## УДК 621.454 Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-320-336

## Для цитирования: Реализация аддитивной технологии 3D-печати при разработке экспериментального кислородно-водородного ракетного двигателя малой тяги / В. В. Кошлаков, С. В. Мосолов, А. Г. Клименко и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2024. Т. 25, № 3. С. 320–336. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-320-336.

For citation: Koshlakov V. V., Mosolov S. V., Klimenko A. G. et at. [Implementation of additive 3D printing technology in the development of an experimental oxygen-hydrogen low thrust rocket engine]. *Siberian Aerospace Journal*. 2024, Vol. 25, No. 3, P. 320–336. Doi: 10.31772/2712-8970-2024-25-3-320-336.

## Реализация аддитивной технологии 3D-печати при разработке экспериментального кислородно-водородного ракетного двигателя малой тяги

В. В. Кошлаков<sup>1</sup>, С. В. Мосолов<sup>1</sup>, А. Г. Клименко<sup>1</sup>, Э. Ш. Акбулатов<sup>2</sup>, В. П. Назаров<sup>2\*</sup>, Е. В. Герасимов<sup>3</sup>

 <sup>1</sup>АО «Государственный научный центр РФ «Исследовательский центр имени М. В. Келдыша» Российская Федерация, 125438, г. Москва, ул. Онежская, 8
 <sup>2</sup>Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31 <sup>3</sup>ООО «Полихром»
 Российская Федерация, 660049, г. Красноярск, ул. Дубровинского, 58

\*E-mail: nazarov@sibsau.ru

Создание двигательных установок космических аппаратов с высокими показателями энергетической эффективности и минимальными массогабаритными параметрами является актуальной научно-технической задачей отечественного ракетного двигателестроения. При этом выдвигаются требования оптимизации стоимости и времени проектирования, опытно-конструкторской отработки и изготовления двигателей, а также экологической безопасности на всех этапах жизненного цикла изделий. В связи с этим предлагается в производстве космических ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) использовать перспективные лазерные технологии 3D-печати (аддитивные технологии) из металлического порошка по САD-моделям деталей двигателей.

Технология лазерного плавления на современных 3D-принтерах позволяет изготавливать сложные монолитные конструкции двигателей без применения трудоемких и ресурсозатратных операций механической обработки, сварки, пайки, а также значительно снизить объем слесарно-сборочных и контрольно-измерительных работ и уменьшить влияние некоторых непроизводственных факторов.

В статье рассмотрены вопросы практического применения перспективных технологий при создании РДМТ. Представлены результаты огневых испытаний, которые будут использованы для уточнения ранее разработанных расчетных моделей кислородно-водородных РДМТ при создании перспективных ракетных двигателей космических аппаратов.

Объектом исследования являлся разработанный и изготовленный с использованием аддитивной технологии экспериментальный образец РДМТ номинальной тягой 150 H на газообразных компонентах топлива кислород и водород. Экспериментальный РДМТ рассматривается как прототип двигателя ориентации, стабилизации и обеспечения запуска кислородно-водородного разгонного блока. Цель работы – изучение эффективности ранее не исследованных конструктивных решений по организации смесеобразования и охлаждения кислородно-водородного РДМТ, определение их влияния на совершенство рабочего процесса и тепловое состояние камеры двигателя. Огневые испытания проведены в режиме одиночных включений с длительностью, достаточной для выхода камеры РДМТ на стационарный тепловой режим, с определением энергетических характеристик и теплового состояния конструкции.

Ключевые слова: ракетный двигатель малой тяги, аддитивные технологии, Инконель 718, стендовые огневые испытания.

# Implementation of additive 3D printing technology in the development of an experimental oxygen-hydrogen low thrust rocket engine

V. V. Koshlakov<sup>1</sup>, S. V. Mosolov<sup>1</sup>, A. G. Klimenko<sup>1</sup>, E. Sh. Akbulatov<sup>2</sup>, V. P. Nazarov<sup>2\*</sup>, E. V. Gerasimov<sup>3</sup>

<sup>1</sup>JSC "Keldysh State Research Center"
 8, Onezhskaya St., Moscow, 125438, Russian Federation
 <sup>2</sup>Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
 31, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
 <sup>3</sup>LLC "Polychrome"
 58, Dubrovinskogo St., Krasnoyarsk, 660049, Russian Federation
 \*E-mail: nazarov@sibsau.ru

The creation of spacecraft propulsion systems with high energy efficiency and minimal weight and size parameters is an urgent scientific and technical task of the domestic rocket engine industry. At the same time, requirements are put forward to optimize the cost and time of design, development and manufacturing of engines, as well as environmental safety at all stages of the product life cycle. In this regard, it is proposed to use advanced laser 3D printing technologies (additive technologies) from metal powder using CAD models of engine parts in the production of space low thrust rocket engines (LTRE).

Laser melting technology on modern 3D printers makes it possible to produce complex monolithic engine structures without the use of labor-intensive and resource-intensive operations of machining, welding, and soldering, as well as a significant reduction in the volume of plumbing, assembly, control and measuring work, and a decrease in the influence of some non-production factors.

The article discusses issues of practical application of promising technologies in the creation of LTRE. The results of fire tests are presented, which will be used to refine the previously developed calculation models of oxygen-hydrogen LTRE when creating advanced rocket engines for spacecraft.

The object of the study was an experimental sample of LTRE with a nominal thrust of 150 N using gaseous fuel components oxygen and hydrogen, developed and manufactured using additive technology. The experimental LTRE is considered as a prototype of the engine for orientation, stabilization and launching of the oxygen-hydrogen upper stage. The purpose of the work is to study the effectiveness of previously unexplored design solutions for organizing mixture formation and cooling of an oxygen-hydrogen LTRE, to determine their influence on the perfection of the working process and the thermal state of the engine chamber. Fire tests were carried out in single switching mode with a duration sufficient for the LTRE chamber to reach a stationary thermal regime, with the determination of the energy characteristics and thermal state of the structure.

Keywords: low thrust rocket engine, additive technologies, Inconel 718, bench fire tests.

## Введение

Одной из устойчивых тенденций развития отечественной и зарубежной ракетнокосмической техники является широкое применение аддитивных технологий (AF – Additive Fabrication, аддитивность – прибавляемость) [1–3], основная сущность которых заключается в последовательном послойном наращивании металлического или неметаллического материала в соответствии с командно-прикладной программой 3D-моделирования. В ракетном двигателестроении наиболее перспективным методом аддитивных технологий рассматривается SLM-технология (Selective laser melting) 3D-печати, реализуемая в виде лазерного плавления металлического порошка по CAD-моделям конкретных деталей двигателей [4–6].

Технология селективного лазерного плавления позволяет создавать сложные монолитные смесительные головки ракетных двигателей с форсунками, обеспечивающими минимальные гидравлические и газодинамические потери, сложнопрофильные детали турбонасосных агрегатов, каналы охлаждающего тракта камер жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) с искусственной шероховатостью и другие структурные элементы двигателей.

Таким образом, аддитивные технологии открывают возможности разработки ракетных двигателей с повышенными характеристиками энергетической эффективности при одновременном снижении массово-габаритных показателей изделий.

Одновременно в ракетно-космической промышленности должна решаться задача формирования технологической системы послепечатной обработки деталей с ориентацией на инновационные электрохимические и электрофизические методы [7].

## Анализ состояния проблемы

При анализе области применения аддитивных технологий в ракетном двигателестроении целесообразно рассмотреть возможность изготовления методом SLM-печати жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРДМТ).

Терминологически ЖРДМТ определяются ГОСТ 22396-77 «Двигатели ракетные жидкостные малой тяги» как исполнительные органы системы управления космическими летательными аппаратами с тягой от 0,01 до 1600 Н. ЖРДМТ подразделяются на отдельные виды по различным признакам, В частности по своему назначению принято классифицировать их на следующие виды [8]:

– ЖРДМТ ориентации;

– ЖРДМТ стабилизации;

– ЖРДМТ коррекции;

– тормозные ЖРДМТ и др.

Специфические условия эксплуатации ЖРДМТ в космическом пространстве, особенности их функциональных параметров и характеристик, вызывают большие трудности при проектировании двигателей малой тяги [9]. Задача проектирования и конструкторско-технологической отработки ЖРДМТ определяется следующими факторами:

– малым расходом топлива;

- малым числом элементов смесительной головки;

- сложностью создания регенеративного охлаждения;

– трудностью организации эффективного смесеобразования и обеспечения высокой полноты сгорания.

Вышеперечисленные факторы, в свою очередь, создают особые проблемы в обеспечении приемлемого теплового состояния камеры двигателя, который определяется запасом по температуре стенки в зоне критического сечения, предотвращением перегрева смесительной головки и вскипания компонентов топлива на теплонапряженных импульсных режимах.

В отечественных ЖРДМТ используется двухкомпонентное и однокомпонентное топливо. В качестве двухкомпонентного топлива применяются высококипящие самовоспламеняющиеся компоненты: несимметричный диметилгидразин (НДМГ – горючее) и азотный тетраоксид (АТ – окислитель). Однокомпонентным топливом обычно является гидразин, который газифицируется в результате каталитической экзотермической реакции разложения. В научнотехнической и учебной литературе достаточно полно описаны физико-химические и энергетические характеристики данных топлив, известны их достоинства и недостатки. Отмечается надежность и безотказность воспламенения, устойчивость рабочего процесса на различных режимах работы ЖРДМТ с данными компонентами.

Вместе с тем, в ракетно-космической промышленности формируются новые требования к космическим аппаратам (КА) и их двигательным установкам (ДУ). На первый план выдвигаются задачи оптимизации стоимости и времени проектирования, отработки и изготовления двигателей, создания двигательных и энергетических установок КА с минимальными массовогабаритными параметрами при высокой энерговооруженности [10; 11]. Особое значение имеют факторы экологической безопасности при наземных испытаниях, заправке, хранении и эксплуатации изделий.

В настоящее время научно-исследовательскими и конструкторскими организациями, отраслями с привлечением ученых и специалистов системы высшего образования РФ проводится работа по созданию перспективных двигательных установок для КА нового поколения, в том числе малых КА различного назначения, в том числе на экологичном топливе [12]. Научнотехнический задел по направлению РДМТ на экологически безопасных компонентах топлива в настоящее время базируется на результатах исследований, проводимых в АО «НИИМаш» [13], АО «КБхиммаш им. А. М. Исаева» [14], ПАО «РКК «Энергия» [15], МГТУ им. Н. Э. Баумана [16], Московском авиационном институте [17], АО ГНЦ «Центр Келдыша» [18] и др.

## Концепция перспективного ракетного двигателя малой тяги

В данной статье рассматривается принципиально новая модель ракетного двигателя малой тяги (РДМТ) со следующими конструктивно-технологическими особенностями и характеристиками:

 в качестве компонентов топлива используются экологически чистые газообразные вещества (водород H<sub>2</sub> и кислород O<sub>2</sub> или метан CH<sub>4</sub> и кислород O<sub>2</sub>);

 – камера двигателя изготавливается из жаростойкого сплава по технологии SLM-печати в форме монолитного изделия;

 тепловая защита камеры обеспечивается внутренней системой охлаждения путем создания пристеночного слоя совместно с регенеративным охлаждением газообразным компонентом;

 – система управления обеспечивает многократное включение и выключение двигателя в соответствии с циклограммой работы без изменения величины тяги и соотношения компонентов топлива.

С целью изучения возможности практической реализации данных теоретических предположений в АО ГНЦ «Центр Келдыша» разработана перспективная модель РДМТ, работающего на газообразных компонентах топлива: кислороде и водороде. Камера двигателя выполнена по аддитивной технологии SLM-печати из порошкового материала Инконель 718 [19; 20] в виде единой детали без сварных и паяных соединений.

Изготовление камеры проводилось в соответствии с Соглашением о сотрудничестве АО «Государственный научный центр Российской Федерации «Исследовательский центр имени М. В. Келдыша» и ФГБОУ ВО «Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева» при участии индустриального партнера университета ООО «Полихром» (г. Красноярск). Полный технологический процесс печати реализован на 3D-принтере ASTRA 420, разработанном и изготовленном на данном предприятии.

Общий вид камеры двигателя представлен на рис. 1.

Камера сгорания (КС) имеет сферическую форму, обеспечивающую при высокой теплоемкости водорода равномерное распределение тепловых потоков и градиента температуры по всему объему сферы. Внутренний диаметр камеры сгорания около 33 мм. Диаметр критического сечения составляет 12 мм. Сверхзвуковая часть сопла имеет форму конуса с полууглом 20°, степень расширения сопла F = 11. Тракт регенеративного охлаждения имеет 16 каналов, толщина огневой стенки 0,6 мм, высота каналов охлаждения 1 мм, толщина ребер 0,8 мм. Схема смесеобразования предусматривает подачу всего



Рис. 1. Общий вид камеры РДМТ

Fig. 1. General view of the LTRE chamber

расхода кислорода через одну форсунку диаметром 8 мм, расположенную по центральной оси камеры.

Конструкция РДМТ рассчитана на работу при давлении в камере сгорания  $p_K$  от 7 до 10 кг/см<sup>2</sup>, суммарном расходе топлива  $\dot{m}_{\Sigma}$  от 30 до 40 г/с и соотношении компонентов топлива  $K_m$  от 3 до 4,5, расчетное значение тяги 150 Н.

## Методика и технология 3D-печати камеры РДМТ

Технические возможности 3D-принтера ASTRA 420 позволяют достигать относительно высоких скоростей объемного построения деталей при необходимой корректировке мощности лазера в режиме динамической модуляции лазерного пятна [21–23]. Поэтому при разработке методики и технологии изготовления экспериментального образца камеры РДМТ основной задачей являлось соблюдение баланса между поддержанием оптимальных энергофизических параметров, обеспечивающих заданное качество изделия, и сокращение общего времени печати в соответствии с программой научного эксперимента.

На основании результатов отработки технологии печати изделий аналогичного типоразмера из металлического порошка Инконель 718 установлены параметры рабочего режима изготовления исследуемого образца экспериментальной камеры, приведенные в табл. 1.

Таблица 1

Мощность лазера,	Скорость лазерного	Диаметр лазерного	Шаг штриховки,	Скорость холостого
Вт	пучка, мм/с	пучка, мкм	МКМ	хода, мм/с
300	600	190	150	600

#### Параметры рабочего режима

Проведен анализ общих и индивидуальных подходов к изготовлению деталей с различной пространственной конфигурацией. Принято решение, что для каждого случая печати необходимо использовать индивидуальные паттерны, которые представляют собой отдельный путь лазерного пучка с соответствующей сегментацией на слои. Участки с толщиной до 1,5 мм сканировались без изменений, сплошной штриховкой. Остальная площадь отсекалась и сканировалась в шахматном порядке, небольшими участками без изменения общей скорости печати (рис. 2).

При подготовке проекта РДМТ к печати выяснилось, что более 40 % всего времени приходится на холостой ход лазерного пучка через пустой центр камеры сгорания. Это связано с тем, что вся штриховка рассматривается как один элемент, который заполняется трек за треком, не пропуская пустые участки без штриховки. Подобное также относится и к другим изделиям, имеющим сходную конфигурацию – полость с объёмом, превышающим окружающую её металлическую стенку (рис. 3).

Для оптимизации рабочего времени была использована дополнительная сегментация на равные доли вокруг центральной оси. Так как все участки рассматриваются вне зависимости друг от друга, они сканируются поочередно без перемещения через полость камеры. При этом по всей площади сохраняется необходимый угол сканирования (рис. 4).



Рис. 2. Сегментация изделия и паттерны печати

Fig. 2. Product segmentation and printing patterns



Рис. 3. Штриховка цилиндрических изделий: 1 – сканирование изделия; 2 – холостой ход

Fig. 3. Hatching of cylindrical products: I – scanning of the product; 2 – idling



Рис. 4. Сегментированное изделие с указанным ходом лазерного луча

Fig. 4. Segmented product with a specified laser beam path

Время оптимизированной печати составило 46 ч, в сравнении с 75 ч при обычной штриховке. При визуальном осмотре изделия не обнаружено явной склонности наружного рельефа к пористости (рис. 5).

## Подготовка экспериментального РДМТ к стендовым испытаниям

Современное состояние теории и практики разработки ракетных двигателей не позволяет осуществлять создание новых изделий, отличающихся от предыдущих аналогов по многим параметрам и характеристикам, без проведения экспериментальных исследований и стендовых огневых испытаний, приближенных к реальным условиям их эксплуатации. Основная цель испытаний



Рис. 5. Камера РДМТ. Вид сбоку и сверху

Fig. 5. LTRE chamber. Side and top view

заключается в получении достоверной информации о состоянии испытываемого изделия, которая в дальнейшем используется для решения научных, конструкторских и технологических задач. Поэтому испытания являются важнейшей частью программ и проектов создания высокоэффективных и надежных двигателей.

Подготовка экспериментального РДМТ к испытаниям заключается в установке на двигатель необходимой арматуры, обеспечивающей подачу топлива, воспламенение компонентов и закрепление изделия на стенде. Конструктивное решение РДМТ в сборе представлено на рис. 6.



Рис. 6. Экспериментальный РДМТ: *I* – свеча зажигания; *2* – корпус; *3* – измерение давления в камере сгорания; *4* – камера сгорания с соплом; *5* – подача водорода; *6* – форсунка кислорода; *7* – подача кислорода

Fig. 6. Experimental LTRE: *1* – spark plug; 2 – housing; 3 – the combustion chamber pressure measurement;
4 – combustion chamber with nozzle; 5 – hydrogen inlet; 6 – oxygen injector; 7 – oxygen inlet

Камера двигателя 4 имеет соединение M14x1,5 для подачи водорода в охлаждающий тракт. Водород, проходя каналы охлаждения, движется вдоль стенок камеры сгорания к ее начальному сечению, покидает тракт охлаждения, смешиваясь с кислородом.

Корпус 2 имеет соединение M14x1,5 для подключения электроклапана подачи кислорода и резьбовое гнездо M18x1 для установки свечи зажигания СД-55АНМ *1*. Отбор давления в камере сгорания осуществляется через штуцер M12x1,25 *3*.

### Экспериментальная установка

Испытания разработанного экспериментального образца кислородно-водородного РДМТ проведаны на стенде 7 АО ГНЦ «Центр Келдыша». Пневмогидравлическая схема экспериментальной установки показана на рис. 7.

Установка обеспечивает подачу в РДМТ требуемых расходов кислорода и водорода и определение их фактических значений путем использования расходомерных сопел, работающих при сверхзвуковом перепаде давлений.

Для подачи газообразных компонентов топлива используются трубопроводы  $d_y = 10$  мм. Испытания проведены на непрерывных режимах по циклограмме с одновременной подачей команд на открытие топливных электроклапанов и свечи зажигания. Свеча отключалась через 0,2 с после начала пуска. Длительность огневых включений РДМТ составляла 1–45 с.

Подача газообразных компонентов топлива на вход в двигатели производится из баллонов с редуцированием давлений до значений, предусматриваемых программой испытаний.

При испытаниях записываются значения давлений компонентов топлива перед расходомерными соплами  $P_{BX}$  «О» и  $P_{BX}$ «Г», после сопел (т. е. давления на входе в РДМТ)  $P_{ДB}$  «О» и  $P_{ДB}$  «Г» и в камере сгорания  $p_{K}$ , а также температуры газообразных кислорода и водорода.

С помощью хромель-алюмелевых термопар измерялись температуры на наружной поверхности камеры  $T_1 - T_4$ . На рис. 8 изображен РДМТ, оснащенный термопарами и установленный на стенде.



Рис. 7. Пневмогидравлическая схема экспериментальной установки

Fig. 7. Pneumohydraulic diagram of the experimental setup

Получаемые в результате испытаний РДМТ параметры используются для определения расходного комплекса β с использованием соотношения:

$$\beta = \frac{P_{\rm K} \cdot F_{\rm KP}}{\dot{m}_{\Sigma}},$$

где  $F_{\rm kp}$  – площадь критического сечения сопла двигателя;  $\dot{m}_{\Sigma}$  – суммарный массовый расход топлива, который складывается из расхода окислителя  $\dot{m}_{\rm o}$  и расхода горючего  $\dot{m}_{\rm r}$ .

Коэффициент расходного комплекса  $\phi_{\beta}$  определяется как отношение полученного экспериментально значения  $\beta$  к теоретическому  $\beta_{T}$ , полученному в результате термодинамического расчёта при значениях  $K_m$  и  $p_k$ , соответствующих режиму проведённого испытания:

$$\varphi_{\beta} = \frac{\beta}{\beta_T}.$$

Коэффициент φ<sub>β</sub> определяется качеством смешения и горения и характеризует совершенство рабочего процесса в камере сгорания.

При предельных значениях погрешностей измерений датчиков давлений и температур, суммарная погрешность определения массового расхода каждого из компонентов топлива не превышает 0,7 %, максимальная погрешность определения экспериментального значения расходного комплекса  $\beta$  с учетом точности определения диаметра и коэффициента расхода сопел – не более 2,2 %.



Рис. 8. Экспериментальный РДМТ, установленный на стенде

Fig. 8. Experimental LTRE mounted on a stand

### Результаты экспериментальных исследований

В табл. 2 обобщены данные по всем проведенным испытаниям РДМТ. Всего в рамках экспериментальной программы проведено 12 огневых испытаний.

На проведенных испытаниях экспериментального РДМТ было исследовано три варианта форсунки кислорода (рис. 9).



Рис. 9. Схемы вариантов форсунки кислорода

Fig. 9. Diagrams of oxygen injector options

Вариант форсунки № 1 представляет собой одно отверстие диаметром 8 мм, находящееся на оси камеры. Вариант № 2 имеет 6 отверстий диаметром по 2,6 мм, направленных под углом 45° к оси камеры. Вариант № 3 получен из варианта № 2 добавлением отверстия диаметром 6,5 мм, направленного по оси камеры.

## Таблица 2

№ исп.	рсунка О <sub>2</sub>	<i>t</i> вкл.	P <sub>bx</sub> «O»	Р <sub>дв</sub> «О»	P <sub>вx</sub> «Г»	$P_{\rm db}$ «Г»	$p_{\kappa}$	<i>т</i> <sub>о</sub>	<i>т</i> і,	ṁ <sub>Σ</sub>	K <sub>m</sub>	α	β	$\phi_{\beta}$
	Φο	с	10 <sup>5</sup> Па	10 <sup>5</sup> Па	10 <sup>5</sup> Па	10 <sup>5</sup> Па	10 <sup>5</sup> Па	г/с	г/с	г/с	-	-	м/с	-
1		1	30,1	40,3	7,8	19,7	6,4	29,6	10,1	39,6	2,94	0,37	1806	0,71
2		5	30,6	40,3	7,8	19,6	6,5	30,0	10,1	40,1	2,98	0,38	1812	0,71
3	Nº 1	45	34,2	42,7	8,6	20,7	7,1	33,5	10,7	44,1	3,14	0,40	1800	0,71
4		20	31,2	40,4	8,4	19,4	6,4	30,8	10,1	40,9	3,04	0,38	1762	0,69
5		20	35,1	32,9	8,8	16,1	6,5	34,6	8,3	42,9	4,19	0,53	1714	0,70
6	Nº 2	7	31,4	40,3	10,7	19,8	9,1	31,0	10,1	41,1	3,06	0,39	2500	0,98
7		5	31,6	25,2	8,0	12,7	5,8	31,4	6,4	37,8	4,90	0,62	1729	0,72
8	N_ 3	11	30,7	40,2	8,8	19,4	6,9	30,5	10,2	40,7	3,00	0,38	1900	0,74
9		30	32,2	37,1	8,8	18,0	6,8	31,8	9,4	41,2	3,40	0,43	1859	0,74
10		30	34,9	34,0	9,1	16,7	6,9	34,6	8,6	43,2	4,03	0,51	1802	0,73
11		30	36,2	31,4	9,2	15,6	6,9	35,9	7,9	43,9	4,52	0,57	1768	0,73
12		27	37,9	30,1	9,2	15,1	7,0	37,6	7,6	45,2	4,95	0,62	1736	0,73

Результаты испытаний

На рис. 10 показана зависимость коэффициента расходного комплекса φ<sub>β</sub> от соотношения компонентов топлива, указывающая на существенное влияние типа форсунки кислорода на совершенство рабочего процесса.



Рис. 10. Зависимость коэффициента расходного комплекса от соотношения компонентов топлива

Fig. 10. The Combustion efficiency dependence from the mixture ratio

Первые 5 испытаний проведены с вариантом форсунки № 1.

На рис. 11 показано изменение регистрируемых параметров на испытании  $\mathbb{N}$  3 длительностью 45 с. Записи температур  $T_1 - T_4$  показывают, что выход камеры сгорания на стационарный тепловой режим достигается в течение ~15 с.

Отмечено, что при использовании варианта форсунки кислорода № 1 реализуется низкая полнота сгорания топлива, характеризуемая значениями коэффициента расходного комплекса не более  $\phi_{\beta} = 0,71$ . Измеряемые температуры также находились на низком уровне и не превысили 200 °C. Полученные при использовании форсунки № 1 характеристики не являются приемлемыми у кислородно-водородных РДМТ. Низкая полнота сгорания топлива, вероятно, объясняется

Р, 10<sup>5</sup> Па T, ℃ 50 500 - Рдв"О" — Рдв"Г" — Рк -PBX"O" — Рвх"Г" 450 45 T1 Τ2 T3 **-** T4 40 400 350 35 300 30 25 250 200 20 15 150 10 100 5 50 0 0 t, c <sup>50</sup> 0 10 15 20 25 30 35 40 45

стабилизацией пламени на некотором отдалении от выходного сечения форсунки кислорода, что при малой длине КС существенно сокращает объем, в котором происходит горение топлива.

Рис. 11. Изменение параметров работы РДМТ в процессе испытания № 3 (форсунка № 1,  $\dot{m}_{\Sigma} = 44 \text{ г/с}, K_m = 3,1$ )

Fig. 11. The operating parameters changes of LTRE during test No. 3 (injector No. 1,  $\dot{m}_{\Sigma} = 44$  g/s,  $K_m = 3,1$ )

С целью улучшения характеристик РДМТ, на испытании № 6 был установлен вариант форсунки кислорода № 2.

Новая конфигурация форсунки существенно изменила рабочий процесс в камере РДМТ. Коэффициент расходного комплекса повысился до величины  $\phi_{\beta} = 0.98$ , что указывает на практически равномерное смешение компонентов топлива и их горение во всем объеме КС. Кислород, направляемый через 6 отверстий, фактически разрушает водородную завесу, в результате чего на испытании № 6 происходил интенсивный рост измеряемых температур на наружной поверхности камеры сгорания (рис. 12). Испытание № 6 было остановлено на 8-й секунде, когда температура  $T_4$  на начальном участке камеры достигла 1 100 °С, что близко к предельной для материала Инконель 718. Дальнейшие испытания с форсункой № 2 не проводились, поскольку более длительная огневая работа неизбежно привела бы к прогару камеры.



Рис. 12. Изменение параметров работы РДМТ в процессе испытания № 6 (форсунка № 2,  $\dot{m}_{\Sigma} = 41$  г/с,  $K_m = 3,1$ )

Fig. 12. The operating parameters changes of LTRE during test No. 6 (injector No. 2,  $m_{\Sigma} = 41$  g/s,  $K_m = 3,1$ )

Для дальнейших испытаний в форсунке № 2 было дополнительно выполнено центральное отверстие диаметром 6,5 мм. Полученная в результате форсунка № 3 была установлена в конструкции РДМТ на испытаниях № 7–12.

Конфигурация форсунки № 3 позволила получить более приемлемое сочетание полноты сгорания топлива и теплового состояния конструкции. Испытания РДМТ с форсункой кислорода № 3 проводились с последовательным повышением соотношения компонентов топлива (табл. 2). Длительность испытаний № 9–12 задавалась равной 30 с, что обеспечивало выход измеряемых температур камеры сгорания на стационарные значения.

Повышение соотношения компонентов топлива сопровождалось соответствующим повышением температур камеры сгорания (рис. 13).

На испытании № 11 (рис. 14, 15) показана работоспособность конструкции при соотношении компонентов топлива  $K_m$ = 4,5, позволяющем получить высокое энергомассовое совершенство ДУ. Дальнейшее повышение соотношения компонентов топлива до  $K_m$ = 4,95 на испытании № 12 (рис. 16) привело к прогару стенки камеры сгорания на 24-й секунде. Прогар (рис. 17) произошел на участке, имеющем только завесное охлаждение водородом.



Рис. 13. Зависимость максимальных температур на наружной поверхности камеры сгорания от соотношения компонентов топлива





Рис. 14. Изменение параметров работы РДМТ в процессе испытания № 11 (форсунка № 3,  $\dot{m}_{\Sigma} = 44$  г/с,  $K_m = 4,5$ )

Fig. 14. The operating parameters changes of LTRE during test No. 11 (injector No. 3,  $\dot{m}_{\Sigma} = 44$  g/s,  $K_m = 4,5$ )



Рис. 15. Огневая работа РДМТ на испытании № 11 ( $\dot{m}_{\Sigma} = 44$  г/с,  $K_m = 4,5$ )

Fig. 15. Hot fire of LTRE on test No. 11 ( $\dot{m}_{\Sigma} = 44$  g/s,  $K_m = 4,5$ )



Рис. 16. Изменение параметров работы РДМТ в процессе испытания № 12 (форсунка № 3,  $\dot{m}_{\Sigma} = 45 \text{ г/с}, K_m = 4,95$ )

Fig. 16. The operating parameters changes of LTRE during test No. 12 (injector No. 3,  $\dot{m}_{\Sigma} = 45$  g/s,  $K_m = 4,95$ )



Рис. 17. Элементы РДМТ после испытаний

Fig. 17. The LTRE elements after testing

Перепад давлений по линии водорода  $P_{BX} \ll \Gamma \gg - p_K$  (рис. 18) в исследованном диапазоне расхода водорода от  $\dot{m}_{\Gamma} = 6,4-10,7$  г/с составил от  $6,9-13,7\cdot10^5$  Па. Основной вклад в гидравлическое сопротивление линии горючего вносят потери на трение в каналах охлаждения. Высокое гидравлическое сопротивление тракта охлаждения в кислородно-водородных РДМТ нежелательно, поскольку может потребовать повышения давления подачи компонентов топлива в ДУ. В дальнейшем, с целью ограничения потерь давления по линии горючего, необходимо рациональное профилирование проточной части тракта охлаждения, а также уменьшение шероховатости стенок каналов охлаждения после изготовления методом 3D-печати.



Рис. 18. Зависимость перепада давлений по линии водорода от расхода водорода



## Заключение

Принятая для исследований принципиальная схема кислородно-водородного РДМТ, изготовленного методом аддитивной технологии 3D-печати, с особенностими в виде сочетания регенеративного и завесного охлаждения, смесеобразования с противоточной подачей кислорода и водорода и сферической формой камеры сгорания, в результате проведенных испытаний продемонстрировала работоспособность при достаточно высоком соотношении компонентов топлива.

Основным недостатком исследованной схемы является недостаточная полнота сгорания топлива, характеризуемая значениями коэффициента расходного комплекса не более  $\varphi_{\beta} = 0,74$ , тогда как для получения удельного импульса тяги  $J_y = 3950$  м/с, этот показатель должен быть не менее  $\varphi_{\beta} = 0,88$ . Этот факт, а также необходимость в наличии запасов по допустимому соотношению компонентов топлива не позволяют рекомендовать схему без изменений к дальнейшей проработке.

Тем не менее проведенные исследования позволили изучить свойства камеры РДМТ, выполненной по аддитивной технологии. Полученные экспериментальные данные будут использованы для уточнения ранее разработанных расчетных моделей кислородно-водородных РДМТ и при разработке усовершенствованной схемы кислородно-водородного РДМТ.

Отмечено, что в конструкции кислородно-водородного РДМТ с регенеративным охлаждением при течении охладителя – водорода от сопла к начальному участку максимальные температуры реализуются не в области максимальных тепловых потоков в критическом сечении сопла, а на выходе из тракта охлаждения, где температура охладителя достигает наибольших значений.

Таким образом, следует сделать вывод о том, что применение аддитивных технологий открывает возможности реализации перспективных проектных и конструкторских решений в области ракетно-космического двигателестроения.

## 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-prnting with powerfull rocket engine check [Электронный ресурс]. URL: http://nasa.gov (дата обращения: 26.05.2024).

3. Перспективы применения аддитивных технологий 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 / М. В. Терехов, Л. Б. Филиппова, А. А. Мартыненко 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. Additive Manufacturing. With Amperprint for 3D-Printing you Have the Powder to Create [электронный pecypc]. URL: https://www.hoganas.com/en/powder-technologies/additive-manufac turing/3d-printingpowders/ (дата обращения: 26.05.2024).

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

8. Особенности испытаний жидкостных ракетных двигателей малой тяги / В. П. Назаров, В. Ю. Пиунов, В. Г. Яцуненко, Д. А. Савчин // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 2. С. 339–354. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-339-354.

9. 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 Междунар. науч.-практ. конф. Красноярск, 2022. С. 191–192.

10. Разработка и реализация инновационных аддитивных технологий 3D-печати ракетных двигателей малой тяги / Э. Ш. Акбулатов, В. П. Назаров, А. Н. Щелканов и др. // Решетневские чтения : материалы XXVII Междунар. науч.-практ. конф. Красноярск, 2023. С. 149–151.

11. Мосолов С. В., Партола И. С. Перспективы развития российского ракетного двигателестроения в современных условиях // Идеи К. Э. Циолковского в теориях освоения космоса : Материалы 58-х Науч. чтений. Калуга, 2023. С. 94–96.

12. Перспективы развития двигательных установок космических аппаратов / А. С. Ловцов, С. В. Мосолов, Д. А. Гоза, М. Ю. Селиванов // Созвездие Роскосмоса: траектория науки : материалы II Отраслевой науч.-практ. конф. Красноярск, 2023. С. 29.

13. Кутуев Р. Х., Лебедев И. Н., Салич В. Л. Разработка перспективных РДМТ на экологически чистых топливных композициях // Вестник Самарского гос. аэрокосмич. ун-та. 2009, № 3 (19). С. 101–109.

14. Некоторые результаты экспериментального исследования параметров ракетных двигателей малой тяги на газообразном кислородно-водородном топливе / Ю. И. Агеенко, Е. А. Лапшин, И. И. Морозов и др. // Вестник Самарского гос. аэрокосмич. ун-та. 2014. № 5 (47). С. 35–45.

15. Двигатель осевой перегрузки для экологически чистых разгонных блоков / О. А. Барсуков, А. Г. Весноватов, А. В. Межевов и др. // Проблемы и перспективы развития двигателестроения : тр. Междунар. науч.-техн. конф. Самара, 2003. С. 14–19.

16. Экспериментальное исследование рабочего процесса в камере ракетного двигателя малой тяги на газообразных компонентах топлива метан + кислород / Ю. В. Антонов, Д. А. Ягодников, В. И. Новиков и др. // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Серия «Машиностроение». 2007. № 2. С. 35–43.

17. Воробьев А. Г., Боровик И. Н., Ха С. Анализ нестационарного теплового состояния ЖРД малой тяги с топливом высококонцентрированная перекись водорода-керосин с учетом завесного охлаждения // Вестник Самарского гос. аэрокосмич. ун-та. 2014. № 1 (43). С. 30–40.

18. Кочанов А. В., Клименко А. Г. Исследования проблем создания РДМТ на экологически чистых газообразных топливах // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Серия «Машиностроение». 2006. № 3 (64). С. 64–73.

19. Пат. 3046108A US. Age-hardenable nickel alloy / Eiselstein H. L. № US773702A ; заявл. 13.11.1958 ; опубл. 24.07.1962. 10 с.

20. Структура и свойства образцов из сплава Inconel 718 полученных по технологии селективного лазерного плавления / А. А. Педаш, Н. А. Лысенко и др. // Авиационно-космическая техника и технология. 2017. № 8. С. 46–54.

21. ГОСТ Р 59184–2020. Аддитивные технологии. Оборудование для лазерного сплавления. Общие требования. М. : Стандартинформ, 2020. 18 с.

22. Преображенская Е. В., Боровик Т. Н., Баранова Н. С. Технологии, материалы и оборудование аддитивных производств. М. : РТУ МИРЭА, 2021. 173 с.

23. 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.

## 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-prnting with powerfull rocket engine check. Available at: http://nasa.gov (accessed: 26.05.2024).

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. "Addivnye 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 metallicheskikh 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. 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-printing powders/ (accessed: 26.05.2024).

7. 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 (In Russ.).

8. Nazarov V. P., Piunov V. Yu., Yatsunenko V. G., Savchin D. A. [Characteristics of low thrust liquidpropellant rocket engines testing process]. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 2, P. 339–354. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-339-354 (In Russ.).

9. 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.).

10. Akbulatov E. Sh., Nazarov V. P., Shhelkanov A. N., Koval R. V., Gerasimov E. V. [Development and implementation of innovative additive technologies for printing low thrust rocket engines]. *Materialy XXVII Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XXVII Intern. Scientific. Conf. "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2023, P. 149–151 (In Russ.).

11. Mosolov S. V., Partola I. S. [Russian rocket engine building perspertives in modern conditions]. *Idei K. E. Tsiolkovskogo v teoriyakh osvoeniya kosmosa : Materialy 58-kh Nauchnykh chteniy* [Ideas of K. E. Tsiolkovsky in theories of space exploration: Materials of the 58th Scientific Readings]. Kaluga, 2023, P. 94–96 (In Russ.). 12. Lovtsov A. S., Mosolov S. V., Goza D. A., Selivanov M. Yu. [Prospects for the development of engine installations space vehicles]. *Materialy II Otraslevoy nauchno-prakticheskoy konferentsii* "Sozvezdie Roskosmosa: traektoriya nauki" [Materials II Industry Scientific and Practical Conf. "Roscosmos Constellation: The Trajectory of Science"]. Krasnoyarsk, 2023, P. 29 (In Russ.).

13. Kutuev R. H., Lebedev I. N., Salich V. L. [Development of advanced low thrust rocket engines with ecologically friendly propellants]. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta*. 2009, No. 3 (19), P. 101–109 (In Russ.).

14. Ageenko Yu. I, Lapshin E. A., Morozov I. I., Pegin I. V., Ryzhkov V. V. [Results of experimental studies of parameters of low-thrust rocket engines operating on gaseous oxygen-hydrogen fuel]. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta*. 2014, No. 5 (47), P. 35–45 (In Russ.).

15. Barsukov O. A., Vesnovatov A. G., Mezhevov A. V. et al. [Axial overload engine engine for eco-friendly upper stages]. *Trudy mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii "Problemy i perspektivy razvitiya dvigatelestroeniya"* [Proceedings of the international scientific and technical conf. "Problems and prospects for the development of engine building"]. Samara, 2003, P. 14–19 (In Russ.).

16. Antonov Yu. V., Yagodnikov D. A., Novikov V. I., Lapitskiy V. I., Burkaltsev V. A. [Experimental study of working process in combustion chamber of low- thrust engine using gaseous components methane + oxygen]. *Vestnik MGTU im. N. E. Baumana. Seriya Mashinostroenie.* 2007, No. 2, P. 35–43 (In Russ.).

17. Vorobiev A. G., Borovik I. N., Ha S. [Analysis of nonstationary thermal state of a low-thrust liquid rocket engine taking into account injection, evaporation and combustion of liquid fuel droplets]. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta*. 2014, No. 1 (43), P. 30–40 (In Russ.).

18. Kochanov A. V., Klimenko A. G. [Study of problems to create rocket microthrusters with pollution-free fuels]. *Vestnik MGTU im. N. E. Baumana. Seriya Mashinostroenie.* 2006, No. 3 (64), P. 64–73 (In Russ.).

19. Eiselstein H. L. Age-hardenable nickel alloy. Patent US, no. 3046108A, 1962.

20. 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.).

21. 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.

22. 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.

23. 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.

© Кошлаков В. В., Мосолов С. В., Клименко А. Г., Акбулатов Э. Ш., Назаров В. П., Герасимов Е. В., 2024

**Кошлаков Владимир Владимирович** – доктор технических наук, генеральный директор; АО ГНЦ «Центр Келдыша». E-mail: kerc@elnet.msk.ru.

**Мосолов Сергей Владимирович** – кандидат физико-математических наук, начальник отделения жидкостных ракетных двигателей; АО ГНЦ «Центр Келдыша». E-mail: mosolov@list.ru.

Клименко Александр Геннадьевич – кандидат технических наук, старший научный сотрудник отделения жидкостных ракетных двигателей; АО ГНЦ «Центр Келдыша». E-mail: klimenkokerc@mail.ru.

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.

Koshlakov Vladimir Vladimirovich – Dr. Sc., General Director; JSC "Keldysh Research Center". E-mail: kerc@elnet.msk.ru,

Mosolov Sergey Vladimirovich – Cand. Sc., Head of Liquid Rocket Engines Department; JSC "Keldysh Research Center". E-mail: mosolov@list..ru.

Klimenko Alexander Gennadievich – Cand. Sc., Senior Researcher of Liquid Rocket Engines Department; JSC "Keldysh Research Center". E-mail: klimenkokerc@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; "Polychrome" LLC. E-mail: gerasimov24rus@mail.ru.