

но H_c и M_r по ГОСТу могут быть измерены на порядок проще, чем μ_m .

Зависимости $M_{Hr}(T_0)$ и $1,3F_2(T_0)$ стали 38ХНМ также совпадают с точностью до погрешностей эксперимента (рис.1б, 2б). Но δ расчета F_2 по результатам измерения M_r и K_{II} вдвое меньше заявленной δ измерения M_{Hr} (по ГОСТу методика и δ измерения M_{Hr} не регламентированы, а ее измерение «не поддается автоматизации»).

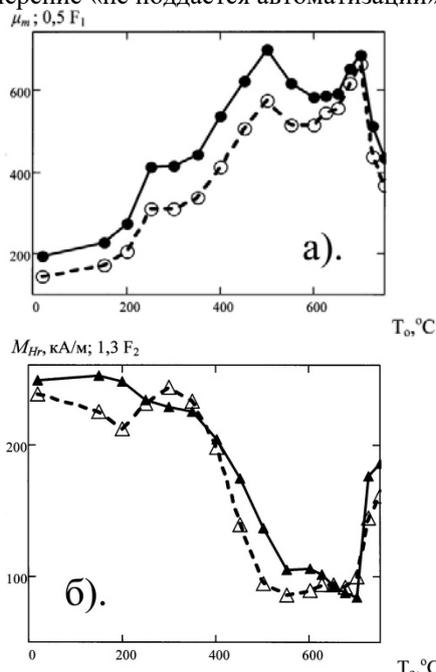


Рисунок 2 – Влияние T_0 стали 38ХНМ после закалки от 860°C на результаты измерения μ_m (а, ●), M_{Hr} (б, ▲) и расчета F_1 (а, ○), F_2 (б, Δ) этой стали

В магнитной структуроскопии параметры F_1 и F_2 , рассчитанные по (2) по результатам измерения H_c , M_r и M_s , могут быть использованы и в разных комбинациях друг с другом и с H_c и M_r .

Предложенный подход позволяет при разработке приборов магнитной структуроскопии

УДК 621.793.7

РАСХОДНЫЙ МЕТОД УПРАВЛЕНИЯ ПАРАМЕТРАМИ ПРОЦЕССА СВЕРХЗВУКОВОГО ГАЗОПЛАМЕННОГО НАПЫЛЕНИЯ НА ДЕТАЛИ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Данько К.А., Долматов А.И.

Национальный аэрокосмический университет имени Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина

Необходимость и целесообразность сочетания в деталях АД твердого, прочного, износостойкого и жаропрочного поверхностного слоя с пластичной, вязкой, устойчивой к образованию трещин и недорогой основой служит одной из причин увеличения популярности методов

изделий в замкнутой магнитной цепи сосредоточить усилия на повышении точности измерения H_c , M_r и M_s материала изделий и отказаться от сложных и не точных измерений других магнитных параметров. Любой необходимый магнитный параметр материала изделий или любая их комбинация, могут быть синтезированы из результатов измерения H_c , M_r и M_s с погрешностью, не более суммы погрешностей измерения параметров H_c , M_r и M_s .

Все эти параметры могут быть рассчитаны по разработанным формулам (1) или упрощенным алгоритмам (2).

Литература

1. Сандомирский, С.Г. Структурная чувствительность максимальной магнитной проницаемости. Ч. 1. Статистический анализ связи максимальной магнитной проницаемости сталей с параметрами петли гистерезиса / С.Г. Сандомирский // Контроль. Диагностика. – 2013. – № 12 (186). – С. 33–38.
2. Сандомирский, С.Г. Анализ структурной чувствительности начальной магнитной проницаемости сталей / С.Г. Сандомирский // Зав. лаборатория. Диагностика материалов. – 2014. – № 6. – С. 29 – 33.
3. Сандомирский, С.Г. Возможности и ограничения использования измерений релаксационных магнитных параметров сталей в магнитном структурном анализе (обзор) / С.Г. Сандомирский // В мире неразрушающего контроля. – 2013. – № 4. – С. 5–12.
4. Клюев, В.В. Анализ и синтез структурочувствительных магнитных параметров сталей / В.В. Клюев, С.Г. Сандомирский – М.: Издательский дом «СПЕКТР», 2017. – 248 с.
5. Бида, Г.В. Магнитные свойства термообработанных сталей / Г.В. Бида, А.П. Ничипурук – Екатеринбург: УрО РАН, 2005. – 218 с.

газотермического напыления в аэрокосмической отрасли по всему миру.

Газотермическое напыление считается одной из наиболее перспективных технологий с точки зрения технологических возможностей и экологии. Мировой рынок, включающий доходы от материалов, оборудования и напыления покрытий в 2015 г оценивался экспертами в 7.58 миллиардов

долларов США, а к 2021 г ожидается его рост до 11.44 (MarketsandMarkets™)...11.89 (Mordor Intelligence) миллиардов долларов США, в т.ч. и за счет возрастающих потребностей в авиатранспорте [1].

По данным [2], в промышленном применении технологий газотермического напыления в Европе, доля, приходящаяся на аэрокосмическую отрасль, составляет более 28%.

Кроме того, анализ распространенных в современной промышленности методов напыления показал, что методы газотермического напыления обладают наибольшими технологическими возможностями с точки зрения номенклатуры напыляемых материалов. Согласно данным о характерных неисправностях деталей авиационных двигателей [3, 4], наибольшее внимания, с точки зрения защиты и восстановления, на сегодняшний день заслуживают детали горячего тракта, изготавливаемые из жаропрочных сталей и сплавов.

Цель данного исследования состоит в увеличении жизненного цикла деталей авиационных двигателей за счет газотермических покрытий, наносимых методом высокоскоростного газопламенного напыления на оборудовании, реализующем своей конструкцией расходный метод управления энергетическими параметрами напыляемых частиц. Для достижения поставленной цели, необходимо доработать расходный метод управления энергетическими параметрами напыляемых частиц, спроектировать горелку, реализующую в своей конструкции усовершенствованный расходный метод, разработать математическую модель процесса ускорения и нагрева частиц и опытно-теоретическим путем определить рациональные параметры покрытий, наносимых на выбранный материал подложки.

Расходный метод управления энергетическими параметрами частиц напыляемого материала при сверхзвуковом газопламенном напылении получил дальнейшее развитие на основании результатов патентно-конъюнктурного исследования соответствующих способов и оборудования.

Спроектирована и запатентована [5] горелка реализующая расходный метод управления энергетическими параметрами частиц; изготовлен промышленный образец разработанной горелки.

Разработана математическая модель [6, 7], позволяющая оценить изменения скорости и температуры частиц материала, напыляемого двухкамерной горелкой. С использованием разработанной математической модели получены графики изменения скорости и температуры напыляемых частиц композиционного порошка КХН-30 (70% Cr₃C₂ + 30% (Ni-Cr 70/20)) размером 40 мкм на подложку из жаропрочного сплава Инконель 718. Исходя из графиков, температура частиц достигала 2500 К, а их скорость – 900 м/с при давлении во внутренней камере сгорания 0,3 МПа, в наружной камере сгорания 0,5 МПа. В качестве горючего использован МАФ-газ, в качестве окислителя – кислород с разными для двух камер сгорания коэффициентами избытка окислителя [8]. Инконель 718 был выбран в качестве материала подложки не случайно. Уже продолжительное время предприятиями Украины проводятся мероприятия по импортозамещению и поиску альтернативных поставщиков стратегически важных материалов и комплектующих. Семейство сплавов Инконель, компании Special Metals Corporation было выбрано как один из возможных вариантов замены существующих на сегодняшний день жаропрочных сплавов типа ХН60Ю (ЭИ 559А), применяемых для высокооборотных деталей авиационных двигателей, работающих при высоких температурах.

Выполненное численное моделирование процесса в системе ANSYS 15.0 и проведенные испытания подтверждают предположения об эффективности предлагаемого метода.

Проведен эксперимент по напылению порошка КХН-30 (70% Cr₃C₂+30% (Ni-Cr 70/20)) на подложку из Инконель 718 (рисунок 1, таблица 1) и выполнены комплексные исследования физико-химических свойств системы основание-покрытие, включающие оценку распределения легирующих элементов в образцах, выполненную на сканирующем электронном микроскопе "Cam Scan" с рентгеновским энергодисперсионным анализатором, определение микротвердости и пористости полученных покрытий. Кроме того, были измерены адгезионная и когезионная прочности покрытия [8].

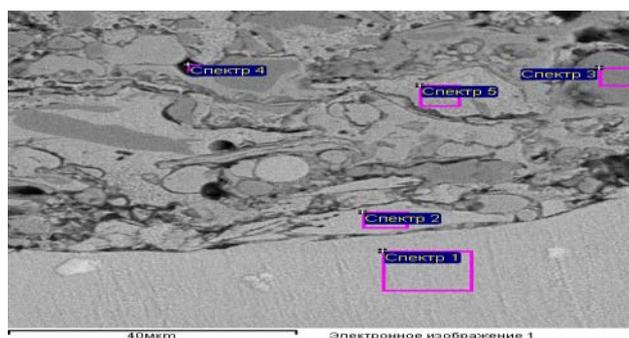


Рисунок 1 – Результаты исследования образца с покрытием

Таблица 1 – Распределение легирующих элементов в образце с покрытием

Спектр	C	O	F	Al	S	Ti	Cr	Fe	Ni	Nb
Спектр 1	8.2		2.6	0.4		0.9	17.5	17.2	47.0	5.9
Спектр 2	7.8		2.5	0.5	0.5	0.8	17.7	17.0	46.5	6.4
Спектр 3	16.						82.9		0.95	
Спектр 4	68.	6.9					11.5	1.72	11.8	
Спектр 5	14.	1.4					14.9		68.9	

Полученные результаты позволяют с уверенностью утверждать об эффективности предложенной двухкамерной схемы горелки для сверхзвукового газопламенного напыления, позволяющей расширить технологические возможности оборудования за счет более широкого диапазона температур и лучших условий для релаксации частиц напыляемых материалов.

На основании проведенных исследований, разработаны технологические рекомендации по использованию предложенного оборудования для напыления покрытий из композиционных порошков типа КХН-30 на подложку из жаропрочных сплавов типа Инконель 718.

Литература

1. Vardelle, A. The 2016 Thermal Spray Roadmap/ Armelle Vardelle, Christian Moreau, Jun Akedo et al. // Journal of Thermal Spray Technology, Volume 25(8) – December 2016 – pp. 1376–1440.
2. Fauchais, P. L. Thermal Spray Fundamentals From Powder to Part / Pierre L. Fauchais, Joachim V.R. Heberlein, Maher I. Boulos (auth.)// Springer Science+Business Media New York, 2014–1566 pp;
3. Иноземцев А.А. Газотурбинные двигатели / А.А. Иноземцев, В.Л. Сандрацкий – Пермь: ОАО «Авиадвигатель», 2006. – 1204 с.

4. Петухов А.Н. Сопротивление усталости деталей ГТД. – М.: Машиностроение, 1993. – 240 с.

5. Пат. Украины 90044, МПК (2006) B05B 7/00. Газополуменевый пальник для надзвукового напыления покрытий / Долматов А.И., Зорик И.В., Данько К.А.; Заявитель и патентообладатель Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт». – № а200809654; заявл. 25.01.2010, бюл. № 2; опубл. 25.03.2010, бюл. № 6. – 6 с.: ил.
6. Данько, К. А. Моделирование течения газа внутри тракта двухкамерной горелки для сверхзвукового газопламенного напыления покрытий [Текст] / К. А. Данько // Вестник двигателестроения. – 2017. – № 1. – С. 130–138.

7. Данько, К. А. Моделирование процессов изменения скорости и температуры частиц Cr_3C_2 при сверхзвуковом газопламенном напылении покрытий двухкамерной горелкой [Текст] / К. А. Данько // Авиационно-космическая техника и технология. – 2017. – № 4. – С. 76–82.

8. Данько К.А. Исследование свойств покрытий, полученных сверхзвуковым газопламенным напылением с использованием двухкамерной горелки / К.А. Данько, А. И. Долматов, В. Н. Лопата // Авиационно-космическая техника и технология. – 2017. – № 8. – С. 75–84.

УДК 621.315.592

ФОРМИРОВАНИЕ И ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУКТУРЫ $SiSi_xN_ySi$

Францкевич Н.В., Францкевич А.В., Шеденков С.И.

Белорусский национальный технический университет

Минск, Республика Беларусь

Предложено множество технологий по формированию структур кремний на изоляторе. В работах [1,2] описан метод формирования изолирующей структуры $SiSi_xO_ySi$ в результате геттерирования кислорода, вводимых в кремний из DC плазмы, на предварительно созданный глубинный дефектный слой. Естественным образом встал вопрос о возможности формирования структуры $SiSi_xN_ySi$.

Стандартные пластины Cz кремния n-типа 20 Ω -cm имплантировались ионами водорода при комнатной температуре с энергией 100 кэВ и дозой $4 \cdot 10^{16}$ (образец 1) и $1 \cdot 10^{16}$ ат/см² (образец 2).

Расчетное значение проективного пробега R_p , имплантированных ионов составляет 0,9 мкм. После этого, в указанные выше пластины кремния, а так же исходную не имплантированную пластину, вводился азот из DC плазмы при температуре не превышающей 300 °С. После этого, все образцы отжигались при 700 °С в вакууме в течении двух часов.

Контроль распределения азота по глубине кремниевой пластины проводился методом вторичной ион-масс спектроскопии (ВИМС), с использованием установки CAMECA IMS-4F (Cs^+ source, 10 кэВ). Распыляемая область