

РАЗРАБОТКА РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ НА ГАЗООБРАЗНЫХ КОМПОНЕНТАХ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Мустейкис А.И., Левихин А.А., Колосенок С.В.

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург, a.musteykis@gmail.com

Ключевые слова: ракетный двигатель малой тяги, космический аппарат, регенеративное охлаждение.

По проекту развития малой коммерческой космонавтики «Космос 2.0», представленном АНО «Центр Аэронет», к 2026-2027 гг. должны быть созданы: ракета-носитель сверхлегкого класса, способная выводить космические аппараты массой до 250 кг на опорную орбиту высотой 500 км, и малый разгонный блок (МРБ) с максимальной массой 80 кг, способный осуществлять дальнейшее разведение космических аппаратов по индивидуальным орбитам высотой до 1500 км.

В научно-исследовательской лаборатории «Беспилотные авиационно-космические транспортные системы» (НИЛ «БАКТС») БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова в настоящее время ведется разработка ракетного двигателя малой тяги на экологически чистых газообразных компонентах топлива с тягой 100 Н для перспективного МРБ. Подобные разработки также ведутся в Южно-Уральском государственном университете [1]; Самарском университете; Московском Государственном Техническом университете им. Н.Э. Баумана; Московском Авиационном Институте [2].

В качестве газообразных компонентов топлива рассматриваются следующие топливные пары: кислород (газ) – водород (газ); кислород (газ) – метан (газ). В работе [3] обоснован выбор исходных параметров данных компонентов в баках с учетом ограничений МРБ. Преимуществом газообразного водорода является высокий удельный импульс в паре с кислородом, а также его высокая охлаждающая способность. Преимуществом газообразного метана является его значительно более высокая плотность по сравнению с водородом.

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 ее создания распространенные 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 12Х18Н10Т (как показано на рис.1) с так называемым «атмосферным» соплом с давлением на срезе 0,05 МПа. Компоненты топлива: кислород (газ) – водород (газ). Расчетная тяга макета составляет 77 Н. 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. В ходе предварительных испытаний форсуночной головки и смесеобразования в камере в качестве хладагента использовалась вода, которая отводилась из охлаждающего тракта в стендовые системы. В результате исследовательских испытаний функционального макета достигнут устойчивый режим работы, соответствующий по суммарному расходу компонентов 80% от номинального.

На втором этапе исследовательских испытаний функционального макета проведена предварительная проверка системы регенеративного охлаждения камеры горючим. Расчет параметров охлаждающего тракта проводился по методике Иевлева, модифицированной с учетом применения газообразного хладагента и наличия шероховатости стенок тракта. Расчетно подтверждены допустимые уровни температур стенок камеры и хладагента.

Предварительные результаты исследовательских испытаний регенеративного охлаждения камеры на режимах до 80% от номинального (рис. 2) подтверждают надежность охлаждения конструкции газообразным водородом.

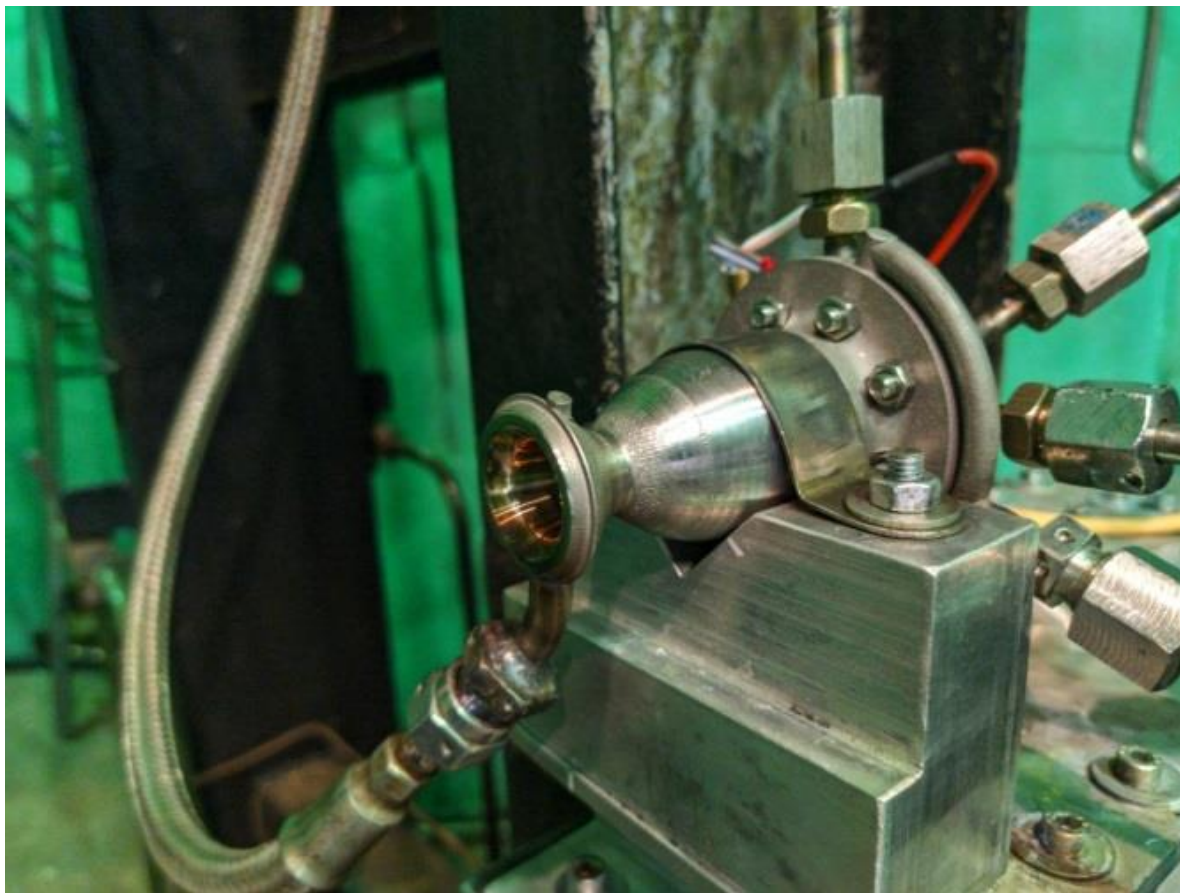


Рисунок 1 – Функциональный макет камеры на исследовательском стенде



Рисунок 2 – Работа функционального макета камеры с регенеративным охлаждением, слева фото в ближней инфракрасной области спектра, справа в видимом диапазоне

Дальнейший план исследований включает экспериментальную верификацию методики расчета охлаждения камеры газообразными компонентами, исследовательские испытания функционального макета камеры на компонентах кислород (газ) – метан (газ), в том числе изготовленного из хромистой бронзы. Предполагается с использованием мультиспектральной фоторегистрации определять явления интенсивного выноса конструкционного материала камеры во время пусков по методу, описанному в [4]. Это позволит упростить тестирование версий конструкции.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования РФ в рамках реализации проекта «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».

Список литературы

1. Салич В.Л. Проектирование камеры кислородно-водородного ракетного двигателя тягой 100Н на основе численного моделирования внутрикамерных процессов // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. Серия «Авиационная и ракетно-космическая техника», 2014, т. 18, № 4. С. 20-26.
2. Чудина Ю.С., Боровик И.Н., Козлов А.А. Конструкция и огневые испытания кислородно-метанового двигателя тягой 200 Н // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника, 2017, № 51. С. 26-38.
3. Левихин А.А., Мустейкис А.И. Расчетная оценка эффективности применения различных топливных пар на борту малого космического летательного аппарата // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. № 4, 2022. С. 32-36.
4. 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. 150-160.

Сведения об авторах

Мустейкис А.И., старший преподаватель кафедры «Двигатели и энергоустановки ЛА». Область научных интересов: численное моделирование процессов течения жидкости и газа; 3D-печать в аэрокосмической области.

Левихин А.А., к.т.н., доц., заведующий кафедрой «Двигатели и энергоустановки ЛА». Область научных интересов: двигатели и энергоустановки летательных аппаратов; диверсификация технологий двигателестроения в народное хозяйство.

Колосенок С.В., к.ф.-м.н., старший научный сотрудник НИЛ БАКТС. Область научных интересов: ударные волны, физика плазмы, теория пламени, компьютерный анализ данных.

DEVELOPMENT OF A LOW-THRUST ROCKET ENGINE ON GASEOUS FUELS FOR A PROMISING SPACE VEHICLE

Musteikis A.I., Levikhin A.A., Kolosenok S.V.

Baltic State Technical University "VOENMEH" named after D. F. Ustinov,
Saint Petersburg, Russian Federation, a.musteikis@gmail.com

Keywords: low thrust rocket engine, spacecraft, regenerative cooling.

An upper stage with a maximum mass of 80 kg is being developed, capable of carrying out the load up to 1500 km high in 2026-2027. The research laboratory "Unmanned Aerospace Transport Systems" (NIL "BAKTS") develops a low-thrust rocket engine, which uses environmentally friendly gaseous fuels. A functional prototype of the oxygen-hydrogen engine chamber was created with the estimated thrust of 77 N. A regenerative cooling of the chamber with fuel was tested at 80% of the nominal hydrogen flow rate. The reliability of prototype design was confirmed. To test the injector head and the prototype combustion chamber, optical methods are suggested, which are sensitive to the loss of structural material during launch.