лопаток ГТД продемонстрированы на рисунке 1.10.

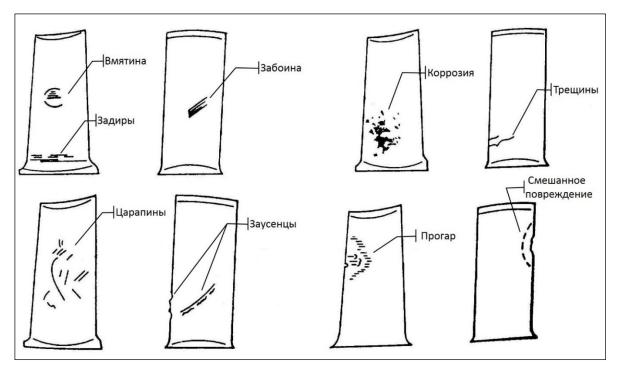


Рисунок 1.10 – Разновидности дефектов лопаток ГТД после эксплуатации

Трещины, возникающие в теле лопатки, обычно несут усталостный характер, если только не будут подвержены динамическому воздействию из

вне (попадание потустороннего тела в лопатку). Трещины усталостного характера по основному типу делятся на внутренние и внешние. Оба варианта трещин могут зарождаться и развиваться в процессе работы двигателя в теле пера лопатки и в корневой замковой части. Причины их обычно следствие напряжений, центробежных появления высоких переменных нагрузок, высоких температур и воздействие вибрации. Размеры трещин для лопаток ГТД авиационной турбины достаточно малы для обнаружения их визуальными методами контроля, поэтому дополнительные применяют неразрушающие методы контроля такие как: метод вихревых люминесцентный метод, порошково-магнитный, ультразвуковые (акустические) методы или рентгенографические.

Вследствие того, что лопатки турбины работают в среде горячих отработанных газов — одним из видов повреждений является газовая коррозия, которая возникает при взаимодействии металла с сухим потоком газов в условиях, без конденсации влаги на поверхности металла. Этот процесс имеет ионно-электронный механизм, подобно процессам электропроводности в ионных кристаллах.

Фреттинг относится к видам износа или коррозии, происходящих на неровных контактных поверхностях. Это повреждение образуется под воздействием нагрузки и при наличии многоцикловых движения по поверхности, к примеру вибрации. Амплитуда данных колебаний может находится в диапазоне от микрометров до миллиметров. Вибрация и перемещения контактных поверхностей вызывает износ, часто с последующим окислением поверхности.

На лопатках ГТД фреттинг-коррозия возможна на контактных поверхностях соприкосновения замковых соединений с дисками или контакта с бандажных полок. Данный вид износа вполне может быть обнаружен невооруженным глазом или любыми методами наружного контроля поверхности. Фреттинг-коррозия часто носит точечный характер.

Различные примеры видов износа или повреждения лопаток различных газотурбинных двигателей в процессе эксплуатации представлены на рисунке 1.11.

К классическим методам обработки поверхностей лопаток при ремонте можно отнести: зачистку следов коррозии, царапин, рисок, забоин, следов износа, для этого применяют шаберы, круги и камни, мягкие абразивные шнурки.

Для реализации люминисцентного контроля необходимо провести удаление нагара абразивно-жидкостной полировкой. Данный метод полировки позволяет исключить появление микротрещин и прожогов материала, так как при полировке применяется охлаждение, но это не предотвращает неравномерность снятия металла и возникновение остаточных напряжений сжатия в обрабатываемом поверхностном слое.

К химико-механическим процессам относят вибро-абразивную полировку, посредствам которой, происходит сглаживание микронеровностей на поверхности лопаток с помощью рабочей абразивной среды в условиях вибрации.

Еще один метод обработки лопаток - электролитическая полировка, он основан на постепенном растворении поверхности лопатки под влиянием сил электролиза. При данном процессе в микровпадинах на поверхности детали образуется защитная плёнка солей, препятствующая дальнейшему растворению, однако она не защищает выпуклые части поверхности. Таким способом можно проводить только локальную обработку поверхности лопаток.

Восстановление утраченного конструкционного материала может происходить различными допустимыми методами: детонационным и другими видами напыления, а также наплавки или пайки.



Рисунок 1.11 – Примеры дефектов лопаток ГТД после эксплуатации

Деформационное упрочнение поверхностно-пластическое И деформирование поверхностного слоя материала лопатки проводится для повышения усталостной прочности и выносливости после изготовления новой детали или восстановления ремонтной. Данный вид технологической \mathbf{c} операции может осуществляется помощью пневмо или гидродинамического обдува стеклянными шариками или металлической микродробью, также применяется методы обкатки роликами или воздействия другими источниками, способными создать микронаклёп поверхности со сжимающими напряжениями. В последние время всё больше распространение начинает приобретать ультразвуковое виброупрочнение в среде жидкостей.

Для лопаток турбины при промежуточном ремонте часто применяются следующие технологические операции, повышающие их надёжность и долговечность:

- снятие поверхностного слоя в местах частого образования трещин, для устранения микротрещин, которые не выявляются неразрушающими методами контроля в силу их малого размера:
- проверка рабочих лопаток на частоту собственных колебаний с доработкой профиля для предотвращения их разрушения в процессе работы;
- восстановление на пере термодиффузионных тербобарьерных покрытий, постепенно разрушающихся под воздействием температурной коррозии;
- восстановление алитирования поверхностей, для сохранения стойкости к температурной коррозии лопаток турбины (всё чаще применяются диффузионные покрытия типа цирконийалитирование или вольфрамоалитирование эти комплексные покрытия являются более эффективными по сравнению с алитированием).

Исходя из высоких затрат на производство новых лопаток компрессора или турбины ГТД большинство производителей и эксплуатантов сходится в едином мнении, что организация поточного ремонтного производства

лопаток является наиболее рентабельным по сравнению с любыми другими частями двигателя, учитывая их большое количество и постоянную повреждаемость в ходе работы.

1.4 Обзор опыта Российских и зарубежных исследователей по тематике ремонта деталей холодного и горячего тракта ГТД

Российская федерация является одним из мировых производителей газотурбинных двигателей. Основным представителем России на мировом рынке является уникальный промышленный холдинг — АО «Объединенная двигателестроительная корпорация», (член государственной корпорации «Ростех») — интегрированная структура, специализирующаяся на разработке, серийном изготовлении и сервисном обслуживании двигателей для военной и гражданской авиации, космических программ и военно-морского флота, а также нефтегазовой промышленности и энергетики. Феномен данной корпорации состоит в том, что она является крупнейшим промышленным объединением в мире, специализирующимся на разработке и производстве газотурбинных двигателей. На рисунке 1.12 представлена структурная схема корпорации и входящие в контур управления предприятия.

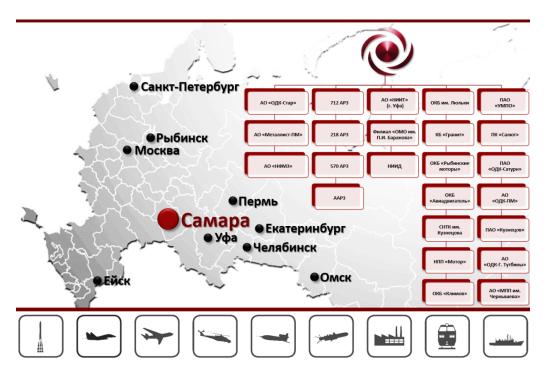


Рисунок 1.12 – структура АО «ОДК»

Корпорация включает в себя 80% газотурбостроительной отрасли России 92 насчитывает порядка тысяч сотрудников. из приоритетных направлений деятельности АО «ОДК» является реализация комплексных программ развития предприятий отрасли с внедрением новых технологий, соответствующих международным стандартам. Корпорация осуществляет разработку, производство и послепродажное обслуживание газотурбинных двигателей, основные широкого ряда направления производимых продуктов и ежегодный оборот организации представлен на рисунке 1.13. Консолидированная прибыль корпорации в 2017 году составила 25 млрд. руб. при обороте в 234 млрд. руб., что составило 20% холдинга ГК «Ростех». Учитывая всего крайне конкурентной на мировом рынке, наукоёмкость сложность технологическом плане продукта – данные показатели чистой прибыли являются одними из самых высоких среди аналогичных отраслей [31].



Рисунок 1.13 – Диаграмма распределения годового оборота АО «ОДК» по продуктовым линейкам

На территории Самарской области находится один из семи крупнейших производственных комплексов АО «ОДК» и Российской авиадвигателестроительной промышленности – ПАО «КУЗНЕЦОВ», являющийся наследником известного СНТК им. Н.Д. Кузнецова.

СНТК им. Н.Д. Кузнецова начинает свою историю с 1946г. – данный комплекс был образован на базе завода № 145 имени С.М. Кирова в Кировской области посёлка Управленческий, целью данного предприятия стала создание перспективных авиационных двигателей нового поколения. В мае 1949 года Главным конструктором и директором предприятия был поставлен Николай Дмитриевич Кузнецов. Впоследствии 27 июня 2011 года ОАО «СНТК им. Н. Д. Кузнецова» вместе с ОАО «СКБМ» и ОАО «НПО АвиТИ» влились в состав основной производственной площадки ПАО «Кузнецов» (до 2010 года носившем называние ОАО «Моторостроитель», а ещё ранее до 1996 года – завом им. М.В. Фрунзе) [32].

Газотурбинные двигатели вне зависимости от их назначения отличаются как большими затратами при производстве, так и немалыми расходами при их содержании и обслуживании. После распада СССР в 1991 г. и взятии курса на капиталистическую модель устройства экономики, многие предприятия авиационной отрасли столкнулись со всеми проблемами свободного рынка, к которым не были готовы. Одним из факторов, позволяющих авиационному предприятию успешно существовать на мировой арене, является развитая система сервиса, позволяющая с минимальными затратами для себя содержать и обслуживать свои изделия, что невозможно без применения ремонтных технологий. Данная проблема и стала слабой стороной многих предприятий в период 1990-х годов. Условия постоянного репроизводства и плановая экономика дала жизнь многим проектам в авиационной отрасли, которые совершили настоящий рывок в развитии, опередив свое время. Но вместе с тем одна из главных проблем данных проектов было то, что они обладали низкой рентабельностью – это послужило причиной слабого распространения ремонтных технологий. При разработке технологии восстановления узлов газотурбинных двигателей стоит обратить внимание на самые затратные в производстве и наиболее быстро выходящие из строя детали – лопатки ГТД. Цена данных узлов может варьироваться от 5 тыс. руб. за лопатку компрессора низкого давления (НД), до свыше 200 тыс. руб.

за рабочую монокристальную охлаждаемую лопатку первой ступени газовой турбины. У лопаток турбины наибольшему износу подвергается полка и гребешки, имеющие прямой контакт с ответной деталью. В среднем при изготовлении новой лопатки турбины около 60% её стоимости приходится на литейное производство, 30% на механическую доводку геометрии и 10% на остальные процессы, включающие в себя нанесение теплозащитного покрытия (ТЗП) и прочие специальные процессы. Стоит также учесть, что лопатки происходит намного раньше её зачастую выход из строя запланированного ресурса и по малозначительным дефектам, таким как небольшая потеря геометрии. В случае восстановления подобной лопатки, ремонтная технология позволяет сократить расходы по сравнению с производством новой до 90% её стоимости. Но вместе с тем не стоит забывать, что такие изделия являются ответственными и подвержены огромным динамическим и температурным нагрузкам, что всегда стояло на пути разработки данных технологий.

Первые свидетельства о применении ремонтной технологии появились в 1971 году — компания «Пратт и Уитни» (РW) корпорации «Юнайтед Технолоджи» (США) использовала высокотемпературную пайку для экспериментального ремонта лопаток соплового аппарата (см. рисунок 1.14) и жаровой трубы камеры сгорания газовой турбины.



Рисунок 1.14 – Внешний вид сопловой лопатки с изношенным отверстием под штифт

Спустя год в СССР в НПО «Сатурн» также осуществили ремонт сопловых секций лопаток с помощью высокотемпературной пайки [33]. Причина, ПО которой высокотемпературная пайка стала первой разработанной восстановления деталей горячего технологией тракта, проблемой аргонодуговой является ЧТО наплавки лопаток ИЗ сплавов в основном является высокая склонностью к жаропрочных трещинообразованию (как холодные, так и горящие трещины). Данная проблема возникает из-за высокого уровня возникающих сварочных и объемных напряжений, релаксация которых в процессе сварки практически невозможна по причине повышенной релаксационной стойкости данных сплавов в весьма широком диапазоне температур. Сварка или наплавка жаропрочных сплавов происходит после полного выделения значительного количества у'-фазы в объёме 40–80%, которая при нагреве в процессе наплавки при температурах свыше 980-1250 °C стремится к практически полному растворению в околошовной зоне (далее – ОШЗ). В свою очередь при охлаждении металла шва, кристаллизация ОШЗ сопровождается выделением у'-фазы из твердого раствора со значительным образованием различных напряжений объёмного характера, отягощённые сварочными напряжениями создают среду для массового образования горячих и холодных трещин в зоне наплавки [34].

Тем не менее следующим шагом в истории стали наработки научных деятелей Пермиловского И.А и Гейченко В.С., работавших тогда в институте электросварки им. Е.О. Патона (Украинская ССР). Документально подтверждено, что они первые в 1976 году на территории бывшего СССР предложили использовать ручную малоамперную аргонодуговую наплавку (далее – АДН) с присадочным материалом в виде проволоки для ремонта турбинных лопаток [35]. Помимо этого, в литературе сохранились данные о применении в иностранной практике ремонта изношенных посадочных мест уголка бандажной полки лопатки при помощи наплавки. Скорее всего это осуществляется методом ручной сварки неплавящимся электродом в среде

(Ar) незначительным колебанием защитных газов c электрода использованием в качестве присадки прутков или проволоки малого диаметра. Небольшой размер зоны наплавки и незначительная толщина уголка бандажной полки позволяла обеспечить достаточную защиту сварочной ванны от атмосферных газов и ограничить возможность образования объемных сварочных напряжений, которые обычно способствуют появлению микротрещин [36].

Успешные исследования в начале 80-х гг. прошлого столетия в СССР и рубежом позволили разработать высокотемпературные припои на никелевой основе и процесс так называемой диффузионной пайки с общим нагревом в вакууме, позволяющие получать паяные соединения, в ряде случаев удовлетворяющие требованиям эксплуатации деталей горячего тракта турбины. Столь высоко работоспособные паяные соединения можно получить только при капиллярных зазорах до 0,1 мм. При увеличении зазора свыше 0.15 - 0.20 мм значения кратковременной и длительной прочности паяного соединения при высоких температурах по сравнению с основным металлом снижаются в 2-3 раза, что, безусловно, недопустимо для деталей такого рода. Применение композиционных порошковых припоев (смесь порошков припоя и наполнителя из основного металла) позволило работоспособность соединений значительно повысить паяных (кратковременная и длительная прочность составляют 0,5 – 0,7 аналогичных показателей основного металла), что и послужило основанием для их использования при ремонте различных поверхностных дефектов на лопатках с помощью высокотемпературной пайки. Данные наработки были описано в работах 1984г. Орлова А.В. и Березникова Ю.Н. [35]. Суть процесса заключалась в проведении выборки дефекта с образованием разделки и подготовки ее и прилегающего к ней основного материала под пайку. После этого разделку заполняли смесью порошков основного материала и припоя на никелевой основе в виде пасты, используя раствор акриловой смолы на ацетоне. После чего нагревали лопатки в вакуумной печи до температуры

расплавления припоя с выдержкой и последующей термической обработкой. В последствии из-за трудностей получения требуемых эксплуатационных характеристик паяного соединения, низкой энергетической эффективности пайки с общим нагревом малоразмерных соединений в локальном участке деталей газовых турбин, этот процесс с позиции ресурсо и энергосбережения далеко не всегда удовлетворял производство.

В процессе исследований, проводимых с 1990г. в НИИД, МГТУ им. Н. Э. Баумана, ФГУП «ВИАМ» и ИЭС им. Е.О. Патона [37-39], группой научных деятелей (Неровный В.М., Хорунов В.Ф., Ключников И.П., Гейкин В.А. и др.) было установлено, что во многих случаях, с позиции повышения эффективности процесса исправления поверхностных дефектов высокотемпературной пайкой в вакууме при минимально возможном термическом воздействии на основной металл, перспективным является не общий, а локальный нагрев с использованием в качестве источника энергии дугового разряда с полым катодом (далее – ДРПК). Разработанный процесс дуговой пайки в вакууме с подачей порошковых композиционных припоев в сочетает наибольшей степени преимущества способов наплавки высокотемпературной пайки с общим нагревом. Отрицательной же стороной данного процесса являлась фактическая невозможность восстановления концевых элементов деталей.

Следующем витком развития аргонодуговой наплавки в 1994г. стали работы Г.В. Мартышина, проводимые в ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова», предложившего импульсную подачу присадочной проволоки [40]. Впоследствии продолжением и развитием данной тематики стал цикл работ, проведенных Л. И. Сорокиным начиная с 1997г. на базе ФГУП «ВИАМ» [36, 41, 42]. В них было предложено использование импульсной дуговой наплавки защитных газах, ограничивающей термическое влияние электрической дуги на материал жаропрочного сплава лопатки. Данная технология накладывала большие сложности при подготовке наплавки, которая требовала общий или локальный подогрев металла лопатки свыше 1050°C, потому и не получила широкого распространения в производстве и на данный момент не применяется.

Ремонт деталей горячего тракта впоследствии нашёл своё развитие в плазменной и микроплазменной сварке, отраженных в работах сотрудников института электросварки им. Е.О. Патона (Украина) К.А. Ющенко, В.С. Савченко и А.В. Яровицын. Их работы продолжались с 2004 г. и были связаны с растущими объемами заказов на авиационные перевозки крупногабаритных нестандартных грузов в результате которых возник дефицит авиационного парка транспортных рамповых самолетов, имеющих сертифицированные за рубежом авиационные двигатели. Стало актуальным продление ресурса эксплуатации самолета Ан-124 «Руслан», оснащенного двигателем 4-го поколения Д-18Т. Для этого, в частности, стало необходимо продление ресурса рабочих лопаток турбины высокого давления (ТВД), имеющих значительные наработки. Ввиду увеличения эксплуатационных повреждений на проточной поверхности бандажных полок рабочих лопаток ТВД двигателя Д-18Т (ЗМКБ «Прогресс») было принято решение усовершенствовать применяемую ранее технологию их восстановления методом аргонодуговой наплавки. Задача ремонта сильно поврежденных торцов бандажных полок рабочих лопаток ТВД из жаропрочного никелевого сплава ЖС32-ВИ с направленно кристаллизацией и содержанием у'-фазы 62% была успешно решена с помощью микроплазменной порошковой наплавки с использованием однородного основному металлу присадочного порошка [43-45]. Однако разработанная технология, накладывая массу ограничений на возможности наплавки, как-то, например, невозможность проведения наплавки в более чем один проход, большие припуски на последующую механическую обработку и проблемы с наплавкой концевых элементов. Общий вид результата наплавки данным методом представлен на рисунке 1.15.



Рисунок 1.15 – Внешний вид восстановленной рабочей лопатки ТВД из сплава ЖС32-ВИ

Последней современной тенденцией развития ремонта лопаток газотурбинных двигателей многослойная стала наплавка концентрированными потоками энергий (лазер или электронный луч) с использованием различного присадочного материала. В последние годы это направление породило целый бум в развитии ремонтной технологии различного профиля. Как например с использованием импульсного лазерного излучения и присадочной проволоки малого диаметра в работе 2013г. А.В. Сотова и В.Г. Смелова [46]. Методика позволяла максимально снизить на материал основу, тепловое влияние но вместе с тем снижала производительность данной техники. Помимо прочего авторы работы использовали присадочные материалы зарубежного производства по причине отсутствия отечественных аналогов. На технике ручной импульсной наплавки и в развитие данной тематики научным коллективом авторов ФГБОУ ВО «Самарского университете им. С.П. Королёва», среди которых А.В. Сотов, В.Г. Смелов, В.А. Барвинок, И.Л. Шитарев и А.В. Агаповичев был опубликован ряд научных работ, подробно описывающий различные преимущества и проблемы описываемой методики. Среди преимуществ данного метода однозначно можно отметить низкое влияние нагрева и локализацию зоны наплавки, что позволяет практически без последствий производить ремонт деталей из жаропрочных сплавов сложной формы с

краевыми элементами. К отрицательным сторонам относится низкая производительность наплавки, высокая стоимость узкий выбор присадочного материала, преимущественно зарубежного производства. К сожалению, в РФ производителей различного сортамента проволоки малого диаметра, занимающихся поставкой малыми партиями практически не Данный факт сильно представлено на рынке. ограничивает области данной технологии, особенно применения военно-промышленном комплексе, где требуется высокая доля материалов отечественного производства. Дополнительно можно отметить проблему образования большого кол-ва дефектов наплавки вследствие несплавления с металлом подложки и между слоями присадочного материала – данная проблема показана на рисунке 1.16.

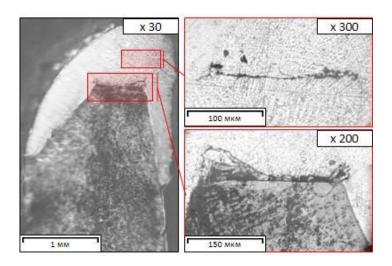


Рисунок 1.16 – Дефект наплавки при ремонте лопатки ГТД методом лазерной импульсной наплавки: сверху – несплавление между слоями присадочного материала; снизу – несплавление материала присадки с металлом подложки (лопатки ГТД)

Еще один из способов восстановления лопаток ГТД представлен в диссертации 2013г. Е.О. Фомичева «Разработка способов восстановления моноколес газотурбинных двигателей», предлагающего восстанавливать геометрию дорогостоящих и сложных в производстве моноколес методом электронно-лучевой наплавки в среде вакуума [54].

Начиная с 2013 года научный коллектив авторов ИЦ «Пратт и Уитни-B.B. А.Ф. Белявин, Куренкова И Д.А. Федоров рассмотрением проблемы продления ресурса рабочих и статорных лопаток газовых турбин при помощи восстановительной наплавки. Изначально авторы применяли метод обыкновенной TIG-наплавки, но в последствии перешли к более перспективному способу импульсной TIG-наплавки в целях борьбы с эффектами перегрева подложки. В работах рассматриваются монокристальные жаропрочные сплавы типа CMSX-4 и ЗМИ-ЗУ следующие присадочные материалы: PWA 795, FSX 414 и Inconel 625. Стоит отметить качественный материаловедческий подход авторов данных работ. Изучая проблему сопротивления лопаток турбины газовой коррозии, авторы отмечают низкое сопротивление сплава Inconel 625 к циклическим термическим нагрузкам и рекомендуют в этом отношении к наплавке кобальтовые сплавы типа PWA 795 и FSX 414 [55-58].

В отличие от дуговых источников нагрева, концентрированные потоки энергии (лазерный или электронно-лучевой источник) позволяют избегать проблем, связанных с наплавкой дуговым методом, и производить наплавку на трудно-свариваемые, и практически несвариваемые металлы, к которым и относятся жаропрочные сплавы с большим содержанием у'-фазы. Высокая плотность мощности в концентрированной потоке энергии, позволяет локализовать зону нагрева и не допускает объёмного разогрева материала подложки, что исключает распад ү'-фазы в основном материале и благоприятно влияет на формируемую структуру материала наплавки. В Российской существуют опубликованные практике работы, где рассматривается применение электронно-лучевых установок [59, 60] для проведения восстановительной наплавки лопаток газовых турбин, однако широкому внедрению В производство таких методов препятствует проблемный характер применения технологий, которые данных предполагают обязательное наличие дорогостоящих вакуумных камер и сложных в обслуживании систем создания высокого вакуума.

Лазерные источники не требуют обязательного наличия вакуумных камер и способны генерировать своё излучение в любой оптически прозрачной среде. Защита здесь может обеспечиваться инертными газами типа Ar или He по типу того, как это применяется в дуговой наплавке, дополнительно при необходимости можно поместить лазерный источник в камеру, заполненную защитным газом. В качестве присадочных материалов для лазерной наплавки можно применять проволоки, как это описано в работе Abioye T.E., который в качестве присадки применял весьма распространённый сплав Inconel 625 [61], так и порошки [62-64]. Наплавка с применением присадочной проволоки технологически более сложна, по причине необходимости точного позиционирования проволоки относительно лазерного луча, который в отличии от электрической дуги не имеет способности «самонаводки» на ближайший электрический проводник. В случае отклонения проволоки от ванны расплава это приводит к весьма неприятным последствиям, связанным с браком изделия. Применение порошковых присадок обычно упрощает технологию наплавки вследствие простоты его подачи в газопорошкой смеси. Однако данный метод имеет проблему с неполным коэффициентом использования порошка во время наплавки и большого процента рассеивания его в атмосфере.

С 2014 г. исследованием возможности восстановления лопаток турбины с применением лазерной коаксиальной порошковой наплавки (LMD) занялись сотрудники ФГУП «ВИАМ» С.В. Неруш, А.Г. Евгенов и А.С. Ермолаев в работе «Исследование мелкодисперсного металлического порошка жаропрочного сплава марки ЭП648-ВИ применительно к лазерной LMD-наплавке, а также оценка качества наплавки порошкового материала на никелевой основе на рабочие лопатки ТВД» и работе «Исследование технологии восстановления торца пера рабочей лопатки первой ступени турбины высокого давления (ТВД) из сплава ЖС32-ВИ методом лазерной газопорошковой наплавки с применением металлического порошка сплава ЖС32-ВИ, 66]. изготовленного методом атомизации» [65,Данные

публикации вошли в цикл работ периода 2014-2018 гг. обширного научно ΦГУП «ВИАМ» (Каблов E.H., Евгенов коллектива авторов Оспенникова О.Г., Щербаков С.И., Рогалев А.М., Неруш С.В. и прочие) посвящённых исследованию проблемы производства мелкодисперстных жаропрочных порошковых материалов и их различному применению в авиастроительной отрасли, в том числе при ремонте деталей горячего тракта ГТД [65-74]. Все работы рассматривают восстановление ДСЕ в разрезе применения газопорошковой LMD-наплавки, авторы отмечали сложность проведения наплавки на лопатки турбины из жаропрочных сплавов типа ЖСпричине большой склонности к образованию рекомендовали производить подогрев подложки не менее чем на 500 °C в целях снижения эффекта резкого градиента температур, вызывающий большие объёмные напряжения. К сожалению, работы не погружаются в проблему со стороны материаловедения, ограничиваясь технологическими рекомендациями на основе эмпирических наблюдений.

Практически одновременно в 2014г. схожей тематикой занялись специалисты из Ганновера (Германия). Так Boris Rottwinkel и его группа коллег в работе «Crack repair of single crystal turbine blades using laser cladding technology» описали процесс восстановления монокристаллических лопаток турбины при помощи лазерной порошковой LMD-наплавки. Однако авторы данной работы отмечают применимость их технологии только к восстановлению общей высоты геометрии, проблему ремонта глубоких трещин в теле лопатки им решить так и не удалось [75].

Описываемым направлением занимались ещё раньше в 2009г. ученые из института «Superior Te'cnico», расположенного в Лиссабоне (Португалия). R. Vilar в работе «Structure of NiCrAlY coatings deposited on single-crystal alloy turbine blade material by laser cladding» описывал особенности формирования дендритной структуры при лазерной наплавке на монокристаллические жаропрочные сплавы [76].

Самым же популярным направлением начиная с 2015г. стала адаптивная лазерная наплавка, позволяющая автоматизировать и связать процесс наплавки с дальнейшей механической обработки лопатки газотурбинного двигателя. На данный момент он признаётся как наиболее универсальный метод ремонта лопаток ГТД, которые получают разнотипные повреждения (к таковым лопатка относятся лопатки компрессора наземных ГТД). Метод предполагает разработку 3D-модели заранее подготовленной лопатки (с механически устранёнными дефектными местами по одному типу) или произведение замера при помощи 3D-сканера и создание облака точек по имеющейся лопатке. Для использование второго более продвинутого уровня адаптивного ремонта требуется хорошая подготовка специалистов в области построения САД-моделей по принципу обратного инжиниринга. Описание данного процесса можно увидеть в работах 2007-2009 годов «Reverse engineering of turbine blades based on design intent» u «Improvement of reverseengineered turbine blades using construction geometry» сотрудника Technical University of Denmark (Дания) – Kamran Mohaghegh [77-78]. Тематикой реверс-инжиниринга лопаток турбины также Associate занимался Professor Central China Normal University (Китай) Yinping Li в своей работе «An engineering rule based parameterization approach for turbine blade reverse engineering, Geometric Modeling and Processing» [79]. При использовании обратного инжиниринга обычно применяют специальные 3D-сканеры, создающие САД-модели по принципу образования облака точек, которые впоследствии объединяются в поверхность, подобный сканер представлен в работе Jian Gao – научного сотрудника «GuangDong University of Technology» (Китай) [80]. Развитие данной тематики также можно наблюдать в работах 2011 года Cecil Piya, сотрудника Purdue University (США) [81].

Непосредственно технология ремонта лопаток ГТД с применением обратного инжиниринга и последующей наплавки на перо были описаны в работе 2015 года Wang Tao «Recent Repair Technology for Aero-Engine Blades» сотрудника «Civil Aviation University of China» (Китай) [82]. Схожие

работы представлены в широком диапазоне исследований прочих авторов из различных стран [83-86], однако среди обилия литературы выделяются работы, посвящённые проблемам устранения эксплуатационных дефектов именно на монокристальных суперсплавах, применяемых при изготовлении рабочих лопаток 1-вой ступени ротора газовых турбин [87-94].

Большинство работ зарубежных авторов затрагивают применение только материалов иностранного производства. На основе анализа циклов работ посвященных данной теме, среди отечественных исследователей можно отметить несколько коллективов авторов, продвигающих технологию адаптивной 3D-наплавки. Также особо стоит отметить заслуги именно двух наиболее крупных отечественных организаций в развитии настоящего направления, основанного на технологии прямого лазерного выращивания или газопорошковой лазерной наплавки (LMD-наплавки).

К первой относится ФГАОУ ВО «СПбПУ им. Петра Великого» и научные коллективы авторов во главе с профессором Г.А. Туричином (директор «Института лазерных и сварочных технологий» ФГАОУ ВО «СПбПУ»), продвигающие гетерофазной аддитивную технологию порошковой металлургии, применяемую ДЛЯ выращивания деталей различного профиля, а также используемую в ремонте деталей горячего тракта [95-102].

Ко второй группе относится коллектив сотрудников ФГУП «ВИАМ», возглавляемый профессором Е.Н. Кабловым (генеральный директор ФГУП «ВИАМ»). Если первый коллектив больше специализируется на разработке технологии лазерного выращивания или наплавки, то коллектив ФГУП «ВИАМ» полагается на разработку отечественных порошковых материалов.

Несмотря на широту представленных работ в последние годы, можно отметить малоизученность вопроса наплавки износостойких материалов на жаропрочные сплавы лопаток ГТД в целях повышения их ресурса не только за счёт восстановления геометрии, но и повышения способности сопротивляться абразивному износу. В силу узкой направленности данной

тематики и больших затрат при проведении подобных исследований, все работы обычно ограничивается эмпирическими или теоретическими исследованиями без подтверждения усталостной прочности восстановленных изделий и имеют низкий процент дальнейшего внедрения на производстве.

1.5 Лопатки ротора турбины турбостартера ТВД НК-12МП/МПМ, анализ материала лопатки и дефектов, возникающих после эксплуатации

В данной работе В качестве объекта исследования выбрана среднестатистическая охлаждаемая турбины не лопатка ротора турбостартера ТС-12М (далее – ТС) самого мощного в мире авиационного турбовинтового двигателя НК-12МП и его модификация МА, МВ и МПМ. Среди двигателей для дальней авиации, НК-12МП является наиболее часто ремонтируемым, что создаёт постоянный стабильный поток лопаток для восстановления и продления их ресурса. Авиационных двигателей типа НК-12 принадлежности Минобороны России насчитывается более 400 единиц включая подменные запасные двигатели из пула. Данные двигатели устанавливаются на дальний противолодочный самолёт типа Ту-142М3, военно-транспортный самолёт Ан-22 «Антей» и весьма распространённый стратегический бомбардировщик Ту-95МС, являющийся самым быстрым турбовинтовым самолётом в мире [103].

В 2014 году правительством РФ принято решение о дальнейшей эксплуатации вышеперечисленных воздушных судов до 2055 года. Ремонт и частичная модернизация серийной дальней авиации Ту-95МС и Ту-142М3 начались практически сразу с 2014 года. Первые результаты данных работ можно отметить в 2015 году, когда предприятия ПАО «ТАНТК им. Г.М. AOБериева» (Γ. Таганрог) «Авиакор» (Γ. Самара) занились переоснащением воздушных судов аппаратурой ДЛЯ использования перспективных крылатых ракет нового типа. Работы продолжаются по настоящее время и в ближайшем будущем данную модернизацию получит значительно большее кол-во самолётов. Помимо выполняемых контрактов модернизации, существует ряд планируемых, реализация которых запланирована в 2019 году [104].

Точно такая же тенденция наблюдается в военно-воздушных силах США, стратегической где основным скелетом авиации остались омбардировщики B-52H. В 2016 года авиакомпания Boeing взяла контракт Минобороны США на модернизацию радиоэлектронного оборудования данных самолетов, в силу того, что радиолокационная станция Northrop Grumman AN/APQ-166 уже не устраивала военно-воздушные силы. Выполнение контракта по замене радиолокационных станций запланировано окончить к 2021 году. Общая стоимость данного контракта оценивается в 491 млн. долларов США. Данные модернизации не единственные, что были проведены или планируется США [104].

Развитие и жизненный цикл двух родственных стратегических бомбардировщиков, состоящих на вооружении в Российской Федерации и США, преследует схожие цели и имеют одно направление. Модернизация техники продолжается и в первую очередь свидетельствует о весьма длительном жизненном цикле данных машин. Несмотря на появление в ближайшем будущем перспективных комплексов дальней авиации («ПАК ДА» – Россия и «В-21 LRS-В» – США), стоимость данных самолётов и не быстрые темпы их разработки и постройки не позволят произвести замену имеющихся на вооружении бомбардировщиков в необходимом кол-ве ещё долгое время. Стоит также учитывать немалую стоимость постройки, ведь программа бомбардировщика прошлого поколения Northrop B-2 Spirit потребовала 44 млрд. долларов США, а серийные образцы обошлись в 2,1 млрд. долларов США за единицу. Новая программа разработки Northrop B-21 LRS-В по предварительным данным оценивается в 80 44 млрд. долларов США [105].

Решение по продлению эксплуатации также дало жизнь и новый облик двигателю НК-12МП в виде его новой модернизированной версии

НК-12МПМ разработки ПАО «Кузнецов» (г. Самара) является модификацией НК-12МП (тяга – 15 000 л.с.). Данная модификация «МПМ» «Тяжёлые позволяет винты≫ улучшить взлетную грузоподъемность и дальность полета воздушного судна. В двигателе данной модификации используются винты новой конструкции, разработки НПП «Аэросила», помимо этого винты позволяют снизить уровень вибрации почти на 50%. Разработка данной модификации двигателя станет следующим шагом по полномасштабной модернизации ряда представителей воздушных судов дальней авиации.

Лопатка ТС располагается в турбостартере, насчитывающий 2 рабочие ступени ротора с общим кол-вом лопаток 58 шт. Лопатки ТС имеют классическую неохлаждаемую монолитную конструкцию, замковую посадку в диски по типу «Елочка» и работают при температуре горячего газа на входе в турбину 900 °С. Конструктивная схема двигателя НК-12МП/МПМ и расположение турбостартера с лопаткой ТС представлено на рисунке 1.17.

Лопатку получают методом литья в керамические оболочковые формы с равноосной кристаллизацией из сплава ЖС6К (ТУ 1-809-1025-98) — данный сплав является одним из самых распространенных сплавов в отечественном газотурбостроении и имеет применение в двигателях с I по IV поколения. Иные модификации сплава ЖС6 применяются в двигателях и V-го поколения — из него изготавливают сопловые сопатки статора турбины, к примеру, в двигателе ПД-14. На рисунке 1.18 представлена основная информация по данному сплаву.

На предприятии ПАО «Кузнецов» лопатки турбины, входящие в состав двигателя, поступившего на техническое обслуживание, после разбора из диска проходят выборочное металлографическое исследование на электронном микроскопе для определения степени перегрева. По нормам предприятия определена структура для лопаток допустимых в дальнейшую эксплуатацию в составе двигателя.

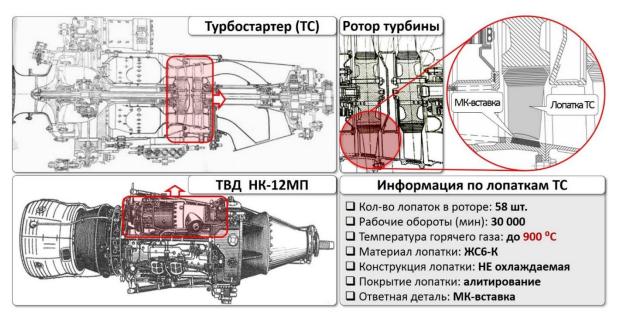


Рисунок 1.17 – Расположение лопаток ТС в турбовинтовом двигателе НК-12МП/МПМ

Жаропрочные литейные никелевые сплавы, используемые для работы при высоких температурах, упрочняются высокодисперсными выделениями γ '-фазы на основе соединений Ni3Al с упорядоченной плотноупакованной кристаллической структурой L12. Данная структура представляет собой частицы γ '-фазы с кубической формой, в которых грани куба параллельны плоскости.



Рисунок 1.18 – Основная информация по материалу лопатки ТС

Химическое и структурное сродство этой фазы с аустенитной матрицей, близкие коэффициент линейного расширения, а также большая её объемная доля определяют запас пластичности и прочности сплава в сочетании с высокой способностью к сопротивлению и разрушению при эксплуатации. При изменении структуры, связи повышением действию механической деформации, температуры или происходит разупрочнение сплава и снижение его характеристик при испытаниях на усталость длительной жаропрочности. Обычно разупрочнение связывают с потерей когерентности у'-фазы [106]. На рисунке 1.19 представлены снимки допустимой структуры для лопаток ТС из сплава ЖС6К с четко различимой кубической формой у'-фазы.

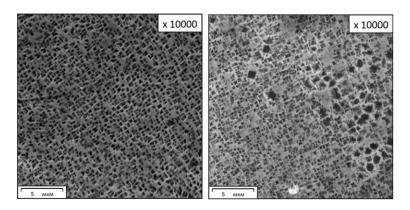


Рисунок 1.19 – Допустимая структура лопаток ТС из сплава ЖС6-К

На рисунке 1.20 представлен пример разупрочнения и потеря когерентности γ'-фазы сплава ЖС6К, вследствие её растворения под воздействием высоких температур.

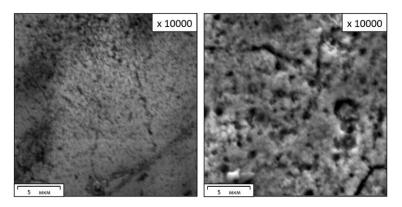


Рисунок 1.20 – Нарушение кристаллической структуры γ'-фазы сплава ЖС6К, вследствие воздействия высоких температур

Одним из важных элементов конструкции турбостартера является металлокерамическая вставка (см. рисунок 1.17) как ответная часть к перу лопатки и имеющей твердость 46-94 HV по Викерсу (≥1 HRC по Роквеллу).

На предприятии ПАО «Кузнецов» изготавливают вставку методом порошкового спекания с использованием графитового и никелевого порошка с добавлением кремния — точный состав является коммерческой тайной. При сборке зазор между лопаткой и вставкой выдерживается на уровне 0,6-0,8 мм. Однако при выходе на рабочую температуру (900 °C) за счет теплового расширения и центробежной силы зазор между лопаткой и вставкой уменьшается практически до нуля. Твердость керамической ставки под длительным воздействием высоких температуры существенно возрастает. Проведенные исследования микротвердости показали, в отработанной металлокерамической ставке встречались участи твердостью до 58 HRC (694 HV). Проведенный анализ отработанных лопаток показал наличие механического абразивного износа на пере лопатки, о чем свидетельствуют явно выраженные острые края изношенных областей (рисунок 1.21).

Таким образом, в исследованиях при выборе метода и материала для ремонта лопатки ТС исходили из условия, чтобы восстановленный слой имел твердость на уровне или выше твердости материала лопатки (43-45 HRC), а кроме того обладал повышенной стойкостью к абразивному износу.

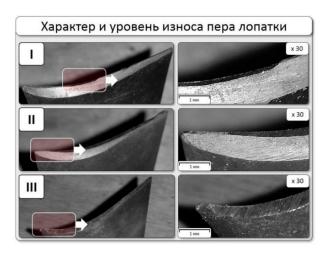


Рисунок 1.21 – Виды износа лопаток ТС двигателя НК-12МП/МПМ по группам:

I – износ до 1 мм, II – износ до 2 мм, III – износ свыше 2 мм.

Основываясь на статистике предприятия ПАО «Кузнецов», отбраковке по структуре вследствие перегрева подвергаются менее 3% лопаток ТС. Данный факт обусловлен кратковременной работой данной турбины и дефект в виде перегрева обычно является следствием заброса параметров работы двигателя выше допустимых значений. Вследствие механического износа, отбраковке и репроизводству при каждом ремонте подвергается более 60% лопаток ТС первой ступени и более 40% второй.

1.6 Задачи диссертационного исследования

Учитывая постоянное развитие технологий газотурбостроения повсеместное внедрение данных типов двигателей промышленности, остаётся крайне актуальный вопрос снижения затрат их эксплуатации. Вследствие того, что материалы, применяемые в современном производстве газовых турбин и лопаток в частности, не могут обеспечить их функционирования в течении всего жизненного цикла двигателя без постоянных замен по причине выхода из строя, продление их ресурса посредством ремонта остаётся наилучшим решением на данном этапе развития отрасли.

Литературный анализ опыта восстановления лопаток ГТД показал, что начиная с 1971 года накопился большой объём работ, посвященных этому направлению как в зарубежной, так и в отечественной практике. Стоит отметить, что начиная с 2016 года тема стала крайне популярна в научных кругах на волне развития лазерных технологий и появления оборудования для произведения адаптивного ремонта. Это говорит о том, что данная тематика подкреплена большим интересом промышленности, в том числе и Российского машиностроения. Однако внедрение подобных технологий на производстве связано с очень большими затратами как материального характера и трудозатрат, так и с точки зрения высоких рисков, связанных с эксплуатации деталей \mathbf{c} неизвестными прочностными характеристиками на изделия, работающие под большими нагрузками и

выполняющие ответственные задачи. Одним из самых надёжных способов проверки в военной авиации остаётся испытания в составе двигателя на специализированных стендах с достижением межремонтного ресурса детали или проведение комплекса лабораторных исследования, заканчивающиеся усталостными испытаниями на определение предела выносливости. Первый способ связан с непомерными затратами и обычно проводится с комплексом различных внедрения, второй способ также связан с большими затратами и ряда специализированного наличием матчасти ДЛЯ исследований И оборудования, отсутствующего у большинства научных заведений промышленных предприятий. К примеру стенды для испытания лопаток вентилятора двигателей типа Д-18Т имеют только два предприятия отрасли – Российское предприятие ПАО «Кузнецов» и Украинское АО «МоторСич».

Таким образом, целью настоящего диссертационного исследования стала разработка технологии восстановления и модифицирование лопаток ГТД из жаропрочных сплавов (на примере лопатки ТС двигателя НК-12МП/МПМ) с получением и дальнейшим подтверждением необходимых эксплуатационных характеристик путём материаловедческих исследований и проведением ряда испытаний на износостойкость и усталостную прочность.

Для достижения данной цели был сформулирован ряд следующих задач:

- 1. Исследование характера повреждений лопаток ротора турбины турбостартера (ТС) авиационного двигателя НК-12МП/МПМ, установление характера повреждений и причин образования дефектов для определения дальнейших методов и средств восстановления с целью продления ресурса лопатки.
- 2. Выбор метода и материалов для восстановления лопаток ТС, основываясь на проведенном анализе и лабораторных исследований. В качестве материала, используемого для восстановления изношенных поверхностей лопатки, необходимо выбрать тот, который будет

удовлетворять требования, предъявляемые для допуска к работе в условиях потока горящих газов, высоких температур и динамических нагрузок. Материал восстановления должен удовлетворительно сопротивляться газовой коррозии, обладать жаропрочностью на уровне материала основы и превосходить последний в стойкости к абразивному износу. Помимо материала, способ восстановления, по возможности, не должен снижать эксплуатационные характеристики сплава лопатки (ЖС6К) и снижать общий назначенный ресурс детали.

- 3. В целях определения свойств и эксплуатационных характеристик материалов-кандидатов и методов восстановления необходимо провести сравнительные лабораторные исследования в том числе:
- измерение КТЛР сплавов, участвующих в восстановлении для определения склонности к образованию термических трещин в процессе восстановления и при дальнейшей эксплуатации;
- измерение микротвердости материалов-кандидатов и анализ распределения твердых частиц по матрице присадочного сплава для прогнозирования износостойких характеристик и способности к сопротивлению абразивному износу на вершине пера лопатки ТС;
- испытания материалов на локальный абразивный износ с целью определения стойкости сплавов-кандидатов;
- подробное металлографическое и материаловедческое исследования с элементным анализом для определения степени влияния способа восстановления на материал лопатки, анализа структуры материалов присадки и получение картины распределения химических элементов для прогнозирования способности к сопротивлению газовой коррозии и общей жаростойкости.
- 4. Непосредственно выбор материала для восстановления и проведение исследования с целью определения зависимости структурообразования и характеристик данного сплава от условий его охлаждения. Данное исследование необходимо для прогнозирования получаемых характеристик

сплава и определения режимов восстановления для получения заданного уровня износостойкости и усталостной прочности.

5. Изготовление опытной партии ремонтных лопаток ТС и проведение стендовые многоцикловых усталостных испытания на определение предела выносливости восстановленных лопаток в сравнении с новыми лопатками, не проходившими эксплуатацию. Данное исследование является конечным и подтверждения разработанной проводится cцелью технологии возможности использования выбранного материала присадки. Нагрузки, прилагаемые к лопаткам ТС в ходе проведения данных испытаний, превышают их предел усталостной выносливости и в конечном итоге приводят к разрушению изделия на определенном уровне напряжений. На основании данных результатов можно делать вывод об общей прочности и долговечности ремонтного изделия в процессе эксплуатации.

ГЛАВА 2 ЛАБОРАТОРНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ, МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЙ И ИСПЫТАНИЙ

2.1 Методика измерения коэффициента теплового линейного расширения исследуемых материалов

Линейное тепловое расширение представляет собой увеличение размеров вследствие воздействия температуры. Степень изменения объема характеризуется объемным коэффициентом теплового расширения β (формула 2.1):

$$\beta = \frac{1}{V} \times \left(\frac{\Delta V}{\Delta T}\right) \tag{2.1}$$

Где V – объём тела.

За единицу коэффициента объемного расширения принимается коэффициент объемного расширения такого вещества. Степень изменения линейных размеров характеризуется КТЛР α. Для изотропных твердых тел коэффициент теплового расширения α не зависит от направления и равен β/3. В этом случае КТЛР, выражающий изменение длины тела при изменении его температуры на один градус, определяется как (формула 2.2):

$$\alpha = \frac{l}{l_i} \times \left(\frac{\Delta l}{\Delta T}\right) \tag{2.2}$$

где li – начальная длина образца в измеряемом направлении.

Вследствие того, что КТЛР составляют $\sim 10^{-6}$ град. $^{-1}$, то из формулы 2.2 вытекает линейный закон расширения, справедливый для сравнительно небольших интервалов температур (формула 2.3).

$$\alpha = \frac{\Delta l}{l_0 \times \Delta T} \tag{2.3}$$

 Δl — среднее удлинение образца, ΔT — разность температур, а l_0 — длина образца от начала измерений.

Следует иметь в виду, что вследствие анизотропии кристаллов всех сингоний, кроме кубической, КТЛР зависит от направления.

Измерение коэффициента термического расширения материалов осуществлялось на механическом дилатометре ДМ-1 лаборатории кафедры «ЛиВТ» ФГБОУ ВО «СамГТУ» (г. Самара). Схема установки и основные её элементы представлены на рисунке 2.1.

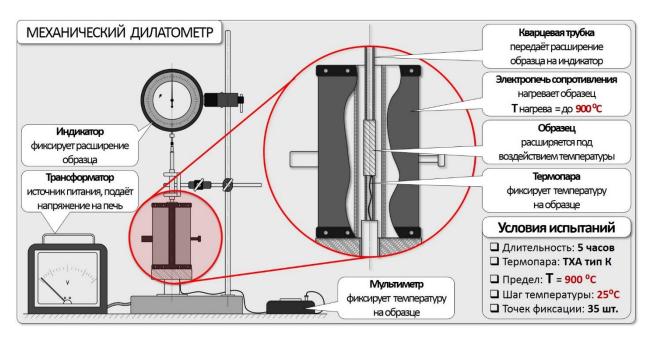


Рисунок 2.1 – Механический дилатометр, его основные модули и условия проведения измерений

Измерения КТЛР на каждом образце проводились в течении 5 часов от 50 °C до 900 °C с шагом 25 °C, для фиксирования температуры использовалась термопара ТХА (тип К), рабочий элемент которой изготовлен из сплава хромель-алюмель. Преимущества термопар типа ТХА это большой охват температур (от -200 °C до 1100 °C) и высокая чувствительность, а также низкая цена. Высокая воспроизводимость результатов до 500 °C и средняя при температуре до 1100 °C. Погрешность измерения находится в диапазоне 0,1- 1°C. Для фиксирования образцов использовались кварцевые трубки в целях точности измерения. Кварц имеет повышения наименьший коэффициент теплового расширения доступных технологических ИЗ материалов [107].

2.2 Методика проведения сравнительных испытаний на локальный абразивный износ зон наплавки

Испытание на износостойкость материала проводится целью c исследования И последующего анализа поведенческих свойств, соприкасающихся поверхностей двух деталей, прибывающих в движении и к которым приложена сила, прижимающая их друг к другу. Для увеличения или уменьшения воздействия деталей друг на друга между ними помещается вещество, чаще всего в виде пасты. Такого рода испытания позволяют определять износ, как на деталях реальных промышленных установок, так и проверить свойства на модели. Испытания на модели проводят обычно в более жестких условиях, чем в практической эксплуатации.

В настоящем исследовании испытания на абразивный износ были проведены по примеру сравнительной модели вследствие того, что достичь условий износа при работе в газовой турбине достаточно сложно, по причине слишком большого количества влияющих факторов. Основываясь на опыте предприятий авиационной отрасли – подобных лабораторных установок испытания на абразивный износ, повторяющих условия работы лопаток в турбине, не существует. Обычно статистические данные возможно получить только из натурных испытаний в составе двигателя. В нашем случае испытания на локальный абразивный износ проводились в лаборатории наноструктурированных покрытий ФГБОУ ВО «СамГТУ» (г. Самара) на установке Универсал-1А. Общая схема установки, основные её элементы и принцип измерений представлены на рисунке 2.2

Испытания проводились в течение 15 минут локально в участке с нанесённым материалом присадки, материал контртела – трубка из стали 40Х (закалка до HRC 46-48) с внешним диаметром 6 мм и толщиной стенки 1 мм. Применялась нормальная нагрузка в 30 кгс с частотой вращения шпинделя 600 об/мин. В качестве среды использовалась алмазная паста АСМ-3/2-НОМГ (ГОСТ 25593-83), соответственно износ образца осуществлялся алмазным порошком дисперсностью 2-3 мкм. Площадь трения составляла

 $1,57*10^{-5}$ м². Замер уровня износа производился посредством механического профилографа с игольчатым индентором (рисунок 2.2), точность измерения которого составляла 1 мкм в диапазоне от 0 до 1 мм [107].

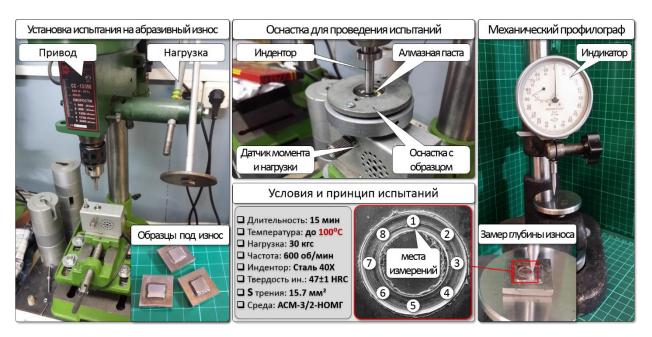


Рисунок 2.2 – Установка испытания на локальный абразивный износ «Универсал-1А». Принцип и условия проведения испытаний, а также замеров уровня износа.

проведении испытаний непрерывный контроль параметров обеспечивался системой датчиков и средств регистрации нормальной нагрузки, момента трения и температуры. График фиксирования данных параметров представлен на рисунке 2.3, из которого можно сделать вывод, что момент трения и нагрузка оставалась постоянна в течении всего процесса °C испытаний, а температура не превышала значения 50 (данную считать несущественным фактором температуру ОНЖОМ ПО причине претерпевающих испытания высокожаропрочных материалов, не структурные преобразования до критически высоких для них температур).

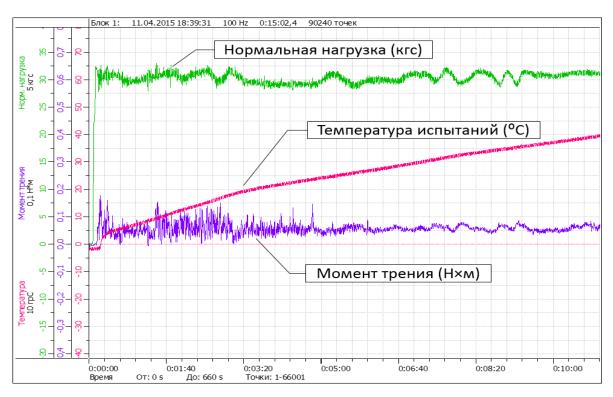


Рисунок 2.3 – График фиксирования нормальной нагрузки, момента трения и температуры при проведении испытаний на локальный абразивный износ

2.3 Металлографический и микрорентгеноспектральный анализ исследуемых материалов

Оценка микроструктуры восстановленных зон лопаток ТС, проводилось на поперечных металлографических полированных микрошлифах, после травления в реактиве Марбле (20 г CuSO₄ 100 мл HCl (плотность 1,19),100 мл этилового спирта). Детальная оценка микроструктуры и её составляющих проводилась на растровом сканирующем электронном микроскопе VEGA 3 LM фирмы «Tescan» (Чехия), представленный на рисунке 2.4. При точечном элементном анализе и составления цветовых карт распределения элементов по площади исследуемых образцов использовался модуль элементного анализа Oxford instruments X-Max. Сканирующий электронный микроскоп фирмы «Tescan» VEGA 3 LM с термоэмиссионным вольфрамовым катодом и вместительной камерой LM, имеет возможность загрузки образцов высотой не более 81 мм. Основные отличия VEGA 3 LM от других подобных микроскопов: возможность работы при низком и высоком вакууме, высокое качество изображений, современный предметный столик может перемещать

исследуемый образец по 5-ти осям.



Рисунок 2.4 – Растровый сканирующий электронный микроскоп серии VEGA 3 LM фирмы «Tescan»

2.4 Методика измерения микротвердости зон наплавки

В настоящей диссертационной работе все измерения твердости проводились на микротвердомере модели DuraScan-20 фирмы «EMCO-TEST PrufmaSchinen GmbH» (Австрия) – представлен на рисунке 2.5.



Рисунок 2.5 – Микротвердомер DuraScan-20 фирмы «EMCO-TEST PrufmaSchinen GmbH»

Данный микротвердомер является ОДНИМ ИЗ современных представителей твердомеров, работающих по методу Виккерса. Методика испытания заключается В микровдавливании правильной четырёхгранной алмазной пирамиды с углом 136° между противоположными гранями в материал подверженный испытанию. Микротвердомер серии DuraScan-20 реализует нагрузки 0,25 гс - 62,5 кгс, а литой корпус, выполненная ИЗ алюминия вместе с гранитной основой, обеспечивать высокую точность и размерную стабильность. Основное преимущество данного микротвердомера в возможности автоматического измерения по шкалам Виккерса, Кнупа и Бринелля в нано, микро, макродиапазонах. На микротвердомере установлен сенсорный экран, что предоставляет возможность вычислять без установки дополнительного оборудования. В состав твердомера также входит шестипозиционная моторизованная турель с пятью объективами с разным увеличением.

2.5 Капиллярный люминесцентный и рентгенографический контроль восстановленных лопаток

Контроль на наличие трещин проводился по стандартной методике капиллярным методом ЛЮМ1-ОВ (ОСТ 1 90282-79 «Качество продукции. Неразрушающий контроль. Капиллярные методы» [108]). Действие стандарта охватывает капиллярные методы неразрушающего контроля материалов и изделий, предназначенные для выявления скрытых или слабо видимых невооруженным глазом дефектов типа несплошностей материала, расположенных на контролируемой поверхности. По данному стандарту утверждаются области применения, общие условия к дефектоскопической операций, оформлению последовательности проведения анализу И результатов контроля и требования безопасности.

Контроль на наличие внутренних дефектов проводился стандартным рентгенографическим методом по ГОСТ 7512-82 [109]. Нормы дефектов определялись в соответствии с ОСТ 1 01197-2008 «Авиационные двигатели и

их составные части. Лазерная сварка особо ответственных элементов конструкций газотурбинного двигателя. Общие технические требования» [110]. ОСТ 1 01197-2008 — это стандарт, устанавливающий общие технические требования к технологическому процессу лазерной сварки и наплавки особо ответственных элементов конструкции газотурбинного двигателя из жаропрочных и коррозионностойких сталей и сплавов.

2.6 Методика сравнительных многоцикловых усталостные испытания для определения предела выносливости и фрактографичекого анализа изломов

Развитие трещин происходит из-за циклических напряжений, находящихся в металлах, под действием которых происходит постепенное разрушение материала. Подобные виды разрушения могут развиваться под воздействием напряжений меньше пределов прочности и текучести, что имеет наиболее губительное действие для материалов. На долю циклических напряжений выпадает более 80% всех случаев разрушений во время эксплуатации изделий.

Явление, в следствии которого протекает постепенное разрушение материала из-за длительных циклических нагрузок, запускающие процесс изменение механических свойств, появлению трещин называют усталостью, а особенность материала противостоять усталость – сопротивлением усталость.

Свое начало усталостная трещина чаще всего берет на поверхности материала и достаточно долго распространяется внутрь, создавая острый надрез. Трещина будет углубляться пока существующие в материале напряжения не превысят разрушение, после чего произойдет быстрое хрупкое разрушение.

Усталостные испытания проводят, чтобы проследить и оценить поведение материала во время циклического нагружения без разрушения [111].

Испытания на усталость лопаток ГТД проводят следующими методами:

- стандартный метод;
- ускоренными методами с постоянной амплитудой напряжения (метод пробитов, метод «лестницы», стандартным методом для ускоренного определения предела выносливости);
- ускоренными методами с возрастающей амплитудой напряжения (метод испытаний со ступенчато увеличивающейся нагрузкой, методом Про или методом Локати) [111].

В данном случае сравнительные испытания на многоцикловую усталость для определения предела выносливости восстановленных лопаток проводились на электродинамическом стенде модели ВЭДС-400 в конструкторской научно-исследовательской лаборатории (далее – КНИЛ) ПАО «Кузнецов» (г. Самара) стандартным методом в соответствии с ОСТ 1 008070-77 «Лопатки газотурбинных двигателей. Методы испытаний на усталость». Внешний вид установки и основные её элементы представлены на рисунке 2.6



Рисунок 2.6 – Методика усталостных испытаний на определение предела выносливости на электродинамическом стенде ВЭДС-400

Стандартный метод применяется для построения осреднённой кривой усталости. Значения предела выносливости, полученная по этому методу, используется для вычисления запаса прочности лопаток. Для увеличения надёжности за предел выносливости принимается амплитуда напряжений, при которой без разрушения выдерживают заданную базу испытаний не менее 6-ти лопаток.

Лопатки препарировались пятью тензорезисторами типа КФ5П1-3-100-Б12 для снятия и контроля колебаний. Схема препарирования лопатки отображена на рисунке 2.6. При динамических и статических нагрузках новых материалов и изделий необходимо определение упругих деформаций, что позволяет сделать тензорезисторы используемого типа. Все основные характеристики тензорезистора типа КФ5П1-3-100-Б12 представлены на рисунке 2.7.

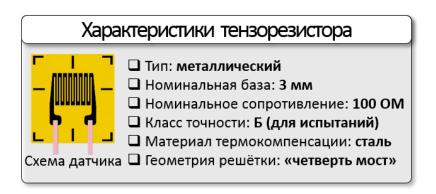


Рисунок 2.7 – Характеристики тензорезистора типа КФ5П1-3-100-Б12

Для построения кривой усталости было испытано по 20-25 новых и восстановленных лопаток. База испытаний составляла 2×10^7 циклов при комнатной температуре с частотой колебания $f_{2-1} \approx 4500$ Гц и 8600 Гц (в зависимости от испытываемой ступени лопатки TC).

По результатам усталостных испытаний, образцы разрушенных лопаток подвергались фактографическому исследованию посредством электронного микроскопа VEGA 3 LM. Для определения характера и причин разрушения материалов и конструкций, а в науке чаще всего для изучения механизмов

распространения трещин применяется фрактографический анализ. Для выявления причин трещинообразования и характера излома фракографический анализ проводится в двух стадиях. Во-первых, на макроуровне при визуальном осмотре или небольшом увеличении до 50 крат, что позволит определить общее состояние разрушенной поверхности, вид износа, его ориентацию и его характер. Во-вторых, необходимо детальное рассмотрение при большом увеличении от 100 до 50000 крат, для получения четкого рельефа излома на уровне отдельных зерен.

В данном случае предметом изучения является усталостный излом жаропрочного никелевого сплава ЖС6К. Чаще всего для усталостного излома свойственна относительно плоская без развитого рельефа поверхность разрушения, не обнаруживающая признаков пластической деформации, а при условии отсутствия смыкания берегов трещины наличие на поверхности разрушения усталостных бороздок - следов периодической остановки трещины.

ГЛАВА З ВЫБОР МЕТОДА И МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ ВОССТАНОВЛЕНИЯ ЛОПАТОК ИХ АНАЛИЗ, ОПИСАНИЕ РАЗРАБОТАННОЙ МЕТОДИКИ НАПЛАВКИ

3.1 Выбор метода и материалов для восстановления лопаток ТС

Для оценки эффективности ремонта в данной работе были рассмотрены различные классические методы восстановления лопаток, имеющие факты применения в промышленности.

В данной работе приводится сравнение результатов исследований по восстановлению геометрии пера лопатки ТС двигателя НК-12МП/МПМ следующими методами:

- печной пайки с использованием керамических форм и порошкового припоя (высокотемпературный порошковый припой ВПр24);
- аргонодуговой наплавки с использованием присадки (проволока XH60BT диаметром 0,8 мм);
- импульсной лазерной наплавки с использованием присадки (проволока XH60BT диаметром 0,3 мм).

Методика восстановления высоты пера лопатки методом пайки в данной работе выбрана отличная от классических способов с использованием армирующих компонентов (проволоки или сетки) и пастообразного припоя, описанного в патенте В.И. Колосова (АО «ОДК-ПМ») [112]. Предлагаемый способ обеспечивает более простую стадию подготовки и имеющий больший процент выхода годного изделия. Метод заключается в использовании порошкового припоя, который засыпается на дно керамической литниковой формы (рисунок 3.1, а) с последующим помещением туда восстанавливаемой лопатки и проведением процесса пайки в вакуумной печи сопротивления. На рисунке 3.1, б можно видеть результат восстановления. Восстановление методом печной пайки проходило в вакуумной печи сопротивления СНВЭ-2.4.2/16 (ЗАО «Призма», г. Новосибирск).



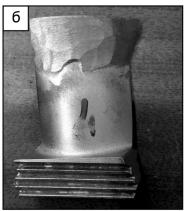


Рисунок 3.1 – Способ восстановления пера лопатки методом печной пайки в керамических формах: а – керамические литниковый формы; б – лопатка после процесса восстановления (с припуском на последующую механическую обработку)

После печной пайки с использованием керамических порошкового припоя ВПр24, несмотря на опасения влияния на структуру кратковременного нагрева всего тела лопатки до температуры пайки припоя (1250 °C) в вакуумной печи, массовой обильной коагуляции ү'-фазы основного материала лопатки не последовало, что можно наблюдать на рисунке 3.2. Структура лопатки TC сохранила допустимые (кубическую структуру у'-фазы) вплоть до места спая [113]. Однако несмотря положительные результаты, наблюдается первичная коагуляция интерметаллидной у'-фазы, что можно заметить по потере когерентности и укрупнению фазы вследствие её самодиффузии, что может снизить общую жаропрочность сплава при дальнейшей эксплуатации [33, 38]. Элементный анализ показал наличие в структуре припоя предположительно сетки сложных интерметаллидов на основе W, Cr, Мо и большое количество соединений на базе силицидов ниобия. (см. цветовые карты – рисунок 3.2).

Данные соединения обладают высокой твердостью и повышенной температурой плавления, что должно положительно сказаться на механической износостойкости при повышенных температурах, однако подобные соединения также склонны к хрупкости [114]. Низкое среднее содержание Cr и Nb, а также неравномерное распределение Al в матрице паянного сплава ВПр24 свидетельствует об общем снижении жаростойкости

материала, что в совокупности с резкой границей спая может отрицательно сказаться на общей прочности восстановленного слоя.

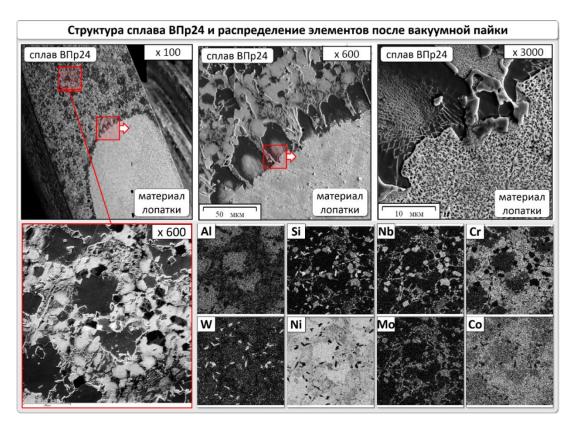


Рисунок 3.2 – Структура сплава ВПр24 и распределение элементов после вакуумной пайки: сверху – пограничная зона спая между материалом лопатки (ЖС6К) и сплавом ВПр24; снизу – распределение химических элементов в сплаве ВПр24

Перед проведением дуговой наплавки на сплав ЖС6К стоит отметить, что сплавы типа ЖС причисляются к категории тяжело свариваемых вследствие обильного образования холодных трещин в процессе сварки или наплавки по причине большего количества γ'-фазы Ni₃Al (до 60%). Величина доли данного интерметаллида в сплаве напрямую зависит от содержания Al, дополнительно влияющим фактором на свариваемость ПОМИМО ЭТОГО жаропрочного сплава является Ті, который в свою очередь влияет на количественное образование карбидов и отвечает за дополнительное дисперсионное упрочнение твердого раствора. Увеличение содержания Ті в никелевом сплаве также жаропрочном снижает его свариваемость. Диаграмма оценки свариваемости жаропрочных сплавов приведена на рисунке 3.3, она построена на зависимости содержания в жаропрочном сплаве Al и Ti.

Аргонодуговой наплавки с использованием присадки (проволока XH60BT диаметром 0,8 мм) проводилась на торец лопатки на сварочном аппарате Tetrix 230 AC/DC («EWM AG», Германия). Метод аргонодуговой наплавки с использованием присадочной проволоки имеет однородную структуру наплавка и отчетливо заметную 3ТВ (зону термического влияния) на основной материал лопатки, которая составляет порядка 3-5 мм от наплавленного слоя [11-13]. В данной области наблюдается нарушение кристаллической структуры сплава ЖС6К и потеря когерентности с массовой коагуляцией γ'-фазы, что является основным признаком разупрочнения сплава.

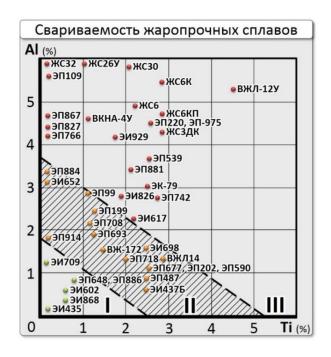


Рисунок 3.3 – Диаграмма оценки свариваемости жаропрочных Cr-Ni сплавов по склонности к образованию трещин: I – свариваемые; II – ограниченно свариваемые; III – тяжело свариваемые

Метод импульсной лазерной наплавки с присадочной проволокой XH60BT диаметром 0,3 мм показал положительные результаты по 3ТВ, а точнее практически полное отсутствие влияния на структуру материала лопатки ТС. Лазерная наплавка образует мелкодисперсную дендритную

структуру с осями 1-го порядка с размером дендритов порядка 3-6 мкм, что положительно сказывается на общем ресурсе детали [115]. Однако данный метод имеет очень низкую производительность, крайне ограничен в выборе присадочного материала, по причине отсутствия специализированных производств на территории РФ. Из доступных материалов представлены только серийные деформируемые жаропрочные сплавы, не обладающие высокой твердостью и износостойкими свойствами.

На рисунке 3.4 представлен сравнительный анализ двух методов наплавки – дуговая и лазерная в средах защитных газов, с отражением преимуществ последней.

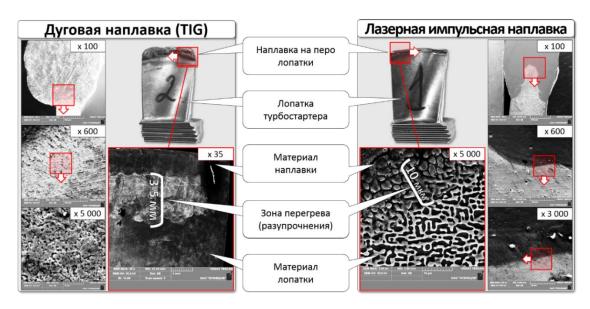


Рисунок 3.4 – Оценка величины ЗТВ, в зависимости от источника нагрева

Принимая во внимание преимущества импульсной лазерной наплавки, было принято решение о разработке нового метода лазерной порошковой наплавки, позволяющего использовать порошковые материалы с сохранением эффекта низкой степени влияния на материал подложки.

В настоящем диссертационном исследовании будут рассматриваться различные присадочные порошковые материалы для последующей наплавки, среди которых порошковые высокотемпературные никелевые сплавы типа ВПр, разработанные ФГУП «ВИАМ» (г. Москва) и композитный порошковый материал с механической примесью плакированного литого

карбида вольфрама (WC-W₂C) марки Рок-Дюр 6740 из серии «Сфекорд Рок-Дюр» производства ООО "СП Техникорд" (г. Москва). Механический композит Рок-Дюр взят в качестве эталона классического износостойкого композита для сравнения износостойких и эксплуатационных характеристик других сплавов. По утверждению производителя данный материал обладает высокой абразивной износостойкостью в сочетании с сопротивлением давлению, механическим и тепловым ударам, коррозии и кавитации. Основная информация и нормативные документы исследуемых сплавов приведены в таблице 3.1

Таблица 3.1 – Основная информация и классификация исследуемых материалов

Материал	Нормативный документ	Классификация
ЖС6К-ВИ	ТУ 1-809-1025-98	Жаропрочный литейный сплав
ВПр11-40Н	ТУ 1-809-108-91	Сложнолегированный высокотемпературный литой порошковый припой
ВПр24	ТУ 1-809-838-89	Сложнолегированный высокотемпературный литой порошковый припой
ВПр27	ТУ 1-595-4-1021-2007	Сложнолегированный высокотемпературный литой порошковый припой
Рок-Дюр 6740	ТУ 1526-001-86297481-2008	Композиционный порошковый материал на основе сплава Ni с добавкой литого плакированного карбида вольфрама.

Наряду с химическим составом жаропрочных сплавов, различные микролегирующие добавки и примеси, присутствующие в расплавах, оказывают существенное влияние и являются немаловажным фактором, определяющим структуру и эксплуатационные характеристики твердого состояния сплава. На основании различных системных исследований влияния примесей и добавок на характеристики жаропрочных никелевых сплавов можно выделить следующую классификацию [29, 118]:

1) Химические элементы, отрицательно влияющие на свойства: - остаточные газы (O, H, N);

- неметаллические примеси (S, P);
- металлические примеси (Pb, Sb, Bi, Se, As, Sn, Cu, Au, Te, Tl, Zn, K, Si, Cd);
 - 2) Химические элементы, положительно влияющие на свойства:
- рафинирующие добавки (Ca, Mg, Ba);
- микролегирующие добавки (P3M, B, Zr, Hf, Mg).

Схематическое обозначение роли химических элементов в жаропрочных никелевых сплавах и подробный химический состав исследуемых материалов приведены в диаграмме на рисунке 3.5.

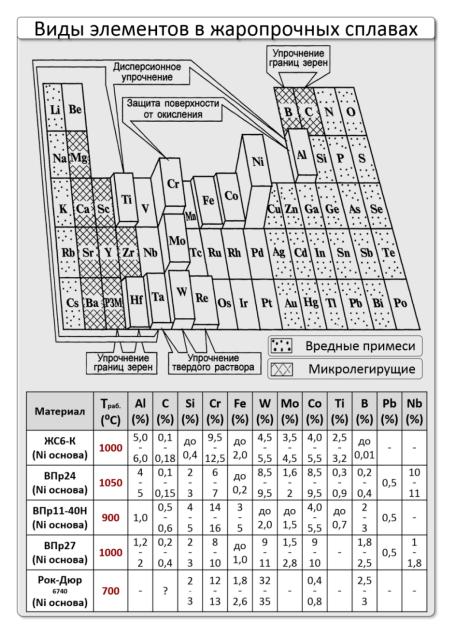


Рисунок 3.5 – Химический состав исследуемых материалов и диаграмма роли элементов в жаропрочных сплавах

Растворение в металле газов типа N, O или H может приводить к образованию неметаллических включений, таких как оксидные плёны или рыхлоты, а при высоких содержаниях N начинают образовываться хрупкие карбонитриды и появляется микропористость, понижающие свойства сплава [119-120].

Необходимо отметить, что высокотемпературные никелевые припои, к которым относятся сплавы типа ВПр содержат в своём составе Si и Pb, которые в общем случае снижают длительную жаропрочность никелевых сплавов, однако они значительно повышают смачиваемость, жидкотекучесть и позитивно влияют на общую адгезию сплава. Данные эффекты положительно сказываются на свариваемости сплава при наплавке, позволяя ему вступать в диффузионное взаимодействие ещё до перехода в жидкое состояние материала подложки.

Из литературы что Pb незначительно известно, повышает характеристики ползучести жаропрочного сплава при температуре выше 850 °C за счёт диффузии свинца по границе зёрен. При исследованиях влияния Si на структуру и свойства сплава ЖС6К было определено, что около 60% Si о общего содержания входит в состав у'-фазы, около 30% в у-твердый раствор и 8-10 % диффундирует в карбиды [121]. При концентрации кремния свыше 0,40% – он обогащает границы зёрен и стимулирует образование топологических плотноупакованных фаз и карбидов системы Me₆C [121]. Влияние кремния сложно оценить с точки зрения вреда для жаропрочных сплавов, потому как наиболее отрицательные эффекты он несёт для монокристальных литых сплавов, в которых обычно выводятся из состава все (Hf образование элементы или C), провоцирующие карбидных микровключений, которые В свою очередь МОГУТ помешать росту Напротив, равноосной монолитного кристалла. при кристаллизации жаропрочных сплавов, массовые образования микрокарбидов по границам зёрен повышают жаропрочность за счёт снижения текучести зерен друг относительно друга, фиксируя их положение.

3.2 Виды производств и анализ рыночной стоимости порошковых материалов

Развитие производства порошковых материалов всегда служил прогресс порошковой металлургии, посредством которой методом спечения конструкции различных производились сложных форм размеров, обладающие значительным преимуществом по сравнению с классическим литьём в точности геометрии, низкой ликвационной неоднородностью и гомогенностью структуры конечного материала. Однако в последние годы всё больший интерес для современной промышленности оказывают аддитивные технологии, которые включают в себя различный синтез изделий посредством спекания/сплавления порошков концентрированными потоками энергий. Оборот мирового рынка аддитивных технологий увеличивается за год ориентировочно на 27%, что свидетельствует о бурном росте данной отрасли. По сравнению с классическими формообразующими технологиями (штамповка, литьё, спекание), аддитивные технологии дают широкое преимущество в части возможности изготовления конструкции практически любой сложности и высокие механические характеристики синтезируемых изделий. Помимо этого, одним из самых значимых факторов делающий аддитивные технологии перспективным направлением – это отсутствие необходимости в сложной технологической оснастке, что существенно сокращает цикл подготовки производства и снижает её стоимость. Данный факт позволяет сокращать время на разработку новых изделий и ускоряет их появление на рынке [123-126].

Большинство аддитивных технологий весьма чувствительны к качеству порошковых материалов по причине наследования дефектов изначальной порошковой композиции, таких как поры или неметаллические включения. Всё большие распространение начинают приобретать литые порошковые материалы, обладающие рядом преимуществ по сравнению с механическими смесями. К примеру композиты порошков, имеющие в своём составе механические примеси тяжёлых металлов (типа W или Мо) и соединений с

ними, подвержены естественной седиментации тяжёлых частиц под воздействием силы тяжести, что впоследующем приводит к различию по химическому составу в готовом изделии.

Отмечено, что наименее затратным методом производства литых порошковых композиций являются газовая атомизация и центробежное распыление. Среди прочих методов производства порошков различных чистых металлов и соединений можно отнести гидридно-кальцевое и водородное восстановление, с последующим дроблением. Данные методы не позволяют сразу получать порошки сферической формы, однако они могут подвергаться плазменной сфероидизации, проходя в газовом потоке через плазменную дугу, но это несет дополнительные временные и финансовые затраты на производство. Сферическая форма порошков имеет ряд преимуществ по сравнению с молотыми порошками в части более стабильной дисперсности и отсутствию различных дефектов формы, могут отрицательно случае ИХ наличия, сказаться синтезированном изделии.

Отдельно можно отметить технологии высокоскоростного синтеза материалов (далее – CBC), позволяющие получать различные сложные композиции металлов или керамики из изначальных порошковых шихт. Значительный вклад в развитие данной отрасли был внесён научным коллективом под руководством профессора А.П. Амосова (ФГБОУ ВО «СамГТУ», г. Самара) [127].

Основные производители и схемы производства порошков методом газовой атомизации, центробежного распыления и восстановления представлены на рисунке 3.6. (на микроскопии гранул можно оценить качество получаемых порошковых материалов).

К отрицательным сторонам производства методом газовой атомизации и центробежного распыления можно отнести довольно широкий диапазон дисперсности получаемого порошкового материала, а среди особенностей центробежного распыления отмечается возможность появления в порошках

крупных включений тугоплавких металлов и неоднородности химического состава гранул. Данные особенности вызваны наследованием изначальной структуры шихты, в качестве которой выступают литые цилиндрические заготовки, в свою очередь подверженные ликвационной неоднородности химического состава.

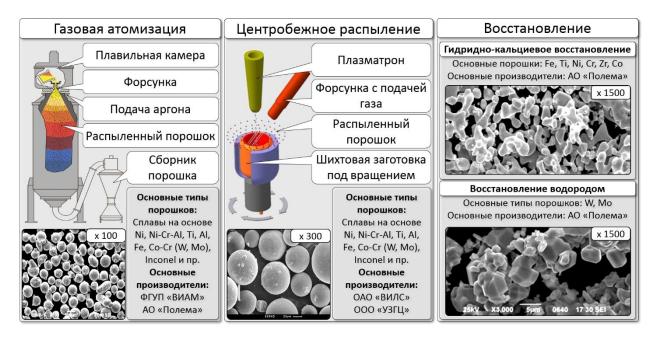


Рисунок 3.6 – Основные производители, методы и схемы производства порошковых материалов

Отдельно можно отметить процесс, представляющий определённый интерес ПО причине возможности использовать ряд существующих производств (типа гидридно-кальцевое или водородное восстановление, с последующим дроблением), широко распространённых за последние годы, но не имеющие ряд недостатков по причине низкого качества гранул. Данный процесс является разновидностью газовой атомизации плазменной энергии. Технология применением предназначается преобразования морфологии гранул порошковых материалов, полученных более традиционными методами, к форме близкой к сферической. Суть состоит в том, что исходный порошок с гранулами неправильной формы обрабатывается в плазменной струе, в результате чего гранулы начинают приобретать правильную сферическую форму. На рисунке 3.7 показано направление подачи исходного порошка и плазмообразующего газа,

ионизируемого в плазматроне, ниже представлен пример результата прохождения сфероидизации в виде морфологии исходного порошкового материала (металлический порошок W и керамическая крошка SiO₂) и сферического порошка, прошедшего обработку [128].

Распыленные литые порошки, помимо использования в порошковой металлургии и аддитивном производстве (типа селективного лазерного спекания/плавления — SLS/SLM), предназначенные для создания готовых изделий с высокой точностью, также применяются в технологии газопорошковой наплавки (лазерной или электронно-лучевой), к которой относится технология LMD (Laser Metal Deposition), способная производить высокоскоростное выращивание деталей, наплавку, ремонт или нанесение упрочняющих покрытий, в зависимости от применяемого программного продукта и конструкции установки [70].

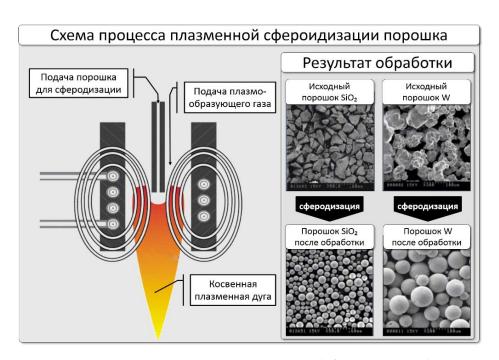


Рисунок 3.7 – Процесс плазменной обработки (сфероидизации) порошка: слева – схема процесса; справа – сравнение морфологии гранул исходного порошка и прошедшего сфероидизацию

Затратность метода производства порошковых материалов мощностей Российских ограничение производственных предприятий большой конечной приводит ДОВОЛЬНО стоимости порошков, ЧТО отражается на себестоимости производимых изделий. Снижение затрат при использовании данной технологии можно добиться путём повышения коэффициента использования материала и технологии повторного использования порошков. Последняя может нести отрицательные эффекты в виде наследования дефектов типа оксидных плён на гранулах порошка. Отдельные производители и средняя стоимость порошковых жаропрочных сплавов приведены в таблице 3.2

Таблица 3.2 – Оценка рыночной стоимости порошковых материалов

Материал	T раб. (⁰ С)	Основные поставщики в РФ	Цена (руб. за кг)	
ВПр11-40Н	900	ФГУП «ВИАМ»	2 600 - 3000	
(ТУ 1-809-108-91)	900	ООО «ЗХК Экотек»		
ВПр24	1050	ФГУП «ВИАМ»	4 200 – 5600	
(ТУ 1-809-838-89)	1030	ООО «Кондор»		
ВПр27	1000	ФГУП «ВИАМ»	4 000 - 5200	
(ТУ 1-809-108-91)	1000	ООО «ПО УкрСпецКомплект»	4 000 - 3200	
Stellite 190	800	ОАО «ВИЛС»	4 400 - 6400	
(UNC R30014)	800	ОАО «ВИЛС»	4 400 – 6400	
Рок-Дюр 6740	700	ООО «ТЦ Техникорд»	5 400 - 6600	
(ТУ 1526-001-86297481)	700	ООО «ТЦ Техникорд»	3 400 - 6600	
Inconel 625	900	AO «Полема»	6 000 – 16 000	
(UNS N06625)	900	ОАО «ВИЛС»		
Inconel 718		AO «Полема»	7 000 – 18 000	
(ISO 6208, UNS N07718)	980	ОАО «ВИЛС»	/ 000 - 18 000	
ЭП648 (ХН50ВМТЮБ-ВИ)	950	ФГУП «ВИАМ»	5 000 - 12 000	
(ТУ 1-595-16-1260-2011)		ОАО «ВИЛС»		

Данные в таблице 3.2 обозначены ориентировочно (для сравнения средней рыночной стоимости на момент 2019 года), ввиду того, что на стоимость порошковых композиций оказывают влияние многие факторы, в том числе:

- стоимость используемых компонентов для приготовления порошков;
- метод производства;
- необходимое качество и дисперсность порошка;
- уровень освоения производства и массовость;
- количество производителей на рынке и конкуренция;
- таможенные процедуры.

Большой разброс стоимости порошков типа Inconel обусловлен их происхождением – покупка у иностранных производителей закладывает в стоимость порошка таможенные пошлины, расходы на транспортировку и

высокие затраты на производство в странах с большей средней заработной платой основных производственных рабочих, чем в Российской Федерации.

Стоит отметить относительно низкую рыночную стоимость порошков марок ВПр, представленных в таблице 3.2 — это объясняется высоким уровнем освоения производства данных порошков и большим количеством поставщиков, представленных на рынке России и стран СНГ.

В соответствии с концепцией развития крупных промышленных холдингов России, одним из которых является АО «ОДК», целью их является обеспечение снижения сроков разработки, серийного освоения и вывода на отечественный и мировой рынок высокотехнологичной конкурентоспособной продукции с помощью применения аддитивных технологий при изготовлении деталей машин авиационного и наземного применения, что свидетельствует прогнозная потребность в порошках никелевых жаропрочных сплавов, представленная на рисунке 3.8.

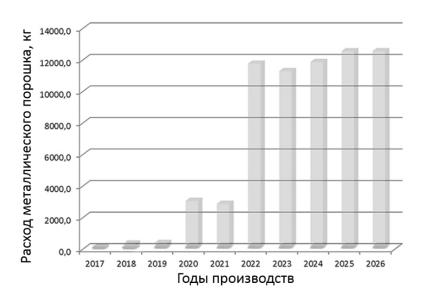


Рисунок 3.8 – Прогнозируемая потребность предприятий холдинга АО «ОДК» в порошках никелевых жаропрочных сплавов

На основании данного тезиса можно сделать заключение, что порошковая металлургия наряду с производством порошков получат новый импульс развития в ближайшие годы, вследствие чего можно будет ожидать снижения их рыночной цены с каждой пройдённой вехой.

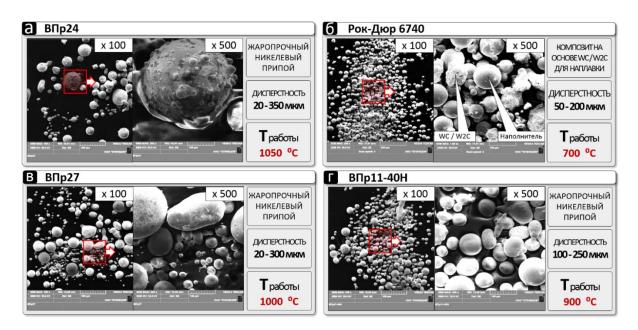
3.3 Морфология и металлография исследуемых порошковых материалов, особенности структуры литых гранул сложнолегированных жаропрочных порошковых сплавов

морфологии Исходя ИЗ результатов исследования порошковых материалов было определено, что гранулы всех исследуемых материалов типа ВПр имеют преимущественно сферическую форму, обусловленную методом их получения – газовая атомизация / центробежное распыление (морфология представлена на рисунке 3.9). Данные методы приобрели широкое распространение на европейском рынке и в настоящее время усиленно внедряются на территории РФ, такими производителя как АО «Полема» и ФГУП «ВИАМ». Порошки марок ВПр применяются в качестве припоев при высокотемпературной пайке и к ним предъявляются менее жёсткие требования по сферичности и дисперсности, в отличие от порошков, используемых при селективном лазерном синтезе. Тем не менее, исходя из анализа морфологии, порошок марки ВПр11-40Н обладает незначительным разбросом по дисперсности (100-250 мкм, со средней фракцией 200 мкм), приемлемой сферичностью и малым количеством сателлитов на поверхности гранул, в отличии от порошка марки ВПр24 (20-350 мкм, со средней фракцией 250 мкм) и ВПр27 (20-300 мкм, со средней фракцией 200 мкм). Стоит также отметить, что разработанный метод порошковой наплавки (представленный в работе) не предъявляет жёстких требований к качеству порошкового материала и может применяться с порошками дисперсностью 10-500 мкм, что, при необходимости, облегчает повторное использование отработанного присадочного материала после просеивания [129-132].

Отличительной формой гранул по сравнению с другими порошками обладает материал Рок-Дюр 6740. Необходимо отметить, что данный порошок является механической композитной смесью 40% дроблёного плакированного карбида WC/W $_2$ C и 60% никелевого связующего литого порошка, что отчётливо проявляется в его морфологии. Карбиды WC/W $_2$ C имеют угольную неправильную форму, сглаженную плакированием на

никелевой основе, состав данного порошка определяется как система [88% $(WC-W_2C) + 12\%$ (Ni-Cr-B-Si-C)].

Включение карбида вольфрама в состав данной смеси несёт прямую цель увеличения стойкости к абразивному износу, получаемой наплавки. Порошковая смесь имеет хорошие показатели по дисперсности на уровне диапазона 50-200 мкм со средней фракцией 150 мкм. Наличие пылевой фракции малой дисперсности < 20 мкм является весьма распространенным фактом и часто наблюдается во всех порошковых материалах, представленных на рынке [128-131].



Для анализа внутренней микроструктуры необходимо было произвести заливку порошков веществом, обладающим высокой смачиваемостью и текучестью, для того, чтобы зафиксировать как можно большие кол-во гранул для последующего исследования. Свинцовый припои, используемые для фиксации образцов, типа сплава Вуда или Розы не обладали необходимой текучестью, вследствие чего не могли смочить гранулы порошков и обеспечить их фиксацию, а большинство смол не являются проводящими, что исключало из применения при растровой электронной

микроскопии. Для решения данной проблемы была изготовлена смесь на базе эпоксидного связующего марки ЭДП и мелкодисперсной графитовой пудры (ГП) в отношении 40%ЭДП/60%ГП, для создания проводящей среды. После этого заливка порошка проводилась в стальные металлические капсулы диаметром 10 мм, приведенные на рисунке 3.10.

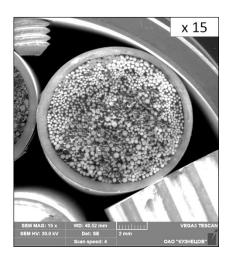


Рисунок 3.10 – Заливка гранул исследуемых порошков

До анализа микроструктуры порошковых гранул материалов серии ВПр необходимо отметить, что для всех порошков, получаемых из литых жаропрочных никелевых шихтовых заготовок сплавов характерна дендритная структура с малым межосевым расстоянием. Для сравнения возьмём распространенные конструкционные деформируемые жаропрочные никелевые сплавы марок Inconel 625, ЭП648 и лопаточный литейный сплав ЖС6У, значительно отличающиеся по склонности к образованию у'-фазы и методу получения (сечение гранул представлено на рисунке 3.11). В порошков (рис. 3.11) онжом отчётливо наблюдать структуре всех мелкодисперсную дендритную структуру 1-го и 2-го порядка. Во всех случаях размер дендритных осей в поперечном сечении составил: 3-8 мкм (1вый порядок) и 1-5 мкм (2-рой порядок), также можно наблюдать слабо выраженную ликвацию в межосевых дендритных пространствах – это говорит о схожих условиях охлаждения гранул и стабильности образования дендритной структуры вне зависимости от метода распыления и склонности к образованию у'-фазы в никелевом сплаве.

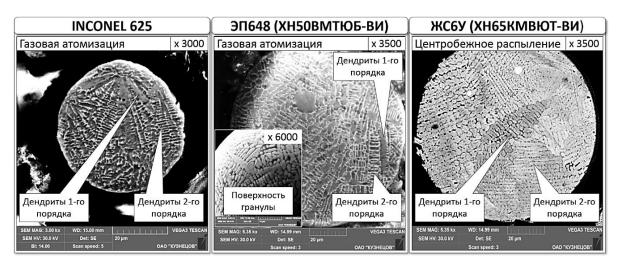


Рисунок 3.11 – Особенности литой микроструктуры жаропрочных порошковых сплавов

Порошковые припои серии ВПр сохраняют тенденцию жаропрочных никелевых сплавов к образованию дендритов 1-го и 2-го порядка, которые можно различить на рисунке 3.12.

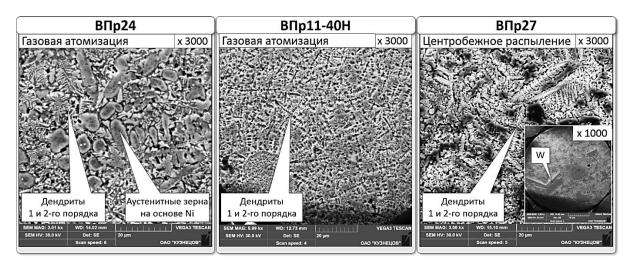


Рисунок 3.12 – Особенности литой микроструктуры жаропрочных порошковых припоев типа ВПр

Отличительными особенностями исследуемых припоев являются не столь чёткий дендритный каркас, который наблюдался в сплавах Inconel 625, ЭП648 и ЖС6У, и более выраженная ликвация по химическому составу вследствие большого количества легирующих элементов. Каждый из припоев имеет индивидуальный характер образований, к примеру, в гранулах сплава ВПр24 наблюдается зачатки аустенитных зерен на основе Ni (с содержанием до 70% по массе), у ВПр27 в гранулах присутствуют

металлические включения с высоким содержанием W (до 85% по массе), а ВПр11-40Н отличается более стабильной гомогенной структурой (относительно других сплавов ВПр).

Основываясь на оценке макроструктуры сделано наблюдение, что порошки марки ВПр11-40H и ВПр27 не имеют пор и неметаллических включений внутри сферы гранулы, в отличии от порошка марки ВПр24, где была обнаружена крупная пористость (5-6% дефектных гранул от их общего числа), представленная на рисунке 3.13.

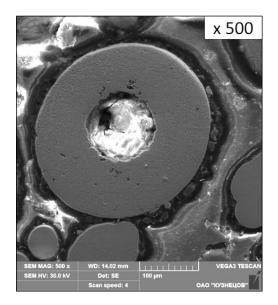


Рисунок 3.13 – Пора размером 120 мкм в грануле порошка ВПр24

К ещё одной общей особенности микроструктуры литых порошков можно отнести эффект внедрения сателлитной гранулы в тело сферы основной гранулы. Пример данного эффекта представлен на рисунке 3.14.

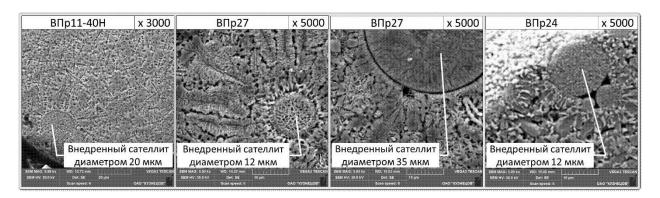


Рисунок 3.14 – Внедрение сателлита в тело сферы основной гранулы

Подобное явление внедрения было обнаружено BO всех типах исследуемых порошков, на основании чего можно сделать вывод, что это является особенностью технологии распыления. Внедренные гранулы могут находится в различной стадии диффузии, что напрямую зависит от времени проникновения, условий кристаллизации и их размера. На рисунке 3.14 (1 и 2 слева) отчётливо видно, что сателлиты практически полностью диффундировали в структуру основной гранулы порошка с установлением металлической связи, а на рисунке 3.14 (3 и 4 справа) между внедренным сателлитом и телом основной гранулы прослеживается явная граница, которая может быть вызвана недостаточной температурой для растворения или наличием оксидной плёнки. Дополнительно во всех случаях можно отметить, что подобные внедренные частицы служат дополнительными кристаллизации, о чём свидетельствует лучевидный центрами дендритов от их центра. Данный эффект можно отнести к дефектам микроструктуры порошков, однако менее значимым, чем пористость.

3.4 Методика лазерной наплавки в порошковой ванне и конструктивные особенности оснастки

Разработанная ремонтная технология предполагает применение импульсной лазерной наплавки, производимой в данной работе на установке ALFA-300Auto (ООО «ЛазерФорм», г. Зеленоград, Россия), представленной на рисунке 3.15.

Лазерная установка серии ALFA предназначается для осуществления работ по сварке или наплавке на деталях из нержавеющих, конструкционных сталей, титана, цветных, тугоплавких ковара, металлов сплавов. Оборудование выполнено на базе импульсного твердотельного лазера с кристаллом Nd: YAG и возможностью управления параметрами лазерного излучения в широком диапазоне. Лазерная установка ALFA базируется на монолитном основание оснащена автономной системой едином И охлаждения.







Модель	ALFA-100	ALFA-200	ALFA-300	
Средняя выходная мощность	100 Вт	200 Вт	300 Вт	
Максимальная энергия импульса, не менее	50 Дж			
Тип лазера	Nd:YAG			
Длина волны	1064 нм			
Регулировка лазерного пучка	0,2 – 2,0 мм			
Частота лазерных импульсов	≤ 100 Гц			
Длительность импульса	≤ 20 мc			

Рисунок 3.15 – Лазерный технологический комплекс ALFA-300 и его основные модули, основные параметры установок серии ALFA

Для восстановления серийных лопаток TC была сконструирована и изготовлена универсальная модульная оснастка (рисунок 3.16). Оснастка предполагает следующие составные части:

- база для фиксации лопатки и сменных модулей;
- штифты с резьбой служат для настройки по высоте и фиксации модулей оснастки;
- модуль «порошковая ванна» сменные вкладыши для различных типов лопаток, изготавливаемые индивидуально и представляющие из себя конические ёмкости для присадочного порока;
- паронитовый вкладыш марки ПМБ, плотно прилегающий к лопатке и блокирующий просыпание порошка, выдерживает температуру до 450 °C;

- модуль «газовая защита» — через данные вкладыши подаётся инертный газ для дополнительной защиты сварочной ванны при наплавке.



Рисунок 3.16 – Конструкция оснастки для наплавки в порошковой ванне

Суть процесса восстановления в порошковой ванне заключается в помещение ремонтной лопатки с предварительно подготовленной зоной, прошедшей шлифовку и выровненной для наплавки, в оснастку. После чего лопатка закрепляется в модуле «порошковая ванна» с ёмкостью, заполняемой необходимым присадочным порошком на уровне превышающей зону восстановления пера ориентировочно на 0,8-1 мм. В модуль «газовой защиты» посредством трубки подаётся инертный защитный газ (Ar или He) с низким расходом порядка 2-3 л/мин, для сохранения положения порошка. Процесс наплавки проходит послойно, посредством воздействия точечного лазерного импульсного излучения на поверхность профиля восстанавливаемой зоны лопатки. Для перемещения оснастки с лопаткой используется автоматизированный 3-х координатный стол комплекса. На рисунке 3.17 представлена схема процесса лазерной наплавки в порошковой ванне, справа можно увидеть этапы восстановления лопатки: І этап – лопатка с абразивным износом по вершине пера; ІІ этап – лопатка с наплавкой на вершине пера и припуском на последующую шлифовку; ІІІ этап – лопатка с удаленным припуском и травлением для выделения восстановленной зоны [129-132].

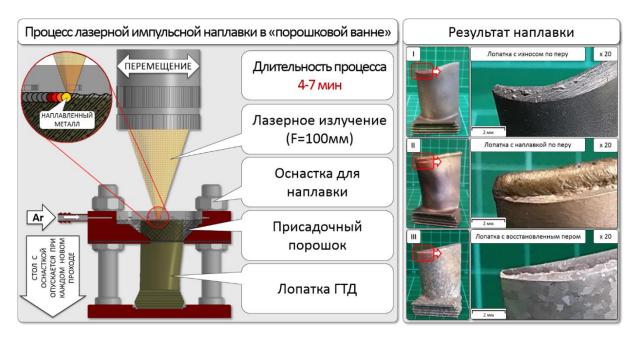


Рисунок 3.17 – Процесс лазерной импульсной наплавки в «порошковой ванне» с применением универсальной модульной оснастки: слева – схема процесса наплавки лопатки в оснастке; справа – поэтапный процесс восстановления высоты пера лопатки

Применение аргона в качестве защитного газа в данном случае считается предпочтительнее гелия, вследствие высокой плотности первого, превосходящей плотность воздуха, что позволяет ему заполнять пространство ёмкости модуля «порошковой ванны», не улетучиваясь в атмосферу. Стоит отметить, что при использовании аргона несколько снижается мощность лазерного излучения, вследствие образования в данной среде микрооблака плазмы, частично поглощающего излучение взаимодействии с поверхностью детали. Использование гелия значительно снижает данный эффект и дополнительно увеличивает проплавляющие свойства лазерного излучения вследствие его высокой теплопроводности, 300 K, превосходящей теплопроводность аргона раз (при теплопроводность He = 0.152 BT/(M·K), против Ar = 0.0164 BT/(M·K)). Однако вследствие его низкой плотности, гелий быстро улетучивается в атмосфере и обеспечивает более низкую защиту ванны расплава по сравнению с аргоном. Снижение эффективности лазерного излучения при применении аргона можно компенсировать запасом мощности квантрона лазерного комплекса.

Методика восстановительной наплавки в порошковой ванне имеет схожий принцип с технологией SLM, которая также предполагает наличие присадочного порошкового материала в заполненной им ёмкости с последующим плавлением посредством лазерного излучения. Присадочный порошок после процесса наплавки заменяется на новый, а отработанный проходит процесс просева. Общая длительность технологического процесса при восстановлении среднестатистической лопатки, включая операции сборки с оснасткой, наплавки и замены порошка обычно не превышает 7 мин, что позволяет эффективно восстанавливать малогабаритные лопатки ГТД (компрессора и турбины) различного профиля. Кроме перечисленных преимуществ, способ позволяет вести наплавку с высоким коэффициентом использования материала более 90%.

ГЛАВА 4 МАТЕРИАЛОВЕДЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ ЛАЗЕРНОЙ НАПЛАВКИ И АНАЛИЗ ЕЁ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

4.1 Исследование и анализ КТЛР материалов, участвующих в наплавке

Показатель КТЛР в процессах сварки и наплавки является одним из важных технологических параметров при подборе материала присадки. Сильная разность в коэффициентах термического расширения у материала подложки и наплавки может приводить к образованию холодных трещин как при нанесении материала, так и при последующей эксплуатации в условиях большого градиента термоциклирования. Перепады температур, которые испытывают лопатки ГТД в эксплуатации делает их одними из самых проблемных деталей машин для нанесения функциональных покрытий.

На рисунке 4.1 представлены результаты измерения КТЛР исследуемых материалов, по данным которого определены два материала (ВПр27 и ВПр11-40Н) наиболее близкие по тепловому расширению к показателям материала основы (ЖС6-К).

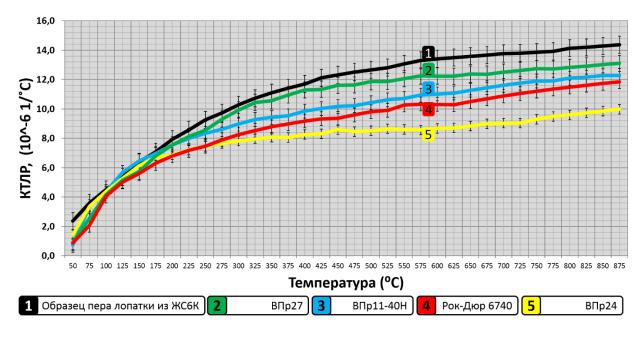


Рисунок 4.1 – Результаты измерения КТЛР исследуемых материалов

Данное сходство должно снизить риски образования трещин в процессе наплавки и последующей эксплуатации. Для обеспечения точности и приближения результатов исследования к реальным показателям, образцы лазерной импульсной материалов изготавливались путём наплавки. Дополнительно отметим, что практически все композитные износостойкие сплавы с высоким содержанием тугоплавких твердых частиц обладают небольшими показателем КТЛР вследствие того, что вводимые в их состав карбиды тормозят линейное расширение материала. Именно по данной причине образец наплавки из механической композиции Рок-Дюр 6740 с примесью карбида WC/W₂C имеет невысокие показатели линейного расширения. В свою очередь низкие значения КТЛР припоя ВПр24 можно также объяснить сложным легирующим составом сплава, который образует структуру, вероятно препятствующую линейному расширению при нагреве.

Полученные данные свидетельствуют о значительной разнице коэффициентов теплового расширения между материалом подложки ЖС6К и материалами наплавки ВПр24 и Рок-Дюр 6740, что отрицательно повлияет на свариваемость данных сплавов и повысит риски образования холодных трещин в процессе наплавки.

4.2 Анализ микроструктуры, оценка качества и определение микротвердости полученных наплавок

В целях оценки свариваемости различных сплавов серии ВПр были произведены натурные экспериментальные работы по наплавке данных материалов. Для максимального приближения к температурным условиям последующего процесса восстановления, все экспериментальные работы велись на реальных образцах лопаток ТС, прошедших эксплуатацию в двигателе с изношенными фрагментами контактных поверхностей. Наплавка велась послойно на вершину пера лопатки с увеличенным припуском на последующую механическую обработку. После произведения наплавки образцы лопаток подвергались разрезке в поперечном сечении профиля пера.

Присадочные материалы оценивались по наличию следующих параметром, определяющих свариваемость сплавов и их пригодность в качестве материала наплавки:

-жвысокая степень жидкотекучести сплава наплавки и смачиваемости поверхности подложки, что улучшает адгезионные свойства в целом;

-жобразование бездефектной зоны сплавления с металлической связью, обеспечивающей надёжное сцепление материала наплавки и подложки;

- низкая степень перемешивания материала основы и наплавки для сохранения свойств обоих структур;

-жотсутствие в наплавленном слое дефектов типа пористости, шлаковых включений и холодных трещин;

-жсамофлюсующие свойства материала наплавки, препятствующие окислению в случае нарушения целостности газовой защитной среды и контакта ванны расплава с атмосферой;

-жстабильный характер распределения твердости по наплавленному слою, обеспечивающий сохранение механических свойств по площади;

-жобразование однородной макроструктуры без выраженной ликвации в формируемых слоях, свидетельствующей о сохранении механических и жаростойких свойств по всей площади наплавки;

Самофлюсующиеся сплавы, расплавляемые в плотное и главное беспористое покрытие в нейтральной или окислительной атмосфере, полностью соответствуют приведенным требованиям [133-135]. Оплавление таких материалов можно добиться без использования различных флюсов и защитных сред. Основными преимуществами самофлюсующихся сплавов можно считать: при их расплавлении происходит хорошее смачивание наплавляемой поверхности, самостоятельное удаление оксидных пленок, формирование высококачественного покрытия с высокой прочностью сцепления и минимальной пористостью за счет частичного расплавления подложки.

Самофлюсование сплавам обеспечивают в основном В и Si за счет сродства к O_2 . После соединения с оксидами эти элементы начинают обладать востанавливающими свойствами и сформировывают соединения типа B_2O_3 и Si_2O в форме поверхностного шлака, что служит защищает жидкий металл от воздействия окружающей среды. Перечисленные выше свойства В и Si способны уменьшить натяжение расплава на поверхности и улучшают жидкотекучесть металла.

Именно к данной категории сплавов и относятся исследуемые порошковые присадки.

Ha 4.2 образцов рисунке представлена микроструктура восстановленных лопаток ТС с применением различных присадочных порошковых сплавов (ВПр11-40Н, ВПр24, ВПр27 и Рок-Дюр 6740). Структура зон наплавки припоев ВПр11-40Н и ВПр24 имеет схожую топологию, представляющую дендритный каркас сетью мелких аустенитных зерен на основе никеля диаметром в среднем 10-15 мкм (что соответствует 9-10 баллу аустенитного зерна – рис. 4.2 а, 4.2 б), по границам которых распределяются мелкодисперсные твердые выделения на основе Cr, W, Мо или Nb. При наплавке ВПр27 (рис. 4.4 в) формируется ещё более мелкодисперсная структура (средний диаметр дендритной ячейки составляет 5,5 мкм, что соответствует 12 баллу аустенитного зерна) также схожая со структурой материалов, описанных выше. Проанализировав микроструктуру можно сделать вывод, что после лазерного воздействия и формирования происходит образование мелкодисперсной наплавки структуры наплавляемого порошкового материала припоев с массовыми выделениями ячеек твердых фаз, ПО границе дендритных предположительно, интерметаллидного и карбидного происхождения. Влиянием на структуру основного материала подложки (лопатки ТС) можно оценить, минимальное во всех представленных случаях. В отличии от метода пайки, в котором нередко наблюдается излишняя диффузия бора с глубоким проникновением в структуру основной детали, метод импульсной лазерной наплавки позволяет максимально купировать данный эффект, сохранив качественную границу спая на минимальном уровне в диапазоне 10-50 мкм.

Наплавка композитного порошка Рок-Дюр 6740 (рис. 4.2 г) формирует структуру с явно выраженными включениями карбидов (WC/W₂C) размером порядка 20-80 мкм. Ni-Co матрица сплава содержит равнораспределенную по всему объему наплавки эвтектические соединения на основе Cr-W, образовавшихся в результате распада карбидов WC и W_2 C в процессе воздействия лазерного излучения.

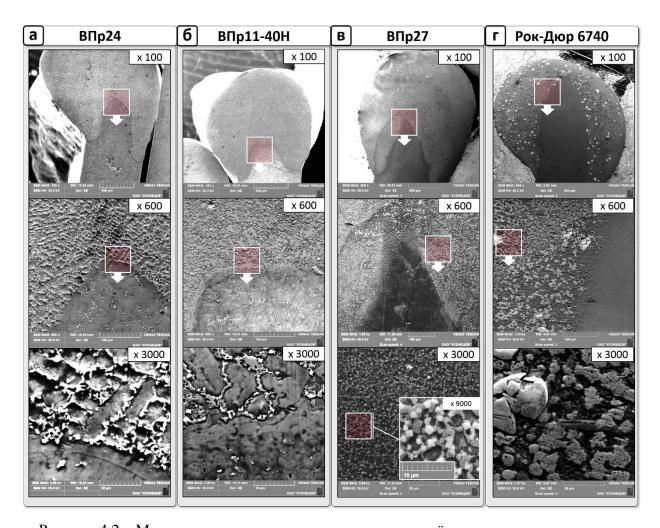


Рисунок 4.2 – Макро и микроструктура наплавленных слоёв следующих материалов: $a-B\Pi p24; \, \delta-B\Pi p11\text{-}40H; \, B-B\Pi p27; \, \Gamma-Pok-Дюр \, 6740.$

Для выявления значения балла аустенитного зерна в полученных наплавках была применена методика, основанная на графическом анализе

площади сечения зерен в соответствии с ГОСТ 5639-82 «Методы выявления и определения балла зерна». Средняя площадь зерна определялась посредством программы с замером в среднем 200-500 сечений (принцип измерения представлен на рисунке 4.3) [146].

На основании полученных данных можно сделать заключение, что при близких условиях охлаждения, исследуемые материалы отличаются по склонности к образованию мелкодисперсной ячеистой структуры. Данная склонность характеризуется системой легирования сплавов все рассматриваемые материалы представляют собой перенасыщенные твердые выделениями карбидных, карбоборидных, растворы массовыми \mathbf{c} интерметаллидных и прочих тугоплавких квазистабильных соединений, замедляющих рост аустенитных зерен. Чем более перенасыщен твердый раствор упомянутыми соединениями, тем выше балл зерна и дисперсней структура – именно эту прямую зависимость можно наблюдать на рисунке 4.3. В нижней части рисунка 4.3 приведены результаты измерения микротвердости зон лазерной наплавки [131-132].

Лазерная наплавка с использованием высокотемпературных порошковых припоев типа ВПр отличается существенно меньший разброс микротвердости по всему объёму наплавленного слоя по сравнению с износостойким сплавом Рок-Дюр 6740. Это обусловлено образованием у сплавов типа ВПр мелкодисперсной дендритной структуры 1-го и 2-го порядка, содержащей различные твердые образования по границам дендритов. [131-132].

Состав легирования припоев серии ВПр11-40Н и ВПр27 приближается к промышленным износостойким сплавам для наплавки системы Ni-Cr-B-Si, они при застывании кристаллизуются и выделяют сложные карбоборидные фазы, γ -твердого раствора и эвтектики [γ + Ni₃B], а также первичные упрочняющие карбидные и боридные фазы [136]. К данным материалам относятся ряд зарубежных порошков таких как серия MSFN (Япония) или серия Colmonoy (США «Woll Colmonoy»), а также порошки отечественного

производства типа серии ПГ-СР (ГОСТ 21448-75); ПР-Н73X16С3Р3, ПР-Н67X18С5Р4 (НПО «Тулачермет» ТУ 147-1-3758-84); серия ВСНГН (ТУ 48-19-214-77); серия ПГ-10Н и ПГ-12Н (ТУ48-4206-156-82), а также серия ПГ-АН (ИЭС им. Е.О. Патона, ТУ ИЭС 374-83). Однако все вышеперечисленные сплавы имеют распространение только в отрасли промышленного хозяйства, не используются в отрасли авиационного газотурбостроения и как следствие не имеют сертификатов АО «Авиатехприемка» или АО «РТ-Техприёмка», что сильно ограничивает их применение.

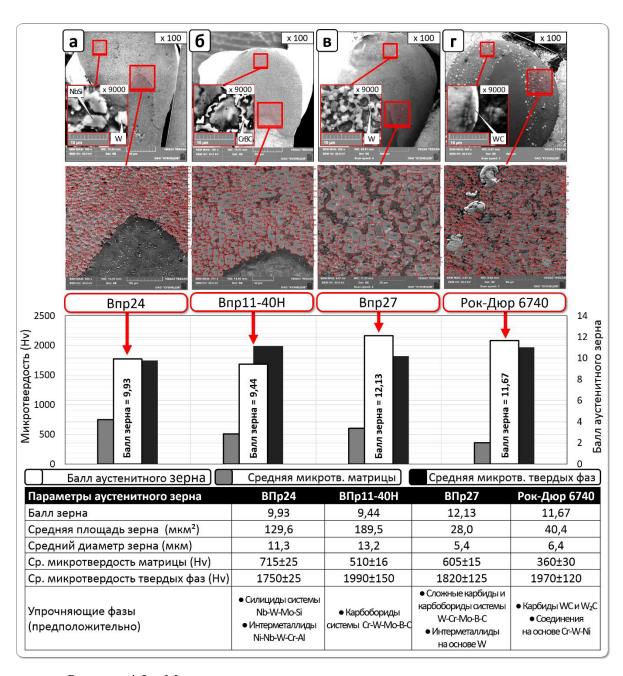


Рисунок 4.3 – Микроструктура и характеристики материалов наплавки:

 $a - B\Pi p24$; б $- B\Pi p11-40H$; в $- B\Pi p27$; г - Pок-Дюр 6740.

По сравнению с другими способами, лазерная наплавка имеет ряд неоспоримых преимуществ, а именно: на поверхности наплавляемой детали достигается температура кипения и происходит расплавление тугоплавких компонентов при этом скорость охлаждения наплавленной поверхности достигает нескольких тысяч градусов в секунду [137-138]. Настолько быстрое охлаждение становится причиной измельчения первичной структуры.

Необходимо также учесть, что после обработки шлифованием припуска наплавки, у контактной поверхности пера лопатки ТС остается относительно небольшая зона износостойкого наплавленного слоя, что представлено на рисунке 4.4.

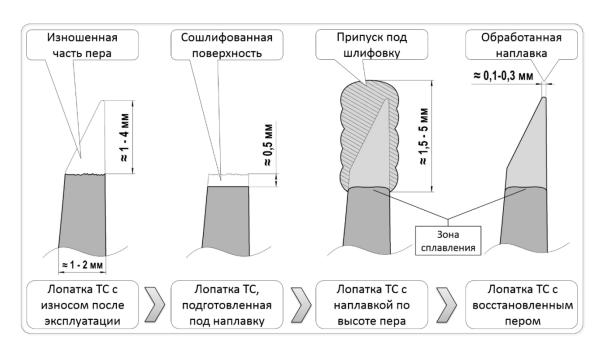


Рисунок 4.4 – Этапы восстановления высоты пера лопатки TC при помощи лазерной импульсной наплавки

Этот фактор критичен для композитов типа Рок-Дюр 6740, по причине неравномерного распределения карбидной фазы WC/W_2C , отвечающей за износостойкость наплавленного материала. В модифицированном слое может оказаться малое количество твердых фаз, что снизит общую стойкость к износу восстановленной кромки. Дополнительным отрицательным

фактором может также явится снижение прочностных характеристик пера за счёт включения крупных карбидных фаз в контактную поверхность с обработкой по типу «лезвия». Данные крупные карбиды с большой долей вероятности будут снижать показатели усталостной прочности восстановленной части, что может привести к появлению трещин при эксплуатации в двигателе [139, 140].

Формируемая мелкодисперсная структура и равнораспределённая по площади наплавки упрочняющая фаза в жаропрочных никелевых припоях типа ВПр11-40Н и ВПр27 позволяет сохранить общую стойкость к износу кромки пера лопатки ТС после шлифования. Дополнительно стоит отметить, что литая дендритная структура данных сплавов практически не подвержена седиментации твердых частиц, в отличии от карбидосодержащих композитов – это является дополнительным положительным фактором при сохранении износостойких свойств наплавок на малых контактных поверхностях [131].

Окончательно о пригодности исследуемых сплавов (ВПр и Рок-Дюр) в качестве присадки при импульсной лазерной наплавке можно судить по уровню адгезионных свойств, а также формированию слоёв с гладкой топологией поверхности. Практически на одном уровне с высокими качественными показателями находятся сплавы ВПр11-40H, ВПр27 и Рок-Дюр 6740, сплав ВПр24 показал значительно более низкие результаты. Это можно объяснить особенностью системы легирования сплава ВПр24, который значительно обеднён бором по сравнению с другими сплавами (0,2-0,4% В, против 2-3% В в составе сплава), что сильно снижает адгезию, увеличивает поверхностное натяжение ванны расплава, а также обладает значительно более низкой текучестью и высокой температурой плавления. Однако применение газовой защитной среды улучшают данные показатели.

4.3 Оценка износостойких свойств присадочных материалов, применяемых при наплавке

Испытания на локальный абразивный износ проводились на базе приближённой модели в равных условиях, для возможности произведения

сравнительной оценки характеристик присадочных материалов. На основании результатов износостойких испытаний была построена диаграмма, представленная на рисунке 4.5. Для дополнительной оценки уровня износостойкости исследуемых материалов в диаграмму были введены образцы из жаропрочного деформируемого сплава ЭП718 (ХН45ВМТЮБРВИ, ГОСТ 5632-2014), являющегося одним из самых распространенных жаропрочных сплавов в отечественном газотурбостроении, из которого изготавливается широкий ряд ДСЕ от лопаток компрессора до корпусных конструкций, работающих при температуре до 700 °C [131, 141, 142].

Из анализа диаграммы отчётливо видно, что наибольшей износостойкостью обладают наплавки порошковых припоев ВПр11-40Н и ВПр27, сравнимой с показателями стойкости карбидосодержащего композита Рок-Дюр 6740.

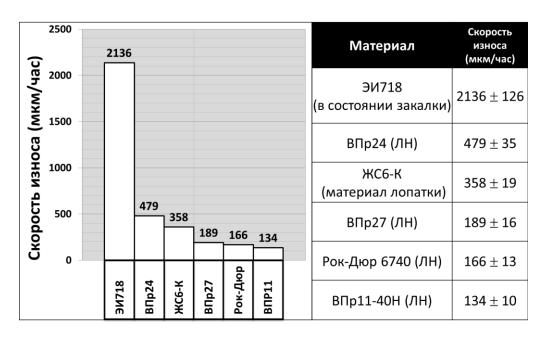


Рисунок 4.5 – Результаты испытаний на локальный абразивный износ

Для определения способности к сохранению износостойких свойств после воздействия высоких температур, эмитирующих забросы температуры эксплуатации в турбине турбостартера TC-12M, было решено испытать

образцы после нагрева до температуры 950 °C с выдержкой в течении 5 (пяти) часов. Результаты данных испытаний приведены на рисунке 4.6.

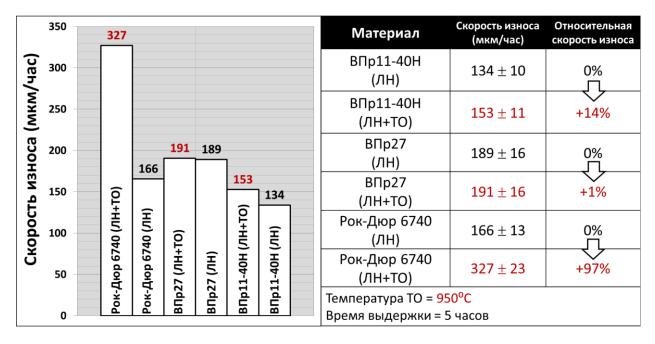


Рисунок 4.6 – Результаты испытаний на локальный абразивный износ после высокотемпературного нагрева образцов

Из анализа диаграммы онжом сделать выводы, что наплавки припоев ВПр11-40Н и ВПр27 жаропрочных типа сохраняют износостойкие свойства после воздействия высоких температур, в отличии от композита Рок-Дюр 6740, который снизил показатели износостойкости ориентировочно на 97%. Столь большое падение данного показателя сплава Рок-Дюр может быть объяснено длительным превышением рекомендуемой температуры эксплуатации в 700 °C, которое приводит к частичному распаду карбидной фазы WC/W_2C .

Стоит учесть, что все рассматриваемые материалы, вплоть до материала лопатки (ЖС6-К) обладают достаточно высокими показателями износостойкости, если проводить их сравнение с ЭП718, имеющий скорость износа в пределах 2136 ± 126 мкм/час. Высокая стойкость к абразивному изнашиванию сплава лопатки ЖС6К может быть обусловлена, помимо большого количества γ' -фазы интерметаллида Ni₃Al, ещё и высоким

содержанием сложных карбидных включений на базе титана, присущая жаропрочным сплавам, предназначенных для равноосной кристаллизации. В случае применения жаропрочных сплавов типа ЖС30М, ЖС32 или ЖС36 при литье лопаток турбины с монокристальной структурой, вопрос быстрого износа вершины пера или гребешков бандажной полки в эксплуатации стоит ещё более явно. Причина состоит в более низкой абразивной стойкости данных сплавов, из которых намеренно выводятся карбидные включения, отрицательно влияющие на рост монокристалла [143, 144].

Результаты данных испытаний на абразивное изнашивание, а также высокие показатели сплавов ВПр11-40Н и ВПр27 можно объяснить несколькими факторами. Высокие показатели средней микротвёрдости и стойкости к износу достигаются легированием сплавов ВПр большим количеством бора в сочетании с углеродом и кремнием. Для измельчения зерна и увеличения прокаливаемости достаточно небольшого количества бора. Бор растворяется в карбидах на 40%, и в аустените на 0,021% и при этом образует твердые соединения такие как бориды и карбиды. К примеру, B_4C имеет твердость 49 ГПа (эквивалентно 5000 Hv по Викерсу), а соединения системы B-C-Si с твердостью 70 ГПа (эквивалентно 7142 Hv по Викерсу) относят к ряду самых твердых соединений на Земле, к тому же устойчивость имеющие невероятную К высоким температурам И химическому воздействию. Помимо всех прочих свойств бора, можно отметить еще что сплавы, приобретающие твердость за счет введения этого элемента, сохраняют ее даже при воздействии на них высоких температур.

Для увеличения износостойкости необходимо ввести в сплав бор концентрацией выше 0.4-0.5%, при этом величина микротвердости сильно изменяться не будет. Износостойкость наплавленного материала увеличивается поскольку происходит выделение твердых боридов и увеличение твердости хромистых карбидов.

Микротвердость образующихся соединений сложных карбоборидов в процессе лазерной наплавки сплавов ВПр11-40H и ВПр27 вследствие их

малой величины была определена оценочно относительно более крупных фаз, образующихся в паяных структурах, однако их твердость может превышать порог 2000 Hv, указанный на рисунке 4.3.

Низкие показатели износостойкости сплава ВПр24 можно объяснить недостаточным количеством легирования бором и углеродом, вследствие чего начинают обильно образовываться соединения на базе Nb-Si, имеющие значительно меньшую твердость и стойкость к абразивному изнашиванию по сравнению с карбидами и карбоборидами. Несмотря на визуально обильное насыщение упрочняющими фазами междендритного пространства и высокую среднюю микротвердость матрицы, сплав ВПр24 значительно проигрывает в износостойкости остальным.

Вследствие того, что порошковый сплав ВПр11-40H показал один из лучших результатов по износостойкости, он был выбран для более подробного анализа его характеристик.

4.4 Элементный анализ и оценка влияния структурной наследственности изначального присадочного материала на формируемую структуру наплавки

Для оценки влияния присадочного порошкового материала на структуру получаемых наплавок в первую очередь стоит представить путь, который сплав проходит, перед тем как оказаться на конечном изделии. В данной работе представлены порошки, полученные тремя способами:

- газовая атомизаця расплава (ВПр24 и ВПр11-40Н);
- центробежное плазменное распыление (ВПр27);
- механическая композитная смесь дробленого монокарбида WC и литого Ni-Cr сплава-матрицы (Рок-Дюр 6740).

Если метод получения последнего вполне прост и понятен, то 1-вый и 2-рой метод требует пояснения количества преобразований (переплава) твердого вещества. На рисунке 4.7 представлена схема преобразования изначальный шихты сплава в гранулы порошка и впоследствии в

наплавленный слой. Из данный диаграммы мы делаем выводы, что при методе газовой атомизации сплав проходит две процедуры переплава, а при центробежном распылении три, в котором имеется промежуточное состояние твердого вещества в виде литой цилиндрической заготовки под распыление. В зависимости от размера, данная шихтовая заготовка кристаллизуется в условиях медленного охлаждения, вероятно, с ликвационной неоднородностью м образованием крупных интерметаллидных/карбидных фаз, которые можно наблюдать в паяных соединениях исследуемых припоев типа ВПр. Данный факт может существенно отразиться на свойствах получаемых гранул и привести к сложно прогнозируемым последствиям.

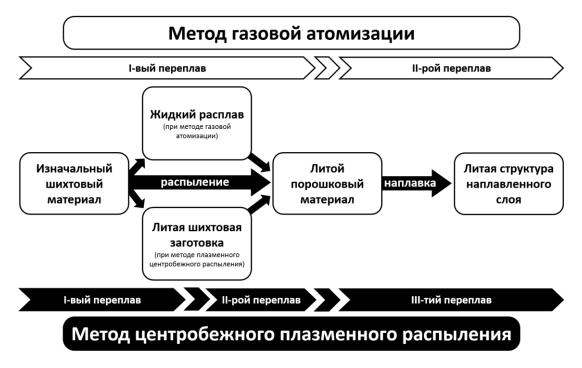


Рисунок 4.7 – Циклы преобразования твердого вещества при использовании порошка, полученного методе газовой атомизации и центробежного плазменного распыления, с последующей его наплавкой

Порошок сплава ВПр24 имеет сложную эвтектическую структуру с явно выраженной ликвацией по Nb, W, Mo, Cr, Al и Si даже при высоких скоростях охлаждения, достигающих 10^4 - 10^5 °C/сек при газовой атомизации расплава (рис. 4.8, справа). Стоит отметить, что гранулы ВПр24 являются единственными из представленных образцов порошковых сплавов, имеющие в своём составе зачатки образования аустенитных никелевых зерен,

обозначенных на рисунке 4.8 (зона 1) – это свидетельствует о недостаточной скорости охлаждения. Данный факт, вероятно, обусловлен большой фракцией порошка, доходящей 350 мкм в диаметре. Высокое химическое родство ниобия к кремнию отчётливо заметно на цветовых картах распределения элементов как в наплавке, так и в гранулах порошка. Карбидообразующие сплавы, содержащие ниобий имеют износостойкость выше чем у хромистых сплавов с примесью кубического карбида (Cr, $Ni)_{23}C_{26}$.

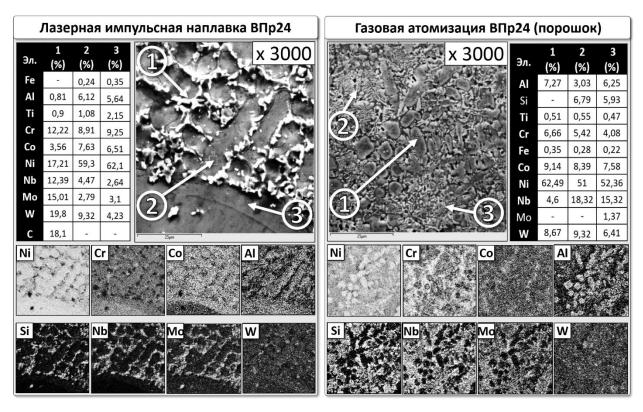


Рисунок 4.8 – Элементный анализ структуры лазерной порошковой наплавки сплава ВПр24 (слева) и изначального порошкового материала (справа)

Однако за счёт малого содержания углерода в сплаве ВПр24, начинают доминировать соединения на базе силицида ниобия и различных интерметаллидных фаз системы Ni-Co-Nb-Mo-Cr-Si. Микротвердость силицидов ниобия определяется диапазоном 500 - 900 кг / мм. Они обладают довольно большой хрупкостью и подвержены окислению на воздухе при

повышенных температурах. Однако в структуре наплавки присутствуют одинокие сложные карбиды (рис 4.8, зона 2), образующиеся на первичных выделениях вольфрама, которые, по предварительной оценке, имеют твердость свыше 1700 Hv, что приближается к твердости монокарбида WC. Данные фазы (карбиды на базе W) предположительно были наследованы из изначального порошкового материала, которые присутствуют в гранулах в той же морфологии и размерности, вследствие неполного их распада при наплавке. Но несмотря на это, общее обеднение углеродом отрицательно сказывается на количестве данных соединений, а большое присутствие прочих хрупких фаз способствует микровыкрашиванию в процессе абразивного износа.

Порошок ВПр27, также как и ВПр24 имеет сложную эвтектическую дендритную структуру с явной ликвацией по W, Mo, Cr и Si (рис. 4.9, справа). Примечательным является наличие включения правильной угольной формы с высоким содержанием W до 85% (рис. 4.9, область 1), что однозначно свидетельствует о наследовании данных соединений шихтового материала при центробежном плазменном распылении порошка. Вывод был сделан исходя их того, что крупная размерность и морфология данной фазы не могла образоваться вследствие естественных процессов кристаллизации в условиях высокоскоростного охлаждения и имеет явные признаки внедрения. Фаза могла быть получена при неполном дроблении интерметаллида/карбида вольфрама воздействием плазменной дуги при распылении шихтовой заготовки. Термостабильность данных соединений настолько высока, что они не претерпевают полного распада даже при воздействии концентрированного излучения лазера с высокой пиковой мощностью импульса (превышающую 2 кВт) и остаются в материале наплавки. Данное свойство тэжом служить объяснением высокой дисперсности структуры (балл зерна 12) материала ВПр27 в наплавленном слое. Вероятно, неполный распад данной фазы в процессе высокосортного нагрева приводит к обильному образованию мелкодисперсных соединений

на базе системы W-C-Si, которые блокируют рост аустенитных зерен (рис. 4.9, область 1), вместе с уже впоследствии кристаллизующимися карбидами и карбоборидами Cr.

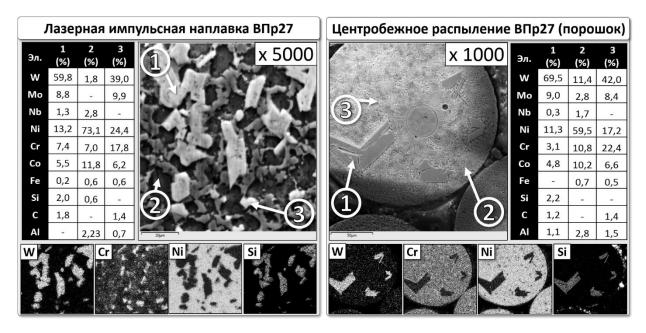


Рисунок 4.9 – Элементный анализ структуры лазерной порошковой наплавки сплава ВПр27 (слева) и изначального порошкового материала (справа)

Порошок сплава Рок-Дюр 6740 имеет вполне обычную структуры механической смеси с однородными по составу и структуре компонентами (рисунок 4.10, справа). Структура наплавки получается вполне прогнозируемой и представляет собой композит с включениями WC/W₂C по мягкой аустенитной Ni-Cr матрице. Роль механической смеси в наследовании структуры и свойств полученной наплавки в данном случае является наиболее явной по сравнению с другими представленными литыми порошками. Вследствие высокого сопротивления термическому воздействию и большого размера, частицы карбида вольфрама переносятся в структуру наплавки, не претерпевая полного распада. В отличии от методов нанесения с более продолжительным температурным воздействием типа плазменной, дуговой или газопламенной наплавки, при лазерной импульсной наплавке седиментация карбидных включений не столь выражена. Как и в случае с

припоем ВПр27, обильное перенасыщение от полураспада WC и W_2 C тугоплавкими легирующими элементами твердого раствора приводит к диспергированию структуры и повышению балла зерна до 11 класса.

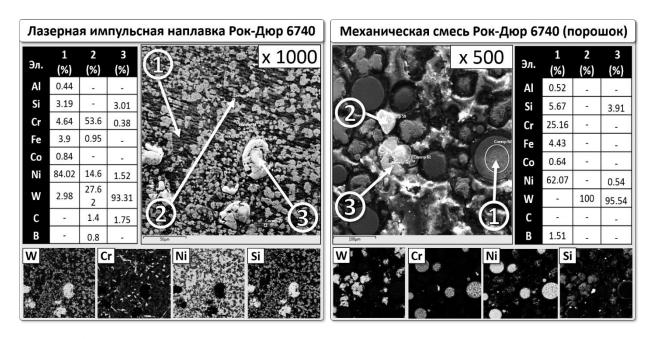


Рисунок 4.10 – Элементный анализ структуры лазерной порошковой наплавки сплава Рок-Дюр 6740 (слева) и изначального порошкового материала (справа)

Порошок ВПр11-40Н имеет сложную эвтектическую дендритную структуру, представленную на рисунке 4.11 (справа). Элементный анализ показал явную ликвацию только по хрому. Данный сплав является наиболее однородным и имеет не столь выраженную гетерогенную структуру, которую мы наблюдали в остальных материалах — наследственное влияние изначального порошка здесь проявляется в наименьшей степени. Учитывая, что ВПр11-40Н выбран для более подробного разбора его фазовых состояний и характеристик, анализ будет произведен в следующем разделе.

На основании особенностей структурообразования, все порошковые сплавы серии ВПр можно отнести к классу естественных композитов, чей легирующий состав имеет склонность к созданию гетерогенной упорядоченной структуры даже при критически высоких скоростях

охлаждения. Еще одним положительным свойствам данных сплавов является способность к самоорганизации макро и микроструктуры без хаотично расположенных упрочняющих фаз, которые мы наблюдали в сплаве Рок-Дюр 6740. Данная черта позволяет сохранять однородность механических свойств во всём объеме наплавки, что является важным качеством в авиационном газотурбостроении, где детали двигателей подвергаются критическим термомеханическим нагрузкам и работают на пределах не достижимых ни в одном другом изделии.

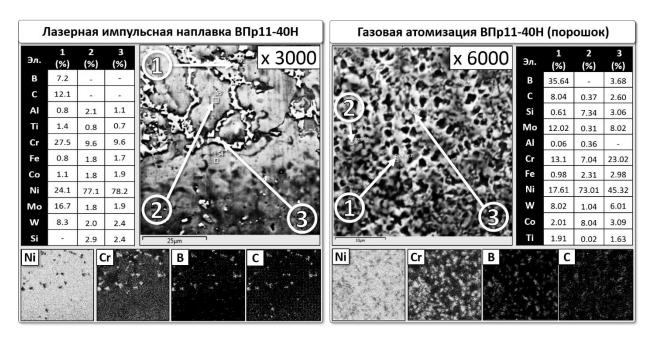


Рисунок 4.11 – Элементный анализ структуры лазерной порошковой наплавки сплава ВПр11-40H (слева) и изначального порошкового материала (справа)

4.5 Влияние скорости охлаждения расплава на формируемую структуру и эксплуатационные свойства наплавочного материала

Прямое влияние на формирование структуры наплавляемого материала оказывает скорость охлаждения ванны расплава. Ориентировочное сравнение скоростей термических циклов, протекающих при различных методах локального энергетического воздействия представлено на рисунке 4.12 [145].

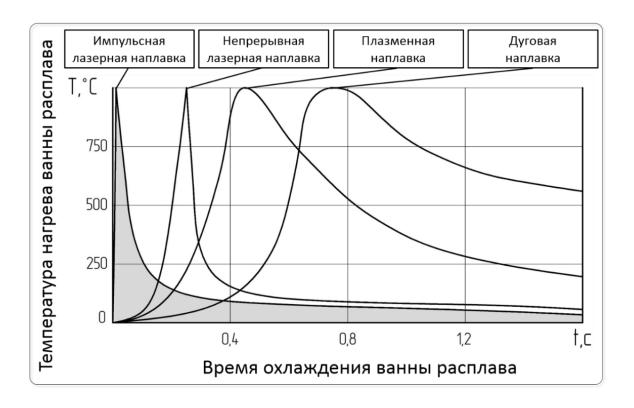


Рисунок 4.12 – Ориентировочные термические циклы при различных видах наплавок

Для определения степени влияния условий и скорости охлаждения порошкового материала ВПр11-40H после плавления, были исследованы несколько образцов, полученные различными методами:

- Печной нагрев в вакуумной печи сопротивления СНВЭ 2.4.2-16/2 (производитель ООО «Призма», г. Новосибирск, Россия);
- Дуговая наплавка в среде защитных газов (Ar) при помощи инвертора Tetrix 230 AC/DC (Firma EWM AG, Германия);
- Лазерная импульсная наплавка на установке ALFA-300 (изготовитель OOO «ЛазерФорм», г. Зеленоград, Россия);
- Газовая атомизация струёй холодного газа на атомайзере EIGA 50/500 (Firma ALD, Германия) [141].

На рисунке 4.13 представлены результаты электронного микроскопического исследования полученных образцов с зависимостями твердости матрицы материала ВПр11-40H от скорости охлаждения расплава [130, 132].

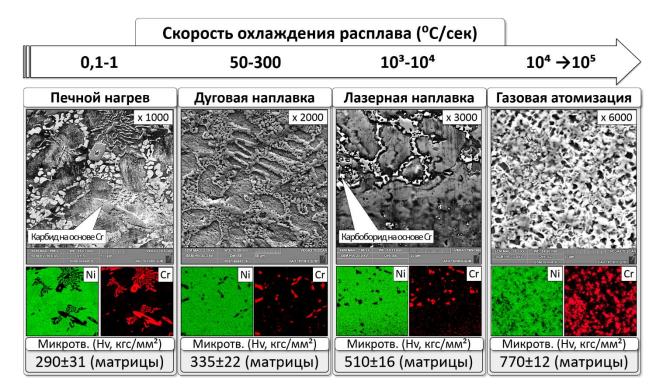


Рисунок 4.13 — Микроструктура и микротвёрдость материала ВПр11-40H, полученного при различных скоростях охлаждения расплава.

Под изображениями структуры указаны соответствующие значения средней микротвердости матрицы данного материала. Основываясь на результатах исследования, было установлено, что высоколегированный порошковый материал ВПр11-40Н имеет широкий интервал изменяемых характеристик, зависящих напрямую от скорости охлаждения расплава. С повышением скорости кристаллизации растёт степень дисперсности твердых частиц на основе Сг, которую можно проследить по ярко выраженной ликвации хрома на цветовой карте распределения элементов при низких скоростях охлаждения (рис. 4.13). С повышением скорости охлаждения, уровень ликвации заметно снижается и Сг более равномерно насыщает матрицу сплава. Это должно положительно сказаться на жаростойких свойствах полученных наплавленных слоев, поскольку Сг наряду с А1 снижает влияние высокотемпературной коррозии на структуру сплава при работе деталей в среде горячих газов.

Низкую среднюю твёрдость матрицы образцов ВПр11-40Н при печном нагреве можно объяснить сильно выраженной эвтектической структурой с большим разбросом крупных карбидов хрома (Hv=1800-2600 кгс/мм²) и боридных эвтектик (Hv=1600-2050 кгс/мм²), снижающих общее содержание данных элементов в матрице расплава. Боридные эвтектики легкоплавки, что повышает риск оплавления и распада их в процессе термообработки или нагрева до рабочих температур газовой турбины. При длительном нагреве в жидком расплаве, бор интенсивно диффундирует в основной металл, вызывает эрозию материала подложки и пагубно влияет на прочность [147, 146]. Исходя из этого тезиса необходимо минимизировать время нахождения в жидком состоянии ванны расплава при наплавке с целью купирования данного эффекта.

При подробном рассмотрении покрытий из сплавов системы Ni-Cr-B-Si-C, необходимо учитывать, что в своей основе такие покрытия состоят из никелевого γ -твердого пересыщенного раствора, который в свою очередь состоит из карбоборидов хрома, карбидов хрома типа $Cr_{23}C_6$, боридов хрома и никеля переменного состава. Покрытия из порошков с большим содержанием углерода помимо всего перечисленного, содержат более прочный карбид Cr_7C_3 . При необходимости повышения твердости и износостойкости наплавки, необходимо увеличивать количество B, Cr, C и Si в порошке.

После проведения отпуска с нагревом до температуры $800\,^{\circ}\text{C}$ сплавы системы Ni-Cr-B-Si-C имеют свойство сохранять твердость и возможность сопротивления абразивному изнашиванию. Если провести сравнения твердости сплавов при комнатной температуре и при нагреве до 850 - $900\,^{\circ}\text{C}$, то разница будет составлять порядка 50-70%.

С ростом скоростей охлаждения и уменьшением ликвации в сплаве, боридные эвтектики не успевают образовываться в расплаве, бор связывается в более равновесные и стабильные соединения карбоборидов, кристаллизующихся на первичных интерметаллидах. Кроме того, как видно

из рисунка, при импульсной лазерной наплавке и газовой атомизации наблюдается измельчение структуры сплава, что положительно сказывается на его прочностных характеристиках и повышении микротвердости. Отличительной особенностью рассматриваемого сплава является значительное влияние химического состава на формируемую структуру, которая сохраняет наличие явно выделенных отдельных твердых частиц даже при критических скоростях охлаждения. Наследование данной структуры происходит в широком диапазоне скоростей охлаждения, однако при медленном охлаждении в печи наблюдается обильное выделение боридных эвтектик, отрицательно влияющих на свойства сплава (рис. 4.13 и 4.15). Применение лазерной наплавки позволило сформировать сплав структурой близкой к структуре и механическим свойствам изначального порошкового материала [131, 132].

Стоит учесть, что все рассматриваемые образцы ВПр11-40Н имеют приемлемую стойкость к износу и по сравнению с другими жаропрочными сплавами показывают значительно более высокие показатели износостойкости. В сплава ХН45МВТЮБР-ВИ частности лист ИЗ (ГОСТ 5632-2014) в состоянии закалки имеет стойкость к износу в пределах 2136±126 мкм/час, что практически в 15-20 раз уступает сплаву ВПр11-40H, после лазерной наплавки.

На рисунке 4.14 показана зависимость стойкости к абразивному износу, средней твёрдости матрицы сплава и размера твёрдых соединений (карбидов и карбоборидов на основе хрома) от скорости охлаждения расплава ВПр11-40H.

Необходимо обратить внимание, что большинство образуемых на высоких скоростях охлаждения соединений с Сг, отвечающих за стойкость сплава к износу, являются термостабильными с температурой плавления более 1900°С и предположительно будут сохранять свои полезные свойства и при длительных воздействиях рабочих температур в составе двигателя. Малый размер упрочняющей фазы, формируемый лазерным излучением, и

равномерное её диспергирование по матрице наплавки даёт достаточно высокую среднюю твёрдость и высокие параметры сопротивления к износу, что, учитывая малою область соприкосновения на торце пера лопатки с ответным телом, можно считать дополнительным положительным фактором [129-132].

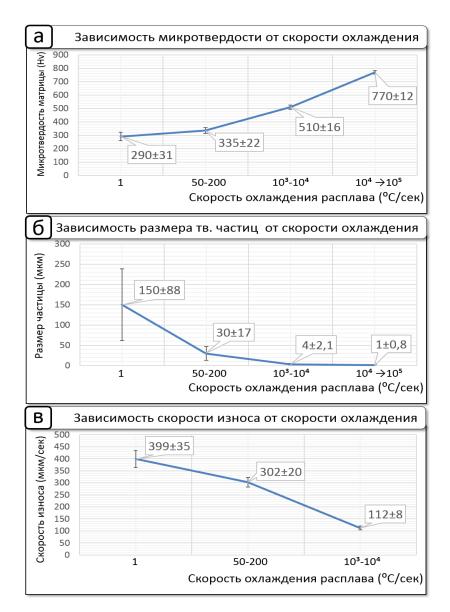


Рисунок 4.14 — Различные зависимости от скорости охлаждения расплава ВПр11-40H: а — микротвердости матрицы материала; б — размера твердых упрочняющих фаз на основе Cr; в — стойкости к абразивному износу сплава.

Ниже на рисунке 4.15 представлен подробный элементный анализ микроструктуры сплава ВПр11-40H, полученной тремя различными методами при различных скоростях охлаждения:

- распылением методом газовой атомизации (а);
- лазерной импульсной наплавкой (б);
- печной пайкой с медленным охлаждением в печи (в).

Стоит обратить внимание, что анализ зоны (б, 1) показал наличие большого содержания бора и углерода, что свидетельствует о наличии сложных карбоборидных соединений с различными металлами (Cr-Mo-W). Данные соединения (зона б, 1), являются основой износостойкости в данной структуре сплава, отличаются большой твёрдостью (Hv=1990±150 кгс/мм²) и стойкостью к выкрашиванию при абразивном износе, помимо этого они повышают жаропрочные характеристики сплава и снижают текучесть за счёт межзёренного дисперсионного упрочнения. По цветовому элементному анализу можно судить о характере их распределения по матрице наплавки. В 2) представлен элементный анализ области зоне сплавления, отличающейся высокой однородностью; в зоне (б, 3) и (б, 4) представлен состав прочих фаз, присутствующих в наплавленном слое [131, 132].

Под влиянием хрома в сплаве образуются прочные скопления атомов углерода на дислокациях, что приводит к их блокированию. Помимо дислокаций, наличие хрома влияет и на карбиды, делая их более дисперсными, а придел прочности сплава при этом увеличивается и не только при испытании на растяжение, но и на изгиб и сжатие.

Наличие в сплаве более 2% бора приводит к образованию в больших количествах карбоборидов системы типа $Me_2(BC)$, при дальнейшем увеличении содержания бора происходит формирование уже карбоборидов типа Me(BC).

Повышения износостойкости материала можно добиться при введении в состав сплава карбидов и карбоборидов, твердость которых рана или превышает твердость абразивных частиц. Твердая фаза способствует снижению или полной потере абразивными частицами своих режущих свойств. Возникновение ограниченного поля напряжений вокруг карбидов сдерживает перемещение дислокаций и способствует улучшению

сопротивления пластической деформации и разрушению микрообъёмов металла.

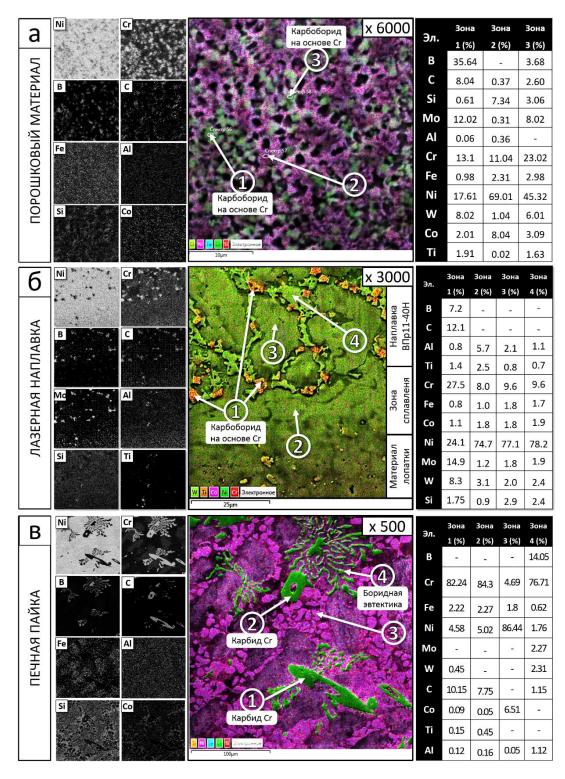


Рисунок 4.15 – Элементный анализ структуры сплава ВПр11-40H в различных фазовых состояниях

 Me_3C Сплавы карбидами типа обладают наименьшей износостойкостью, чего не скажешь о комплексном карбиде М₇С₃ наличие росту износостойкости которого, ведёт К значительному металла. Образование избыточной фазы комплексных боридов (Ni-Cr)₂B и (Ni-Cr)B с микротвёрдостью 2300-2600 Hv и при переходе от M_7C_3 к карбиду $M_{23}C_6$ в сплаве, приводит к увеличению способности металла сопротивляться изнашиванию. Такая зависимость износостойкости сплава OT типа упрочняющей фазы прямо пропорционально связана с её твёрдостью. К примеру, микротвердость карбидов M_7C_3 и $M_{23}C_6$ находится в диапазоне 1600-1800 Ну. Поэтому для материалов, работающих в условиях абразивного изнашивания, наиболее целесообразным является получение в структуре наибольшего количества карбоборидов хрома, качественно отличающихся высокими механическими свойствами. Увеличению количества соединений данного типа способствует высокоскоростное охлаждение расплава, что достигается при импульсном лазерном воздействии.

Существует несколько видов твердых фаз, которые МОГУТ образовываться в сплавах системы Ni-Cr-B-Si-C, а именно: Me₂(BC); $Me_{23}(CB)_6$; Me(BC); MeB; Me_2B ; Me_7C_3 и др., но главная проблема заключается том, что нельзя выявить конкретной роли какого либо вида износостойкость сплава. влияющего на Это связано с возможностью растворения бора и углерода в боридах или карбидах соответственно. Такие маленькие ПО размеру фазы, измельченные вследствие лазерного воздействия, очень сложно определяются, [149].

4.6 Управление фазовым состоянием и структурой наплавки для получения необходимых характеристик, характерные дефекты наплавки

Исходя из результатов исследования зависимости характеристик сплава ВПр11-40H от фазового состояния, полученного при различных скоростях охлаждения, можно сделать вывод, что структура данного сплава управляема

за счёт внешних факторов. Путём корректировки режимов лазерного воздействия мы постараемся создать условия для получения заданных характеристик сплава ВПр11-40Н. Для начала стоит обозначить несколько особенностей импульсного лазерного излучения. При формировании пятна лазерного воздействия на поверхности обрабатываемой детали, энергия распределяется по площади в соответствии с графиком на рисунке 4.16, из которого видно, что наибольшая плотность приходится на центр.

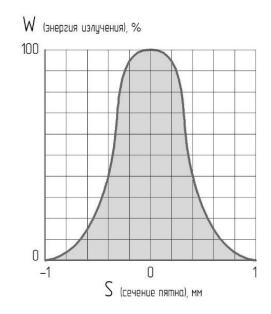


Рисунок 4.16 – Распределение плотности мощности на пятне лазерного излучения диаметром 2 мм

Характеристики установки ALFA-300 позволяют регулировать массу различных параметров лазерного излучения, в том числе и форм импульса. При выборе оптимальных режимов наплавки с помощью редактора лазерного импульса задавались следующие формы: прямоугольная, гауссова и ассиметричная (рис. 4.17).

Лучше всего в процессе наплавки себя показала ассиметричная формой импульса, которая по данным автора А.А. Гусева [150] является наиболее оптимальной для задач импульсной сварки/легирования/наплавки, она

обеспечивает более глубокий прогрев материала, без его испарения и выплесков.

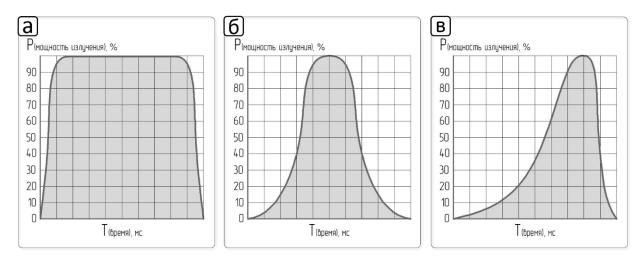


Рисунок 4.17 – Лазерные временные формы импульса, используемые в экспериментах: а – прямоугольная форма; б – Гауссова форма; в – ассиметричная Гауссова форма

Главным недостатком процесса лазерной наплавки можно считать возможное образование самого распространенного дефекта - трещин в наплавленном слое. Именно трещины являются основной причиной досрочного разрушения деталей и узлов, это происходит за счет сильно снижающейся усталостной прочности. Для порошков системы Ni-Cr-B-Si при воздействии постоянного лазерного излучения с последующим оплавлением характерно образование холодных трещин В наплавке. Вероятность трещинообразования ниже использовании импульсной лазерной при наплавки, это связанно со спецификой образования наплавляемого валика. При использовании такого режима валик состоит из наложенных друг на друга точек, что способствует периодической кристаллизации в связи с высокой скоростью охлаждения расплавленного металла, а за время между импульсами наплавленный затвердеть. Также металл успевает уменьшения вероятности трещинообразования применяют предварительный подогрев детали. Но нельзя забывать, что чрезмерный подогрев детали может привести к химической неоднородности металла, что в свою очередь приведет к снижению высокотемпературной пластичности [149].

Еще один часто встречающийся дефект — это пористость, в целях устранения подобных дефектов необходимо прокаливать порошок при 150 - 200°С в течении вдух-трех часов.

Часто встречающиеся дефекты лазерной импульсной наплавки в порошковой ванне изображены на рисунке 4.18.

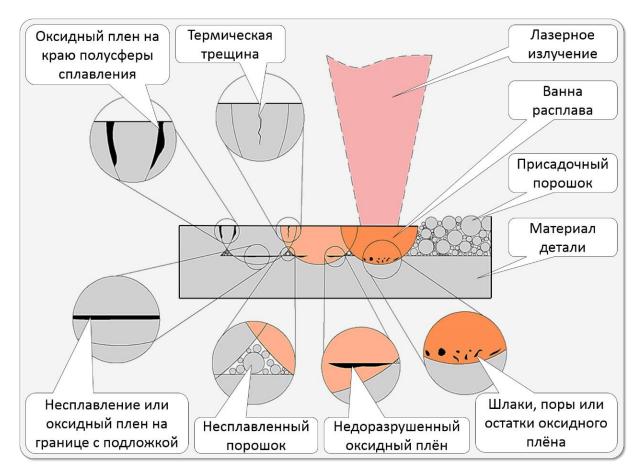


Рисунок 4.18 – Возможные дефекты и их механизм появления в процессе лазерной наплавки в порошковой ванне

Стоит также отметить, что в конкретном случае восстановления высоты пера лопатки ГТД проблема трещинообразования в формируемом слое не столь выражена, как при наплавке на плоскость ПО модели «полубесконечного тела». В пояснение необходимо добавить, что такой тип восстановление близок к модели «тонкой пластины», только наплавка ортогональных ведется на eë торец, вследствие чего уходит ряд

растягивающих напряжений. Помимо этого, при восстановлении малогабаритных деталей допускается не проводить предварительный подогрев изделия в силу того, что температура от наплавки предыдущего слоя сохраняется на благоприятном уровне. В случае возникновения проблем с появлением трещин, возможно совершение обратного прохода по валику без добавления присадочного порошка с целью устранения возможных дефектов и нормализации температуры для дальнейшего формирования слоя.

Для выведения статистики влияния параметров лазерного излучения на характеристики сплава ВПр11-40Н был проведен ряд экспериментов на режимах, приведенных в таблице 4.1. Проанализировав набранную статистику, было подтверждено, что режимы с ассиметричной гауссовой формой импульса показывают стабильные результаты по качеству наплавленного материала. Для учёта множества факторов, которые могут повлиять на конечный результат наплавки была поставлена задача выявить основную характеристику режима наплавки, которая способна обобщить в себе в той или иной степени все 14 контролируемых параметра.

Основным фактором, который влияет на свойства наплавляемого слоя присадочного материала является скорость охлаждения ванны расплава. Скорость охлаждения расплава определяется различными факторами, начиная от геометрии восстанавливаемой детали, заканчивая температурой окружающей среды. При прочих равных был сделан вывод, что основной характеристикой наплавки, максимально влияющей на свойства сплава, является величина погонной энергии, которая определяет количество вкладываемой мощности на единицу длины и как следствие контролирует скорость охлаждения при импульсно-периодическом воздействии лазерного излучения.

Таблица 4.1 – Параметры режимов лазерной наплавки

					1 -			1									
Номер режима наплавки	Ориент. толщина сплавляемого слоя	Относит. КПД наплавки	Частога излучения	Коэф. перекрытия	Диаметр пучка	Скорость наплавки	Длительность импульса	Напряжение на лампе	Пиковая мощность импульса	Энергия импульса	Плотность мощности	Средняя мощность	Погонная энергия	Средняя мощность импульса от максимума	Средняя микротвердость наплавки	Форма импульса	
Номер р	M×10 ⁻³	%	Гц	Z	м×10-3	м/сек×10-3	MC	В	кВт	Дж	B _{T/M} ² ×10 ⁹	Вт	Дж/м×10³	%	Hv	Фор	
1	2,1	388	3	0,5	0,8	1,2	20	430	4,52	90	9,00	271,3	226	100	435	100	
2	1,8	334	3	0,5	0,8	1,2	20	400	3,89	78	7,74	233,7	195	100	452	100 - 80 - 60 - 40 - 20 -	
3	1,6	292	3	0,5	0,8	1,2	20	380	3,41	68	6,79	204,7	171	100	458	100 80 - 60 - 40 - 20 - 0	
4	1,4	343	4	0,5	0,8	1,6	20	430	3	60	5,97	242,4	152	84,4	465	100 80 60 40 20	
5	1,1	334	5	0,5	0,8	2	20	430	2,34	47	4,66	234,2	117	67,5	491	100 80 60 40 20 0	
6	1,0	317	5	0,5	0,8	2	20	380	2,22	44	4,42	222,2	111	84,4	510	100 80 60 40 20 0	
7	0,9	279	5	0,5	0,8	2	20	400	1,95	39	3,88	195,4	98	67,5	524	100 80 60 40 20 0	
8	0,9	321	6	0,5	0,8	2,4	20	430	1,87	37	3,72	224,8	94	54,4	537	100 80 60 40 20 0	
9	0,7	199	5	0,55	0,8	1,8	20	400	1,55	31	3,09	155,3	86	54,4	550	100 80 60 40 20 0	
10	0,5	263	10	0,6	0,8	3,2	8	380	2,88	23	5,73	230,4	72	84,4	561	100 80 60 40 20 0	
11	0,5	241	10	0,6	0,8	3,2	12	400	1,76	21	3,50	210,9	66	54,4	567	100 80 60 40 20 0	
12	0,4	183	14	0,6	0,7	3,92	8	380	2,13	17	5,54	238,9	61	67,5	571	100 80 60 40 20 0	
13	0,3	100	16	0,6	0,6	3,84	8	380	1,62	13	5,73	207,3	54	54,4	573	100 80 60 40 20 0	
	Режимы, выбранные для дальнейшего									Режимы, не пригодные для серийного							

Режимы, выбранные для дальнейшего исследования характеристик наплавки

Режимы, не пригодные для серийного производства (приведены для статистики)

Снижая скорость охлаждения посредством контроля погонной энергии в допустимых пределах, можно повысить пластичность сплава за счёт понижения его средней твердости или наоборот повысить износостойкие характеристик в случае увеличения. На рисунке 4.19 представлена зависимость погонной энергии при различных режимах лазерной наплавки и их влияние на свойства сплава ВПр11-40H.



Рисунок 4.19 – Влияние погонной энергии лазерной наплавки на микротвердость сплава ВПр11-40H.

Исходя из анализа полученных данных были выбраны 3 основных технологических режима наплавки для подробного исследования её свойств. Данные режимы выделены зеленым в таблице 4.1, красным выделены режимы, приведенные для статистики и не подходящие для серийного производства вследствие завышенных параметров эксплуатации установки в части напряжения на лампе накачки, с рекомендуемым уровнем до 380В.

На рисунке 4.20 представлен комплекс данных по результатам исследования образцов наплавок на перо лопатки ТС из жаропрочного сплава ЖС6К. Для определения качества наплавки и механических характеристик восстановленного слоя, оценка производилась по следующим критериям:

- величина зоны термического влияния;
- величина балла аустенитного зерна;

- средняя микротвердость наплавленного слоя;
- уровень износостойкости наплавки.

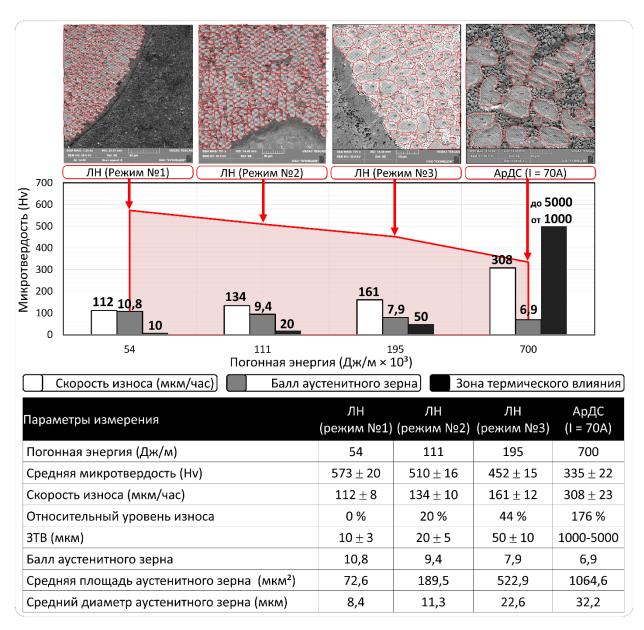


Рисунок 4.20 — Различные режимы лазерной наплавки и их влияние на свойства сплава ВПр11-40H.

Результаты исследования свидетельствуют о прямой зависимости режимов наплавки на свойства сплава ВПр11-40Н в части уровня средней микротвердости и абразивной стойкости. К положительным эффектам повышения погонной энергии можно отнести более стабильны результат наплавки в части отсутствия дефектов типа оксидных плен, несплавлений

или газовых пор, а также высокий КПД и скорость восстановления детали. К отрицательным – повышение зоны термического влияния, снижение средней микротвердости и износостойкости сплава наплавки. Учитывая, что детали при работе в двигателе подвергаются помимо растягивающих напряжений от центробежной силы ещё и вибрации, было принято решение избрать технологический режим №2 (рис. 4.20) для дальнейшего изготовления партии восстановленных лопаток ТС, который подробно представлен на рисунке 4.21.

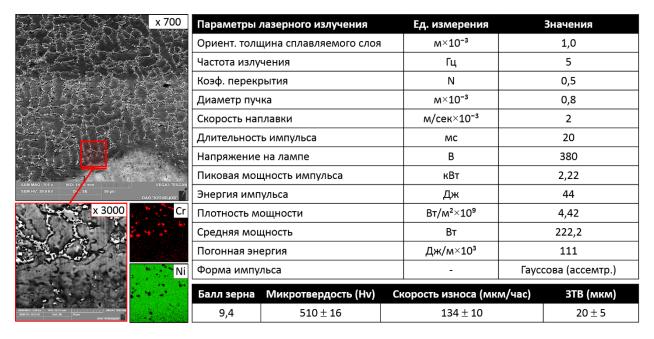


Рисунок 4.21 — Рекомендуемый режим лазерной наплавки сплава ВПр11-40H для проведения восстановления лопаток TC

4.7 Выводы по главе 4

1. Проведено измерение коэффициента линейного расширения, на основании которого были выбраны оптимальные наплавочные материалы из линейки сплавов ВПр, КТЛР которых незначительно отличается от материала исследуемой лопатки ТС двигателя НК-12МП/МПМ, получаемой методом равноосного литья из сплава ЖС6К. Были определены два сплава, наиболее подходящие для восстановления данных лопаток: ВПр11-40Н и ВПр27.

- 2. Применены порошковые сплавы типа ВПр в качестве износостойких присадочных материалов при лазерной импульсной наплавке. Доказаны высокие износостойкие характеристики сплавов ВПр11-40Н и ВПр27 с литой структурой, получаемой при лазерной импульсной наплавке. Результаты проведенных испытаний на локальный абразивный износ показали, что при лазерной оптимальных режимах наплавки сплавы ВПр11-40Н и ВПр27 обладают высокой износостойкостью, сравнимой со свойствами классического износостойкого композита Рок-Дюр 6740 с включениями 40% литого карбида вольфрама (WC / W₂C). Износостойкие характеристики сплава ВПр11-40Н, со структурой полученной методом лазерной импульсной наплавки, превосходят показатели литого сплава лопатки ЖС6К до 3 раз, а показатели сплава ЭП718 в состоянии закалки до 20 раз.
- 3. Проведено исследование микроструктуры И микротвёрдости наплавленных материалов линейки ВПр, на основании которого установлено, что при лазерной импульсной наплавке формируется литая мелкодисперсная дендритная структура с равнораспределённой микротвёрдостью по всему наплавленному слою. С ростом скорости охлаждения расплава, возрастает уровень диспергирования твёрдых частиц и повышается плотность их расположения матрице наплавки, ЧТО увеличивает eë среднюю микротвердость. Дополнительно стоит отметить, что литая дендритная структура данных сплавов практически не подвержена седиментации твердых частиц, в отличии от карбидосодержащих композитов – это является дополнительным положительным фактором при сохранении износостойких свойств наплавок на малых контактных поверхностях.

Исследовано влияние формируемой структуры и различных твердых образований на износостойкие характеристики сплавов. Показано, что при лазерной наплавке в условиях высокоскоростного охлаждения возможно наследование структуры и свойств, близких к исходным порошковым

материалам, а также выявлена значительная структурная наследственность в порошковых сплавах ВПр27 и Рок-Дюр 6740.

- 4. Установлено, что с ростом скорости охлаждения снижается ликвационная неоднородность в сплавах типа ВПр. При скоростях охлаждения расплава, достигаемых при лазерной импульсной наплавке сплава ВПр11-40H, среднее содержание Сг в матрице повышается до 9%, относительно медленного охлаждения в печи (3,5-5%). Общее снижение ликвации позволяет повысить жаростойкость получаемого наплавленного слоя.
- 5. Показана прямая зависимость формируемой литой структуры сплава ВПр11-40Н, включая её микротвёрдость и износостойкие свойства, от скоростей охлаждения в широком диапазоне. Установлен качественный рост износостойких свойств (до 350%) сплава ВПр11-40Н от повышения скорости охлаждения за счёт формирования термостабильных карбоборидных соединений. Доказана возможность управления литой структурой данного сплава посредством режимов лазерной наплавки с целью получения рабочих характеристик балансом заданных между твёрдостью, износостойкостью жаростойкостью. Предложены И коррозионной технологические режимы наплавки для восстановления литых лопаток ГТД из жаропрочных сплавов серии ЖС6.

ГЛАВА 5 УСТАЛОСТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ ВОССТАНОВЛЕННЫХ ЛОПАТОК И ФРАКТОГРАФИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ИЗЛОМОВ

5.1 Выбор оптимального материала для восстановления и выполнение ремонта партии лопаток с целью дальнейшего проведения усталостных испытаний

В целях соблюдения условий проведения усталостных испытаний на электродинамическом стенде по стандартной методике и построения кривых Веллера в соответствии с ОСТ 1 00870-77 «Лопатки газотурбинных двигателей. Методы испытаний на усталость» была использована партия восстановленных лопаток ТС с применением в качестве присадочного материала сплава ВПр11-40Н в количестве 20-ти штук первой и 20-ти штук второй ступени ротора. Для определения необходимого уровня усталостной прочности была дополнительно изготовлена партия новых лопаток, не проходивших эксплуатацию в двигателе в количестве по 25 штук на ступень ротора турбины. На рисунке 5.1 представлены стадии восстановления лопаток TC, включая лазерную восстановительную наплавку И механическую обработку припуска путём шлифования.



Рисунок 5.1 – Изготовление опытной партии лопаток

При изготовлении партии восстановленных лопаток ТС был применен маршрут технологического процесса ремонта, представленный на рисунке 5.2. Нормы дефектов определялись в соответствии с ОСТ 1 01197-2008 «Авиационные двигатели и их составные части. Лазерная сварка особо

ответственных элементов конструкций газотурбинного двигателя. Общие технические требования». Данный стандарт устанавливает общие технические требования к процессу лазерной сварки и наплавки особо ответственных элементов конструкции газотурбинного двигателя из жаропрочных сплавов и коррозионностойких сталей. В соответствии с этим документом была допущена двукратная подварка дефектных мест после их обнаружения путём капиллярного или рентгеновского контроля.



Рисунок 5.2 – Схематическая последовательность технологический операций при ремонте лопаток ГТД методом лазерной наплавки в порошковой ванне.

Восстановленные лазерной наплавкой лопатки после механической обработки профиля подвергались рентгенографическому и люминесцентному видам контроля. По результатам данных проверок восстановленных лопаток, не было выявлено ни внешних (трещины), ни внутренних дефектов (поры, несплавления). Результаты данного исследования можно оценить на рисунке 5.3.

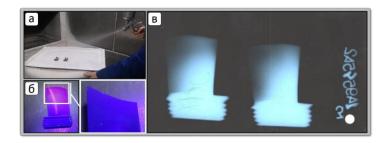


Рисунок 5.3 – Результаты НМК лопаток ТС: а – нанесение индикаторного пенетранта; б – результаты контроля ЛЮМ1-ОВ; в – результаты рентгенографического контроля.

5.2 Стендовые многоцикловые усталостные испытания на определение предела выносливости восстановленных лопаток

Стандартный метод усталостных испытаний применяется для построения осреднённой кривой усталости. Значения предела выносливости, полученная по этому методу, используется для вычисления запаса прочности лопаток. На рисунке 5.1 представлены результаты испытаний лопаток ТС первой ступени ротора турбины.

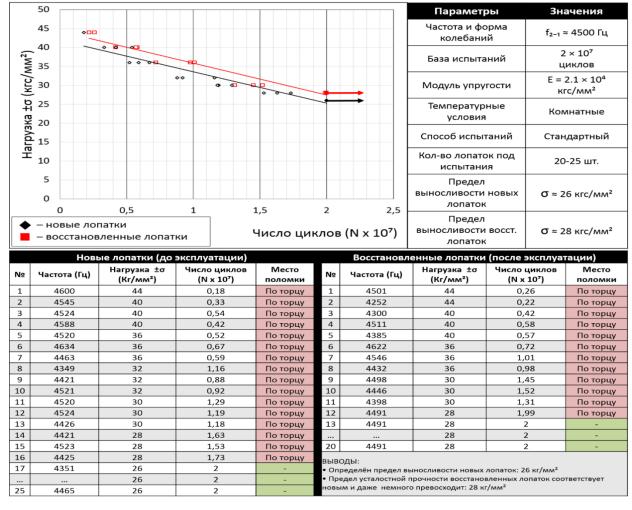


Рисунок 5.4 — Результаты усталостных испытаний и кривая усталости новых и восстановленных методом лазерной наплавки лопаток TC первой ступени ротора турбины турбостартера

Для увеличения надёжности, за предел выносливости принимается амплитуда напряжений, при которой без разрушения выдерживают заданную базу испытаний не менее 6-ти лопаток. База испытаний составляла 2×10^7

циклов при комнатной температуре с частотой колебания $f_{2-1}\approx 4500~\Gamma$ ц и $8600~\Gamma$ ц для первой и второй ступени ротора лопатки TC соответственно.

Система нагружения лопатки и частота колебания подбиралась специально таким образом, чтобы максимально нагрузить область с восстановленной вершиной пера для выявления запаса прочности именно данной зоны. Необходимо учесть, что в процессе эксплуатации лопатки ТС никогда бы не подверглись такому уровню нагружения в восстановленной зоне. Данный участок лопатки считается одним из наименее динамически нагруженных, если не учитывать абразивный износ, по сравнению с критическим сечением, располагающимся чуть выше замка.

На основании полученных данных можно сделать выводы, что после восстановления по разработанной технологии лопатки не теряют свой запас прочности, сохраняя эксплуатационные характеристики.

Для подтверждения результатов испытаний первой ступени лопаток ТС был проведен второй этап испытаний с лопатками ТС второй ступени ротора, отличающихся от первой более высоким профилем пера. Результаты данных испытаний также представлены на рисунке 5.5. Исходя из места поломки испытанных лопаток можно сделать заключение, что нам удалось задать необходимый уровень колебаний и распределить напряжения таким образом, чтобы детали разрушались в требуемой зоне по вершине пера.

Результаты второго этапа усталостных испытаний лопаток коррелируются с результатами первого и подтверждают сделанный вывод о сохранении запаса усталостной прочности восстановленных деталей.

Дополнительно была выведена закономерность, свидетельствующая о незначительном повышении запаса усталостной прочности восстановленных лопаток, для определения причин которой был произведен фрактографический анализ, описанный в следующем разделе.

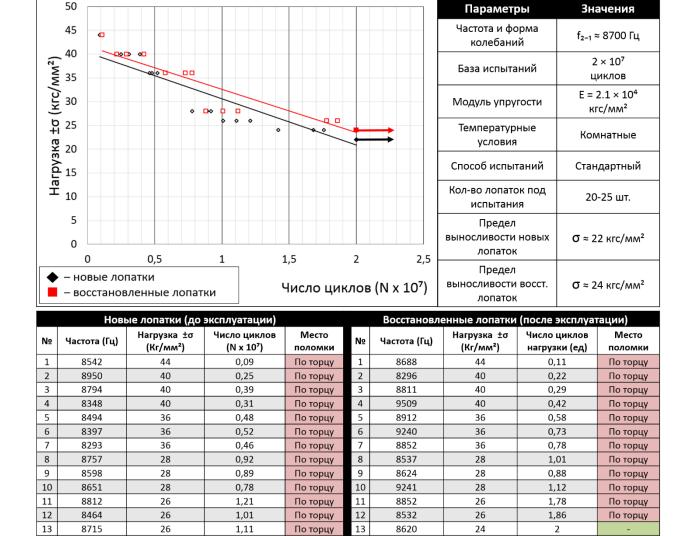


Рисунок 5.5 — Результаты усталостных испытаний и кривая усталости новых и восстановленных методом лазерной наплавки лопаток TC второй ступени ротора турбины турбостартера

Определён предел выносливости новых лопаток: 22 кг/мм² Предел усталостной прочности восстановленных лопаток соответствует

овым и даже немного превосходит: 24 кг/мм²

По торцу

По торцу

По торцу

1,42

1,68

1,76

5.3 Фрактографический анализ зон образования усталостных трещин в теле исследуемых лопаток

С целью определения характера разрушения и причины сохранения высокого запаса прочности восстановленных лопаток ТС после усталостных испытаний был произведен фрактографический анализ зон усталостного разрушения.

Усталостное напряжение не появляется просто так и не возникает только от перемены напряжений. Большинство деталей, в течение всего срока службы, успешно сопротивляются переменным нагрузкам. Предел усталости или предел выносливости это та граница, которую необходимо превысить значению систематически колеблющегося напряжения, чтобы произошло образование трещины усталости [153-155]. Именно с данной целью наибольшему напряжению при проведении усталостных испытаний лопаток TC подвергались области вершины пера оценки прочности для восстановленных кромок.

Результаты фрактографичекого сравнительного анализа изломов разрушенных лопаток, после проведения усталостных испытаний, представлены на рисунке 5.6.

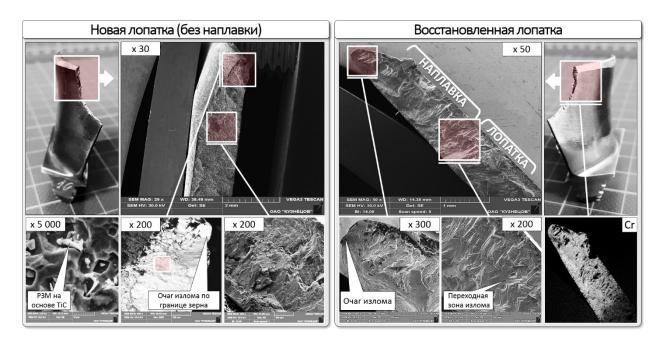


Рисунок 5.6 – Фрактографический анализ изломов после испытаний на усталостную прочность новых лопаток (не бывших в эксплуатации)

Плоскодеформируемое состояние, возникающее внутри сечения образца или детали, является причиной образования усталостного разрушения в литейных высокожаропрочных сплавах на никелевой основе. Такое состояние обусловлено тем, что в малопластичных материалах легче достигается условие нарушения сплошности путем хрупкого надрыва, чем

нарушение сплошности на поверхности путем накопления пластических повреждений под действием максимальных касательных напряжений [151-153]. В свою очередь хрупкое разрушение может иметь межзеренный или внутренний характер, что приводит к формированию кристаллического или зернистого излома. При хрупком внутризеренном разрушении происходит образование кристаллических фасеток, которые представляют собой гладкие блестящие участки.

Исследования изломов при несимметричном нагружении показали и подтвердили, что и при высокотемпературном нагружении мелкозернистая структура обладает большим сопротивлением усталостного разрушения, чем крупнозернистая структура. Помимо этого установлено - в литейном сплаве типа ЖС6 мелкозернистая структура имеет меньшее сопротивление распространению усталостных трещин, по сравнению с крупнозернистой структурой [151-155].

Данный тезис явно проявляется при проведении ближайшего рассмотрения вершины кромки новых лопаток TC, являющимся очагом зарождения усталостной трещины (рис. 5.7).



Рисунок 5.7 – Фрактографический анализ излома вершины пера новых лопаток TC после испытаний на усталостную прочность. Выделением отмечена вершина пера с гладким сколом.

В большинстве рассматриваемых лопаток очаг разрушения представляется в виде гладкого скола, что может свидетельствовать о начале распространения трещины от границы зерна равноосной структуры сплава. В данном случае развитие начальной усталостной трещины и наличие плоскостей скольжения провоцирует дальнейшее разрушение.

При дальнейшем рассмотрении фронта распространения усталостной трещины можно отметить наличие растрескивания, уходящего в глубь материала детали, что вероятно, говорит о дальнейшем разветвлении и проникновении трещины по межкристаллитному характеру (представлено на рис. 5.8).

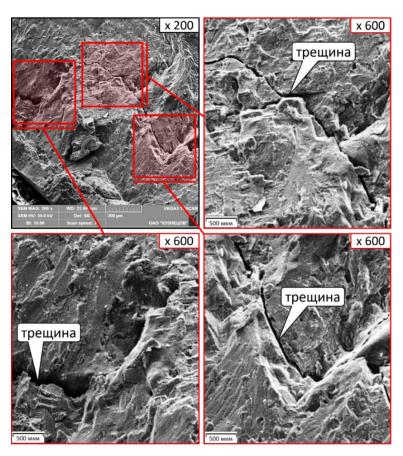


Рисунок 5.8 – Межкристаллитные трещины в материале лопаток ТС (ЖС6К), после испытаний на усталостную прочность

При приближении увеличения до X2000 в теле усталостного излома наблюдаются микрочастицы, которые, предположительно на основании элементного состава и их морфологии, можно квалифицировать как

карбидные выделения по границам зерен на основании Ті, свойственные равноосной структуре ЖС6К (см. рис. 5.9).

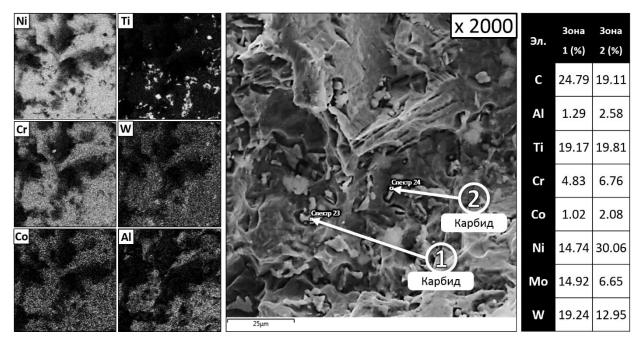


Рисунок 5.9 – Элементный анализ изломов после испытаний на усталостную прочность новых лопаток (не бывших в эксплуатации)

В области наличия карбидных выделений наблюдаются микропоры и признаки ямочного разрушения. Подобная топология характерна при достижении критических состояний в ограниченных объемах в зонах, препятствующих развитию деформации, что формирует микропустоты. Это могут быть границы зерен или частицы перенасыщенной упрочняющей фазы. Морфология данных карбидных представлена на рисунке твердой 5.10, исходя из её анализа можно сделать вывод об отрицательном воздействии таких фаз при распространении усталостной трещины. Вследствие чрезмерной угловатости и остроконечности подобных карбидных включений, которая способствует образованию микроразрывов распространению по ним трещины.

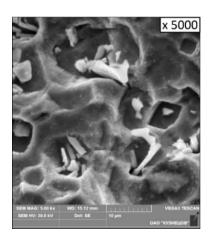


Рисунок 5.10 – Карбидные включения на основе TiC в изломах лопаток TC после испытаний на усталостную прочность

Совершенно иной характер распространения трещины имеют лопатки ТС с восстановленной вершиной пера при помощи наплавки ВПр11-40Н. В отличии от новых лопаток в ремонтных отсутствуют признаки хрупкого зарождения усталостной трещины, которые наблюдались на вершине пера без наплавки. Фрактография усталостного излома восстановленной лопатки представлена на рисунке 5.11.

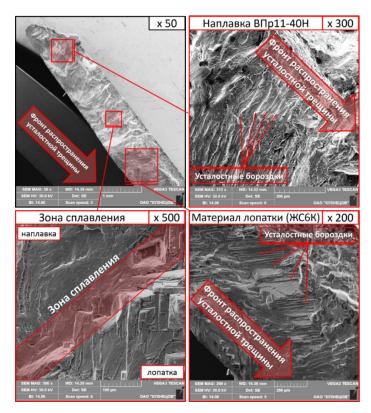


Рисунок 5.11 – Анализ распространения усталостного излома в теле лопаток, восстановленных лазерной импульсной наплавкой с применением сплава ВПр11-40H

Из анализа распространения разрушения по телу лопатки, можно сделать выводы о зарождении усталостной трещины в том же месте, где наблюдался очаг и на новых лопатках – вершина пера. О данном факте свидетельствует расположение усталостных бороздок, представленное на рисунке 5.11. Исходя из анализа элементной карты (рис. 5.6) и изменения была обнаружена характера разрушения, переходная зона OT восстановленной части пера лопатки к телу лопатки из основного материала ЖС6К. При переходе усталостной трещины от мелкодисперсной литой структуры ВПр11-40Н с величиной балла порядка 9-10 на материал ЖС6К с равноосной литой крупнозернистой структуры, природа разрушения сильно изменяла топологию поверхности. Достигнув границ крупных зерен с широкими плоскостями скольжения, трещина меняла направление развития и быстро распространялась по данным плоскостям. Подобный характер оценить на рисунке 5.12, где крупные экструзии онжом иилопопот распространения усталостной трещины выделены цветом.

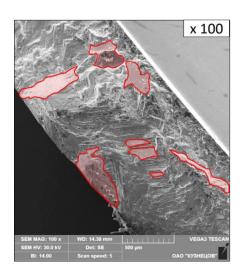


Рисунок 5.12 — Распространение усталостной трещины вдоль направления положения кристаллов (зерен) сплава ЖС6К с образованием явно выраженных крупных экструзий (гладких сколов), отмеченных выделением

Относительно недавно при циклическом деформировании прочность обеспечивали в основном уменьшением влияния действующих напряжений

за счет увеличения размеров сечений, уменьшения остроты концентраторов или применение материалов с улучшенными прочностными свойствами. На данный момент возникает необходимость в упрочнении определенных мест на детали, в которых с наибольшей вероятностью может возникнуть усталостное разрушение. Подобные методы упрочнения основываются на замедлении роста усталостных трещин [151-152]. Учитывая незначительное увеличение показателей запаса усталостной прочности на восстановленных лопатках и результаты фактографического анализа, можно сделать вывод, что наличие мелкодисперсной структуры, образовавшийся в результате лазерного импульсного воздействия, благоприятно влияет на сопротивление появлению очагов усталостного разрушения.

5.4 Выводы по главе 5

- 1. Установлено, что применение рекомендуемых режимов лазерной наплавки и маршрута технологического процесса ремонта позволяет эффективно вести восстановление литых лопаток турбины ГТД с высоким процентом выхода годного.
- 2. На основании стендовых усталостных испытаний установлено, что восстановленные лопатки ротора турбины из сплава ЖС6К с применением материала ВПр11-40Н имеют предел усталостной выносливости сравнимый с вновь изготовленными лопатками, что позволяет эффективно поддерживать назначенный ресурс изделий на всём жизненном цикле.
- 3. На базе результатов фактографического исследования зон усталостного разрушения лопаток ТС определено, что запас усталостной прочности восстановленных лопаток незначительно превышает показатели новых лопаток, предположительно, за счет формирования мелкодисперсной структуры на вершине восстановленного пера, имеющей более высокую стойкость к зарождению усталостных трещин, по сравнению с равноосной крупнозернистой структурой.

6. ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ОБЩИЕ ВЫВОДЫ ПО ДИССЕРТАЦИОННОЙ РАБОТЕ

Главным результатом диссертационной работы является решение проблемы поддержания ресурса лопаток ротора турбины турбостартера авиационного двигателя НК-12МП/МПМ за счёт разработки универсальной ремонтной технологии восстановительной лазерной наплавки. Основные выводы по работе можно сформулировать в виде следующих положений:

- 1. Проведено определение коэффициента теплового линейного расширения сплавов типа ВПр для оценки склонности данных материалов к образованию трещин в процессе наплавки и выбора оптимальных, КТЛР которых незначительно отличается от материала исследуемой лопатки ГТД (литейный жаропрочный сплав ЖС6К).
- 2. Впервые применены порошковые сплавы типа ВПр в качестве износостойких присадочных материалов при лазерной импульсной наплавке. Доказаны высокие износостойкие характеристики сплавов ВПр11-40Н и ВПр27 с литой структурой, получаемой при лазерной импульсной наплавке. По результатам проведенных испытаний на локальный абразивный износ установлено, что при оптимальных режимах лазерной наплавки сплавы ВПр11-40Н и ВПр27 обладают высокой износостойкостью, сравнимой со свойствами классического износостойкого композита Рок-Дюр 6740 с включениями 40% литого карбида вольфрама (WC / W₂C). Износостойкие характеристики сплава ВПр11-40Н, со структурой полученной методом лазерной импульсной наплавки, превосходят показатели литого сплава лопатки ЖС6К до 3 раз, а показатели сплава ЭП718 в состоянии закалки до 15 раз.
- 3. Проведено исследование микроструктуры и микротвёрдости наплавленных материалов линейки ВПр, на основании которого установлено, что при лазерной импульсной наплавке формируется литая мелкодисперсная дендритная структура с равнораспределённой микротвёрдостью по всему наплавленному слою. С ростом скорости охлаждения расплава, возрастает

уровень диспергирования твёрдых частиц и повышается плотность их расположения в матрице наплавки, что увеличивает её среднюю микротвердость. Дополнительно стоит отметить, что литая дендритная структура данных сплавов практически не подвержена седиментации твердых частиц, в отличии от карбидосодержащих композитов — это является дополнительным положительным фактором при сохранении износостойких свойств наплавок на малых контактных поверхностях.

Показано, что при лазерной наплавке в условиях высокоскоростного охлаждения происходит наследование структуры и свойств, близких к исходным порошковым материалам.

- 4. Установлено, что с ростом скорости охлаждения снижается ликвационная неоднородность в сплавах типа ВПр. При скоростях охлаждения расплава, достигаемых при лазерной импульсной наплавке сплава ВПр11-40H, среднее содержание Сг в матрице повышается до 9%, относительно медленного охлаждения в печи (3,5-5%). Общее снижение ликвации позволяет повысить жаростойкость получаемого наплавленного слоя.
- 5. Показана прямая зависимость формируемой литой структуры сплава ВПр11-40Н, включая её микротвёрдость и износостойкие свойства, от скорости охлаждения. Установлен качественный рост износостойких свойств (до 350%) сплава ВПр11-40Н от повышения скорости охлаждения за счёт формирования мелкодисперсной структуры термостабильных карбоборидных соединений. Предложена возможность управления литой структурой данного сплава посредством изменения режимов лазерной наплавки для получения заданных рабочих характеристик с балансом между износостойкостью, коррозионной жаростойкостью твёрдостью, И усталостной прочностью.
- 6. На основании стендовых усталостных испытаний установлено, что восстановленные лопатки ротора турбины из сплава ЖС6К с применением

материала ВПр11-40Н имеют предел усталостной выносливости сравнимый с вновь изготовленными лопатками, что позволяет эффективно поддерживать назначенный ресурс изделий на всём жизненном цикле.

- 7. Разработана технология восстановления геометрии лопаток ротора компрессора и турбины из жаропрочных никелевых сплавов оригинальным методом порошковой лазерной наплавки, позволяющего повысить износостойкие свойства контактных поверхностей деталей и сохранить когерентность упрочняющей структуры γ фазы Ni₃Al в зоне термического влияния. Технология успешно применена и апробирована в производстве на предприятии ПАО «Кузнецов».
- 8. Материалы диссертационного исследования широко используются в учебном процессе кафедры «Литейные и высокоэффективные технологии» ФГБОУ ВО «Самарский государственный технологический университет».

7. СПИСОК ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ИСТОЧНИКОВ

- 1. Кравчик Н.И., Кравчик Т.Н. Развитие воздушных летательных аппаратов и авиационных двигателей. М.: МАИ, 2002. 100 с.
- 2. Гарькавый А.А., Чайковский А.В., Ловинский С.И. Двигатели летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1987 288 с.
- 3. Харламова Т.Е. История науки и техники. Электроэнергетика. СПб.: C3TУ, 2006. – 126 с.
- 4. Литые лопатки газотурбинных двигателей (сплавы, технология, покрытия) / Е. Н. Каблов. М.: Изд-во МИСиС, 2001. 632 с.
- 5. Крымов В.В., Елисеев Ю.С., Зудин К.И. Производство лопаток газотурбинных двигателей.— М.: Машиностроение-Полет, 2002 376 с.
- 6. Пономарев Б.А. Настоящее и будущее авиационных двигателей. М.: Воениздат, 1982 – 240 с.
- 7. Ключников И.П., Гейкин В. А. Ремонт высоконагруженных деталей и узлов горячего тракта ГТД методом высокотемпературной пайки // Пайка. Современные технологии, материалы, конструкции. М.: ЦРДЗ. 2001. С. 19-24.
- 8. Орлов А. В., Березников Ю. Н., Самсонова Т.С. Ремонт деталей газовых турбин методами пайки // Энергомашиностроение. 1984. №2. С.33-34.
- 9. Пермиловский И.А., Гейченко В.С., Фруман И.И. Восстановление наплавкой турбинных лопаток авиационных двигателей // Автоматическая сварка. 1976. №5. С. 54—56.
- Пермиловский И.А., Казанцева Н.А. Физико-механические свойства наплавленных карбидохромовых сплавов // Автоматическая сварка. 1976. №4. С. 52–54.
- Сорокин Л.И., Лукин В.И., Багдасаров Ю.С. Свариваемость жаропрочных никелевых сплавов типа ЖС6 // Сварочное производство. 1997. № 6. С. 12-17.

- 12. Сорокин Л.И. Свариваемость жаропрочных сплавов, применяемых в авиационных газотурбинных двигателях // Сварочное производство. 1997. № 4. C. 4-11.
- Сорокин Л.И. Аргонодуговая наплавка бандажных полок рабочих лопаток из высокожаропрочных никелевых сплавов // Сварочное производство. – 2004. – № 7. – С. 20-26.
- 14. Энергетика. Настоящие и будущее [Электронный ресурс]. Режим доступа: http://energetika.in.ua. Книга 3. Развитие теплоэнергетики и гидроэнергетики. (Дата обращения: 15.01.2019).
- 15. Швец И.Т., Кодак М.А., Кираковский Н.Ф. Общая теплотехника. Киев: Машгиз, 1960. – 459 с.
- 16. Джон Барбер. Английский изобретатель. Биография [Электронный ресурс]. Режим доступа: http://biozvezd.ru/dzhon-barber. (Дата обращения: 15.01.2019).
- 17. Рыжов К.В. 100 великих изобретений. М.: Вече, 2006. 699 с.
- 18. Иноземцев А.А., Сандрацкий В.Л. Газотурбинные двигатели. ОАО "Авиадвигатель", 2006 – 1204 с.
- 19. Джастин Захари. Передовые газотурбинные технологии в энергетике: революция или эволюция? Журнал ISO Focus № 6`2008.
- 20. Маслов, В.Г. Теория и методы начальных этапов проектирования авиационных ГТД / В.Г. Маслов, В.С. Кузьмичев, А.И. Коварцев.— Самара: СГАУ, 1996. 147с.
- 21. Григорьев, В.А. Вертолетные газотурбинные двигатели / В.А. Григорьев, В.А. Зрелов, Ю.М. Игнаткин [и др.]; под общ. ред. В.А. Григорьева и Б.А. Пономарева. М.: Машиностроение, 2006. 432 с.
- 22. Голубев, В.А. Двухконтурные авиационные двигатели: теория, расчет и характеристики: учебное пособие. М.: Изд-во МАИ, 1993. 168 с.

- 23. Иноземцев А.А. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок: учебник Т. 1 / А.А. Иноземцев, М.А. Нихамкин, В.Л. Сандрацкий. М.: Машиностроение, 2008. 208 с.
- 24. Энциклопедия Машиностроение. Том IV621, книга 3. Авиационные двигатели. М., Маш. А, 2010.
- 25. Развитие авиационных ГТД и создание уникальных технологий Бабкин В.И., Цховребов М.М., Солонин В.И., Ланшин А.И // Двигатель. 2013. № 2 (86) . С. 2-7.
- 26. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей. Под ред. Шляхтенко С.М., Сосунова В.А. М., Машиностроение, 1979. 432 с.
- 27. Обозрение по материалам иностранных публикаций. Серия "Авиадвигателестроение". ЦИАМ, №31 (август, 2012 г).
- 28. Демонис И.М. Во все лопатки // Наука и жизнь. 2007. №6. С. 40-44H.В.
- 29. Литые лопатки газотурбинных двигателей / Под общей ред. Е.Н. Каблова. М.: Наука, 2006 635 с.
- 30. Структура и свойства монокристаллов жаропрочного никелевого сплава, содержащего рений и рутений / Петрушин Н.В., Елютин Е.С., Назаркин Р.М. // Металлургия машиностроения. 2013. № 1. С. 12-18.
- 31. Годовой отчёт / АО «ОДК» (Акционерное общество «Объединенная двигателестроительная корпорация»). Москва, 2017. 66 с.
- 32. Официальный сайт ПАО «КУЗНЕЦОВ» [Электронный ресурс]. Режим доступа: http://www.kuznetsov-motors.ru. вкладка «История» (Дата обращения: 14.12.2018).
- 33. Неровный В.М., Михальцевич О.И. Ремонт дуговой пайкой в вакууме поверхностных дефектов на лопатках турбин // Сварка и диагностика. 2009. № 6. С. 42-48.
- 34. Сорокин Л.И. Аргоно-дуговая наплавка бандажных полок рабочих лопаток из высокожаропрочных никелевых сплавов // Сварочное производство. 2004. №7. С. 25-28.

- 35. Пермиловский И.А., Гейченко В.С., Фруман И.И. Восстановление наплавкой турбинных лопаток авиационных двигателей // Автоматическая сварка. 1976. №5. С. 54-56.
- 36. Сорокин Л.И. Аргоно-дуговая наплавка бандажных полок рабочих лопаток из высокожаропрочных никелевых сплавов // Сварочное производство. 2004. №7. С. 25-28.
- 37. Ключников И.П., Гейкин В.А. Ремонт высоконагруженных деталей и узлов горячего тракта ГТД методом высокотемпературной пайки // Пайка. Современные технологии, материалы, конструкции. М.: ЦРДЗ. 2001. С. 19-24.
- 38. Неровный В.М., Рогов Р.М. Дуговая пайка в вакууме с подачей порошкового композиционного припоя // Физика и химия обработки материалов. 1990. № 2. С.99-104.
- 39. Хорунов В.Ф., Максимова С. В., Зволинский И. В. Структура паяных соединений высоколегированных никелевых сплавов, полученных с использованием дугового нагрева // Автоматическая сварка. − 2003. − № 7. − С.19-22.
- 40. Мартышин Г.В., Трунова В.Б. Аргонодуговая наплавка с импульсной подачей присадочной проволоки при ремонте деталей // Сварочное пр-во. 1993. № 10. С. 16-17.
- 41. Сорокин Л.И. Свариваемость жаропрочных сплавов, применяемых в авиационных газотурбинных двигателях // Сварочное производство. 1997. N = 4. C. 4-11.
- 42. Сорокин Л.И., Лукин В.И., Багдасаров Ю.С. Свариваемость жаропрочных никелевых сплавов типа ЖС6 // Сварочное производство. 1997. № 6. С. 12-17.
- 43. Характер образования горячих трещин при сварке литых жаропрочных никелевых сплавов / К.А. Ющенко, В.С. Савченко, Н.О. Червяков, А.В. Звягинцева // Автоматическая сварка. 2004. № 8. С. 35-40.

- 44. Разработка технологии ремонтной микроплазменной порошковой наплавки торцов бандажных полок рабочих лопаток ТВД авиационного двигателя / Ющенко К.А., Савченко В.С., Яровицин А.В. и др. // Автоматическая сварка. 2010. №8. С. 25-29.
- 45. Исследование свариваемости никелевых суперсплавов и разработка технологии ремонта лопаток газовых турбин / К.А. Ющенко, В.С. Савченко, Л.В. Червякова и др. // Автоматическая сварка. 2005. № 6. С. 3-6.
- 46. Импульсная лазерная наплавка лопаток газотурбинных двигателей 2013 / А.В. Сотов, В.Г. Смелов, Е.А. Носова, С.А. Косырев // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. − 2013. − т. 15, №6(4). − С.973-977.
- 47. Особенности лазерной сварки тонких деталей авиационно-космической техники / Смелов В.Г., Сотов А.В., Львов М.В. // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). − 2014. − № 5-2 (47). − С. 201-206.
- 48. Особенности лазерной сварки тонких деталей авиационно-космической техники / Смелов В.Г., Сотов А.В., Львов М.В. // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). − 2014. − № 5-2 (47). − С. 201-206.
- 49. Современные методы ремонта и восстановления деталей авиационной техники / Смелов В.Г., Сотов А.В., Носова Е.А. // Вестник Рыбинской государственной авиационной технологической академии им. П.А. Соловьева. 2014. № 2 (29). С. 18-21.
- 50. Восстановление торца пера лопатки ГТД методом импульсной лазерной наплавки / Барвинок В.А., Смелов В.Г., Сотов А.В., Косырев С.А. // Проблемы машиностроения и автоматизации. 2014. № 3. С. 158-162.

- 51. Разработка технологии ремонта лопаток компрессора газотурбинных двигателей методом импульсной лазерной наплавки / Шитарев И.Л., Смелов В.Г., Сотов А.В. // В сборнике: Инновационные технологии и экономика в машиностроении Национальный исследовательский Томский политехнический университет. 2014. С. 119-123.
- 52. Технология импульсной лазерной наплавки при ремонте пресс-форм / Смелов В.Г., Сотов А.В., Кяримов Р.Р., Агаповичев А.В. // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2015. Т. 14. № 3-2. С. 432-437.
- 53. Применение технологии импульсной лазерной наплавки при исправлении литьевых дефектов деталей из сплава ЖС-32 / Смелов В.Г., Сотов А.В., Агаповичев А.В., Носова Е.А. // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2015. Т. 14. № 3-2. С. 425-431.
- 54. Фомичев Е.О. Разработка способов восстановления моноколес газотурбинных двигателей: Автореферат диссертации канд. наук. М.: РГУНГ им. И.М. Губкина. 19 с.
- 55. Восстановление монокристальных рабочих лопаток с применением аргонодуговой наплавки и нанесением теплозащитного покрытия. Часть I / А.Ф. Белявин, Д.А. Федотов, В.В. Куренкова, Д.П. Хомич // Современ. электрометаллургия. 2013. № 1. С. 49-57.
- 56. Восстановление монокристальных рабочих лопаток с применением аргонодуговой наплавки и нанесением теплозащитного покрытия. Часть II / А.Ф. Белявин, Д.А. Федотов, В.В. Куренкова, Д.П. Хомич // Современ. электрометаллургия. 2013. № 2. С. 48-54.
- 57. Долговечность наплавленных ремонтных швов на монокристальном Жаропрочном никелевом сплаве в условиях циклического окисления /

- А.Ф. Белявин, Д.А. Федотов, В.В. Куренкова // Автоматическая сварка. 2014. № 2. С. 13-25.
- 58. Комплексный восстановительный ремонт как способ продления ресурса сопловых лопаток первой ступени двигателя Д-30КП-2 / А.Ф. Белявин, Д.А. Федотов, В.В. Куренкова // Вибрации в технике и технологиях. 2015. № 1 (77). С. 76-81.
- 59. Шулов В.А., Пайкин А.Г., Быценко О.А., Теряев Д.А., Энгелько В.И., Ткаченко К.И. Разработка технологического процесса электроннолучевого ремонта и восстановления свойств лопаток турбины ГТД из сплава ЖС26-НК с жаростойким покрытием Nicraly // Упрочняющие технологии и покрытия. 2010. № 3. С. 34-38.
- 60. Серков А.В., Лоншакова О.Н., Тихомиров А.Е., Бабич И.И., Гейкин В.А., Пузанов С.Г., Фокин Г.А., Кропанёв С.А., Матвеев А.Н. Способ ремонта поверхностных дефектов пера лопаток турбины ГТД: патент РФ № 2419526; опубл. 27.05.2011.
- Abioye T.E., Folkes J., Clare A.T. A parametric study of Inconel 625 wire laser dep-osition // Journal of Materials Processing Technology. 2013. V. 213, Iss. 12. P. 2145-2151. DOI: 10.1016/j.jmatprotec.2013.06.007
- 62. Kasser D. Laser Powder Fusion Welding. http://huffman-llc.com/pdf/Articles/LPFW%20Huffman_Kaser.pdf
- 63. Kathuria Y.P. Some aspects of laser surface cladding in the turbine industry // Sur-face and Coatings Technology. 2000. V. 132, Iss. 2-3. P. 262-269. DOI: 10.1016/s0257-8972(00)00735-0
- 64. Shepeleva L., Medres B., Kaplan W. D., Bamberger M., Weisheit A. Laser cladding of turbine blades // Surface and Coatings Technology. 2000. V. 125, Iss. 1-3. P. 45-48. DOI: 10.1016/s0257-8972(99)00603-9
- 65. Исследование мелкодисперсного металлического порошка жаропрочного сплава марки ЭП648-ВИ применительно к лазерной LMD-наплавке, а также оценка качества наплавки порошкового материала на никелевой

- основе на рабочие лопатки ТВД / Неруш С.В., Евгенов А.Г. // Труды ВИАМ. 2014. № 3. С.1-16.
- 66. Исследование технологии восстановления торца пера рабочей лопатки первой ступени турбины высокого давления (ТВД) из сплава ЖС32-ВИ методом лазерной газопорошковой наплавки с применением металлического порошка сплава ЖС32-ВИ, изготовленного методом атомизации / Неруш С.В., Ермолаев А.С., Рогалев А.М., Василенко С.А. // Труды ВИАМ. 2016. № 8 (44). С. 4.
- 67. Производство порошков припоев и готовых полуфабрикатов на их основе, а также порошков жаропрочных сплавов и сталей для аддититвных технологий / Евгенов А.Г., Неруш С.В. // В книге: Двенадцатый международный салон "Двигатели-2012" Научно-технический конгресс по двигателестроению (НТКД-2012): сборник тезисов. 2012. С. 344-347.
- 68. Исследование мелкодисперсного металлического порошка жаропрочного сплава на никелевой основе для лазерной LMD-наплавки / Неруш С.В., Евгенов А.Г., Ермолаев А.С., Рогалев А.М. // Вопросы материаловедения.
 2013. № 4 (76). С. 98-107.
- 69. Технология получения мелкодиспесрных металлических порошков припоев на никелевой и титановой основах на установке Hermiga 10/100 VI методом атомизации (распыление расплава инертным газом) / Неруш С.В., Евгенов А.Г., Рогалев А.М. // В сборнике: Сборник докладов конференции "Современные технологии высокотемпературной пайки" ФГУП ВИАМ. 2013. С. 13.
- 70. Получение и опробование мелкодисперсного металлического порошка высокохромистого сплава на никелевой основе применительно к лазерной LMD-наплавке / Евгенов А.Г., Неруш С.В., Василенко С.А. // Труды ВИАМ. 2014. № 5. С. 4.
- 71. Особенности загрязнения оборотного порошкового материала в процессе селективного лазерного синтеза / Евгенов А.Г., Шуртаков С.В., Прагер С.М., Малинин Р.Ю. // Технология металлов. 2018. № 11. С. 21-29.

- ЭП648 72. Металлопорошковые жаропрочного сплава композиции производства ФГУП "ВИАМ" ГНЦ РФ в технологиях селективного газопорошковой лазерного сплавления, лазерной наплавки И полимеров, наполненных высокоточного литья металлическими порошками / Каблов Е.Н., Евгенов А.Г., Оспенникова О.Г., Семенов Б.И., Семенов А.Б., Королев В.А. // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. – 2016. – № 9 (678) . – С. 62-80.
- 73. Опробование порошков жаропрочных сплавов ЭП718 и ЭП648 производства ФГУП "ВИАМ" Для ремонта деталей ГТД методом лазерной газопорошковой наплавки / Евгенов А.Г., Щербаков С.И., Рогалев А.М. // Авиационные материалы и технологии. 2016. № S1 (43). С. 16-23.
- 74. Применение порошков свариваемых и литейных жаропрочных сплавов производства ФГУП "ВИАМ" для ремонта деталей ГТД лазерной газопорошковой наплавкой / Евгенов А.Г., Щербаков С.И., Рогалев А.М. // Новости материаловедения. Наука и техника. 2016. № 4 (22) . С. 4.
- 75. Crack repair of single crystal turbine blades using laser cladding technology /
 B. Rottwinkel, C. Nölke, S. Kaierle, V. Wesling, and etc. // Procedia CIRP. –
 2014. №22. P.263-267.
- 76. Structure of NiCrAlY coatings deposited on single-crystal alloy turbine blade material by laser cladding / R. Vilar, E.C. Santos, P.N. Ferreira, and etc. // Acta Materialia . − 2009. − №57. − P.5292-5302.
- 77. K. Mohaghegh, M. H. Sadeghi and A. Abdullah, «Reverse engineering of turbine blades based on design intent», Int. J. Adv. Manuf. Technol., Vol. 32, pp. 1009-1020, 2007.
- 78. K. Mohaghegh, M. H. Sadeghi, A. Abdullah, and R. Boutorabi, «Improvement of reverse-engineered turbine blades using construction geometry», Int. J. Adv. Manuf. Technol., Vol. 49, pp. 675-687, 2009.

- 79. Y. Li, X. Huang, C. Gong and K. Wang, «An engineering rule based parameterization approach for turbine blade reverse engineering, Geometric Modeling and Processing», IEEE Comp. Soc., pp. 313-318, April 2004.
- 80. J. Gao, J. Folkes, O. Yilmaz and N. Gindy, "Investigation of a 3D non-contact measurement based blade repair integration system", Aircr. Eng. Aerosp. Technol., Vol. 77, pp. 34-41, 2005.
- 81. C. Piya, J. Wilson, S. Murugappan Y. Shin and K. Ramani. "Virtual repair: geometric reconstruction for remanufacturing gas turbine blades", ASME 2011 International Design Engineering Technical Conferences and Computers and Information in Engineering Conference, Washington DC, USA, 2011, pp. 895-904.
- 82. Recent Repair Technology for Aero-Engine Blades / W. Tao, D. Huapeng, T. Jie, W. Hao // Recent Patents on Engineering . − 2015 . − №9 . − P.132-141.
- 83. Fail Z., Wong B.S. Potentials and Challenges of NDE Methods in Additive Manufacturing // Proc. Pro-AM 2014. 2014. Paper 070. P. 12.
- 84. Li L. Heat Transfer and Residual Stress Characteristics in Laser Additive Manufacturing by Powder Injection // Ibid. 2014. P. 25.
- 85. Schmidt M. The Additive manufacturing in production: Challenges and opportunities // Proc. SPIE. 2-nd hit. Symp. on Laser 3D Manufacturing. 2015. No. 9353. P. 9353-2.
- 86. Hascoet J.Y. «Materials Science» Challenges in the Additive Manufacturing of Industrial Parts / J.Y. Hascoet, S. Marya, M. Marya. V. Smgh // Proc. Pro-AM 2014. 2014. Paper 037. P. 18.
- 87. B. Rottwinkel, C. Nölke, S. Kaierle and V. Wesling, "Crack Repair of Single Crystal Turbine Blades Using Laser Cladding Technology", Procedia CIRP, Vol. 22, pp. 263-267. 2014.
- 88. M. Gaumann, C. Bezencon, P. Canalis and W. Kurz, "Single-crystal laser deposition of superalloy: processing-microstructure mapes", Acta Mater., Vol. 49, pp. 1051~1062, 2001.

- 89. N. Wang, S. Mokadern, M. Rappaz and W. Kurz, "Solidification cracking of superalloy single-and bi-crystals", *Acta Mater.*, Vol. 52, pp. 3173~3182, June 2004.
- 90. K. Cheng, "Turbine component trailing edge and platform restoration by laser cladding", U.S. Patent 8,414,269, April 9, 2013.
- 91. S. K. Tewari, "Laser repair method for nickel base superalloys with high gamma prime content", U.S. Patent 6,495,793, December 17, 2002.
- 92. W. Guo, "Laser powder fusion repair of Z-notches with nickel based superalloy powder", U.S. Patent 7,009,137, March 7, 2006.
- 93. E. Brinksmeir, U. Berger and R. Jansen, "Advanced sensoric and machining system for manufacturing and repair of jet engine components", The 31st CIRP International Seminar on Manufacturing Systems, Berkeley, CA, USA, 1998, pp. 546-50.
- 94. E. Brinksmeir, U. Berger and R. Jansen. "Advanced mechatronic technology for turbine blades maintenance", *IEE Conf. Publ.*, pp. 184-189, 1998.
- 95. Туричин Г.А. Климова О.В., Земляков Е.Н. Технологические основы высокоскоростного прямого лазерного выращивания изделий методом гетерофазной порошковой металлургии // Фотоника. 2015. №4 (52). С. 68-83.
- 96. Исследование микроструктуры и свойств сварных соединений при лазерной сварке теплообменников из разнородных титановых сплавов / Скляр М.О., Климова О.Г., Бабкин К.Д., Туричин Г.А., Земляков Е.В. // В сборнике: Beam technologies & Laser application Proceedings of the International scientific and technical Conference. 2016. С. 144-151.
- 97. Разработка технологической головки для прямого лазерного выращивания / Бабкин К.Д., Земляков Е.В., Гринин О.И. / В сборнике: Beam technologies & Laser application Proceedings of the International scientific and technical Conference. 2016. С. 321-332.
- 98. Формирование структурно-фазового состояния в никелевых сплавах в процессе высокоскоростного прямого лазерного выращивания /

- Климова-Корсмик О.Г., Туричин Г.А., Бабкин К.Д., Земляков Е.В., Захарова А.А. // В сборнике: Beam technologies & Laser application Proceedings of the International scientific and technical Conference. 2016. С. 332-337.
- 99. Аддитивная технология гетерофазнои порошковой лазерной металлургии / Туричин Г.А., Климова-Корсмик О.Г., Земляков Е.В., Бабкин К.Д., Шамрай Ф.А., Петровский П.В., Травянов А.Я., Колодяжный Д.Ю. // Технология легких сплавов. 2016. № 1. С. 53-56.
- 100. Перспективы использования технологии лазерной наплавки для восстановления лопаток компрессоров газотурбинных двигателей / Земляков Е., Бабкин К., Корсмик Р., Скляр М., Кузнецов М. // Фотоника. 2016. № 4 (58) . С. 10-25.
- 101. Лазерная порошковая восстановительная наплавка лопаток газотурбинного двигателя / Корсмик Р.С., Туричин Г.А., Климова-Корсмик О.Г., Земляков Е.В., Бабкин К.Д. // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15. № 3. С. 60-69.
- 102. Колодяжный. Прямое лазерное выращивание перспективная аддитивная технология для авиадвигателестроения / Туричин Г.А., Земляков Е.В., Климова О.Г., Бабкин К.Д., Шамрай Ф.А., Колодяжный Д.Ю. // Сварка и диагностика. 2015. № 3. С. 54-57.
- 103. Военное обозрение [Электронный ресурс]. Режим доступа: https://topwar.ru (Дата обращения: 06.01.2019).
- 104. Армейский вестник. Как модернизируют российский Ту-95МС и американский В-52Н [Электронный ресурс]. https://army-news.ru/ (Дата обращения: 06.01.2019).
- 105. Перспективный комплекс дальней авиации [Электронный ресурс]. Режим доступа: https://comp-pro.ru/aviatsiya/boevye-samolety/pak-da.html. (Дата обращения: 06.01.2019).

- 106. С.Т. Кишкин, Г.И. Морозова, М.С. Беляев, А.И. Гневшева, Л.П. Сорокина / Фазовые превращения в жаропрочном никелевом сплаве ЖС6У, испытанном на усталость // Физика металлов и металловедение. 1984. т. 58, № 6. С. 1171-1178.
- 107. Применение лазерной импульсной наплавки при разработке технологии восстановления рабочих лопаток турбины газотурбинного двигателя // В.Г. Климов, В.И. Никитин, К.В. Никитин, С.С. Жаткин, А.В. Когтева / Вестник Московского авиационного института. Т. 26, №1. Москва. 2019. С. 254-269.
- 108. ОСТ 1 90282-79. Качество продукции. Неразрушающий контроль. Капиллярные методы. – М: ФГУП «ВИАМ». – 1979. – 31 с.
- 109. ГОСТ 7512-82. Контроль неразрушающий. Соединения сварные. Радиографический метод. М: Государственный стандарт СССР. 1982. 80 с.
- 110. ОСТ 1 01197-2008. Авиационный стандарт. Авиационные двигатели и их составные части. Лазерная сварка особо ответственных элементов конструкций газотурбинного двигателя. Общие технические требования. М: ФГУП «НИИСУ». 2008. 12 с.
- 111. ОСТ 1 008070-77. Отраслевой (авиационный) стандарт. Лопатки газотурбинных двигателей. Методы испытаний на усталость. ГР 8059659. 1977. 34 с.
- 112. Колосов В.И. Способ восстановления длины пера лопаток компрессора газотурбинного двигателя и устройство для его осуществления. Патент RU 2153965 C1. Бюл. №1. 27.09.1999.
- 113. Р.С. Курочко // Сварка и пайка жаропрочных материалов горячего тракта ГТД / Авиационная промышленность. 1982. № 8. С. 34-42.
- 114. И.Л. Светлов, Ю.А. Абузин, Б.Н. Бабич, С.Я. Власенко, И.Ю. Ефимочкин, О.Б. Тимофеев // Высокотемпературные ниобиевые композиты, упрочненные силицидами ниобия / Функциональные материалы. 2007. т. 1, № 2. С. 48-53.

- 115. Григорьянц А. Г., Шиганов И.Н., Мисюров А.И. // Технологические процессы лазерной обработки: учеб. пособие для вузов / Москва Изд. ВО МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2006. 665 с.
- 116. Наследственность в литых сплавах / В.И. Никитин, К.В. Никитин. М.: Изд-во Машиностроение-1, 2005. 476 с.
- 117. Порошковая металлургия и напыление / В.Н. Анцифиров. Г.В. Бобров и др. М.: Изд-во Металлургия, 1987. 793 с.
- 118. Сидоров В.В. Технология лёгких сплавов: Сб. науч. Тр. М.: ВИЛС, 1995, №1, с. 35-39.
- 119. Кикшин С.Т., Логунов А.В., Петрушин Н.В. и др. Вопросы авиационной науки и техники. Авиационные материалы. Методы исследования конструкционных материалов: Сб. тр. М.: ВИАМ, 1987, с. 6-18
- 120. Логунов А.В., Петрушин Н.В., Кулешова Е.А., Должанский Ю.М. // МиТОМ. 1981. №6. С. 16-20.
- 121. Кишкин С.Т., Логунов А.В., ПортнойК.И. и др. ДАН СССР (Сер. Физическая химия). 1981. Т. 256. №4. С. 900-903.
- 122. Яцыка С.И. Производство высокотемпературных литых лопаток авиационных ГТД. М.: Машиностроение, 1995. 255 с.
- 123. Каблов Е.Н. Что такое инновации. Наука и жизнь. 2011. № 11. С. 16–21.
- 124. Каблов E.H., Оспенникова Ο.Γ., Ломберг Б.С., Сидоров B.B. производства Приоритетные направления развития технологий жаропрочных материалов для авиационного двигателестроения. -Проблемы черной металлургии и материаловедения. – 2013. – № 3. – C. 47–54.
- 125. Каблов Е.Н. Тенденции и ориентиры инновационного развития России. Москва, ВИАМ, 2015. 557 с.
- 126. Каблов Е.Н. Инновационные разработки ФГУП «ВИАМ» ГНЦ РФ по реализации «Стратегических направлений развития материалов

- и технологий их переработки на период до 2030 года». Авиационные материалы и технологии. 2015. N1. C. 3—33.
- 127. Амосов А.П., Боровинская И.П., Мержанов А.Г. Порошковая технология самораспрастраняющегося высокотемпературного синтеза материалов. М.: Машиностроение. 2007. 567 с.
- 128. Boulos M. Plasma power can make better powders. Metal Powder Report. Volume 59, Issue 5, May 2004, Pages 16–21.
- 129. Применение лазерной импульсной наплавки при разработке технологии восстановления рабочих лопаток турбины газотурбинного двигателя / В.Г. Климов // Вестник Московского авиационного института. Т. 24, №1. Москва. 2017. С. 170-179.
- 130. Восстановление, модифицирование лопаток ГТД и проявление структурной наследственности присадочного материала при импульсной лазерной наплавке / В.Г. Климов, В.И. Никитин, К.В. Никитин, С.С. Жаткин, А.В. Когтева // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. Том 20, №4 (2) (84). Самара. 2018. С. 159-165.
- 131. Применение лазерной импульсной наплавки при разработке технологии восстановления рабочих лопаток турбины газотурбинного двигателя / В.Г. Климов, В.И. Никитин, К.В. Никитин, С.С. Жаткин, А.В. Когтева // Вестник Московского авиационного института. Т. 26, №1. Москва. 2019. С. 254-269.
- 132. Using VPR11-40N brazing powder as a wear-resistant cladding for GTE blade airfoils / V.G. Klimov, S.S. Zhatkin, A.V. Kogteva // Solid State Phenomena ISSN: 1662-9779, Vol. 284, pp 1257-1262 doi:10.4028/www.scientific.net/SSP.284.1257 © 2018 Trans Tech Publications, Switzerland.
- 133. Кречмар Э. Напыление металлов, керамики и пластмасс. —М.: Машиностроение, 1966. 432 с.
- 134. Костиков В.И., Шестерин Ю. Ф. Плазменные покрытия. М.: Металлургия, 1978. 159 с.

- 135. Кудинов В.В., Иванов В.М. Нанесение плазмой тугоплавких покрытий. М.: Машиностроение, 1981. 192 с.
- 136. Исследование количества структурных составляющих в наплавочных сплавах Ni-Cr-B-Si / А.Г.Сбрижер, В.П.Антонов, С.Ф.Халак и др. // Теоретические и технологические основы наплавки. Свойства и испытания наплавленного металла. Киев: ИЭС им. Патона, 1979. С.45-48.
- 137. Филимоненко Н.М., Журавлев А.И., Исхакова Г.А. Исследование физикомеханического состояния поверхностного слоя сплавов группы ВК, обработанных излучением лазера //Новейшие методы обработки материалов: Тез. Докл. Всесоюзной конференции. -Новосибирск, 1977. С. 8-17.
- 138. Ayers J.D., Tucker T.R. Particulate -TiC-hardened steel surface by laser melt // Thin Solid Films. -1980. Vol. 73, № 5. P. 201-207.
- 139. Особенности восстановления геометрии пера лопатки газотурбинного двигателя методом лазерной порошковой наплавки / В.Г. Климов, С.С. Жаткин, Е.Ю. Щедрин, А.В. Когтева // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. Том 17, №2(4). Самара. 2015. С. 782-788.
- 140. Восстановление высоты пера лопаток ГТД высокотемпературными порошковыми припоями / В.Г. Климов, В.И. Никитин, С.С. Жаткин // Литейное производство. №12. Москва. 2015. С. 11-15.
- 141. Сравнение методов восстановления геометрии пера лопаток турбины из жаропрочных сплавов / В.Г. Климов // Вестник Московского авиационного института. №1. Москва. 2016. С. 86-97.
- 142. Структура сварного шва, сформированного при лазерной сварке Cr-Ni сплава при производстве ГТД /Д.А. Баранов, В.Г. Климов, К.В. Никитин, С.С. Жаткин // Металлургия машиностроения. №3. Москва. 2016. С.46-48.

- 143. Использование высокотемпературных порошковых никелевых припоев в качестве износостойких наплавок на торец пера лопатки турбины / В.Г. Климов, С.С. Жаткин, Д.А. Баранов, И.А. Дяговцов, А.М. Хакимов // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. Том 18, №1 (2). Самара. 2016. С. 229-233.
- 144. Восстановления геометрии пера лопатки газотурбинного двигателя методом лазерной порошковой наплавки / В.Г. Климов, В.И. Никитин, С.С. Жаткин // Литейное производство. №12. Москва. 2016. С. 8-12.
- 145. Григорьянц АТ., Шиганов И.Н. Оборудование и технология лазерной обработки материалов. М.: Высшая школа, 1990. 159 с.
- 146. ГОСТ 5639-82. Стали и сплавы. Методы выявления и определения балла зерна. М.: ИПК Издательство стандартов. 2003. 21 с.
- 147. Куренкова В.В., Дорошенко Л.К., Малашенко И.С. Особенности кристаллизации комплекснолегированных припоев для высокотемпературной пайки жаропрочных никелевых сплавов // Автоматическая сварка. Киев, 2009. №6. –С. 17-27.
- 148. Variation in diffusion-induced solidification rate of liquated Ni—Cr—B insert during TLP bonding of Waspaloy superalloy / K. Tokoro, N.P. Wikstrom, O.A. Ojo, M.C. Chaturvedi // Mater. Sci & Engineering A. 2008. 477, is. 1-2. P. 311-318.
- 149. Шибаев В.В. Разработка процесса получения поверхностных покрытий из Ni-Cr-B-Si-сплавов при помощи лазерного излучения: Дис. канд. тех. наук. Москва, 1983. 185 с.
- 150. А.А. Гусев, Г.В. Гусева // Наплавка чистого металлического порошка импульсным лазерным излучением / Известия Самарского научного центра Российской академии наук. Т. 14, №6. 2012. С. 254-259.
- 151. Финкель, В.М. Физика разрушения. Рост трещин в твердых телах [Текст] / В.М. Фенкель. М.: Металлургия, 1970. 376 с.

- 152. Орлов М.Р. Фрактографический анализ разрушения рабочей лопатки 2 ступени турбины компрессора в процессе стендовых испытаний двигателя ТВ3-117ВМА-СБМ1. // Новые технологии, методы обработки и упрочнения деталей энергетических установок. / Тезисы докладов Второй международной научно-технической конференции 23-28 сентября 2002 г. Украина, Запорожье Алушта. С. 127 129.
- 153. Орлов М.Р., Оспенникова О.Г. Эксплуатационные повреждения и ремонт литых рабочих лопаток турбины из жаропрочных никелевых сплавов. // Литейное производство. 2007. № 8. С. 48 52.
- 154. Орлов М.Р., Костенко Ф.Д., Росс М.Ю. Применение растровой электронной микроскопии для диагностики усталостных разрушений. // Технологические системы. -2001. № 3(9). С. 81 84.