

## АНАЛИЗ РАБОТОСПОСОБНОСТИ ДИЛАТОМЕТРИЧЕСКОГО МИКРОДВИГАТЕЛЯ С ПОЛИМЕРНЫМИ РАБОЧИМИ КОМПОНЕНТАМИ

М. В. Смагин, Е. Е. Колягин, И. С. Вавилов

Омский государственный технический университет,  
Россия, 644050, г. Омск, пр. Мира, 11

В работе представлены первичные результаты разработок и исследований авторов в области реактивных корректирующих микроракетных двигателей на холодном газе. Особенностью конструкции данного микродвигателя является использование дилатометрического полимерного привода в качестве регулятора работы отсечного клапана. В статье описано устройство дилатометрического микродвигателя. На основе сконструированного прототипа двигателя, в условиях вакуума, было проведено исследование работоспособности устройства при низком энергопотреблении. Результаты экспериментов показали, что при давлении рабочей газовой смеси на входе в двигатель в  $101325$  Па и массовом расходе  $2,33 \cdot 10^{-7}$  кг/с устройство смогло выдать величину тяги в пределах  $33$  мкН, при удельном импульсе тяги  $140$  м/с. В свою очередь, энергопотребление устройства составило всего  $0,81$  Вт.

**Ключевые слова:** микродвигатель, дилатометрический привод, холодный газ, энергоэффективность, тяга, удельный импульс тяги.

### Введение

Современные достижения в области микроэлектроники широко применяются в различных отраслях хозяйственной деятельности человека. В том числе новейшие электротехнические разработки постепенно внедряются в актуальные проекты орбитальных космических аппаратов, позволяя уменьшить массу и габариты используемых спутников, не снижая качества выполняемой задачи.

Таким образом, в настоящее время сложились наиболее благоприятные условия для развития такой отрасли спутникостроения, как сверхмалые космические аппараты (СМКА). Данный класс космических аппаратов способен удовлетворить современный спрос на околоземные космические аппараты за счёт небольших габаритов и массы, низкой стоимости производства и эксплуатации, а выведение группировок СМКА количеством более 100 штук позволит снизить транспортные расходы на доставку аппаратов в открытое космическое пространство и на околоземную орбиту («Союз-2.1а» 14.07.2017 г. вывел на околоземную орбиту космический аппарат «Канопус-В-ИК» и группу из 72 малых спутников) [1].

На данном этапе развития СМКА осуществляется преимущественно неуправляемый полёт подобных аппаратов, так как развитие области двигателестроения в этом направлении отстаёт от совершенствования электротехнических систем и современного спроса на малые космические аппараты. Данная проблема связана с рядом ограничений, присущих СМКА.

Первым и основным препятствием являются энергетические ограничения систем выработки и накопления энергии СМКА. На аппаратах нанокласса (и меньше) не получается установить солнечные батареи значительной мощности, так как с уве-

личением мощности батарей будет увеличиваться их масса и габаритные размеры. Так, для КА массой около  $100$  кг площадь солнечных батарей составит примерно  $1,5$  м<sup>2</sup>, а их мощность в начальный срок активного существования составит не более  $150$  Вт [2].

Например, спутники конфигурации CubeSat и меньше не способны предоставить более  $1-2$  Вт избыточной мощности, что не позволяет применять большинство существующих двигательных установок.

Вторым и третьим сдерживающим фактором являются требования низкого расхода рабочего вещества и невысокие показатели тяги двигателя при большом удельном импульсе тяги, т.к. высокие значения тяги негативно воздействуют на систему ориентации и стабилизации СМКА при малой массе аппарата.

Ограничение расхода и рабочих показателей можно решить использованием в качестве корректирующей ДУ ионных или электротермических (резистивных) микродвигателей. Но на данном этапе подобные конфигурации не обладают требуемой энергоэффективностью.

Другим вариантом решения проблемы является использование ДУ на «холодном газе». Подобная конфигурация двигателя способна к эксплуатации в условиях заданного ограничения энергопотребления. Однако не всегда удаётся добиться снижения расхода при заданной величине тяги.

На данный момент в мировой научно-технической сфере представлены следующие разработки в области двигателестроения для СМКА:

- 1) проект электротермического микронагнетателя Pocket-Rocket на холодном газе с удельным импульсом тяги в среднем  $343$  м/с при тяге  $0,8$  мН [3];
- 2) двигательная установка космического корабля LISA Pathfinder способна развивать тягу

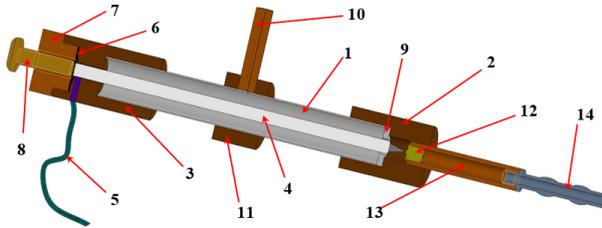


Рис. 1. Схема dilatметрического микродвигателя  
Fig. 1. Scheme of a dilatometric microthruster

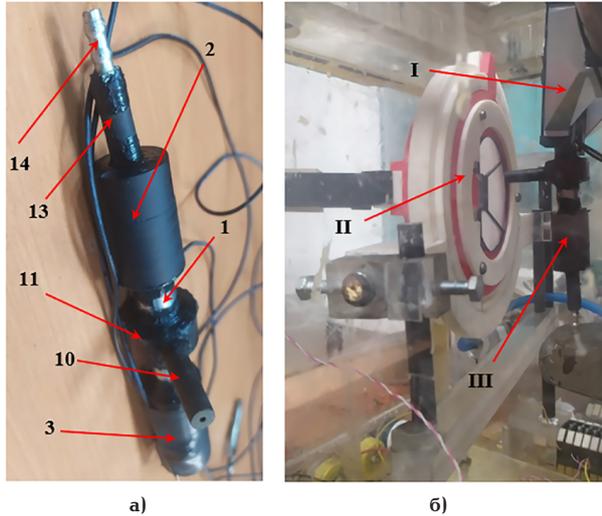


Рис. 2. Dilatметрический микродвигатель,  
а — двигатель; б — двигатель на испытательной установке:  
I — фиксатор двигателя;  
II — стенд измерения силы давления реактивной струи;  
III — dilatметрический микродвигатель  
Fig. 2. Dilatometric microthruster.  
а — engine; б — engine on the test facility.  
I — engine lock; II — jet pressure measurement stand;  
III — dilatometric microdrive

в диапазоне 1 – 500 мкН при расходе рабочего тела 0,002 – 1 мг/с [4];

3) отчёт китайских исследователей показывает, что их разработки микродвигателей способны создавать импульс величиной в 736 м/с при расходе газа 40 мг/с [5];

4) двигатель-микроклапан был установлен в качестве технологической нагрузки на МКА ST-5. Микродвигатель, по заверению производителя, обеспечивает тягу 0,05 – 2,36 Н на азоте, удельный импульс тяги — 638 м/с, энергопотребление до 2 Вт [6].

### Постановка задачи

Целями исследовательской работы является разработка и создание рабочего прототипа dilatметрического микродвигателя с полимерным приводом, а также получение выходных характеристик микродвигателя.

В процессе работы над проектом были сформулированы следующие задачи:

1. Обзор известных аналогов из открытых источников.
2. Разработка концептуальной модели.
3. Создание рабочего прототипа двигателя.
4. Экспериментальные исследования прототипа двигателя в условиях вакуума.
5. Анализ экспериментальных данных.

Схема разработанного и изготовленного экспериментального образца dilatметрического микродвигателя представлена ниже на рис. 1. Для наглядности также есть фотографии двигателя на рис. 2.

Из схемы видно, что микродвигатель состоит из следующих основных частей: металлическая трубка (поз. 1); верхняя накидная крышка (поз. 2); нижняя накидная крышка (поз. 3); dilatметрический привод (поз. 4); провода электропитания привода (поз. 5); изоляционная мембрана (поз. 6); втулка под регулировочный винт (поз. 7); регулировочный винт (поз. 8); центровочное кольцо (поз. 9); сопло (поз. 10); направляющая втулка (поз. 11); обратный клапан (поз. 12); переходная втулка (поз. 13); штуцер (поз. 14).

Принцип работы dilatметрического микродвигателя основан на явлении термического расширения [7]. Рабочим элементом в нём является резистивно-полимерный (dilatметрический) привод в виде пластиковой трубки с графитовым стержнем, к которому подведены провода системы электропитания.

Процесс отработки двигателя можно разделить на три этапа:

1. Пуск — подача электропитания от источника постоянного тока на dilatметрический привод и начало процесса удлинения привода.

2. Работа — постепенное открытие обратного клапана до момента прекращения удлинения привода. Одновременно с этим происходит истечение рабочего тела во внутреннюю полость двигателя и затем в сопло, за счёт чего создаётся рабочий импульс тяги.

3. Остановка — отключение электропитания, остывание привода, из-за чего происходит закрытие обратного клапана [8].

Исследование работоспособности микродвигателя проводилось в два этапа:

1. Предварительная отработка двигателя в атмосферном пространстве.

2. Экспериментальная отработка в вакуумной камере с измерением всех требуемых показателей.

Предварительная отработка двигателя проводилась для проверки работоспособности основных подвижных элементов механизма: работа привода в паре с обратным клапаном и работа тарировочной системы — регулировочный винт.

Отработка происходила следующим образом: сбранный экспериментальный образец (без штуцера и винта) закреплялся на рабочем столе, после чего в переходную втулку вводили щуп измерительного прибора, упирая его в шток обратного клапана. После установки прибора производилось ввинчивание регулировочного винта до того момента, когда стрелка на приборе начинает отклоняться и возвращаться в исходное положение при отпуске винта. В этом положении винт фиксировался, и на него наносилась риска, необходимая в случае повторной тарировки привода.

Проверка работы пары клапан-привод производилась сразу после тарировки. Испытуемый прототип подключали к источнику питания и ждали начала движения стрелки измерительного прибора. Перемещение стрелки говорило о том, что происходит открытие обратного клапана вследствие работы привода. После окончательной сборки прототипа двигателя и герметизации его элементов следовала экспериментальная отработка в вакууме.

Отработка в вакууме состояла из трёх связанных между собой экспериментов.

1. В ходе первого эксперимента требовалось определить минимальное пусковое напряжение, значение минимального рабочего напряжения, и напряжения, при котором происходит резкое открытие клапана.

2. Во втором эксперименте уточнялось значение верхней и нижней границы рабочих напряжений двигателя (напряжение начала работы и напряжение резкого роста расхода газа), путём перебора величин напряжения левее от значения предельного напряжения и правее предполагаемого минимального рабочего напряжения, полученного в первом эксперименте.

3. В третьем эксперименте полученный диапазон рабочих напряжений использовался для снятия требуемых аэродинамических параметров. За реперные точки было принято взять значения границ диапазона и точки в окрестности его центра.

Для проведения данных экспериментов использовалось оборудование, разработанное сотрудниками научно-исследовательской лаборатории «Двигательные установки микротяги малых космических аппаратов» Омского государственного технического университета, г. Омск.

Снятие показаний величин тяги производилось на стенде измерения силы давления реактивной струи, для определения расхода применялся расходомер закрытого объёма [9], а вакуумная среда создавалась с помощью вакуумной камеры аквариумного типа.

Исследование характеристик струи газа проводилось по принципу аэродинамического метода двойного угла [10].

Следовательно, математическое описание экспериментальных данных производилось с помощью следующих формул.

Сила давления (тяга) реактивной струи:

$$P = m \cdot g \cdot \sin(\alpha) \cdot \sin(\beta) \cdot \frac{h}{H},$$

где  $m$  — масса поворотного экрана,  $g$  — ускорение свободного падения,  $h$  — расстояние от оси вращения экрана до его центра тяжести,  $H$  — расстояние от оси вращения экрана до его центра давления,  $\alpha$  — угол поворота лазерного рычага,  $\beta$  — угол провиса мишени.

Массовый расход рабочего газа:

$$\dot{m} = \frac{m_0 - m_{\text{ост}}}{t_p},$$

где  $m_0$  — начальная масса газа в баке расходомера;  $m_{\text{ост}}$  — остаточная масса газа в баке расходомера;  $t_p$  — время работы двигателя в секундах.

Массы газа в начальный и конечный момент работы двигателя находятся из уравнения Менделеева — Клапейрона:

$$p_0 V = \frac{m_0}{M} RT \rightarrow m_0 = \frac{p_0 VM}{RT},$$

$$p_{\text{ост}} V = \frac{m_{\text{ост}}}{M} RT \rightarrow m_{\text{ост}} = \frac{p_{\text{ост}} VM}{RT},$$

где  $p_0$  — начальное давление газа в баке расходомера;  $p_{\text{ост}}$  — остаточное давление в баке расходомера;  $V$  — объём бака расходомера;  $M$  — молярная масса воздуха;  $R$  — газовая постоянная;  $T$  — температура среды.

Перевод барометрических и вакуумметрических значений давления в стандартные величины:

$$p_{\text{н}} = p \cdot 1000 + 101325,$$

где  $p_{\text{н}}$  — нормальное давление;  $p$  — значение на датчике давления.

Уравнение удельного импульса тяги и удельной тяги:

$$J_{\text{YA}} = \frac{P}{\dot{m}}, \quad P_{\text{YA}} = \frac{P}{\dot{m}g},$$

где  $J_{\text{YA}}$  — массовый удельный импульс,  $P_{\text{YA}}$  — весовой удельный импульс,  $P$  — тяга двигателя в ньютонах.

Уравнение Сен-Венана для скорости истечения газа [11]:

$$w = \sqrt{2 \cdot \frac{k}{k-1} \cdot \frac{p_1}{\rho_1} \left[ 1 - \left( \frac{p_0}{p_1} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]},$$

где  $w$  — скорость потока газа,  $k = 1,4$  — показатель адиабаты,  $p_1$  — давление в рабочей полости двигателя,  $\rho_1 = 1,2255 \text{ кг/м}^3$  — плотность воздуха (берётся при условиях среды в расходомере),  $p_0$  — давление в вакуумной камере.

## Результаты экспериментов

Результатами первого эксперимента являются величины давления в вакуумной камере по време-

Таблица 1. Зависимость роста давления от подаваемого напряжения

Table 1. Dependence of the pressure increase on the applied voltage

№	$p_0$ , Па	$p_{\text{max}}$ , Па	$\Delta p$ , Па	$U$ , В	$t$ , с
1	11,81	12,16	0,35	2	375
2		15,63	3,82	2,5	
3		47,09	5,28	3	

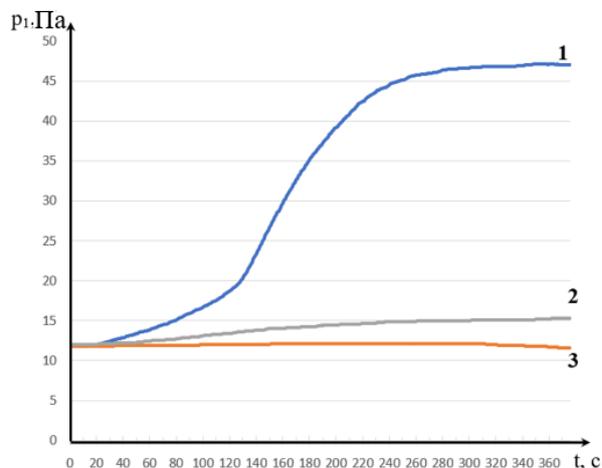


Fig. 3. График зависимости давления от времени.

Кривые изменения давления при напряжении:

1 — 3 В; 2 — 2,5 В; 3 — 2 В

Fig. 3. Graph of pressure versus time

Pressure change curves at voltage:

1 — 3 V; 2 — 2,5 V; 3 — 2 V

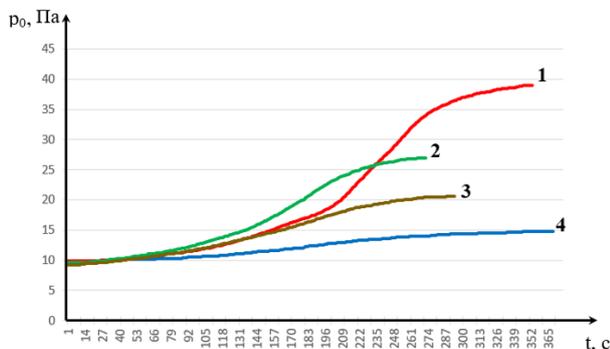


Рис. 4. Графики изменения давления в реперных точках.  
Кривые изменения давления при напряжении:  
1 — 2,8 В; 2 — 2,75 В; 3 — 2,73 В; 4 — 2,7 В  
Fig. 4. Graphs of pressure changes at reference points  
Pressure change curves under stress:  
1 — 2,8 V; 2 — 2,75 V; 3 — 2,73 V; 4 — 2,7 V

ни, в зависимости от величины напряжения, установленного на источнике питания.

Из значений табл. 1 и графических данных рис. 3 видно, что минимальный стабильный рост давления наблюдается при напряжении в системе электропитания приблизительно равном 2 В. Резкий же рост давления при запуске двигателя наблюдается при напряжении 3 В. Относительно нормальный рост давления в камере наблюдается при напряжении выше 2,5 В, следовательно, диапазон рабочих напряжений лежит в промежутке от 2,5 В до 3 В. Данное множество и исследуется в дальнейшем.

Во втором эксперименте путём перебора значений напряжения были более подробно определены границы рабочих напряжений.

Наиболее стабильный и быстрый рост давления в вакуумной камере происходил при напряжении в 2,7 В, что мы видим на рис. 4. При напряжении 2,8 В и выше происходил резкий рост давления. Таким образом, рабочие напряжения лежат в диапазоне 2,7–2,8 В.

В третьем эксперименте определялись аэродинамические параметры прототипа двигателя: тяга, массовый расход на рис. 5 и удельный импульс тяги.

Также в ходе эксперимента были определены: давление в рабочей полости двигателя, время работы двигателя, рабочие мощности и напряжения. Результаты эксперимента представлены в табл. 2.

В процессе экспериментальной отработки прототипа микродвигателя для напряжений 2,73; 2,75; 2,8 не удалось корректно определить среднее значение тяги из-за недостаточной массы протиговеса, так как предполагалось, что при данных режимах работы тяга, создаваемая прототипом, будет меньше ожидаемой.

Таблица 2. Аэродинамические параметры прототипа двигателя  
Table 2. Aerodynamic parameters of the prototype engine

$U$ , В	$N$ , Вт	$P$ , Н·10 <sup>-6</sup>	$\dot{m}$ , (кг/с)·10 <sup>-7</sup>	$J_{yA}$ , м/с	$P_{yA}$ , с	$p_0$ , Па	$p_1$ , Па
2,7	0,81	32,59	2,33	139,79	14,25	14,81	4267,3
2,73	0,82	—	2,91	—	—	20,55	—
2,75	0,83	—	3,77	—	—	26,96	—
2,8	0,87	—	5,28	—	—	39,03	—

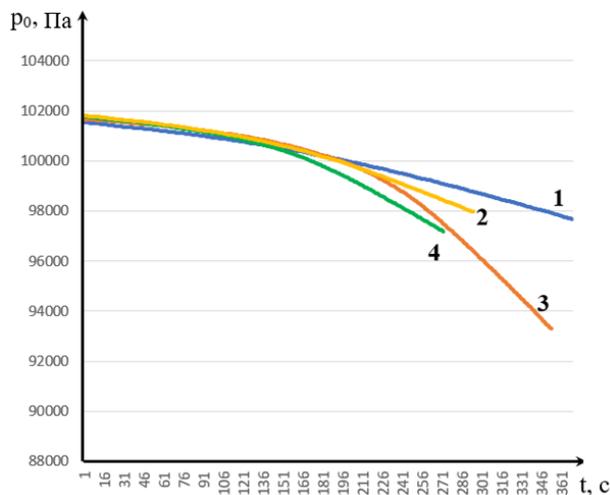


Рис. 5. График изменения давления в расходомере.  
Кривые изменения давления в расходомере при напряжении:  
1 — 2,8 В; 2 — 2,75 В; 3 — 2,73 В; 4 — 2,7 В  
Fig. 5. Flow meter pressure change graph  
Curves of pressure changes in the flow meter at voltage:  
1 — 2,8 V; 2 — 2,75 V; 3 — 2,73 V; 4 — 2,7 V

### Анализ результатов эксперимента

В процессе исследовательской деятельности был разработан и сконструирован рабочий прототип микродвигателя на холодном газе с полимерным дилатометрическим клапаном.

Результаты экспериментальной отработки прототипа двигателя говорят о том, что устройство способно работать при значениях потребляемой мощности 0,81–0,87 Вт, при этом расходуя на самом экономичном режиме не более 0,3 мг/с рабочего газа.

Также, исходя из анализа экспериментальных данных, можно сказать, что пуск и работа прототипа осуществляется плавно по нисходящей кривой на всём промежутке времени вплоть до выхода на «плато» (полное открытие клапана). Это означает, что подобный двигатель, предположительно, можно использовать как источник постоянного импульса движения.

В дальнейшем планируется дорабатывать конструкцию двигателя: заменить прямоточное сопло на сопло переменного сечения, изменить конструкцию отсечного клапана и механизма тарировки положения привода.

### Выводы

Создан рабочий прототип микродвигателя на холодном газе, пусковым элементом в котором являет-

ся полимерный дилатометрический привод. Устройство показало свою работоспособность, а именно:

- 1) энергоэффективность и низкий расход газа в сравнении с аналогами;
- 2) плавный пуск и работу на протяжении всего времени проведения эмпирических исследований;
- 3) невысокие тяговые характеристики, что требует доработки.

Вероятнее всего, невысокие аэродинамические характеристики газовой струи связаны с тем, что при испытании прототипа использовалось прямоточное сопло с равным входным и выходным диаметром. Также могло оказать влияние то, что исследование проводилось с использованием в качестве рабочего газа воздушной смеси, подававшейся под давлением 101325 Па.

#### Список источников

1. Ракета «Союз-2.1а» вывела на орбиту рекордное для России количество спутников. URL: <https://tass.ru/kosmos/4413644> (дата обращения: 20.08.2023).
2. Полищук Г. М., Пичхадзе К. М. Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований. Москва: МАИПринт, 2010. 660 с. ISBN 978-5-7035-2176-2.
3. Ho T. S., Charles Ch., Boswell R. W. A Comprehensive Cold Gas Performance Study of the Pocket Rocket Radiofrequency Electrothermal Microthruster // *Frontiers in Physics*. 2017. Vol. 4. P. 1–16. DOI: 10.3389/fphy.2016.00055.
4. Spaceflight. Micro Propulsion System. URL: <https://spaceflight101.com/lisa-pathfinder/cold-gas-micro-propulsion-system/> (дата обращения: 20.08.2023).
5. Li M.-X., Tang Hai-Bin, Zhang Z. Experimental investigation on dynamic and steady performance of cold gas micro-propulsion thruster // *Journal of Propulsion Technology*. 2013. Vol. 36. P. 728–733.
6. Levchenko I., Bazaka K., Ding Y. [et al.]. Space micropropulsion systems for Cubesats and small satellites: From proximate targets to furthestmost frontiers // *Applied Physics Reviews*. 2018. Vol. 5. P. 011104. DOI: 10.1063/1.5007734.
7. Литав А. Н., Вавилов И. С., Жвайдес Е. И. [и др.]. Исследование реактивной струи дилатометрического резистивного микродвигателя малого космического аппарата аэродинамическим методом // Проблемы разработки, изготовления и эксплуатации ракетно-космической техники и подготовки инженерных кадров для авиакосмической отрасли: материалы XIII Всерос. науч.-техн. конф., посвященной памяти главного конструктора ПО «Полёт» А. С. Клинышкова. Омск, 02–03 апреля 2019. Омск: Изд-во ОмГТУ, 2019. С. 11–20. EDN: XPOUBM.
8. Смагин М. В., Колягин Е. Е., Суднев В. В. [и др.]. Исследование режимов работы полимерного дилатометрического привода // Проблемы машиноведения: материалы VI Междунар. науч.-техн. конф., Омск, 22–23 марта 2022. Омск: Изд-во ОмГТУ, 2022. С. 78–84. DOI: 10.25206/978-5-8149-3453-6-2022-78-84. EDN: ANXPRJ.

9. Ющенко В. А., Ячменев П. С. Определение массового расхода газа низкого давления, поступающего к рабочему объекту, находящемуся в условиях вакуума // Молодой исследователь: вызовы и перспективы: сб. ст. по материалам СХС VI Международ. науч.-прак. конф., Москва, 11 января 2021. Москва: ООО Интернаука, 2021. Т. 1. С. 548–555. EDN: WYUOAT.

10. Вавилов И. С., Ячменев П. С., Федянин В. В., Жариков К. И., Степень П. В., Лукьянчик А. И., Кузьменко И. А. Двухззорный СВЧ ионный двигателя и его исследование аэродинамическим методом // Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2022. Т. 6, № 1. С. 109–117. DOI: 10.25206/2588-0373-2022-6-1-109-117. EDN: JTZQOD.

11. Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика. В 2 ч. 5-е изд., перераб. и доп. Москва: Наука. 1991. Ч. 1. 597с. ISBN 5-02-014015-5.

**СМАГИН Михаил Валерьевич**, студент гр. ПРД-201 факультета транспорта, нефти и газа Омского государственного технического университета (ОмГТУ), г. Омск.

SPIN-код: 5665-5519

AuthorID (РИНЦ): 1142573

ORCID: 0000-0002-6878-1742

ResearcherID: JFK-6943-2023

Адрес для переписки: smagin-2003@mail.ru

**КОЛЯГИН Егор Евгеньевич**, студент гр. ПРД-201 факультета транспорта, нефти и газа ОмГТУ, г. Омск.

SPIN-код: 1024-5146

AuthorID (РИНЦ): 1214255

ORCID: 0009-0001-7059-9165

ResearcherID: JFL-1427-2023

Адрес для переписки: kolyagin.y@bk.ru

**ВАВИЛОВ Игорь Сергеевич**, кандидат технических наук, доцент кафедры «Авиа- и ракетостроение» ОмГТУ, г. Омск.

SPIN-код: 3468-6744

AuthorID (РИНЦ): 518332

AuthorID (SCOPUS): 56610211900

ResearcherID: B-2634-2014

Адрес для переписки: vava-igg@mail.ru

#### Для цитирования

Смагин М. В., Колягин Е. Е., Вавилов И. С. Анализ работоспособности дилатометрического микродвигателя с полимерными рабочими компонентами // Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение. 2023. Т. 7, № 4. С. 72–78. DOI: 10.25206/2588-0373-2023-7-4-72-78.

Статья поступила в редакцию 05.10.2023 г.

© М. В. Смагин, Е. Е. Колягин, И. С. Вавилов

# THE ANALYSIS OF OPERABILITY OF DILATOMETRIC MICROTHRUSTER WITH POLYMER WORKING COMPONENTS

M. V. Smagin, E. E. Kolyagin, I. S. Vavilov

Omsk State Technical University,  
Russia, Omsk, Mira Ave., 11, 644050

The article describes the device of a dilatometric microthruster. The study of the device's operability with low power consumption is carried out. It is based on the designed prototype of the thruster in vacuum conditions. The results of the experiments showed that at the pressure of the working gas-air mixture at the thruster inlet of 1 atm. and with a mass flow rate of gas  $2,33 \cdot 10^{-7}$  kg/s, the device is able to produce a thrust value within 33 mкН, with a specific thrust pulse of 140 m/s. In turn, the power consumption of the device is only 0,81 W.

**Keywords:** microthruster, dilatometric microthruster, cold gas, energy efficiency, thrust, specific thrust impulse.

## References

1. Raketa «Soyuz-2.1a» vyvela na orbitu rekordnoye dlya Rossii kolichestvo sputnikov [Russian state federal news agency TASS. The «Soyuz-2.1a» rocket launched a record number of satellites into orbit for Russia]. URL: <https://tass.ru/kosmos/4413644> (accessed: 20.08.2023). (In Russ.).
2. Polishchuk G. M., Pichkhadze K. M. Avtomaticheskiye kosmicheskiye apparaty dlya fundamental'nykh i prikladnykh nauchnykh issledovaniy [Automatic spacecraft for fundamental and applied scientific research]. Moscow, 2010. 660 p. ISBN 978-5-7035-2176-2. (In Russ.).
3. Ho T. S., Charles Ch., Boswell R. W. A Comprehensive Cold Gas Performance Study of the Pocket Rocket Radiofrequency Electrothermal Microthruster // *Frontiers in Physics*. 2017. Vol. 4. P. 1–16. DOI: 10.3389/fphy.2016.00055. (In Engl.).
4. Spaceflight. Micro Propulsion System. URL: <https://spaceflight101.com/lisa-pathfinder/cold-gas-micro-propulsion-system/> (accessed: 20.08.2023). (In Engl.).
5. Li M.-X., Tang Hai-Bin, Zhang Z. Experimental investigation on dynamic and steady performance of cold gas micro-propulsion thruster // *Journal of Propulsion Technology*. 2013. Vol. 36. P. 728–733. (In Engl.).
6. Levchenko I., Bazaka K., Ding Y. [et al.]. Space micropropulsion systems for Cubesats and small satellites: From proximate targets to furthestmost frontiers // *Applied Physics Reviews*. 2018. Vol. 5. P. 011104. DOI: 10.1063/1.5007734. (In Engl.).
7. Litau L. N., Vavilov I. S., Zhvaydes E. I. [et al.]. Issledovaniye reaktivnoy strui dilatometricheskogo rezistivnogo mikrovdigatelya malogo kosmicheskogo apparata aerodinamicheskim metodom [Investigation of the jet stream of a dilatometric resistive microthruster of a small spacecraft by an aerodynamic method] // *Problemy Razrabotki, Izgotovleniya i Ekspluatatsii Raketno-Kosmicheskoy Tekhniki i Podgotovki Inzhenernykh Kadrov Dlya Aviakosmicheskoy Otrasi. Problems of Development, Manufacture and Operation of Rocket and Space Technology and Training of Engineers for the Aerospace Industry*. Omsk, 2019. P. 11–20. EDN: XPOUBM. (In Russ.).
8. Smagin M. V., Kolyagin E. E., Sudnev V. V. [et al.]. Issledovaniye rezhimov raboty polimernogo dilatometricheskogo privoda [Investigation of the modes of operation of a polymer

dilatometric thruster] // *Problemy Mashinovedeniya. Problems of Mechanical Engineering*. Omsk, 2022. P. 78–84. DOI: 10.25206/978-5-8149-3453-6-2022-78-84. EDN: ANXPJC. (In Russ.).

9. Yushchenko V. A., Yachmenev P. S. Opredeleniye massovogo raskhoda gaza nizkogo davleniya, postupayushchego k rabochemu ob'yektu, nakhodyashchemusya v usloviyakh vakuuma [Determination of the mass flow rate of low-pressure gas flowing to a working object in vacuum conditions] // *Molodoy Issledovatel': Vyzovy i Perspektivy. Young Researcher: Challenges and Prospects*. Moscow, 2021. Vol. 1. P. 548–555. EDN: WIYOAT. (In Russ.).

10. Vavilov I. S., Yachmenev P. S., Fedyanin V. V., Zharikov K. I., Stepen P. V., Lukyanchik A. I., Kuzmenko I. A. Dvukhzazornyy SVCH ionnyy dvigatelya i ego issledovaniye aerodinamicheskim metodom [Two-gaps microwave ion engine and its study by aerodynamic method] // *Omskiy Nauchnyy Vestnik. Ser. Aviatcionno-Raketnoye i Energeticheskoye Mashinostroyeniye. Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering*. 2022. Vol. 6, no. 1. P. 109–117. DOI: 10.25206/2588-0373-2022-6-1-109-117. EDN: JTZQOD. (In Russ.).

11. Abramovich G. N. Prikladnaya gazovaya dinamika. V 2 ch. [Applied gas dynamics. In 2 Parts]. 5th ed. Moscow, 1991. Part 1. 597 p. ISBN 5-02-014015-5. (In Russ.).

**SMAGIN Mikhail Valeryevich**, Student, gr. PRD-201 of Transport, Oil and Gas Faculty, Omsk State Technical University (OmSTU), Omsk.

SPIN-code: 5665-5519

AuthorID (RSCI): 1142573

ORCID: 0000-0002-6878-1742

ResearcherID: JFK-6943-2023

Correspondence address: smagin-2003@mail.ru

**KOLYAGIN Egor Evgenyevich**, Student, gr. PRD-201 of Transport, Oil and Gas Faculty, OmSTU, Omsk.

SPIN-code: 1024-5146

AuthorID (RSCI): 1214255

ORCID: 0009-0001-7059-9165

ResearcherID: JFL-1427-2023

Correspondence address: kolyagin.y@bk.ru

**VAVILOV Igor Sergeevich**, Candidate of Technical Sciences, Associate Professor of Aircraft and Rocket Building Department, OmSTU, Omsk.

SPIN-code: 3468-6744

AuthorID (RSCI): 518332

AuthorID (SCOPUS): 56610211900

ResearcherID: B-2634-2014

Correspondence address: vava-igg@mail.ru

#### For citations

Smagin M. V., Kolyagin E. E., Vavilov I. S. The analysis of operability of dilatometric microthruster with polymer working components // Omsk Scientific Bulletin. Series Aviation-Rocket and Power Engineering. 2023. Vol. 7, no. 4. P. 72–78. DOI: 10.25206/2588-0373-2023-7-4-72-78.

**Received October 5, 2023.**

© **M. V. Smagin, E. E. Kolyagin, I. S. Vavilov**