

УДК 621.453, P.A.C.S. 07.20.Pe

### Study of the possibility of creating a vernier electrorocket engine

#### Исследование возможности создания верньерного электроракетного двигателя

*A. V. Chernoglazova* \*, *N. I. Baigaliyeva*, *K. R. Gazizyanov*, *P. A. Chernoglazov*  
*A. B. Черноглазова* \*, *Н. И. Байгалиева*, *К. Р. Газизьянов*, *П. А. Черноглазов*

Kazan National Research Technical University named after A. N. Tupolev-KAI, K. Marx Str. 10, Kazan, 420111, Russia

\*alevtinac@mail.ru

Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева-КАИ, Россия, 420111, Казань, ул. К. Маркса, 10

\*alevtinac@mail.ru

#### ABSTRACT

The report examines the possibility of creating a vernier electric rocket engine. All engines feature high-temperature combustion products from the engine nozzle that will be vented to the outside. The proposed motor will operate as follows: the working fluid (liquid) is supply through the porous insert into the combustion chamber via a gear pump. In fluid flow through porous insert, the liquid takes the temperature of the insert and may exceed it under certain conditions. These conditions are low porosity inserts (less than 0.05).

The process will proceed in two stages. The first stage liquid is converted to steam, which is then heated to a temperature of the porous insert, and may exceed it as a porous insert can be used the porous materials made of a metal having a melting point from the melting point to the melting point of copper tungsten. In the second stage, the energy obtained in the first step is liberate in the nozzle apparatus for producing thrust. The energy input to the transformation from liquid to vapor and overheating by setting HDTV. Efficiency of these plants is 95%.

Thus, the combustion chamber working fluid is at a temperature necessary to achieve the desired parameters of the rocket engine.

#### KEYWORDS

Rocket engine; the working fluid; the installation of HFC; heating element of HFC; pump piston; the porous body.

#### АННОТАЦИЯ

Рассматривается возможность создания верньерного электроракетного двигателя. Предлагаемый двигатель будет работать по следующей схеме: рабочее тело (жидкость) подается через пористую вставку в камеру сгорания с помощью шестеренчатого насоса. При течении жидкости через пористую вставку жидкость принимает температуру этой вставки и может ее превысить при определенных условиях. Одним из этих условий является пористость вставки меньше 0,05.

Процесс будет протекать в два этапа. На первом этапе жидкость превращается в пар, который затем нагревается до температуры пористой вставки и может превысить ее. В качестве пористой вставки можно использовать пористые материалы, изготовленные из металла, имеющего температуру плавления от температуры плавления меди до температуры плавления вольфрама. На втором этапе энергия, полученная на первом этапе, высвобождается в сопловом аппарате для создания тяги. Подвод энергии на превращение жидкости в пар и его перегрев осуществляется установкой токов высокой частоты (ТВЧ), коэффициент полезного действия (КПД) которых достигает 95%.

Таким образом, в камере сгорания рабочее тело имеет температуру, необходимую для обеспечения требуемых параметров ракетного двигателя.

#### КЛЮЧЕВЫЕ СЛОВА

Ракетный двигатель; рабочее тело; установка ТВЧ; нагревательный элемент ТВЧ; поршневой насос; пористое тело.

## Введение

Особенностью верньерных двигателей является малый расход рабочего тела, в роли которого выступает газ под высоким давлением. Проблемой использования сжатого газа является необходимость хранения и транспортировки объемной твердотенной емкости для его хранения. Во всех двигателях используются высокотемпературные продукты сгорания, которые из сопла двигателя будут выбрасываться наружу.

В электрических ракетных двигателях в качестве источника энергии для создания тяги используется электричество. В зависимости от способа преобразования электрической энергии в кинетическую энергию реактивной струи различают: электротермические, электростатические (ионные) и электромагнитные ракетные двигатели.

Существуют реактивные двигатели, которые включают подачу в камеру сгорания газообразного рабочего тела, нагрев за счет лазерного излучения и истечение высокотемпературных продуктов сгорания из сопла,

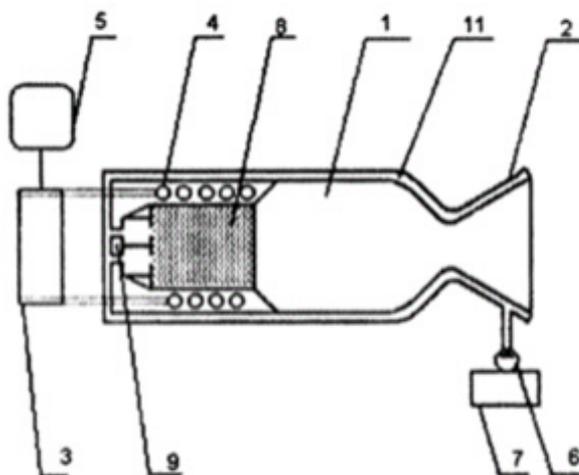
которое и создает реактивную тягу. Однако, недостатком такого ракетного двигателя является низкое значение коэффициента полезного действия (КПД) передачи энергии от лазерного источника к рабочему телу, который составляет не более 20% [1–15].

## 1. Исследовательская часть

КПД предлагается увеличить за счет новой схемы подачи энергии и ее преобразования, а также за счет снижения энергозатрат на преодоление одного и того же расстояния.

Предлагаемый ракетный двигатель представлен на рис. 1.

Индукционная катушка (рис. 2) расположена внутри камеры нагрева 1 (рис. 1) в ее передней части, при этом ее индуктирующие провода охватывают пористую вставку 8. Перед пористой вставкой 8 в системе подвода рабочего тела в камеру нагрева 1 установлен дополнительный шестеренчатый насос 9. Рабочее тело (вода) подается через пористую вставку 8 в камеру нагрева 1 с помощью дополнительного насоса 9 (например, шестеренчатого).

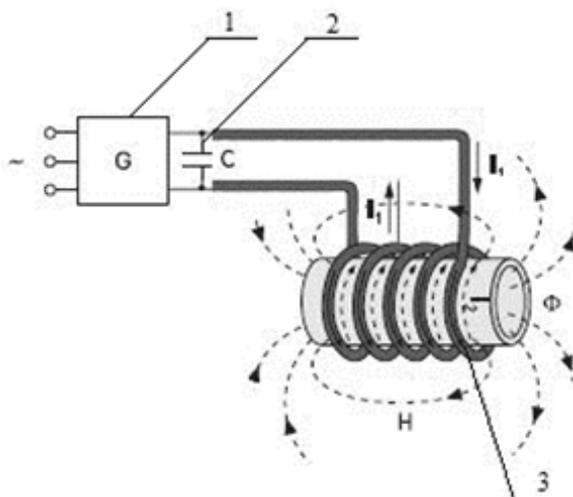


**Рис. 1.** Схема двигателя:

1 – камера нагрева; 2 – сопло; 3 – источник тока высокой частоты (генератор индукционного нагревателя); 4 – индукционная катушка; 5 – блок управления; 6 – насос для прокачки рабочего тела в камеру нагрева и в систему охлаждения; 7 – резервуар рабочего тела; 8 – пористая вставка; 9 – дополнительный насос для прокачки рабочего тела в камеру нагрева 1; 10 – конденсатор; 11 – система охлаждения

**Fig. 1.** The scheme of the proposed engine:

1 – heating chamber; 2 – nozzle; 3 – high-frequency current source (induction heater generator); 4 – induction coil; 5 – control unit; 6 – pump for pumping the working medium into the heating chamber and into the cooling system; 7 – working reservoir; 8 – porous insert; 9 – additional pump for pumping the working fluid into the heating chamber 1; 10 – condenser; 11 – cooling system



**Рис. 2.** Схема индуктора:  
 1 – генератор индукционного нагревателя (переменного тока);  
 2 – конденсатор; 3 – катушка индуктивности

**Fig. 2.** Inductor circuit:  
 1 – induction heater generator (alternating current); 2 – capacitor; 3 – inductor

Сущность способа заключается в том, что для нагрева рабочего тела (воды) используется энергия токов высокой частоты, полученная от высокочастотного генератора [16, 17]. Энергия подводится к пористой вставке, нагрев рабочего тела (воды) осуществляется за счет передачи тепла от пористой вставки к рабочему телу (воде), так и тепла, выделяемого при трении рабочего тела внутри матрицы пористой вставки, при этом давление рабочего тела перед пористой вставкой задают в зависимости от расхода рабочего тела не менее 1000 бар.

Процесс нагрева в пористой вставке протекает в два этапа. На первом этапе рабочее тело (вода) превращается в пар, на втором этапе получают перегретый пар до температуры ниже температуры плавления пористой вставки.

В качестве материала пористой вставки применяются металлы, имеющие высокую температуру плавления (медь, вольфрам). Подвод энергии на превращение рабочего тела (воды) в пар и его перегрев осуществляются с помощью установки ТВЧ, КПД которых достигает 95%.

В качестве рабочего тела применяют воду (возможно применение жидкостей не агрессивных и не токсичных). К пористой вставке необходимо подводить тепла столько, чтобы проходящее через нее рабочее тело не позволяло вставке расплавиться.

Изучено влияние вязкостной диссипации [18–20] при продувке теплоносителей через пористую вставку на их относительную избыточную температуру (в процентном соотношении) при расходе теплоносителей  $G_0 = 1 \text{ кг}/(\text{м}^2\cdot\text{с})$ . Результаты представлены в табл. 1.

Получены решения для температурного состояния следующих веществ:  $\text{H}_2\text{O}$ ,  $\text{H}_2$ ,  $\text{O}_2$ ,  $\text{He}$ ,  $\text{N}_2$ , воздух; продукты сгорания при пористостях: 0,02; 0,05; 0,20 и расходах: 1, 2, 3, 4, 5  $\text{кг}/(\text{м}^2\cdot\text{с})$ . Исходные данные для решения уравнения:  $\lambda = 121,4 \text{ Вт}/(\text{м}\cdot\text{К})$ ,  $\Pi = 0,02$ ; 0,05; 0,2;  $\lambda\text{с} = \lambda(1-\Pi)$ ;  $t'' = 600 \text{ }^\circ\text{C}$ ,  $C_{\text{ро}}^{\text{водород}} = 14300 \text{ Дж}/(\text{кг}\cdot\text{К})$ ;  $C_{\text{ро}}^{\text{кислород}} = 980 \text{ Дж}/(\text{кг}\cdot\text{К})$ ,  $G_0 = (1, 2, 3, 4, 5) \text{ кг}/(\text{м}^2\cdot\text{с})$ ,  $\delta = 0,01 \text{ м}$ ;  $\alpha_0 = 10^4 \text{ Вт}/\text{м}^2\text{К}$ ;  $\alpha_r = 10^4 \text{ Вт}/\text{м}^2\text{К}$ ;  $\alpha_v = 10^6 \text{ Вт}/\text{м}^3\text{К}$ . Считаем, что эти величины постоянны и не зависят от температуры.

**Влияние вязкостной диссипации**  
**Influence of viscous dissipation**

	$\Pi = 0,02$	$\Pi = 0,05$	$\Pi = 0,10$	$\Pi = 0,15$
Водород / Hydrogen	31,192%	1,144%	0,727%	0,151%
Гелий / Helium	50,293%	2,347%	0,151%	0,144%
Азот / Nitrogen	78,129%	7,069%	0,465%	0,031%
Продукты сгорания / Combustion products	71,227%	5,137%	0,334%	0,092%
Воздух / Air	71,143%	6,744%	0,443%	0,066%
Кислород / Oxygen	78,891%	7,356%	0,485%	0,965%

При уменьшении пористости вставки до 0,02, а также при неизменной пористости и увеличении расхода (от 1 до 5 кг/(м<sup>2</sup>с), температура вставки повышается. При пористости вставки 0,20 влияние вязкостной диссипации отсутствует. За счет вязкостной диссипации рабочего тела при течении через пористую вставку происходит дополнительный нагрев рабочего тела.

При уменьшении пористости вставки увеличивается ее температура. Средняя разница в температуре по всей длине пористой вставки между  $\Pi = 0,2$  и  $\Pi = 0,05$  для кислорода – 7,661%, для водорода – 3,176%, для азота – 7,366%, для гелия – 4,58%, для воздуха – 7,251%, продуктов сгорания – 6,92%.

Температура пористой вставки возрастает по сравнению с температурой, определенной без учета подогрева пористой вставки за счет вязкостного трения охладителя. С ростом пористости выше 0,20 влияние вязкостной диссипации отсутствует.

При пористости  $\Pi = 0,05$  с увеличением расхода рабочего тела значение температуры с учетом диссипации существенно возрастает по сравнению со значениями без учета диссипации. При пористости более  $\Pi = 0,2$  вязкостная диссипация минимальна и не происходит дополнительного нагрева.

### Выводы

Таким образом, при значениях пористости от  $\Pi = 0,02$  до  $\Pi = 0,2$  увеличение расхода рабочего тела приводит к росту темпе-

ратуры пористой вставки и, следовательно, к росту температуры рабочего тела (воды), что позволяет получить в камере нагрева рабочее тело с температурой, необходимой для обеспечения требуемых параметров ракетного двигателя на переменных режимах его работы. Использование воды в качестве рабочего тела приводит к упрощению конструкции за счет отсутствия баллонов со сжатым газом и к повышению безопасности при эксплуатации двигателя, а также снижаются энергозатраты и себестоимость эксплуатации двигателя.

### Список литературы

1. Космонавтика. Энциклопедия / под ред. В. П. Глушко. М.: Советская Энциклопедия, 1985. 528 с.
2. Двигатель. Большая советская энциклопедия: в 30 т. / гл. ред. А. М. Прохоров. 3-е изд. М.: Советская энциклопедия, 1969–1978.
3. Алемасов В. Е., Дрегалин А. Ф., Тишин А. Л. Теория ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1989. 464 с.
4. Ракетный двигатель. Большая российская энциклопедия: в 35 т. [Электронный ресурс] / гл. ред. Ю. С. Осипов. 2017.
5. Кулагин В. В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок. Изд. 2-е. М.: Машиностроение, 2003. 616 с.
6. Добровольский М. В. Жидкостные ракетные двигатели. М.: Машиностроение, 1968. 398 с.

7. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей / А. В. Васильев и др. Кн. 1-2. М.: Высшая школа, 1993. 704 с.
8. Гарькавый А. А., Чайковский А. В., Ловинский С. И. Двигатели летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1987. 288 с.
9. Штехер М. С. Топлива и рабочие тела ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1976. 302 с.
10. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания / В. Е. Алемасов и др.; под науч. руковод. акад. В. П. Глушко. Справочник в 10 т. М.: АН СССР, 1971–1981 г.
11. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей / В. М. Акимов и др.; под ред. С. М. Шляхтенко. Учебник для вузов, 2-е перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1987. 587 с.
12. Волков Е. Б., Головков Л. Г., Сырицын Т. А. Жидкостные ракетные двигатели. М.: Воениздат, 1970. 592 с.
13. Гликман Б. Ф. Автоматическое регулирование жидкостных ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1989. 296 с.
14. Способ энергообеспечения теплового реактивного двигателя / В. А. Пинчук и др. // Патент РФ № 2216646, МПК F03N5/00. Оpubл. 20.11.2003.
15. Мухачев Г. А., Щукин В. К. Термодинамика и теплопередача. М.: Высшая школа, 1991. 472 с.
16. Рассмотрение теоретической возможности создания верньерного электроракетного двигателя / Б. Е. Байгалиев и др. // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2014. Т. 13, № 5-4. С. 103–106. DOI: 10.18287/1998-6629-2014-0-5-4(47)-103-106.
17. Байгалиев Б. Е., Черноглазова А. В., Тумаков Е. А. Способ работы ракетного двигателя малой тяги // Патент РФ № 2637787. Оpubл. 07.12.2017.
18. Байгалиев Б. Е. Температурное состояние пористой пластины с учетом вязкостной диссипации // Труды Пятой Российской Национальной Конференции по Теплообмену (РНКТ-5), 2010. Т. 7. М.: МЭИ, 2010. С. 45–48.
19. Калмыков П. Э., Байгалиев Б. Е., Тумаков А. Г. Влияние вязкостной диссипации водорода и кислорода на температурное состояние пористой пластины // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2012. Т. 14, № 4 (2). С. 733–736.
20. Черноглазова А. В., Байгалиева Н. И., Газизянов К. Р. Исследование возможности создания верньерного электроракетного двигателя // Мавлютовские чтения: материалы V Международной научно-технической конференции, посвященной 95-летию со дня рождения член-корр. РАН, д-ра техн. наук, проф. Рыфата Рахматулловича Мавлютова: в 6 т. Т. 2. Уфа : УГАТУ, 2021. С. 86–89.