

РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЕ ИСПЫТАНИЯ КАМЕРЫ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ НА ГАЗООБРАЗНОМ ТОПЛИВЕ

© 2024

- А. И. Мустейкис** старший преподаватель кафедры «Двигатели и энергоустановки ЛА»; Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург; musteikis_ai@voenmeh.ru
- А. А. Левихин** кандидат технических наук, доцент, заведующий кафедрой «Двигатели и энергоустановки ЛА» Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург; levikhin_aa@voenmeh.ru
- С. В. Колосенок** кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник НИЛ «БАКТС» Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, Санкт-Петербург; martyn2k@vandex.ru

Представлены предварительные результаты разработки и исследовательских испытаний камеры ракетного двигателя с тягой 100 Н на компонентах топлива газообразный кислород – газообразный водород, предназначенного для использования в качестве маршевого двигателя малого разгонного блока для вывода полезной нагрузки массой до 150 кг на целевые орбиты. Основными особенностями камеры двигателя являются изготовление методом селективного лазерного плавления из порошка стали 12Х18Н10Т и её регенеративное охлаждение газообразным водородом. Расчётно и экспериментально подтверждена возможность регенеративного охлаждения камеры на номинальном режиме. Приведены текущие результаты разработки методики оптической регистрации процесса выноса конструкционного материала из камеры в ходе испытаний с помощью различных светофильтров. Показано, что имеется корреляция яркости полученных кадров с расходом водорода. Также показано, что догорание выносимых частиц материала в отличие от двигателей больших тяг происходит в основном в хвосте струи.

Ракетный двигатель малой тяги; газообразные компоненты топлива; регенеративное охлаждение; оптическая диагностика

Цитирование: Мустейкис А.И., Левихин А.А., Колосенок С.В. Разработка и исследовательские испытания камеры ракетного двигателя малой тяги на газообразном топливе // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2024. Т. 23, № 3. С. 111-118. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-111-118

В научно-исследовательской лаборатории «Беспилотные авиационно-космические транспортные системы» (НИЛ «БАКТС») Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова в настоящее время ведётся разработка ракетного двигателя малой тяги на экологически чистых газообразных компонентах топлива с тягой 100 Н для перспективного малого разгонного блока (МРБ) с максимальной массой 80 кг, способного осуществлять разведение космических аппаратов с опорной орбиты 500 км по индивидуальным орбитам высотой до 1500 км.

В качестве газообразных компонентов топлива рассматриваются следующие газовые топливные пары: кислород – водород; кислород – метан. В работе [1] обоснован выбор исходных параметров данных компонентов в баках с учётом ограничений МРБ. Преимуществом газообразного водорода является высокий удельный импульс в паре с кислородом, а также его высокая охлаждающая способность. Преимуществом газооб-

разного метана является его значительно более высокая плотность по сравнению с водородом.

Подобные разработки также ведутся в Южно-Уральском государственном университете [2]; Самарском университете; Московском государственном техническом университете им. Н.Э. Баумана; Московском авиационном институте [3].

Основными отличиями разрабатываемого двигателя от имеющихся аналогов является изготовление камеры двигателя методом селективного лазерного плавления металлических порошков и регенеративное охлаждение газообразным горючим, что позволяет использовать для её создания распространённые конструкционные материалы, например, нержавеющую сталь или хромистую бронзу. При этом проблемы регенеративного охлаждения камеры ракетного двигателя малой тяги на подобных компонентах по настоящее время до конца не изучены.

На этапе исследовательских испытаний конструкции системы смесеобразования и камеры сгорания создан функциональный макет камеры двигателя из порошка стали 12X18H10T (рис. 1) с так называемым «атмосферным» соплом и давлением на срезе 0,05 МПа. Компоненты топлива: кислород (газ) – водород (газ). Массовое соотношение компонентов равно 4. Расчётная тяга макета составляет 77 Н. Разработка конструкции камеры макета осуществлялась с использованием разработанного программного обеспечения на языке MATLAB (свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2022669443). Конструкция форсуночной головки, параметры камеры сгорания и дозвукового участка сопла при этом соответствуют реальному двигателю. Это позволяет, в том числе, исследовать регенеративное охлаждение камеры сгорания и наиболее теплонапряженного участка сопловой части в области критического сечения.

Расчёт параметров охлаждающей проточной части проводился по методике В.М. Иевлева [4], модифицированной с учётом применения газообразного хладагента и наличия шероховатости стенок камеры. Наиболее подходящим для данного метода производства является применение оребрённой охлаждающей проточной части с прямыми прямоугольными рёбрами. Исследования также проводились на камере с винтовыми рёбрами с углом наклона винтовой линии 50 градусов. Полученные расчётные значения температур стенок камеры с прямыми рёбрами и хладагента (рис. 2) демонстрируют возможность осуществления регенеративного охлаждения камеры макета газообразным водородом. Максимальное значение температуры стенки камеры не превышало 1000 К, что является допустимым уровнем температуры для стали марки 12X18H10T.



Рис. 1. Функциональный макет камеры на исследовательском стенде

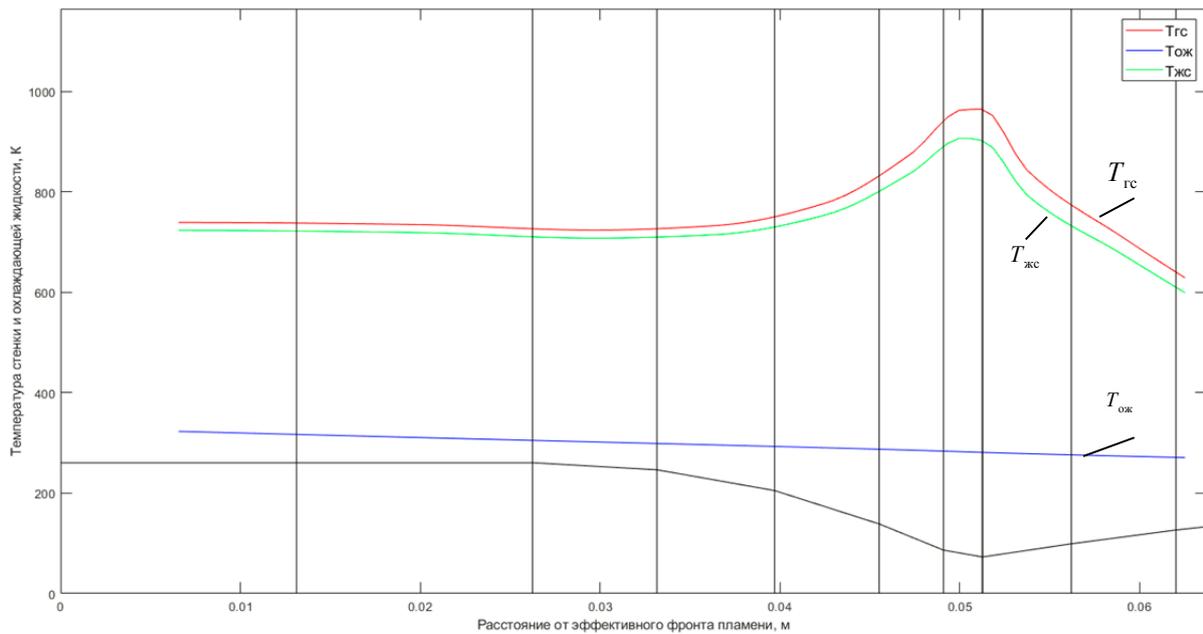


Рис. 2. Распределение температур стенки камеры и хладагента по длине камеры:
 $T_{гс}$ – температура стенки со стороны продуктов сгорания; $T_{ож}$ – температура хладагента;
 $T_{жс}$ – температура стенки со стороны хладагента

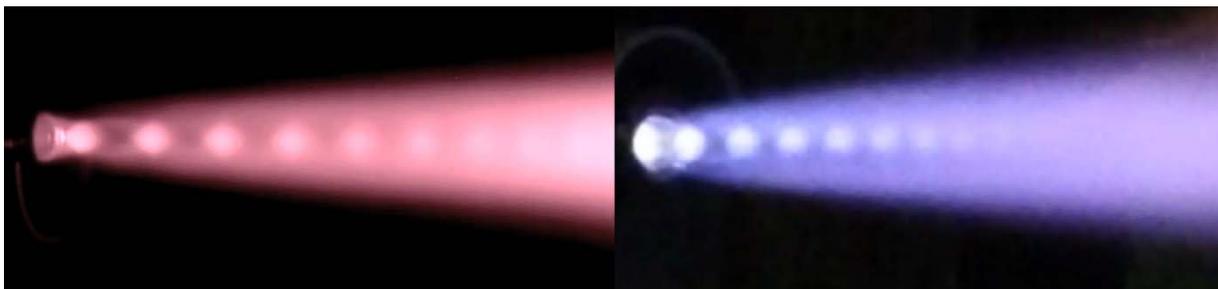


Рис. 3. Работа функционального макета камеры с регенеративным охлаждением, слева фото в инфракрасном диапазоне, справа в видимом диапазоне

Предварительные результаты исследовательских испытаний регенеративного охлаждения камеры (рис. 3) подтверждают возможность охлаждения конструкции газобразным водородом.

Дальнейший план исследований включает экспериментальную верификацию методики расчёта охлаждения камеры газобразными компонентами, исследовательские испытания функционального макета камеры на компонентах кислород (газ) – метан (газ). Параллельно с испытанием регенеративного охлаждения была доработана методика фоторегистрации явлений выноса материала камеры во время пусков, ранее описанная в [5].

На рис. 4 представлены фото выхлопных струй и областей догорания водорода, полученные на сенсоре Sony IMX477 через интерференционный светофильтр с центральной длиной волны 590 нм и шириной полосы пропускания 30 нм на $T = 50\%$ производителя JVLAB (Optical Test Meters Store). В струе, содержащей продукты выноса конструкционных материалов камеры сгорания, излучают молекулы соединений железа и хрома [5]. Угол отклонения луча от перпендикуляра к плоскости фильтра на краю кадра достигал 6° . Частота кадров составляла 85 Гц, размер кадра 1024×360 , глубина цвета 8 бит, упаковка видеоданных в формате H.264 (уровень 4.2), плотность потока видео до 1 МБ/с.

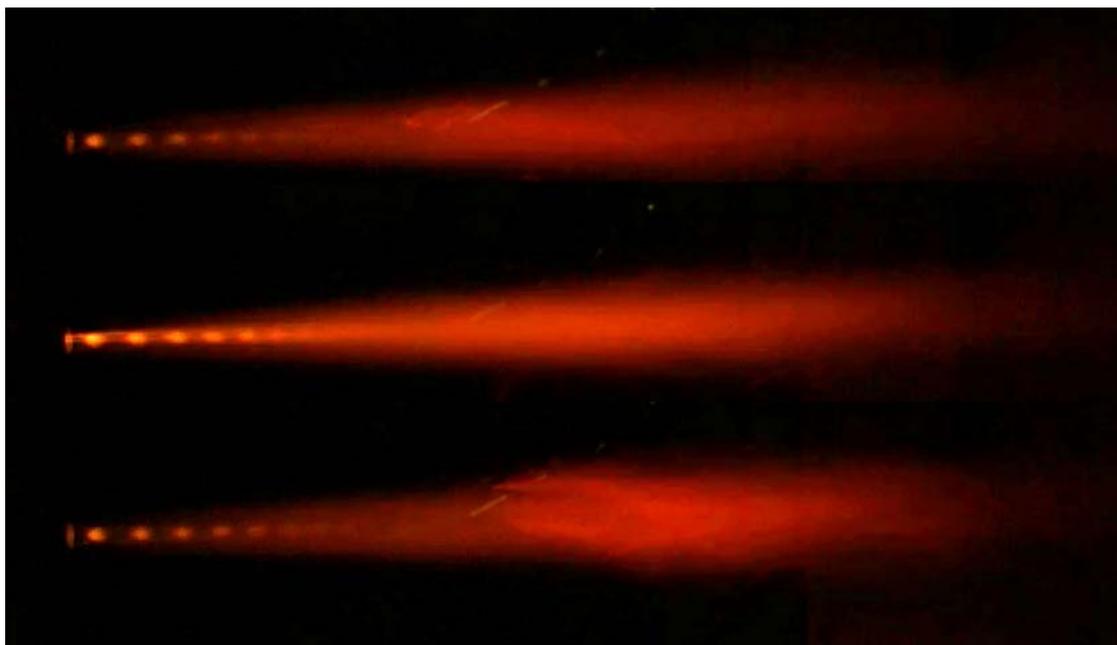


Рис. 4. Кадры видеозаписи струй продуктов сгорания через светофильтр

Сигналы показаний расходомеров и датчиков регистрировались с интервалом 375 мс. Обработка видеозаписи включала в себя выделение кадров с помощью пакета `ffmpeg`, при этом формировались файлы формата PNG. Затем файлы обрабатывались программой на языке Python 3.8 по методу, описанному в [6]. При оценке излучения струи её оптической толщиной пренебрегали. Полученные значения яркостей для каждого кадра осреднялись по интервалу 375 мс. Число полных интервалов на данный пуск составило 143. Результаты расчётов представлены на рис. 5, 6.

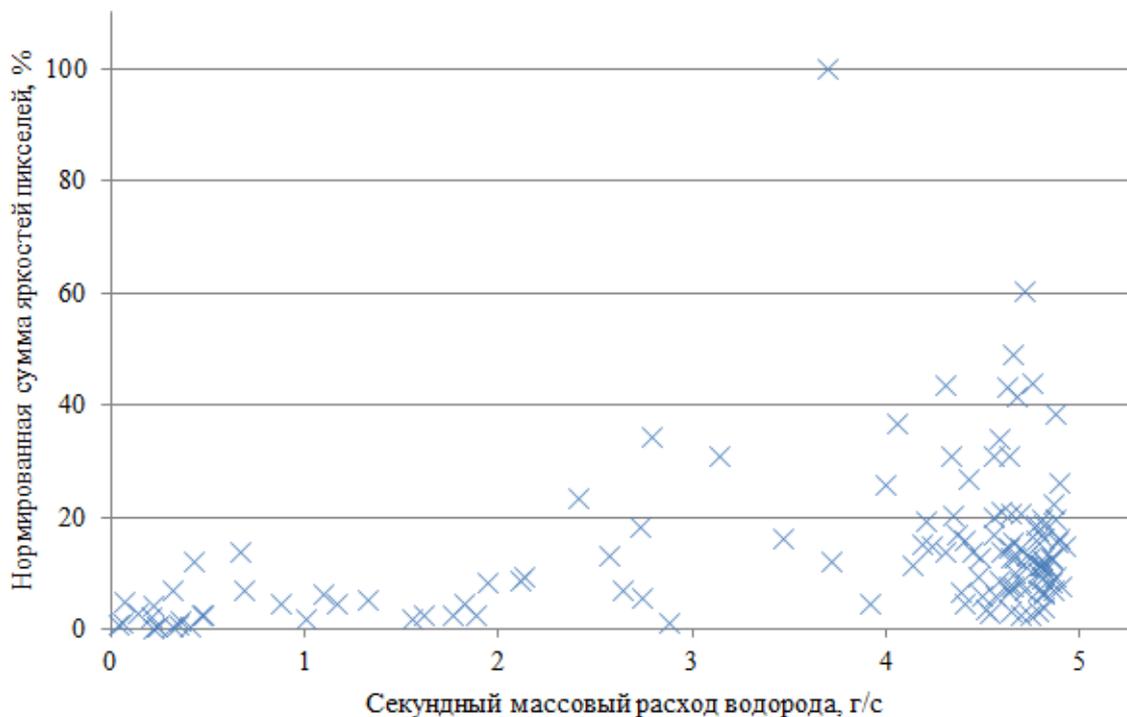


Рис. 5. Яркость излучения продуктов сгорания в зависимости от расхода водорода

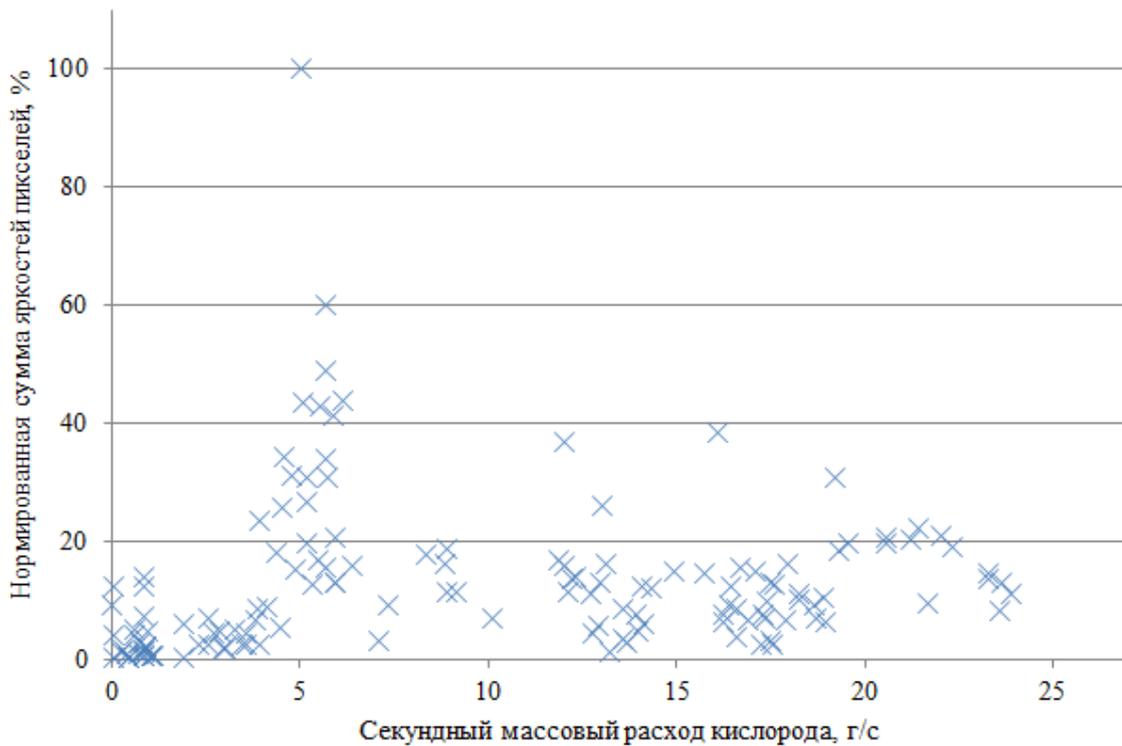


Рис. 6. Яркость излучения продуктов сгорания в зависимости от расхода кислорода

С помощью библиотек `pymru` и `dcor` были рассчитаны коэффициенты корреляции Пирсона и «корреляции дистанции» (distance correlation [7]) для полученных данных. Они составили для расхода водорода 0,419 и 0,549 (наивысшие значения), для расхода кислорода 0,100 и 0,376. Оба метода подтверждают, что наиболее сильно яркость кадра зависит от расхода водорода. Для определения влияния расхода кислорода следует провести дальнейшие исследования. Возможно, в камере сгорания (КС) могут возникать нестационарные газодинамические явления, способствующие выносу материала.

В [5] рассматривалась методика диагностики выноса материала, применявшаяся на пусках жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) с тягой более 1 МН путём наблюдения за диском Маха. Однако для исследуемого макета яркие области регистрировались в хвосте струи, а у диска Маха яркость была обычной (рис. 4). Авторы связывают это с тем, что материал стенки (нержавеющая сталь) разрушается под воздействием водорода пристеночной завесы, поэтому вынос материала происходил в виде частиц, а сгорали они уже вне КС. Также может происходить выгорание материала в области сопла, но окисление его и испарение происходят вне конструкции. Поэтому наблюдение велось за всей струей. Наличие областей выкрашивания материала без побегов с сохранением зернистой структуры подтверждается фотографией внутренней поверхности КС, как показано на рис. 7.

Фоторегистрация позволяет определять, в каком режиме происходит максимальное повреждение стенок КС, и указывает на природу таких повреждений. Это упрощает разработку и тестирование версий конструкции.

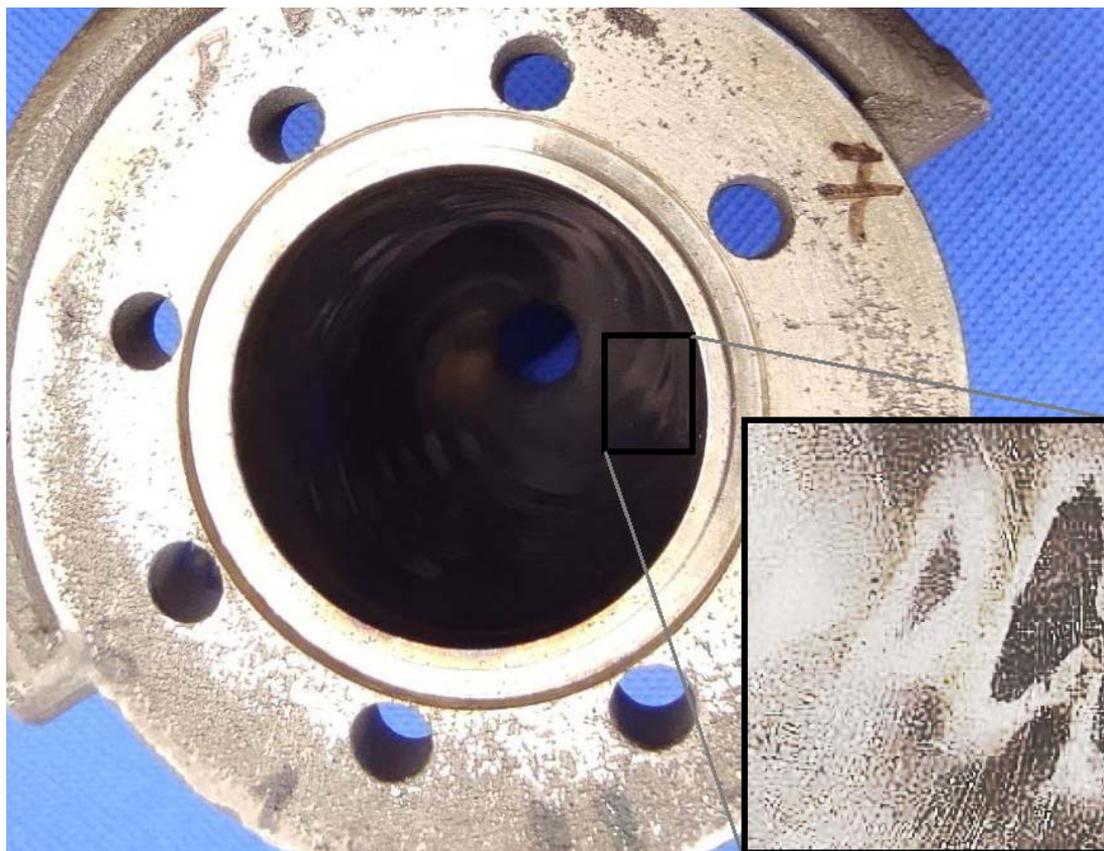


Рис. 7. Фотография внутренней (огневой) стенки камеры сгорания

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования РФ в рамках реализации проекта FZWF-2020-0015 «Создание опережающего научно-технического задела в области разработки передовых технологий малых газотурбинных, ракетных и комбинированных двигателей сверхлегких ракет-носителей, малых космических аппаратов и беспилотных воздушных судов, обеспечивающих приоритетные позиции российских компаний на формируемых глобальных рынках будущего».

Библиографический список

1. Левихин А.А., Мустейкис А.И. Расчётная оценка эффективности применения различных топливных пар на борту малого космического летательного аппарата // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2022. № 4. С. 32-36.
2. Салич В.Л. Проектирование камеры кислородно-водородного ракетного двигателя тягой 100Н на основе численного моделирования внутрикамерных процессов // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2014. Т. 18, № 4 (65). С. 20-26.
3. Чудина Ю.С., Боровик И.Н., Козлов А.А. Конструкция и огневые испытания кислородно-метанового двигателя тягой 200 Н // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. 2017. № 51. С. 26-38. DOI: 10.15593/2224-9982/2017.51.03
4. Иевлев В.М. Турбулентное движение высокотемпературных сплошных сред. М.: Наука, 1975. 256 с.

5. Мустейкис А.И., Колосенок С.В., Колосенок А.С. Выбор направлений разработки программно-аппаратного комплекса для оптического обнаружения предаварийных явлений при исследовательских испытаниях водородно-кислородных ЖРД малой тяги, изготавливаемых аддитивным способом // *Аэрокосмическая техника и технологии*. 2023. Т. 1, № 1. С. 149-159.

6. Левихин А.А., Мустейкис А.И., Колосенок С.В., Колосенок А.С. Выбор диагностических параметров для обнаружения неисправности по излучению факела ракетного двигателя // *Аэрокосмическая техника и технологии*. 2023. Т. 1, № 4. С. 67-81.

7. Székely G.J., Rizzo M.L., Bakirov N.K. Measuring and testing independence by correlation of distances // *The Annals of Statistics*. 2007. V. 35, Iss. 6. P. 2769-2794. DOI: 10.1214/009053607000000505

DEVELOPMENT AND RESEARCH TESTING OF A LOW THRUST ON GASEOUS-PROPELLANT ROCKET ENGINE CHAMBER

© 2024

A. I. Musteikis Senior Lecturer of the Department Aircraft Engines and Power Plants; Baltic State Technical University VOENMEH named after D.F. Ustinov, Saint-Petersburg, Russian Federation; musteikis_ai@voenmeh.ru

A. A. Levikhin Candidate of Science (Engineering), Associate Professor, Head of the Department Aircraft Engines and Power Plants; Baltic State Technical University VOENMEH named after D.F. Ustinov, Saint-Petersburg, Russian Federation; levikhin_aa@voenmeh.ru

S. V. Kolosenok Candidate of Science (Phys. & Math.), Senior Researcher; Baltic State Technical University VOENMEH named after D.F. Ustinov, Saint-Petersburg, Russian Federation; martyn2k@yandex.ru

The article presents preliminary results of the development and research testing of a rocket engine chamber with a thrust of 100 N operating on fuel components: gaseous oxygen-gaseous hydrogen, designed to be used as the main engine of a small upper stage for launching a payload weighing up to 150 kg into target orbits. The main features of the engine chamber are its fabrication by selective laser melting from 12X18N10T steel powder and its regenerative cooling with gaseous hydrogen. Calculation and experiments confirmed the possibility of regenerative cooling of the chamber in the nominal mode. In addition, the current results of the development of a technique for optical recording of the process of structural material removal from the chamber during tests using different optical filters are presented. It is shown that there is a correlation between the brightness of the obtained frames and the hydrogen flow rate. It is also shown that the afterburning of the removed material particles, in contrast to high thrust engines, occurs mainly in the tail of the jet.

Low thrust rocket engine; gaseous fuel components; regenerative cooling; optical diagnostics

Citation: Musteikis A.I., Levikhin A.A., Kolosenok S.V. Development and research testing of a low thrust on gaseous-propellant rocket engine chamber. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2024. V. 23, no. 3. P. 111-118. DOI: 10.18287/2541-7533-2024-23-3-111-118

References

1. Levikhin A.A., Musteikis A.I. Computational assessment of the efficiency of using various fuel pairs onboard a small spacecraft. *Russian Aeronautics*. 2022. V. 65, Iss. 4. P. 662-667. DOI: 10.3103/S1068799822040055

2. Salich V.L. The oxygen-hydrogen chamber for a thruster (100 N) designing by numerical simulation of mixing and combustion processes. *Vestnik UGATU*. 2014. V. 18, no. 4 (65). P. 20-26. (In Russ.)

3. Chudina Y.S., Borovik I.N., Kozlov A.A. Design and fire tests of an oxygen-methane engine with a thrust of 200 N. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*. 2017. No. 51. P. 26-38. (In Russ.). DOI: 10.15593/2224-9982/2017.51.03

4. Ievlev V.M. *Turbulentnoe dvizhenie vysokotemperaturnykh sploshnykh sred* [Turbulent motion of high-temperature continuous media]. Moscow: Nauka Publ., 1975. 256 p.

5. Musteikis A.I., Kolosenok S.V., Kolosenok A.S. The development of software and hardware system for optical detection of pre-emergency phenomena during research tests of hydrogen-oxygen liquid rocket engines of low thrust constructed by additive manufacturing method. *Aerospace Engineering and Technology*. 2023. V. 1, no. 1. P. 149-159. (In Russ.)

6. Levikhin A.A., Musteikis A.I., Kolosenok S.V., Kolosenok A.S. Selection of diagnostics parameters for fault detection by rocket plume emission. *Aerospace Engineering and Technology*. 2023. V. 1, no. 4. P. 67-81. (In Russ.)

7. Székely G.J., Rizzo M.L., Bakirov N.K. Measuring and testing independence by correlation of distances. *The Annals of Statistics*. 2007. V. 35, Iss. 6. P. 2769-2794. DOI: 10.1214/009053607000000505