

ИССЛЕДОВАНИЕ НОВОЙ СИСТЕМЫ ПОДАЧИ ТОПЛИВА В ГИБРИДНОМ РАКЕТНОМ ДВИГАТЕЛЕ

Прокофьев Е.О.^{1,2}

¹Московский авиационный институт, г. Москва, egor_prokofev@bk.ru

²Московский институт теплотехники, г. Москва

Ключевые слова: гибридные ракетные двигатели, системы подачи, форсунки

Гибридные ракетные двигатели (ГРД) приобретают все большую популярность в ракетостроении благодаря их способности объединять преимущества твердотопливных и жидкостных систем. Они предлагают идеальное сочетание простоты конструкции и возможности регулирования тяги в широком диапазоне, что важно для снижения эксплуатационных издержек и повышения надежности ракетных систем в условиях роста интереса к космическим исследованиям и коммерческим запускам.

Области применения ГРД включают:

- Космические запуски (суборбитальные и орбитальные ракеты-носители, малые носители для вывода спутников, разгонные блоки и верхние ступени);
- Пилотируемые космические системы (аварийные системы спасения, посадочные модули);
- Двигатели многократного включения и с глубоким дросселированием тяги (регулирование в диапазоне 10–100% от номинального значения).

Система подачи (СП) топлива является критически важным элементом ГРД, определяющим эффективность процессов смесеобразования в камере сгорания (КС). Ее функции включают ввод, распыление, смешение и начальное распределение компонентов топлива или продуктов газогенерации в КС. Оптимальная работа СП должна обеспечивать высокую полноту сгорания и стабильность рабочих процессов. Однако в зарядах с внутренним горением наблюдается проблема неравномерного сгорания твердотопливного заряда, обусловленная неравномерным распределением окислителя при использовании традиционных СП. Это приводит к неоднородному выгоранию топливного заряда и отклонению параметров работы двигательной установки (ДУ) от расчетных значений.

В рамках данного исследования разработан ГРД с тягой 2,25 кН (рис. 1) [1, 2], использующий в качестве компонентов топлива:

- Твердое горючее – НТРВ (полибутадиен с концевыми гидроксильными группами);
- Жидкий окислитель – N_2O (закись азота).

Были спроектированы три варианта системы подачи:

1. Струйная (традиционная схема) [3];
2. Центробежная (улучшенное распыление за счет закрутки потока) [3];
3. Струйная цилиндрическая внутреннего расположения – инновационная конструкция, обеспечивающая более эффективное смешение компонентов и оптимизацию процессов горения в КС ДУ по сравнению с классическими решениями (рис. 2).

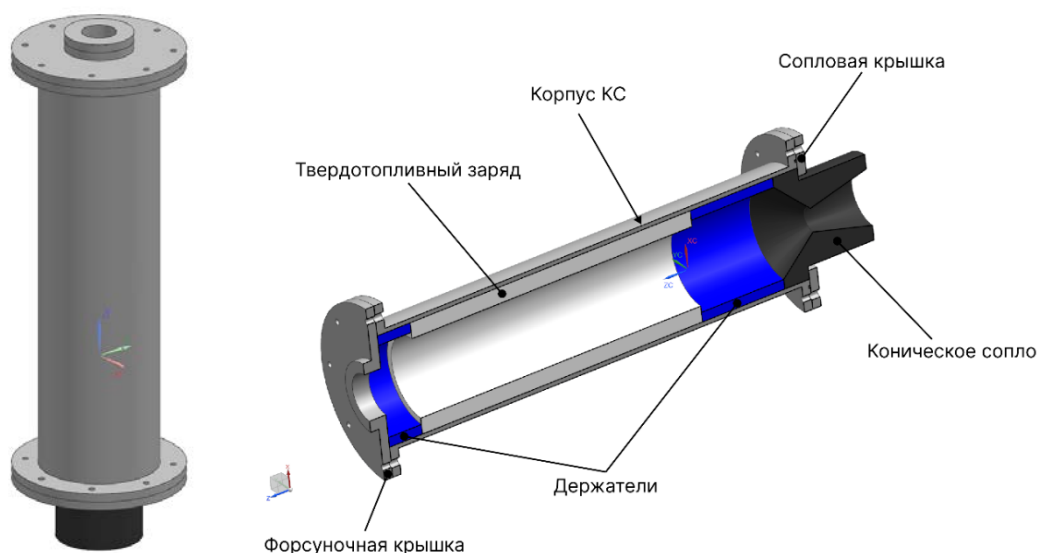


Рис. 1 – Общий вид и вид в разрезе ГРД тягой 2,25 кН

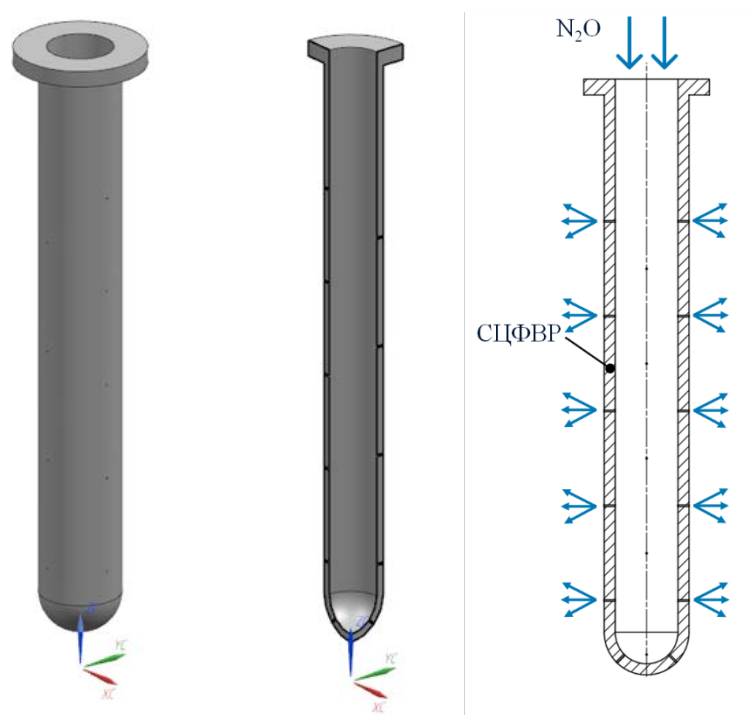


Рис. 2 – Общий вид, вид в разрезе и схема подачи компонента топлива СЦФВР

Данное исследование посвящено проблеме эффективности СП в ГРД и направлено на развитие нового направления в конструктивных схемах форсуночных типов подачи путем представления новой распылительной СП, качественно отличающейся от традиционных типов, способной решить проблему неравномерности подачи компонента топлива на заряд в ГРД.

Список литературы

1. Лагутин Б.Н. (ред.) Ракетный двигатель комбинированного топлива с глубоким регулированием тяги. — М.: ЦНИИ информации, 1981. — 148 с.
2. Heeg F. Design and Test of a Student Hybrid Rocket Engine with an External Carbon Fiber Composite Structure. / F. Heeg, L. Kilzer, R. Seitz, E. Stoll // Aerospace. 2020. Vol. 7, no. 5. Art. no. 57. P. 1–18. DOI: 10.3390/aerospace7050057. URL: <https://www.mdpi.com/2226-4310/7/5/57> (дата обращения: 26.05.2025).

3. Егорычев В.С. Расчет и проектирование смесеобразования в камере ЖРД: учеб. Пособие / В.С. Егорычев. — Самара: изд-во СГАУ, 2011. – 100 с.

Сведения об авторах

Прокофьев Е.О., инженер-конструктор 2 кат. проектно-конструкторского отдела АО «Корпорация «МИТ», аспирант кафедры «Конструкция и проектирование двигателей» МАИ. Область научных интересов: общие вопросы проектирования ГРД, обеспечение смесеобразования, конструкции ГРД.

INVESTIGATION OF A NEW PROPELLANT DELIVERY SYSTEM IN HYBRID ROCKET ENGINE

Prokofyev E.O^{1,2}

¹Moscow aviation institute, Moscow, egor_prokofev@bk.ru

²Moscow Institute of Thermal Technology, Moscow

Keywords: hybrid rocket engines, delivery systems, injectors

As part of this research, a hybrid rocket engine (HRE) with 2.25 kN thrust was developed [1,2], utilizing the following propellant components:

- Solid fuel - HTPB (hydroxyl-terminated polybutadiene);
- Liquid oxidizer - N₂O (nitrous oxide).

Three feed system configurations were designed:

1. Axial injectors [3];
2. Centrifugal injectors [3];
3. Internally mounted cylindrical axial-type - an innovative configuration providing more efficient propellant mixing and combustion process optimization in the combustion chamber compared to conventional solutions.

This study addresses the critical challenge of feed system efficiency in HREs and aims to advance novel approaches in injector design by introducing a new spray-type feed system. The proposed configuration fundamentally differs from traditional designs and offers a solution to the problem of uneven propellant distribution over the fuel grain surface in hybrid rocket engines.