

УДК 621.454

Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-4-682-696

Для цитирования: Акбулатов Э. Ш., Назаров В. П., Герасимов Е. В. Исследование характеристик ракетного двигателя малой тяги, изготовленного методом аддитивной SLM-технологии // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 4. С. 682–696. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-4-682-696.

For citation: Akbulatov E. Sh., Nazarov V. P., Gerasimov E. V. [Characteristics research of a low thrust rocket engine manufactured using additive SLM technology]. *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No. 4, P. 682–696. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-4-682-696.

Исследование характеристик ракетного двигателя малой тяги, изготовленного методом аддитивной SLM-технологии

Э. Ш. Акбулатов¹, В. П. Назаров^{1*}, Е. В. Герасимов²

¹Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский Рабочий», 31

²ООО «Полихром»

Российская Федерация, 660049, г. Красноярск, ул. Дубровинского, 58

*E-mail: nazarov@sibsau.ru

Развитие и совершенствование ракетно-космической техники в значительной степени обусловлено применением производственных технологий, обеспечивающих изготовление изделий с высокими характеристиками надежности и энергетической эффективности при одновременном снижении показателей материалоемкости и уменьшении длительности производственного цикла. К таким прогрессивным технологиям следует отнести аддитивные технологии, физическая сущность которых заключается в получении деталей методом послойного плавления материала на основе компьютерной 3D-модели изделия в камере специального 3D-принтера, оснащенного лазерным устройством. Применение аддитивных технологий в ракетном двигателестроении требует проведения большого объема научно-исследовательских и экспериментальных работ для подтверждения соответствия нормативным критериям и правилам, установленным в отрасли, а также обязательной сертификации на государственном уровне. В соответствии с программой приоритетных научно-исследовательских работ, в СибГУ им. М. Ф. Решетнева совместно с промышленным партнером ООО «Полихром» проводится комплекс экспериментальных работ по апробации и отработке режимов 3D-печати образца камеры-демонстратора ракетного двигателя малой тяги (РДМТ).

Разработана конструкция РДМТ, работающего на экологически безопасных газообразных компонентах топлива, адаптированная для 3D-печати на принтере ASTRA 420. Рассмотрены параметры и характеристики принтера. Приведена последовательность экспериментальных работ по подбору режимов печати корпуса камеры и смесительной головки. Установлена принципиальная возможность корректировки режимов лазерного плавления материала и формообразования детали.

Представлены основные технологические этапы послепечатной обработки деталей камеры РДМТ. Дано описание оборудования для термообработки и электрохимического полирования деталей. Изложена последовательность исследования структуры материала, приведены результаты металлографического и рентгенографического анализа внутреннего состояния металла.

Показано значение стендовых испытаний ракетных двигателей при разработке инновационных конструктивных решений и внедрении инновационных технологий производства. Представлено описание и состав систем испытательного стенда СибГУ им. М. Ф. Решетнева. Результаты стендовых огневых испытаний свидетельствуют о принципиальной возможности изготовления РДМТ методом аддитивных технологий селективного лазерного плавления из жаростойких легированных сплавов.

Ключевые слова: аддитивные технологии, ракетный двигатель малой тяги, Инконель 718, послепечатная обработка, виброиспытания, испытания на прочность и герметичность, стендовые огневые испытания.

Characteristics research of a low thrust rocket engine manufactured using additive SLM technology

E. Sh. Akbulatov¹, V. P. Nazarov^{1*}, E. V. Gerasimov²

¹Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
31, Krasnoyarskii Rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

²LLC "Polychrome"
58, Dubrovinskogo, Krasnoyarsk, 660049, Russian Federation
E-mail: nazarov@sibsau.ru

The development and improvement of rocket and space technology are largely determined by the application of manufacturing technologies that enable the production of high-reliability products with energy efficiency, while simultaneously reducing material intensity and shortening the production cycle. Among these progressive technologies, additive technologies should be mentioned. The essence of these technologies lies in obtaining parts through layer-by-layer melting of material based on a computer 3D model of the product in a chamber of a specialized 3D printer equipped with a laser device.

The application of additive technologies in rocket engine construction requires extensive scientific research and experimental work to confirm compliance with industry standards, rules, and mandatory certification at the state level. In accordance with the program of priority research at SibSU, in collaboration with the industrial partner "Polychrome" LLC a complex of experimental work is being carried out to test and refine the 3D printing modes of a demonstrator model of a low thrust rocket engine (LTRE).

The design of the LTRE, operating on environmentally friendly gaseous fuel components, has been developed and adapted for 3D printing on the ASTRA 420 printer. The parameters and characteristics of the printer are considered, and the sequence of experimental work on selecting printing modes for the engine chamber housing and mixing head is outlined. The fundamental possibility of adjusting the modes of laser material melting and forming of the part has been established.

The main technological stages of post-printing processing of LTRE chamber parts are presented. A description of the equipment for heat treatment and electrochemical polishing of parts is provided. The sequence of material structure research is outlined, and the results of metallographic and X-ray analysis of the internal state of the metal are presented.

The importance of stand tests of rocket engines in the development of innovative design solutions and the implementation of innovative production technologies is demonstrated. A description and composition of the testing stand system at SibSU are presented. The results of stand firing tests indicate the fundamental possibility of manufacturing LTRE using selective laser melting of heat-resistant alloy.

Keywords: additive technologies, low thrust rocket engine, Inconel 718, post-printing processing, vibration testing, strength and tightness tests, bench fire tests.

Введение

Аэрокосмическая промышленность России обладает высоким инновационным потенциалом и является одним из основных приоритетов стратегии экономического развития страны. Ее значение определяется в настоящее время особыми задачами укрепления обороноспособности государства и возможностями по обеспечению ускоренных темпов модернизации технологической базы промышленного производства. Практические результаты космической деятельности должны использоваться для реального улучшения качества жизни людей и развития всех сфер экономики. В аэрокосмической отрасли ведется широкое техническое перевооружение производства, реконструкция промышленных объектов, освоение передовых технологий мирового уровня.

К их числу следует отнести аддитивные технологии (AF – Additive Fabrication от термина аддитивность – прибавляемость) [1–3], которые представляют собой последовательное послойное наращивание материала и синтез объекта производства с применением компонентных

3D прикладных программ. Соединение слоев исходного материала может осуществляться различными способами: сплавлением, спеканием, склеиванием, полимеризацией в зависимости от физико-химических свойств материала, характеристик технологического оборудования и целевого назначения изделия.

Наиболее перспективным видом аддитивных технологий для применения в ракетно-космической промышленности рассматривается SLM-технология 3D-печати [4]. SLM (Selective laser melting) – инновационная технология производства сложных изделий посредством лазерного плавления металлического порошка по математическим CAD-моделям (3D-печать металлом). Этот процесс заключается в последовательном послойном расплавлении порошкового материала посредством мощного лазерного излучения. С помощью SLM-технологии создают как точные металлические детали для работы в составе узлов и агрегатов, так и неразборные конструкции, обеспечивающие повышенную надежность изделий.

По сравнению с традиционными технологиями, используемыми в настоящее время, технология селективного лазерного сплавления имеет ряд преимуществ [5]:

- решение сложных технологических задач;
- сокращение цикла научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, построение сложнопрофильных деталей без использования оснастки;
- снижение конечной массы изделия за счет оптимизации конструкции с учетом распределения усилий на внутренние перегородки и ребра жесткости изделия;
- меньший расход конечного материала путем проведения топологической оптимизации на этапе проектирования изделия.

Вместе с тем применение SLM-технологии должно сопровождаться определенным объемом послепечатной обработки, так как изготовленные детали имеют повышенные параметры шероховатости, следы технологических поддержек, неровности на поверхностях, сопрягаемых с поверхностями других деталей сборочной единицы. Пористость на торцевых поверхностях деталей не всегда обеспечивает высококачественное герметичное соединение металлов сваркой.

Цель исследования

На предприятиях и в научно-исследовательских организациях ракетно-космической промышленности проводится работа по формированию системы внедрения, практической отработки аддитивных технологий с последующей сертификацией их на уровне отрасли. В связи с этим для Сибирского государственного университета науки и технологии имени академика М. Ф. Решетнева (СибГУ им. М. Ф. Решетнева) на новом этапе его развития как опорного вуза региона определенную актуальность представляет вопрос организации опережающей подготовки специалистов в области аддитивных технологий с учетом перспективной заинтересованности и потребности предприятий индустриальных партнеров и ракетно-космического машиностроения в целом.

В рамках программы «Приоритет 2030» в СибГУ им. М. Ф. Решетнева реализуется научно-образовательный проект «Разработка, изготовление методом селективного (аддитивного) лазерного сплавления и испытания ракетного двигателя малой тяги-демонстратора, работающего на экологически чистом топливе».

В качестве предмета и объекта исследования выбран ракетный двигатель малой тяги (РДМТ). Поскольку функциональное назначение данного двигателя-демонстратора заключается в проведении модельных стендовых испытаний без имитации условий космического пространства, предусмотрено использование экологически безопасных компонентов топлива: газообразного кислорода O_2 (окислителя) и газообразного метана CH_4 (горючего).

В настоящее время РДМТ являются основными исполнительными органами в системе управления космических летательных аппаратов. Они служат для ориентации, стабилизации и коррекции летательного аппарата в пространстве. Назначение РДМТ и условия их эксплуатации предъявляют к ним целый ряд специфических требований, в частности, следующие:

- многорежимность, обусловленную работой в непрерывном (длительность до $\tau_v > 10^3$ с) и различных импульсных режимах с минимальным временем включения 0,03 с и менее;
- большой ресурс по суммарному времени работы – до 50 000 с и более;
- большой ресурс по суммарному количеству включений – до 10^6 .

Обеспечение вышеперечисленных требований вызывает значительные трудности при проектировании РДМТ, организации смесеобразования и рабочего процесса в его камере сгорания, обусловленные следующими факторами:

- малым расходом топлива;
- малым числом элементов форсуночной головки;
- невозможностью создания регенеративного охлаждения;
- трудностью обеспечения равномерного распределения смешанного топлива по объему камеры сгорания.

Характеристика объекта исследования

Известно, что создание РДМТ во многом базируется на результатах экспериментальной отработки опытных образцов двигателей и эмпирической интерпретации теоретических закономерностей гидрогазодинамики и химической кинетики.

Проектирование, термодинамические и газодинамические расчеты камеры двигателя-демонстратора выполнялись по учебным методикам кафедры двигателей летательных аппаратов (ДЛА) СибГУ им М. Ф. Решетнева и рекомендациям АО «КБХиммаш им. А. М. Исаева» с применением прикладных программ SolidWorks, Mathcad.

Разработанный двигатель-демонстратор имеет следующие технические характеристики:

- тяга $P = 200$ Н;
- окислитель O_2 (кислород – газ, $T = 298$ К);
- горючее CH_4 (метан – газ, $T = 298$ К);
- массовый расход окислителя $\dot{m}_o = 0,04316$ кг/с;
- массовый расход горючего $\dot{m}_r = 0,02439$ кг/с;
- давление в камере сгорания $p_k = 1$ МПа;
- давление на срезе сопла $p_a = 0,00085$ МПа;
- удельный импульс двигателя $J_y = 2960$ м/с.

Конструкция камеры двигателя выполнена в виде двух моноблоков – смесительной головки и корпуса камеры (рис. 1), соединяемых между собой аргонодуговой сваркой. Возможности SLM-технологии позволили выполнить сложную конструкцию смесительной головки без выполнения сборочных единиц – форсунок, топологическая оптимизация которых обеспечила возможность их аддитивной печати в форме отверстий со струйным и тангенциальным (центробежным) подводом компонентов в зону распыливания и смесеобразования.

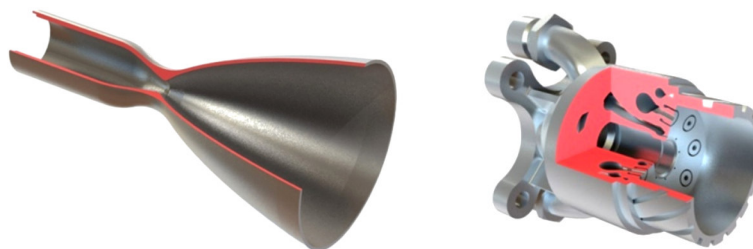


Рис. 1. 3D-модели корпуса камеры и смесительной головки

Fig. 1. 3D models of the chamber body and mixing unit

Оборудование для 3D-печати

Изготовление двигателя по технологии 3D-печати выполнялось индустриальным партнером вуза ООО «Полихром» на принтере ASTRA 420, который был разработан и изготовлен на данном предприятии (рис. 2).

Особенностью принтера ASTRA 420 стала реализация инновационных решений в динамической модуляции лазерного пятна с возможностью корректировки мощности лазера, что позволяет достичь высоких скоростей построения деталей. 3D-принтер ASTRA 420 может быть использован для решения сложных производственных задач, при изготовлении 3D-деталей и проведении научно-исследовательских работ [6; 7].

3D-принтер ASTRA 420 имеет следующие технические характеристики.

Параметры камеры построения:

- размер камеры построения – 420×420×280 мм;
- рабочий ход стола вертикального перемещения – 280 мм;
- шаг перемещения стола – 1 мкм;
- повторяемость на рабочий ход стола – ± 5 мкм;
- нанесение слоя порошка на столе построения – от 20 мкм (с шагом 1 мкм).

Параметры лазера и оптической системы:

- лазер ИК непрерывный, длина волны – 1080 нм;
- мощность лазерного излучения – 500 Вт;
- точность позиционирования гальваносканера (по краям) – не более 10 мкм;
- скорость экспонирования – 20–2000 м/с;
- модуляция лазерного пятна – от 40 мкм до 2 мм;
- скорость модуляции лазерного пятна – менее 0,2 с.

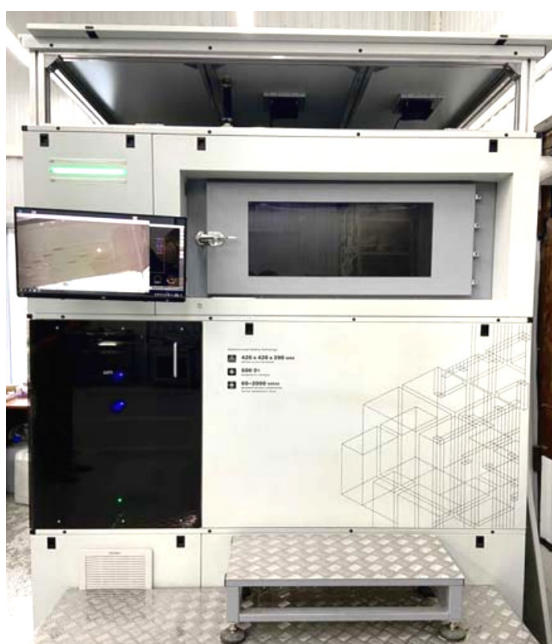


Рис. 2. 3D-принтер ASTRA 420. Внешний вид

Fig. 2. 3D printer ASTRA 420. Appearance

Программное обеспечение (ПО) включает управляющую программу и программу подготовки задания. Первая позволяет устанавливать технологические параметры выполнения задания, контролировать все процессы, связанные с работой принтера, задавать траектории движения лазерного пятна, его модуляцию, контролировать выполняемое задание и вести видеорегистрацию процесса построения детали. Вторая включает в себя ПО для отработки STL-файлов (оптимизацию геометрии, построение опорных элементов, разрезание на слои).

Технические возможности принтера позволяют выполнять качественную печать 3D CAD-моделей методом послойного селективного лазерного сплавления из порошков цветных металлов, всех видов сталей, титана, никелевых, кобальт-хромовых сплавов и других металлических материалов [8].

Разработка технологии 3D-печати

С целью повышения практической ориентации научно-образовательного проекта, приближения его к требованиям реального производства, основные проектно-конструкторские и производственно-технологические мероприятия проекта выполнялись с учетом рекомендаций «Системы технологического обеспечения разработки и постановки на производство изделий», которая принята в аэрокосмической отрасли. В частности, использовалась общая методология технологической подготовки производства, изложенная в ОСТ 92-4718-86 «Организация технологической отработки и постановки на производство новых изделий» и ОСТ 92-4928-90 «Основные положения по организации и управлению процессом технологической подготовки производства».

Процесс SLM принадлежит к классу порошковых технологий [9]. Основной принцип SLM-технологии заключается в нанесении тонкого слоя порошка (20–80 мкм) на стол построения с последующим плавлением пятном лазерного луча программно выделенной части слоя строящейся детали. Далее стол построения опускается на заданную высоту и на него наносится следующий слой порошка. Затем процесс выборочного плавления повторяется. Процесс построения деталей больших размеров SLM-технологией в автоматическом непрерывном режиме работы принтера может занимать по времени до 300 ч в зависимости от размеров и конфигурации деталей.

На первом этапе реализации проекта, в соответствии с логикой научных исследований, проведен комплекс экспериментальных работ по апробации и отработке режимов изготовления на 3D-принтере ASTRA 420 камеры РДМТ из модельного порошкового материала Силумин РС-300. Выбор данного материала объясняется его пластичностью, низкой температурой плавления и невысокой стоимостью. Изготовленные экземпляры камеры-демонстратора подвергались различным видам исследований и испытаний в лабораторных и производственных условиях.

В результате установлено, что технические характеристики принтера обеспечивают реализацию инновационных решений и динамической модуляции лазерного пятна с возможностью корректировки мощности лазера, что позволяет достичь высоких скоростей построения деталей и, следовательно, приступить к печати камеры из жаростойкого аустенитного сплава Инконель 718.

Для изготовления корпуса камеры и смесительной головки РДМТ был выбран порошок Инконель 718 (Inconel 718). Известно, что данный материал разработан и запатентован в США автором Айзелштайном (Eiselstein) в 1962 г. [10] и в настоящее время широко используется в аэрокосмической и машиностроительной промышленности зарубежных стран. В отечественной промышленности для аддитивных технологий применяется порошок ПР-08ХН53БМТЮ ТУ 1479-704-5689-2016, который по своему химическому составу является аналогом сплава Инконель 718. Порошок изготавливают методом распыления расплава инертным газом – азотом высокого давления. Форма частиц порошка преимущественно сферическая. Изготовитель ООО «Гранком».

Предварительно была проведена исследовательская работа по изучению характеристик плавления данного порошка и подбору режимов печати. Подбирались режимы печати одиночных треков и сплошной печати образцов.

Подбор режимов начался с серии печати 48 образцов пустотелых клеток одиночными треками для определения оптимального сочетания диаметра пятна лазерного луча, скорости сканирования и мощности лазерного излучения. В первой партии из 12 образцов диаметр пятна и скорость сканирования оставались статичными, в то время как мощность лазерного излучения менялась с шагом в 15 Вт. Во второй партии изменялась скорость, в третьей – диаметр пятна. В заключительной партии пропорционально изменялись все три параметра с небольшим шагом с целью определения оптимального режима печати. Результаты исследовались с помощью микроскопа Insein Li Fung с увеличением $\times 10-300$. Визуально оценивались толщина трека, его целостность, стабильность и прочность.

Следующим этапом экспериментов была печать объемных образов. К установленным на прошлых опытах параметрам добавились паттерн (география заполнения) лазерного пучка,

скорость холостого хода (далее – JS), внутренний отступ от контура и шаг между треками. Немаловажным также является и ориентация образца в пространстве, но при работе с маленькими образцами этим можно пренебречь. Результаты фиксировались с помощью микроскопа, прочность и пористость оценивались визуально. Эксперименты показали, что шаг между слоями равный 150 мкм обеспечивает наилучшее заполнение и низкий уровень пористости.

Баланс всех вышеописанных параметров является первостепенной задачей при SLM-печати. Отклонение режима в любую сторону приведёт к недостаточному количеству энергии, которая поступает на рабочую поверхность и, следовательно, к непролаву и повышенной пористости. Параметры можно подбирать, основываясь на объёме детали: тонкие участки, с небольшой площадью сканирования на слой, возможно печатать относительно быстро без риска образования пористости, а для участков большого скопления материала подбирается подходящий паттерн, который не вызовет перегрева при той же скорости. Вне зависимости от геометрии детали, во избежание накопления внутреннего остаточного напряжения направление сканирования на каждом слое изменяется на 90° относительно предыдущего.

Смесительная головка отличается от корпуса камеры сгорания массивностью и большим скоплением материала по всему объёму. Для печати подобного изделия было принято решение вручную сегментировать её на компоненты, которые будут печататься последовательно в установленном порядке. Такой метод не допускает перегрева на поверхности с сохранением скорости печати. Камера сгорания РДМТ также была подвержена сегментации – верхняя и нижняя части камеры сгорания представляли собой тонкостенные цилиндр и конус, которые печатались в обычном режиме. Участком, который требует изменения параметров, является критическое сечение, находящееся на стыке двух зон камеры. Этот участок печатался с использованием альтернативного паттерна печати, как описывалось выше, во избежание перегрева. Было решено установить обе модели вертикально, так как подобная ориентация обеспечивала наименьшее количество внутренних отвесных поверхностей. От стола к нижней поверхности деталей были установлены поддержки в сочетании с теплоотводами для надёжной фиксации.

Таким образом, были получены параметры для печати первого образца РДМТ и смесительной головки, представленные в таблице.

Рабочие режимы печати камеры сгорания РДМТ и смесительной головки

Камера сгорания						
Сегмент	P, Вт	V, мм/с	D, мкм	Шаг, мкм	JS, мм/с	Паттерн
До критического сечения	300	600	190	150	600	Двунаправленная оптимизированная
Критическое сечение						Однонаправленная
После критического сечения						Двунаправленная оптимизированная
Смесительная головка						
Сегмент	P, Вт	V, мм/с	D, мкм	Шаг, мкм	JS, мм/с	Паттерн
Внешний слой (1,5 мм)	300	600	190	150	600	Однонаправленная оптимизированная
Внутренний слой						Клетками

Испытание первого образца выявило наличие пористости и негерметичности в области критического сечения. Перед печатью второго образца была предпринята серия дополнительных опытов по подбору оптимального режима печати критического сечения в отдельности. В результате этот сегмент был ещё раз поделен на две равные части, которые печатались с двумя разными паттернами. Применение этого подхода при печати рабочего образца показало положительный результат. Пористость значительно уменьшилась по всему объёму образца.

Вышеописанная методика была применена для печати смесительной головки. Сегментация и расслоение модели показали положительный результат, образец имел малую пористость.

На данном этапе работы оптимизация времени печати не производилась. Время печати корпуса камеры – 3 суток, смесительной головки – 2 суток.

Технология послепечатной обработки

Формообразование деталей камеры представляет собой начальный и вместе с тем наиболее ответственный этап общего технологического процесса изготовления РДМТ. По некоторым сведениям, основанным на опыте производства экспериментальных изделий ракетно-космической техники, в том числе опыте авторов настоящей статьи, расходы на послепечатную обработку могут составлять более одной трети общей суммы трудозатрат на изготовление 3D-печатных деталей и сборочных единиц.

Технология послепечатной обработки разрабатывается с учетом физико-химических, механических, технологических и других свойств исходного материала Инконель 718.

Изготовителем порошкообразного материала рекомендована термическая обработка деталей, изготовленных методом 3D-печати, – закалка в вакууме с последующим охлаждением в печи с сохранением вакуумной среды и дальнейшей обдувкой аргоном. Термообработке подвергались отпечатанные корпуса камер, смесительные головки и пластинчатые образцы.

Термообработка проводилась в вакуумной печи SECO/WARWICK 10 VPT-4050/48 HV (рис. 3) предприятия-партнера АО «Красмаш». Вакуумная печь сертифицирована и аттестована на выполнение аналогичных видов термообработки.

Режимы термообработки следующие:

- остаточное давление (вакуум) в печи $P = 10^{-2}$ кг/см²;
- скорость нагрева – 20 град/мин (~50 мин);
- температура термообработки $t = 1060$ °C;
- выдержка – 60 мин.



Рис. 3. Вакуумная печь SECO/WARWICK 10 VPT-4050/48 HV

Fig. 3. Vacuum furnace SECO/WARWICK 10 VPT-4050/48 HV

После охлаждения деталей до стандартной комнатной температуры $t = 20$ °C, они были подвергнуты абразивной обработке (пескоструйная обработка) с использованием искусственного абразива – электрокорунда F-120 при давлении воздушно-абразивной смеси $P = 4$ кг/см² в течение 5–8 мин.

Проведено исследование влияния процесса 3D-печати на химический состав исходного материала. Исследованию подвергались нетермообработанные и прошедшие термообработку печатные образцы. Исследование проводилось в масс-спектрометрической лаборатории АО «Красмаш» на спектрометре 67A1053 HITACHI PMI-MASTER UVR. В результате исследований уста-

новлено, что химический состав образцов соответствует требованиям, заявленным изготовителем в сертификате материала Инконель 718, а также соответствует требованиям зарубежного стандарта AMS 5663M. Таким образом, можно сделать вывод, что процесс селективного лазерного плавления и последующая высокотемпературная термообработка не оказывают влияния на химический состав материала, не приводят к изменению баланса легирующих элементов сплава.

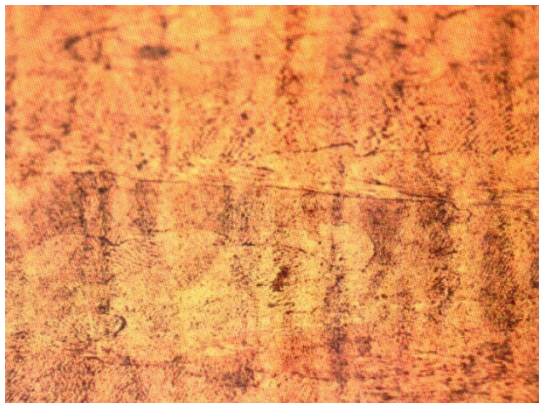


Рис. 4. Микроструктура материала без термообработки

Fig. 4. Material microstructure without heat treatment

Металлографический анализ проводился методом просмотра микрошлифов термообработанных и нетермообработанных образцов после травления в специальном реактиве на микроскопе NICON ECLIPSE MA200 при увеличении от 50 до 1000 крат в лабораторно-исследовательском центре АО «Красмаш».

Установлено, что строение микроструктуры материала без термообработки на отдельных участках имеет структурную полосчатость (рис. 4), обусловленную способом изготовления путем послойного лазерного сплавления.

Микроструктура образцов представляет собой аустенит с выделениями интерметаллидов (типа γ' -фазы). В микроструктуре образцов без термообработки границы зерен не выявляются. Размер зерен образцов с термообработкой соответствует

размерам для легированных аустенитных сталей и сплавов. В нетермообработанном материале наблюдаются единичные локальные несплошности со сферическими частицами, имеются дефекты в виде окисных плен протяженностью 0,06–0,35 мм и участки скоплений пор размером 0,015–0,085 мм. В термообработанных образцах подобные дефекты в явной форме не просматриваются, однако микропористость сохраняется (в меньших размерах). Результаты металлографического анализа в достаточной степени согласуются с исследованиями других авторов [11–13].

С целью более точной идентификации пространственных дефектов материала отпечатанных изделий проведен рентгенографический контроль корпусов камер двигателя. Исследования проводились на участках, доступных для контроля на рентгеновском аппарате YXLON MG-103. При этом в зоне сопла выявлены несплошности в виде отдельных точечных пустот размерами 0,3–1 мм и вытянутых вдоль слоев печати кольцевых несплошностей интенсивностью 0,1–0,2 мм с ухудшением качества печати в зоне критического сечения сопла и увеличением пористости на участках размерами 0,5–2 мм [14].

Контроль шероховатости внутренних и наружных поверхностей корпуса камеры проводился на приборе Surftest SJ-201, имеющем свидетельство о поверке от государственного регионального центра стандартизации, метрологии и испытаний. В связи с отсутствием стандартной методики и специальных приспособлений для измерения фактических значений шероховатости были выделены наиболее характерные участки на внутренних поверхностях сверхзвуковой части сопла и цилиндрической части камеры сгорания. Всего выделено 7 участков, доступных для контроля универсальными средствами, входящими в комплектацию прибора. В результате измерений получены фактические значения шероховатости в диапазоне $R_a = 14,4\text{--}23,84$ мкм, которые значительно превышают принятые в ракетном двигателестроении параметры шероховатости внутренних поверхностей камер жидкостных ракетных двигателей ($R_a = 2,5\text{--}3,6$ мкм). Таким образом, следующей задачей разработки оптимальной технологии послепечатной обработки камеры РДМТ становится выбор метода повышения качества поверхностей изделия.

Одним из эффективных и апробированных методов в серийном производстве оболочек камер ракетных двигателей является электрохимическое полирование (далее – электрополирова-

ние), которое основано на интенсивном растворении микровыступов шероховатостей поверхности и замедленном растворении впадин [15; 16]. Процесс обработки производился в катодно-анодной ванне с раствором серной кислоты (H_2SO_4), фосфорной кислоты (H_3PO_4) и хромового ангидрида (CrO_3) в определенной концентрации каждого вещества. Для корпусов камер и смесительных головок опытным путем подобраны режимы обработки:

- напряжение тока $V = 8,8$ В;
- величина тока $I = 90\text{--}40$ А;
- время обработки $t = 4\text{--}6$ мин.

Далее проводились операции промывки в каскадных ваннах холодной и горячей водой, осветление в растворе азотной кислоты (HNO_3), нейтрализация в растворе карбоната кальция (Na_2CO_3). Контроль шероховатости осуществлялся методом сравнения с эталоном (образцом шероховатости) и показал приемлемую сходимость фактических параметров шероховатости требованиям чертежа.

В соответствии с программой исследований проведено определение физико-механических параметров и характеристик отпечатанных изделий (предел прочности σ_b , предел текучести $\sigma_{0,2}$, модуль упругости E и др.), замер твердости на образцах, виброиспытания, испытания на прочность и герметичность. Описание методик и анализ результатов данных исследований в настоящей статье не приводится. Отдельно следует отметить, что при испытаниях на герметичность первого из отпечатанных образцов корпуса камеры обнаружена негерметичность в зоне критического сечения. Это подтверждает выводы о развитой пористости материала данного образца при рентгенографическом контроле. Как показано в одном из предыдущих разделов статьи, проведена корректировка режимов печати, обеспечивающая герметичность изделий, печатавшихся далее.

В завершении технологического процесса послепечатной обработки проведена механическая подготовка стыковочных поверхностей и ручная аргонодуговая сварка корпуса камеры и смесительной головки. Сварка выполнялась неплавящимся вольфрамовым электродом с присадочной проволокой диаметром $\varnothing 1,5$ мм, отпечатанной из порошка Inconel 718 на 3D-принтере. В связи с отсутствием рекомендаций в нормативно-технологической документации отрасли по сварке печатных деталей из данного материала, режимы сварки отрабатывались на печатных плоских и цилиндрических образцах-имитаторах.

На рис. 5 представлена камера РДМТ в сборе: на смесительную головку устанавливаются и привариваются резьбовые штуцеры для подачи компонентов топлива. Качество сварных соединений проверяется испытаниями на герметичность методом «аквариума». На нижнем цилиндрическом участке камеры сгорания устанавливается гнездо для закрепления термоэлектрического датчика. В центральное отверстие смесительной головки устанавливается посредством резьбового соединения с металлическим уплотнителем свеча зажигания.



Рис. 5. Камера РДМТ в сборе

Fig. 5. LTRE chamber assembly

Стендовые испытания РДМТ

При создании новых конструкций ракетных двигателей, разработке и внедрении инновационных технологий их промышленного производства проводятся стендовые огневые испытания, которые являются основным средством проверки обоснованности принятых конструкторских и технологических решений, контроля заданных проектных параметров и характеристик рабочего процесса, оценки работоспособности и надежности изделий [17; 18].

С этой целью при реализации проекта разработан и изготовлен испытательный стендовый комплекс на территории загородного полигона «Установо» (рис. 6). В состав испытательного стенда входят следующие системы:

- система подачи компонентов топлива. Состоит из двух частей: системы подачи окислителя и системы подачи горючего. Конструктивно данные системы выполнены отдельно в отсеках окислителя и горючего. К отсекам предъявляются требования по герметичности систем, применению материалов, не вступающих в реакцию с компонентами топлива и исключающих искрообразование в ходе работы стенда. В систему входят два баллона высокого давления с газообразным кислородом и газообразным метаном, магистрали для подвода компонентов топлива, выполненные из нержавеющей стали, и газовые редукторы;

- система зажигания компонентов топлива в камере сгорания. Состоит из блока электропитания и свечи зажигания 6213 NGK SILMAR9A9S;

- система измерений. Данная система является важнейшей при проведении стендовых испытаний, так как именно от результатов измерения широкой номенклатуры параметров двигательной установки определяются как условия проведения стендовых испытаний, так и работа двигателя. В неё входят тягоизмерительное устройство, датчики давления и расхода компонентов. В связи с этим система измерений должна выполнять функцию визуального контроля основных параметров двигателя и стенда, дистанционное измерение по заданной программе, сохранения информации на носителях, а также обеспечивать высокую точность и сохранность средств измерения и иметь высокую помехозащищённость средств её измерения;

- система управления. Предназначена для автоматического запуска, изменения режимов работы и останова, автоматического контроля за некоторыми основными параметрами двигателя. При достижении критических значений подаёт сигнал, а также обеспечивает, в случае необходимости, аварийный останов, автоматическое управление клапанами магистралей и поддержание заданных давлений. При выполнении подготовительных и заключительных операций используется ручное управление элементами стенда;

- система безопасности. Взрыво- и пожаробезопасность стенда заключается в разделении стенда на отсеки камеры, баллонов с кислородом, баллонов с метаном, магистралей управления, оборудования пожаротушения, а также управления экстренным остановом.



Рис. 6. Общий вид рабочей зоны стендового испытательного комплекса

Fig. 6. General view of the bench testing complex working area

Первые огневые стендовые испытания изготовленного методом аддитивных технологий ракетного двигателя малой тяги (условное название – РДМТ «Факел-1») состоялись 15 сентября 2023 г. (рис. 7). В соответствии с разработанной и утвержденной циклограммой испытаний

проведено пять включений продолжительностью рабочего цикла 1,5 с с последующей продувкой магистралей воздухом в течение 180–300 с. Зафиксировано устойчивое возникновение факела на срезе сопла, стабильная отсечка подачи компонентов топлива и прекращение горения смеси компонентов в камере сгорания. Тягоизмерительным устройством проведено измерение тяги двигателя, которая приблизительно соответствует расчетному значению $P = 200 \text{ Н}$ (20 кг). С целью гарантированного обеспечения безопасности персонала и стендового оборудования давление подачи газообразных компонентов на входе в двигатель было снижено на 35–40 % по сравнению с расчетным давлением в камере сгорания ($p_k = 1 \text{ МПа}$). При этом достигнутое значение тяги при пониженном давлении следует объяснить работой сопла в режиме перерасширения, так как барометрическое давление окружающей среды (условно $p_n = 0,1 \text{ МПа}$) значительно превышает расчетное давление газового потока на срезе сопла ($p_a = 0,00085 \text{ МПа}$).



Рис. 7. Огневые испытания РДМТ

Fig. 7. LTRE fire test

После демонтажа был проведен визуальный контроль состояния поверхностей двигателя (визуальная дефектация изделия – по отраслевой терминологии). При внешнем осмотре наружных и внутренних поверхностей двигателя (в доступных местах) с использованием локальной подсветки и стандартной технической лупы четырехкратного увеличения не обнаружено повреждений поверхностей, препятствующих повторному проведению испытаний.

Заключение

В процессе реализации научно-образовательного проекта «Разработка, изготовление методом селективного (аддитивного) лазерного сплавления и испытания ракетного двигателя малой тяги-демонстратора, работающего на экологически чистом топливе» выполнен значительный объем научно-исследовательских, опытно-конструкторских и учебно-лабораторных работ по изучению и практическому применению инновационных аддитивных технологий, обладающих большим потенциалом для ускоренного развития ракетно-космической промышленности.

Участники проекта, в том числе студенты СибГУ им. М. Ф. Решетева, получили новые знания и навыки проведения практических работ в области машиностроительного и металлургического производства, метрологии, сборочно-монтажных операций, лазерных, электрохимических и других технологий, используемых в ракетном двигателестроении. Получены новые профессиональные компетенции, способствующие интеллектуальному развитию студентов СибГУ им. М. Ф. Решетева – будущих специалистов предприятий аэрокосмической отрасли.

Вместе с тем следует сделать вывод, что применение аддитивных технологий 3D-печати при изготовлении сложных и высоконагруженных изделий ракетно-космической техники требует проведения большого комплекса научных исследований и производственно-технологических испытаний для подтверждения стабильности характеристик и показателей надежности с после-

дующей сертификацией инновационной технологии на соответствие требованиям государственных и отраслевых стандартов.

Благодарности

Реализация научно-исследовательского проекта осуществляется при поддержке благотворительного фонда известного государственного и общественного деятеля, предпринимателя, почетного гражданина Красноярского края Х. М. Совмена.

Поддержку проекту оказывали также промышленные партнеры СибГУ им. М. Ф. Решетова: ООО «Полихром», АО «Красмаш», АО «КБхиммаш им. А. М. Исаева», ООО «Вариант 999», АО «ОКБ Зенит».

Acknowledgements

The implementation of the research project is carried out with the support of the charitable foundation of the famous statesman and public figure, entrepreneur, honorary citizen of the Krasnoyarsk Territory Kh. M. Sovmen.

The project was also supported by industrial partners of Siberian State University: “Polychrome” LLC, “Kras mash” JSC, “KBkhimmash named after A.M. Isaev” JSC, “Variant 999” LLC, “OKB Zenith” JSC.

Библиографические ссылки

1. Логачева А. И. Аддитивные технологии изделий ракетно-космической техники : перспективы и проблемы применения // Технология легких сплавов. 2015, № 3. С. 39–44.
2. NASA tests limits of 3D-printing with powerfull rocket engine check [Электронный ресурс]. URL: <http://nasa.gov> (дата обращения: 15.11.2023).
3. Перспективы применения аддитивных технологии в производстве сложных деталей газотурбинных двигателей из металлических материалов / С. В. Белов, С. А. Волков, Л. А. Магеррамова [и др.] // Аддитивные технологии в российской промышленности : сб. науч. тр. М. : ВИАМ, 2015. С. 101–102.
4. Аддитивные технологии / Терехов М. В., Филиппова Л. Б., Мартыненко А. А. [и др.]. М. : ФЛИНТА, 2018. 74 с.
5. ГОСТ Р 59036–2020. Аддитивные технологии. Производство на основе селективного лазерного сплавления металлических порошков. Общие положения. М. : Стандартинформ, 2020. 22 с.
6. ГОСТ Р 59184–2020. Аддитивные технологии. Оборудование для лазерного сплавления. Общие требования. М. : Стандартинформ, 2020. 18 с.
7. Преображенская Е. В., Боровик Т. Н., Баранова Н. С. Технологии, материалы и оборудование аддитивных производств. М. : РТУ МИРЭА, 2021. 173 с.
8. Gu D. D., Meiners W., Wissenbach K., Poprawe R. Laser additive manufacturing of metallic components: Materials, processes and mechanisms // International Materials Reviews, 2012. No. 57 (3). P. 133–164.
9. Additive Manufacturing. With Amperprint for 3D-Printing you Have the Powder to Create [Электронный ресурс]. URL: <https://www.hoganas.com/en/powder-technologies/additive-manufacturing/3d-printingpowders/> (дата обращения: 15.11.2023).
10. Пат. 3046108A US. Age-hardenable nickel alloy / Eiselstein H. L. № US773702A ; заявл. 13.11.1958 ; опубл. 24.07.1962. 10 с.
11. Металлографический анализ камеры, изготовленной методом 3D-печати / Е. Е. Жигурова, К. Е. Мумбер, Р. А. Казаков [и др.] // Решетневские чтения : материалы XXVI Международной научно-практической конференции (Красноярск, 09–11 ноября 2022 года) ; СибГУ им. М. Ф. Решетнева. Красноярск, 2022. Ч. 1. С. 175–177.

12. Назаров Е. Г., Масленков С. Б. Термическая обработка аустенитных жаропрочных сталей и сплавов // *Металловедение и термическая обработка металлов*. 1970, № 3. С. 63–72.
13. Педаш А. А., Лысенко Н. А. [и др.]. Структура и свойства образцов из сплава Inconel 718 полученных по технологии селективного лазерного плавления // *Авиационно-космическая техника и технология*. 2017. № 8. С. 46–54.
14. Анализ результатов рентгенографических исследований изделий РКТ изготовленных методом SLM-печати / Э. С. Манохина, М. А. Шикарев, А. П. Рубайло [и др.] // *Решетневские чтения : материалы XXVI Международной научно-практической конференции*. Красноярск, 2022. С. 186–187.
15. Краснова Е. В., Саушкин Б. П., Слюсарь И. А., Смеян С. В. Электрохимическая обработка изделий аддитивного производства из металлов и сплавов // *Аддитивные технологии*. 2023, № 2. С. 49–57.
16. Zhao C., Qu N., Tang X. Removal of adhesive powders from additive manufactured internal surface via electrochemical machining with flexible cathode // *Precision Engineering*, 2021. Vol. 67, P. 438–452. DOI: 10.1016/j.precisioneng.2020.11.003.
17. Яцуненко В. Г., Назаров В. П., Коломенцев А. И. Стендовые испытания жидкостных ракетных двигателей ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2016. 248 с.
18. Имитационное моделирование условий стендовых испытаний жидкостных ракетных двигателей малой тяги / В. П. Назаров, В. Ю. Пиунов, К. Ф. Голиковская, Л. П. Назарова // *Решетневские чтения : материалы XXVI Международной научно-практической конференции*. Красноярск, 2022. С. 191–192.

References

1. Logacheva A. I. [Additive technologies for rocket and space technology products: prospects and problems of application]. *Tekhnologiya legkikh splavov*. 2015, No. 3, P. 39–44 (In Russ.).
2. NASA tests limits of 3D-printing with powerfull rocket engine check. Available at: <http://nasa.gov> (accessed: 15.11.2023).
3. Belov S. V., Volkov S. A., Magerramova L. A., et. al. [Prospects for the use of additive technologies in the production of complex parts of gas turbine engines from metal materials]. *Sbornik nauchnykh trudov nauchn. konf. "Additivnye tekhnologii v rossiyskoy promyshlennosti"* [Collection of scientific papers Scientific. Conf. "Additive technologies in Russian industry"]. Moscow, 2015, P. 101–102 (In Russ.).
4. Terekhov M. V., Filippova L. B., Martynenko A. A., et. al. *Additivnye tekhnologii* [Additive technologies]. Moscow, FLINTA Publ., 2018, 74 p.
5. *GOST R 59036–2020. Additivnye tekhnologii. Proizvodstvo na osnove selektivnogo lazernogo splavleniya metallicheskih poroshkov. Obshchie polozheniya* [State Standard R 59036-2020. Additive technologies. Production based on selective laser melting of metal powders. General provisions]. Moscow, Standartinform Publ., 2020. 22 p.
6. *GOST R 59184–2020. Additivnye tekhnologii. Oborudovanie dlya lazernogo splavleniya. Obshchie trebovaniya* [State Standard R 59184-2020. Additive technologies. Equipment for laser melting. General requirements]. Moscow, Standartinform Publ., 2020. 18 p.
7. Preobrazhenskaya E. V., Borovik T. N., Baranova N. S. *Tekhnologii, materialy i oborudovanie additivnykh proizvodstv* [Technologies, materials and equipment for additive manufacturing]. Moscow, RTU MIREA Publ., 2021, 173 p.
8. Gu D. D., Meiners W., Wissenbach K., Poprawe R. Laser additive manufacturing of metallic components: Materials, processes and mechanisms. *International Materials Reviews*, 2012, No. 57 (3), P. 133–164.
9. Additive Manufacturing. With Amperprint for 3D-Printing you Have the Powder to Create. Available at: <https://www.hoganas.com/en/powder-technologies/additive-manufacturing/3d-printingpowders/> (accessed: 15.11.2023).

10. Eiselstein H. L. Age-hardenable nickel alloy. Patent US, no. 3046108A, 1962.
11. Zhigurova E. E., Mumber K. E., Kazakov R. A., et. al. [Metallographic analysis of a 3D printed chamber]. *Materialy XXVI Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XXVI Intern. Scientific. Conf. "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2022, P. 175–177 (In Russ.).
12. Nazarov E. G., Maslenkov S. B. [Heat treatment of austenitic heat-resistant steels and alloys]. *Metallovedenie i termicheskaya obrabotka metallov*. 1970, No. 3, P. 63–72 (In Russ.).
13. Pedash A. A., Lysenko N. A., et. al. [Structure and properties of samples from Inconel 718 alloy obtained using selective laser melting technology]. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*. 2017, No. 8, P. 46–54 (In Russ.).
14. Manokhina E. S., Shikarev M. A., Rubaylo A. P., et. al. [Analysis of the results of x-ray studies of RCT products manufactured by SLM printing]. *Materialy XXVI Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XXVI Intern. Scientific. Conf. "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2022, P. 186–187 (In Russ.).
15. Krasnova E. V., Saushkin B. P., Slyusar' I. A., Smeyan S. V. [Electrochemical processing of additive manufacturing products from metals and alloys]. *Additivnye tekhnologii*. 2023, No. 2, P. 49–57 (In Russ.).
16. Zhao C., Qu N., Tang X. Removal of adhesive powders from additive manufactured internal surface via electrochemical machining with flexible cathode. *Precision Engineering*, 2021, Vol. 67, P. 438–452. DOI: 10.1016/j.precisioneng.2020.11.003.
17. Yatsunenko V. G., Nazarov V. P., Kolomentsev A. I. *Stendovye ispytaniya zhidkostnykh raketnykh dvigateley* [Bench testing of liquid-propellant rocket engines]. Krasnoyarsk, Sib. St. Univ. Publ., 2016, 248 p.
18. Nazarov V. P., Piunov V. Yu., Golikovskaya K. F., Nazarova L. P. [Simulation modeling of bench test conditions of liquid rocket engines of low-thrust]. *Materialy XXVI Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XXVI Intern. Scientific. Conf. "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2022, P. 191–192 (In Russ.).

© Акбулатов Э. Ш., Назаров В. П., Герасимов Е. В., 2023

Акбулатов Эдхам Шукриевич – кандидат технических наук, доцент, ректор; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: rector@sibsau.ru.

Назаров Владимир Павлович – кандидат технических наук, профессор кафедры двигателей летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: nazarov@sibsau.ru.

Герасимов Евгений Витальевич – инженер-конструктор ООО «Полихром». E-mail: gerasimov24rus@mail.ru.

Akbulatov Edkham Shukrievich – Cand. Sc., associate professor, rector; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: rector@sibsau.ru.

Nazarov Vladimir Pavlovich – Cand. Sc., Professor of the Department of Aircraft Engines; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: nazarov@sibsau.ru.

Gerasimov Evgeny Vitalievich – design engineer at "Polychrome" LLC. E-mail: gerasimov24rus@mail.ru.
