

## Термоэлектрический двигатель для малых и сверхмалых космических аппаратов

# 11, ноябрь 2012

DOI: 10.7463/1112.0492149

Павлов А. М., Попов А. С.

УДК 629.7.036.7

Россия, МГТУ им. Н.Э. Баумана

[www-sm2@yandex.ru](mailto:www-sm2@yandex.ru)

[pavlov\\_arseniy@mail.ru](mailto:pavlov_arseniy@mail.ru)

В настоящее время, в мире заметно увеличивается число запусков малых космических аппаратов (МКА) массой до 100 кг. Одной из основных причин данного роста являются относительно небольшие сроки разработки спутника, стоимость его изготовления и запуска. При этом такие аппараты имеют возможность проведения на их базе различных экспериментов и исследований. Запуск этих спутников обычно проводится в составе крупных коммерческих, либо кластерных запусков вместе с другими МКА. В том числе, возможен, а также более предпочтителен в финансовом аспекте, запуск с борта Международной Космической Станции (МКС) или с последних ступеней ракет-носителей.

В случае запуска на орбиты высотой более 500...600 км, время существования МКА ограничивается, в основном, сроком службы аппаратуры, а возмущения траектории от воздействия атмосферы являются незначительными. Но при запуске на орбиты меньших высот, влияние атмосферы вносит существенные ограничения на срок службы МКА. Поэтому целесообразным является оборудование таких аппаратов двигательной установкой (ДУ), способной корректировать высоту и форму орбиты в необходимых пределах. Помимо этого, такую ДУ можно использовать для ориентации, сведения с орбиты и разгрузки маховиков МКА.

Основными требованиями, предъявляемыми к ДУ для МКА являются:

— надежность и простота конструкции;

- соответствие требованиям безопасности, в том числе возможность доставки на МКС для запуска спутника с ее борта. При этом ключевую роль может играть экологическая чистота компонентов топлива;
- обеспечение МКА требуемым запасом характеристической скорости;
- невысокое энергопотребление;
- низкая стоимость.

На сегодняшний день основными ДУ, используемыми в составе спутниковых систем являются: газоструйные, ионные и термоэлектрические (резистоджеты) ДУ, а также ДУ, использующие энергию химического разложения рабочего тела. Тем не менее, использование таких ДУ в составе МКА зачастую невозможно или сильно ограничено. В частности, низкая эффективность и высокий вес конструкции газоструйных двигателей; тяга, недостаточная для компенсации действия атмосферы ионных ДУ; нестабильность и токсичность топлив однокомпонентных двигателей делают применение данных типов ДУ в составе МКА нецелесообразным. Существующие резистоджеты нуждаются в подводимой мощности, величину которой весьма сложно обеспечить на борту МКА. Как правило, резистоджеты обладают сравнительно большой массой в связи с высоким давлением в системе подачи.

В результате анализа схем существующих ДУ, а также требований, предъявляемых для ДУ МКА, перечисленных выше, был предложен, и впоследствии спроектирован термоэлектрический двигатель, в качестве рабочего тела использующий пары различных жидкостей.

### **Конструкция двигателя**

Принцип работы данного двигателя заключается в испарении рабочего тела на нагревательном элементе, и последующим его ускорением в сопле. На рис. 1 изображена принципиальная схема ДУ.

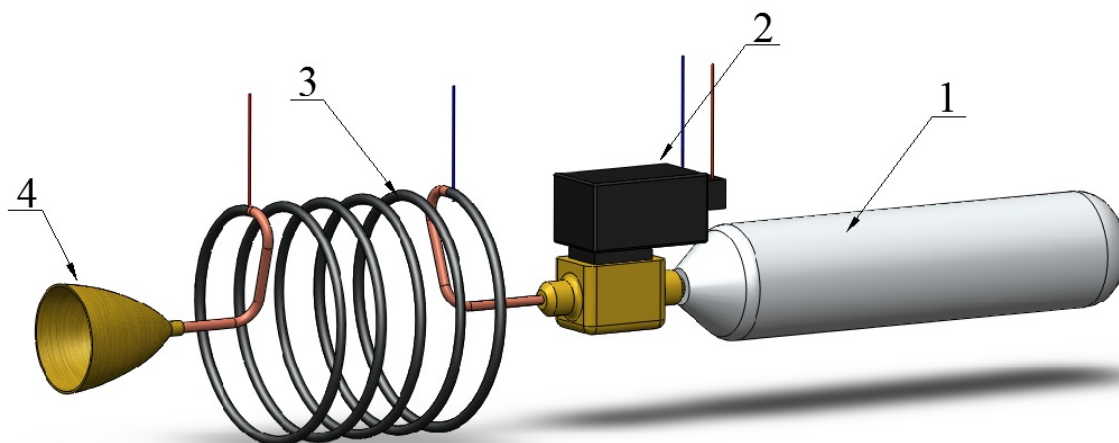


Рис. 1. Принципиальная схема ДУ

Подача компонента осуществляется по вытеснительной схеме. В качестве резервуара предлагается использовать бак 1 (рис. 1) с эластичным мешком. Пространство между мешком и стенкой бака заполняется небольшим количеством диэтилового эфира, давление насыщенных паров которого позволяет осуществлять наддув бака. Благодаря невысокому давлению, обеспечивается низкая масса бака и его безопасность при эксплуатации. Также за счет небольшого нагрева стенок можно контролировать давление подачи, а соответственно и расход, и значение тяги. В табл. 1 представлена зависимость давления насыщенных паров диэтилового эфира, в зависимости от температуры по данным [2].

Таблица 1

Т, С°	Р, бар
10	0,388
20	0,586
40	1,228
50	1,701
60	2,311

Подача компонента контролируется с помощью электромагнитного клапана 2 (рис. 1). Стоит заметить, что при сравнительно малых перепадах давления (1..3 атм.) значительно снижается масса арматуры, по сравнению, например, с системой подачи газоструйных ДУ.

Отличительной особенностью предложенного двигателя является то, что испарение жидкости и разгон паров до звуковой скорости происходят в медной капиллярной трубке 3 (рис. 1), что позволяет совместить испарительную камеру с соплом и обеспечить эффективный прогрев жидкости. Нагрев трубки осуществляется за счет пропускания тока по нихромовой проволоке, намотанной на предварительно изолированную трубку (на рис. 1 область намотки проволоки условно показана черным цветом).

На конце трубки устанавливается сверхзвуковое сопло 4, для последующего ускорения потока. Стоит заметить, что благодаря малому проходному сечению трубки (диаметр менее 1 мм) можно достичь высоких степеней расширения рабочего тела, при этом габариты сопла будут приемлемых размеров в масштабе МКА.

### Режим работы и термодинамика двигателя

Термодинамический процесс в двигателе описывается, как адиабатическое течение газа с трением в трубе постоянного сечения. Интегрирование уравнения Бернулли в дифференциальной форме (по материалам из [1]) позволяет, с помощью дальнейших элементарных преобразований получить зависимость (в неявной форме), позволяющую оценить возможность достижения скорости звука в трубе данной длины.

$$\frac{dP}{\rho} + w^2 \frac{dw}{w} + dL_{\text{тр}} = 0 \Rightarrow$$

$$(M^2 - 1) \frac{dw}{w} = -\frac{k}{u^2} dL_{\text{тр}} \Rightarrow$$

$$\frac{2k\zeta \cdot l}{(k + 1)D} = \frac{1}{\lambda_0^2} + 2 \ln(\lambda_0) - 1 \quad (1)$$

Здесь:  $P$  [Па] – давление,  $\rho$  [кг/м<sup>3</sup>] – плотность,  $w$  [м/с] – скорость потока,  $u$  [м/с] – местная скорость звука,  $\lambda = w/u$  – приведенная скорость потока,  $\zeta = f(a)$  – коэффициент трения в трубе,  $a$  [мкм] – высота микронеровностей.

На рис. 2 изображена зависимость, полученная из уравнения (1), приведенной скорости потока  $\lambda$  в сечении, в котором начинается процесс ускорения газа в трубке, необходимой для достижения потоком, после прохода определенного расстояния (для данного графика 300 мм) местной скорости звука ( $\lambda=1$ ) от высоты микронеровностей внутри трубки.

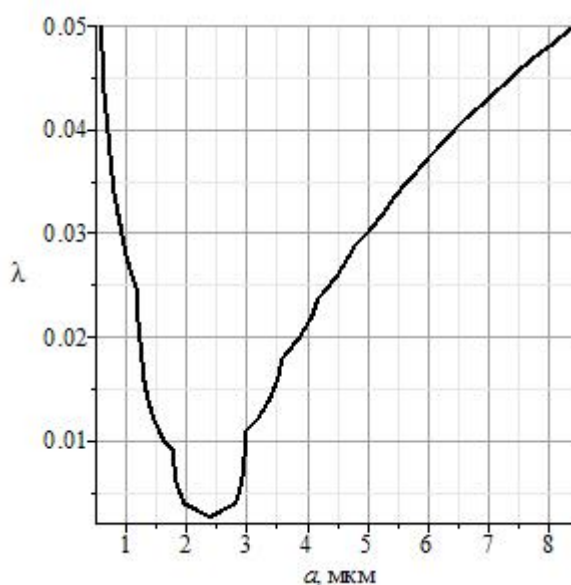


Рис. 2. Приведенная скорость потока в зависимости от высоты микронеровностей

Анализ данного графика и оценка начальной скорости потока жидкости указывают на теоретическую возможность достижения потоком местной скорости звука в трубках длиной несколько десятков сантиметров. В данной работе длина трубки экспериментального образца предложенного двигателя составляла 300 мм.

В качестве возможных рабочих тел рассматривались дистиллированная вода и этиловый спирт. Анализ эффективности использования паров данных жидкостей показал, что хотя вода имеет лучшие параметры расширения, разница в удельной теплоте парообразования (вода: 2,3 МДж/кг; спирт: 0,9 МДж/кг) делает использование спирта более энергоэффективным в термоэлектрических двигателях.

Удельный импульс для данного двигателя, определяемый по формуле (2), при использовании сверхзвукового сопла, может достигать значений  $I_{y0}=900...980$  м/с при температуре газа 351 К, соответствующей кипению спирта, и начальном давлении 1 атм.

$$I_{уд} = W_a + \frac{P_a S_a}{G} \quad (2)$$

При этом  $W_a$  [м/с] – скорость истечения газа определяется по формуле (3) для адиабатического течения

$$W_a = \sqrt{\frac{2k}{(k-1)} \cdot RT \cdot \left(1 - \left(\frac{P_k}{P_a}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right)} \quad (3)$$

Здесь:  $P_k, P_a$  [Па] – исходное давление в трубке и давление на срезе сопла соответственно,  $R$  – газовая постоянная,  $T$  [К] – температура газа,  $k$  – показатель адиабаты. В данной формуле возможно использование показателя адиабаты вместо показателя изоэнтропы, так как в двигателе происходит ускорение нереагирующего газа.

Особо стоит отметить возможность возникновения свободномолекулярного течения в сопле, вследствие высоких перепадов давления, что заметно ограничивает диапазон расширения газа. Оценка числа Кнудсена для характерных размеров сопла (10...30 мм) и предполагаемого диапазона перепадов давления ( $10^4 \dots 10^5$ ) показала, что течение газа может описываться как движение сплошной среды ( $K \sim 10^{-2}$ ).

Разрабатываемая ДУ может работать как в непрерывном, так и в импульсном режиме. Выбор режима определяется требуемой тягой, продолжительностью импульса и располагаемой мощностью. Так, для трубки с проходным диаметром 0,3 мм и давлением подачи 1 атм. необходимо подвести мощность

$$W = G \cdot \lambda \approx 20 \text{ Вт},$$

где  $G$  [кг/с] – массовый расход,  $\lambda$  [Дж/кг] – удельная теплота парообразования.

Тяга при этом составит

$$P = I_{уд} \cdot G \approx 17 \text{ мН}$$

Для бóльших диаметров трубки, расход, а следовательно и подводимая мощность будут расти, что, в случае нехватки мощности на борту приведет к необходимости включений в импульсном режиме с предварительным прогревом трубки. В данном случае продолжительность импульса будет зависеть от длины и исходной температуры нагрева трубки.

## Отработка экспериментального образца

Для подтверждения работоспособности предложенной конструкции, а также для определения основных характеристик двигателя, был создан экспериментальный образец, в целом конструктивно повторяющий описанную выше схему. Отличием от данной схемы было отсутствие сверхзвукового насадка. Кроме того топливный бак 3 (рис. 3(а)) был выполнен без эластичного мешка и наддувался за счет остаточного в резервуаре давления (1 атм).

Капиллярная трубка с внешним диаметром 2.0 мм, внутренним диаметром 0,6 мм и длиной 300 мм нагревалась намотанной на нее нихромовой проволокой (рис 1), общим сопротивлением  $R \approx 10$  Ом, подсоединенной к источнику постоянного тока с рабочим напряжением  $U = 12$  В. Расход контролировался электромагнитным клапаном. Нагрев трубки производился до температуры  $T = 115 \dots 120$  °С. Температура нагрева контролировалась датчиком температуры, закрепленным на трубке у выходного штуцера клапана.

Запуски двигателя проводились в вакуумной камере со средним давлением откачки  $P \approx 15$  Па. Для измерения тяги использовалась схема изображенная на рис. 3(а,б)

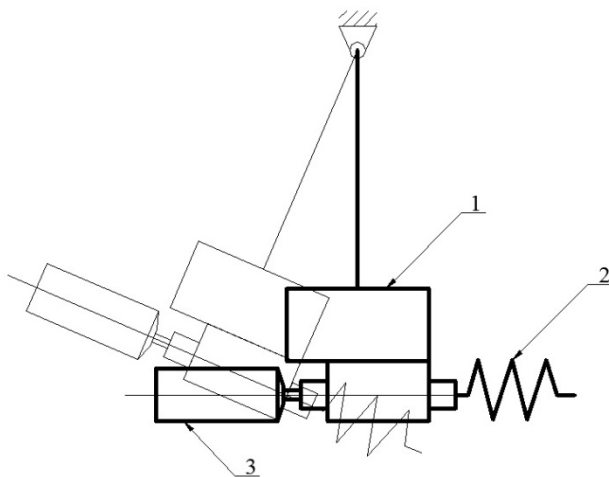


Рис. 3(а)

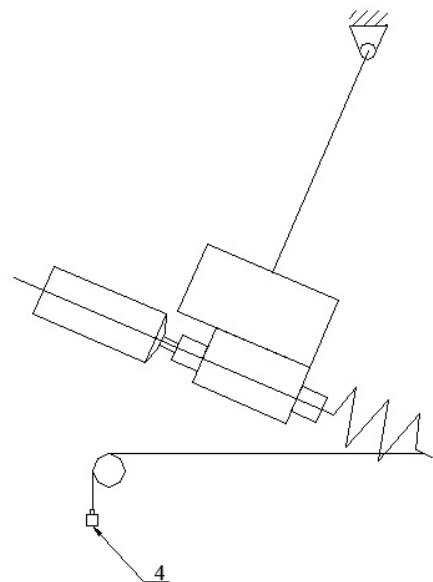


Рис. 3(б)

Схема проведения эксперимента

Двигатель закреплялся на верхней стенке камеры при помощи проводов, подходящих к клапану 1 (рис 3(а)). В результате, при срабатывании двигателя, наблюдалось его отклонение, аналогичное отклонению математического маятника. Данное отклонение фиксировалось на видеокамеру и в дальнейшем обрабатывалось с помощью программы, алгоритм которой подробно описан в работе [3]. Для тарировки, к концу трубки 2 (рис. 3(а)) крепился калибровочный груз 4 (рис. 3(б)), подвешенный через блок, как показано на рис. 3(б). По результатам обработки данных, для каждого пуска строился график зависимости отклонения двигателя (в условных единицах — пикселях) от времени, пример которого показан на рис. 4. На приведенном графике положение равновесия системы соответствует значению 2.3 рх. После тарировки значения отклонения пересчитывались в единицы тяги.

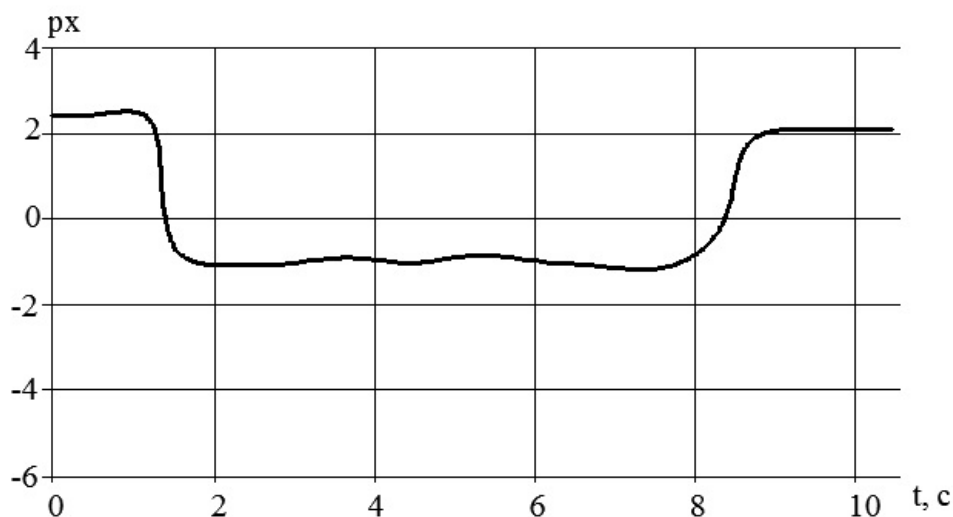


Рис. 4. Отклонение

По результатам проведенных экспериментов были получены результаты, показанные в табл. 2.

Таблица 2

	Теория	Эксперимент
Тяга, мН	36	35
Расход, г/с	0,076	—
Удельный импульс, м/с	491	460



## Выводы

1. Предложен малогабаритный термоэлектрический реактивный двигатель малой массы для МКА, в качестве рабочего тела использующий этиловый спирт.
2. В ходе экспериментов подтверждена работоспособность системы и проведено сравнение расчетных и экспериментальных данных в области, ограниченной критическим перепадом давления, показавшее применимость теории адиабатического течения газа применительно к рассмотренной конструкции двигателя на базе капиллярной трубки.

### Список литературы:

1. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. В 2 ч. М.: Наука, 1991. Ч. 1. 600 с.; Ч. 2. 304 с.
2. Варгафтик Н.Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. М.: Наука, 1972. 720 с.
3. Попов А.С., Тененбаум С.М. Экспериментальное определение коэффициента демпфирования светоотражающей поверхности солнечного паруса // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2011. № 10. С. 23-27.

**Thermo-electrical motor for small and xsmall space vehicles**

# 11, November 2012

DOI: **10.7463/1112.0492149**

Pavlov A.M., Popov A.S.

Russia, Bauman Moscow State Technical University

[www-sm2@yandex.ru](mailto:www-sm2@yandex.ru)[pavlov\\_arseniy@mail.ru](mailto:pavlov_arseniy@mail.ru)

Nowadays small and minute space vehicles become more and more useful. It is possible to conduct a complex experiment, using such kind of satellites, at the same time launch of these satellites wouldn't be too expensive. But deficiency of suitable motors makes usage of small satellites less effective. For solving this problem design of a compact thermo-electrical thruster for small space vehicles was developed and some results of laboratory experiments proving theoretical conclusions were published.

---

Publications with keywords:[experiment](#), [nanosatellite](#), [jet engine](#), [resistojet](#)

Publications with words:[experiment](#), [nanosatellite](#), [jet engine](#), [resistojet](#)

---

## References

1. Abramovich G.N. *Prikladnaia gazovaia dinamika. V 2 ch.* [Applied gas dynamics. In 2 pts.]. Moscow, Nauka, 1991, Pt. 1. 600 p.; Pt. 2. 304 p.
2. Vargaftik N.B. *Spravochnik po teplofizicheskim svoistvam gazov i zhidkosti* [Handbook of thermophysical properties of gases and liquids]. Moscow, Nauka, 1972. 720 p.
3. Popov A.S., Tenenbaum S.M. Eksperimental'noe opredelenie koeffitsienta dempfirovaniia svetootrazhaiushchei poverkhnosti solnechnogo parusa [Experimental determination of the damping coefficient of retro-reflective surface of the solar sail]. *Izvestiia vysshikh uchebnykh zavedenii. Mashinostroenie* [Bulletin of the Universities. Mechanical Engineering], 2011, no. 10, pp. 23-27.