

РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ШТЫРЕВОЙ ФОРСУНКИ ДЛЯ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ БОЛЬШОЙ ТЯГИ, РАБОТАЮЩЕГО ПО СХЕМЕ С ПОЛНОЙ ГАЗИФИКАЦИЕЙ КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА

Мукамбетов Р.Я., Васильева А.С., Боровик И.Н.

Московский авиационный институт (Национальный исследовательский университет)
ralif.mukambetov@mail.ru

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель. штыревая форсунка, камера сгорания, глубокое регулирование тяги.

Применение штыревых форсунок в жидкостных ракетных двигателях позволяет реализовать глубокое регулирование тяги двигателя [1], благодаря чему появляется возможность возвращения ступеней ракет-носителей на стартовый стол, а также возможность посадки космических аппаратов на поверхность объектов без атмосферы посредством реактивной тяги, где реализация парашютной посадки невозможна. Помимо этого, штыревые форсунки позволяют получить устойчивый рабочий процесс в камере сгорания, что доказано множеством работ [1-5], а также обладают простой конструкцией. Благодаря устойчивости рабочего процесса в камере ракетного двигателя со штыревой форсункой отсутствует необходимость в дополнительных вспомогательных конструкциях для обеспечения стабильного горения [1]. Данные аспекты позволят снизить стоимость космических исследований, которая является одной из ключевых проблем [6].

Несмотря на большое количество различных спроектированных конструкций штыревой форсунки, на данный момент отсутствуют методики проектирования штыревых форсунок для двигателей больших тяг, работающих по схеме с полной газификацией компонентов топлива с давлением в камере сгорания более 25 МПа. В связи с этим данная работа была направлена на разработку методики проектирования штыревой форсунки для подобных двигателей. В качестве примера по разработанной методике спроектирована штыревая форсунка для жидкостного ракетного двигателя первой ступени, работающего по схеме с полной газификацией компонентов топлива с давлением в камере более 28 МПа. На рис. 1 приведена схема спроектированной штыревой форсунки, в табл. 1 приведены геометрические параметры для различных уровней дросселирования.

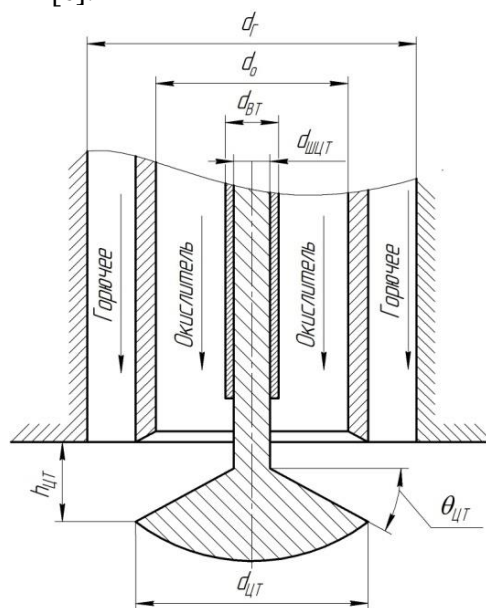


Рисунок 1 — Схема штыревой форсунки

Таблица 1 – Геометрические параметры спроектированной штыревой форсунки для различных уровней дросселирования

Уровень дросселирования тяги от номинала, %	100	75	50	25	10
$d_{шт}$, мм	59,17	59,17	59,17	59,17	59,17
$d_{штТ}$, мм	2	2	2	2	2
$\theta_{шт}$, град.	0	0	0	0	0
d_o , мм	57,17	57,17	57,17	57,17	57,17
d_f , мм	66,3	66,3	66,3	66,3	66,3
$d_{штТТ}$, мм	4	4	4	4	4
$h_{шт}$, мм	13,74217	12,27355	10,37087	7,85385	5,58528

Список литературы

1. Dressler G.A., Bauer J.M. TRW Pintle Engine Heritage and Performance Characteristics. // 36th AIAA/ASME/SAE/ ASEE Joint Prop. Conf. & Ex., Las Vegas, Nevada, USA, Jul. 2000.
2. Li B., Zhang R., Zhang M., Wang H., Li C., Wang K. A review of throttling technology development for large-thrust liquid rocket engines // Aerospace China. 2021. 22(2). pp. 14-24, DOI: 10.3969/j.issn.1671-0940.2021.02.002.
3. Welton D.E., Bensky M.S., Hiland. Variable-thrust liquid propellant rocket engines // AIAA Summer Meeting, Los Angeles, California, June 17-20. 1963, DOI: 10.2514/6.1963-268.
4. Huang D.H., Huzel D.K. Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines // Progress in Astronautics and Aeronautics. New York: American Institute of Aeronautics and Astronautics. 1992. Vol. 147. p. 426, DOI: 10.2514/4.866197.
5. Sakaki K., Kakudo H., Tsue M., Nakaya S., Isochi H., Suuki K., Makino K., Hiraiwa T.. Optical measurements of Ethanol/Liquid Oxygen rocket engine combustor with planar pintle injector // 51st AIAA/SAE/ ASEE Joint Propulsion Conference, AIAA Paper 2015-3845, Orlando, DOI: 10.2514/6.2015-3845.
6. Ключников В.Ю. LEAN – носитель – основа системы транспортного обеспечения начального этапа индустриализации космоса. // Новая космическая эра. 2018. № 3(96). С. 38-51.

Сведения об авторах

Мукамбетов Ралиф Ядекарович, без степени, без звания, ассистент. Область научных интересов: жидкостные ракетные двигатели, смесеобразование, штыревые форсунки, численное моделирование.

Васильева Александра Сергеевна, без степени, без звания, техник. Область научных интересов: жидкостные ракетные двигатели, численное моделирование.

Боровик Игорь Николаевич кандидат технических наук, доцент. Область научных интересов: жидкостные ракетные двигатели, смесеобразование, численное моделирование.

DEVELOPMENT OF A DESIGN METHODOLOGY FOR A PINTLE INJECTOR FOR A HIGH-THRUST LIQUID ROCKET ENGINE OPERATING ACCORDING TO A SCHEME WITH FULL-FLOW STAGED COMBUSTION CYCLE

Mukambetov R.Y., Vasileva A.S., Borovik I.N.

Moscow aviation institute (national research university), Russia, ralif.mukambetov@mail.ru

Keywords: liquid rocket engine, pintle injector, combustion chamber, deep thrust throttling.

This work is devoted to the development of a design methodology for a pintle injector for high-thrust liquid rocket engines operating according to a scheme with full-flow stage combustion cycle with a pressure in the combustion chamber of more than 25 MPa. At the moment, there are a range of methods for designing pintle injectors, but all of them are designed for small-thrust rocket engines running on gas-liquid fuel, or exclusively on liquid fuel. In this connection, the topic covered in this work is an urgent scientific and technical task.