

## АНАЛИЗ ИНТЕГРАЛЬНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СТАЦИОНАРНОГО ПЛАЗМЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Семенов Д.А.<sup>1\*</sup>, Саевец П.А.<sup>1\*\*</sup>, Комаров А.А.<sup>1\*\*\*</sup>, Румянцев А.В.<sup>2\*\*\*\*</sup>

<sup>1</sup> Опытное Конструкторское Бюро «Факел»,  
ОКБ «Факел», Московский проспект, 181, Калининград, 236001, Россия

<sup>2</sup> Балтийский федеральный университет им. И. Канта,  
БФУ им. И. Канта, ул. А. Невского, 14, Калининград, 236041, Россия

\* e-mail: semenenkoda@fakel-russia.com

\*\* e-mail: caevets@fakel-russia.com

\*\*\* e-mail: komarov@fakel-russia.com

\*\*\*\* e-mail: albert37@list.ru

Статья поступила в редакцию 04.08.2020

Предложен способ, позволяющий анализировать работу стационарного плазменного двигателя (СПД) с двух точек зрения: затрат энергии и использования рабочего тела. Представлены результаты анализа интегральных характеристик двигателей ОКБ «Факел». Характерные размеры исследуемых двигателей — от 50 до 140 мм. В основу анализа положено три различных подхода при определении средней характеристической скорости ионного потока, создающего силу тяги двигателя. Анализ выполнен для напряжения разряда 300 В. В зависимости от плотности тока разряда при фиксированном напряжении разряда двигатель, независимо от его типоразмера, работает в режиме с высокой или низкой степенью преобразования энергии. Показано, что для СПД независимо от его типоразмера существует оптимальный рабочий диапазон для плотности тока разряда от 0,07 до 0,02 А/см<sup>2</sup>. Данная область характеризуется постоянной величиной коэффициента полезного действия (КПД) с точки зрения затрат энергии. В этом оптимальном диапазоне зависимость коэффициента использования рабочего тела от плотности тока разряда носит линейный характер.

*Ключевые слова:* стационарный плазменный двигатель, интегральные характеристики, плотность тока разряда, мощность затрат, энергетический КПД, коэффициент использования рабочего тела.

### Введение

В последнее время в области разработки электрореактивных двигателей наблюдается тенденция к освоению новых рабочих диапазонов работы двигателей. Начиная с 1972 г. по 2010 г. достаточно хорошо была развита рабочая область от 300 Вт до 1,5 кВт. Сегодня уже можно уверенно сказать, что область расширилась до 5 кВт, но, как было отмечено в [1], несмотря на это освоение все новых и новых областей работы СПД продолжается. Одновременно ведутся разработки двигателей для малых мощностей, в то же время большой интерес представляют и двигатели с мощностью до 30 кВт. Также все более активно ведутся работы в части увеличения рабочего разрядного напряжения для СПД [2–4].

Для более глубокого анализа процессов, происходящих в стационарном плазменном двигате-

ле, и сравнения интегральных характеристик двигателей различного типоразмера необходимо перейти к безразмерным параметрам. Такие попытки уже неоднократно предпринимались [5–12].

Для качественной оценки параметров двигателя независимо от его типоразмера необходимо найти некоторый критерий. В статье по результатам анализа экспериментальных данных предложен критерий для выявления особенностей рабочих процессов двигателя. Этот критерий можно использовать и для выбора типоразмера разрабатываемого двигателя с целью достижения требуемых характеристик.

В качестве исходного экспериментального материала использованы результаты испытаний двигателей разработки ОКБ «Факел». Характерные размеры наружного диаметра разрядного канала от 50 до 140 мм: СПД-50М, 70, 70А, 100В,

100ВМ, 100Д, 140, 140Д [12–18]. Тяговые и расходные характеристики измерены при работе на ксеноне с магнитным полем, оптимизированным по минимуму разрядного тока  $I_d$  [16] при заданных массовом расходе  $\dot{m}$  и напряжении разряда  $U_d = 300$  В. Диапазон мощностей разряда от 150 Вт до 17 кВт.

Анализ характеристик проведен только для оптимальных режимов СПД, выпускаемых ОКБ «Факел», поэтому результаты могут быть обобщены на холмовские двигатели классической конструкции с магнитным экранированием.

### Определение мощности потерь и ионной составляющей тока разряда

Для определения критериев оценки работы двигателя предлагается рассмотреть зависимости между скоростями ионов, покидающих двигатель.

Скорость ионов может быть определена тремя различными способами:

$V_U$  — при прохождении определенной разности потенциалов  $U$ ;

$V_N$  — по затраченной мощности  $N$ ;

$V_F$  — по измеренной силе тяги  $F_T$ .

Скорость иона  $V_U$  определена как результат прохождения однократно заряженным ионом массой  $M$  разницы потенциалов разрядного напряжения  $U$  за минусом напряжения между катодом и землей  $U_{cg}$  [17]:

$$V_U = \sqrt{\frac{2e(U - U_{cg})}{M}}. \quad (1)$$

Скорость по затраченной мощности  $V_N$  определена из расчета, что вся мощность разряда  $N$  идет на ускорение ионов за исключением: энергии, затраченной на однократную ионизацию части анодного расхода  $N_i$ , мощности потерь  $N_z$ , которая идет на нагрев, распыление и другие неизвестные потери:

$$V_N = \sqrt{\frac{2(N - N_i - N_z)}{\frac{I_i}{e} M}}, \quad (2)$$

где

$$N_i = \frac{I_i}{e} E_i. \quad (3)$$

Здесь  $I_i$  — ионный ток, полученный путем частичной ионизации анодного расхода;  $E_i$  — энергия

ионизации, затраченная на однократную ионизацию атома ксенона.

Скорость  $V_F$  определена по величине силы тяги  $F_T$ , которая была измерена во время испытаний двигателя при ускорении лишь ионизованной части анодного расхода:

$$V_F = \frac{Fq}{I_i M}. \quad (4)$$

На основании формул (1)–(4) составим систему двух уравнений при условии, что все три скорости должны иметь одинаковую величину:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{2e(U - U_{cg})}{M} = \frac{2\left( UI - \frac{I_i}{e} E_i - N_z \right)}{\frac{I_i}{e} M}; \\ \left( \frac{Fq}{I_i M} \right)^2 = \frac{2\left( UI - \frac{I_i}{e} E_i - N_z \right)}{\frac{I_i}{e} M}. \end{array} \right. \quad (5)$$

Из системы уравнений (5) находим два неизвестных: ионный ток, полученный путем частичной ионизации анодного расхода  $I_i$ , и мощность потерь  $N_z$ :

$$I_i = \frac{F\sqrt{e}}{\sqrt{2M(U - U_{cg})}}; \quad (6)$$

$$N_z = IU - \left( U - U_{cg} + \frac{E_i}{e} \right) I_i. \quad (7)$$

### Определение оптимального режима работы двигателя

С целью проведения анализа рабочих процессов для различных двигателей были рассмотрены следующие безразмерные параметры:  $I_i/I$ ,  $(N - N_z)/N$ , в зависимости от удельного тока разряда  $j$  или плотности разряда в поперечном сечении канала:

$$j = I/S, \quad (8)$$

где  $S$  — площадь поперечного сечения разрядного канала.

Параметр  $I_i/I$  служит для оценки вклада в ток разряда тока, полученного при ионизации анодного расхода [18].

Параметр  $(N - N_z)/N$  предназначен для определения того, какая часть мощности идет непосредственно на производство силы тяги, по сути

это есть коэффициент полезного действия двигателя с точки зрения затрат энергии. Как показала практика, данный коэффициент зависит линейно от параметра  $I_i/I$ . Ниже показана зависимость, полученная в результате использования формулы (7):

$$\frac{N - N_z}{N} = \left( 1 - \frac{U_{cg}}{U} + \frac{E_i}{Ue} \right) \frac{I_i}{I}. \quad (9)$$

В формуле (9) выражение в скобках является константой, так как напряжение разряда — постоянная величина 300 В, а напряжение катод-земля тоже можно условно считать постоянной величиной. Таким образом, получен следующий результат — энергетический КПД зависит прямо пропорционально от доли ионного тока в токе разряда, и, чем больше ионный ток, тем больше энергии идет на полезную работу. В ходе дальнейшего анализа будем учитывать этот результат, и найденные закономерности при анализе поведения параметра  $(N - N_z)/N$  будут распространяться и на параметр  $I_i/I$ . Решение анализировать параметр  $(N - N_z)/N$  основано на том, что он имеет большой физический смысл, поскольку это КПД двигателя, который учитывает исключительно затраты электрической энергии, подводимой к двигателю.

Для определения коэффициента использования рабочего тела рассмотрим еще одно отношение  $I_i/I_G$ , где  $I_G$  — ионный ток, полученный при условии однократной ионизации всего расхода, вышедшего из анода:

$$I_G = \frac{G}{M} e,$$

где  $G$  — анодный расход двигателя.

На рис. 1 и 2 представлены зависимости двух КПД — мощности и расхода — от плотности тока разряда для разных типоразмеров двигателей. Кривые на графиках показывают характер изменения коэффициентов в зависимости от плотности разряда.

Прежде всего следует уточнить важный момент, которому не было уделено достаточного внимания. Формулы, полученные для анализа, были выведены при условии отсутствия потерь напряжения, за исключением напряжения катод-земля, и также не были учтены потери в результате отклонения траектории вылетевшего иона от оси двигателя [18]. Несмотря на такие допущения, получены неплохие результаты. Из графика изменения эффективности использования рабочего тела видно, что значения при плотностях тока разряда выше 0,1 А/см<sup>2</sup> находятся на уровне 90 %.

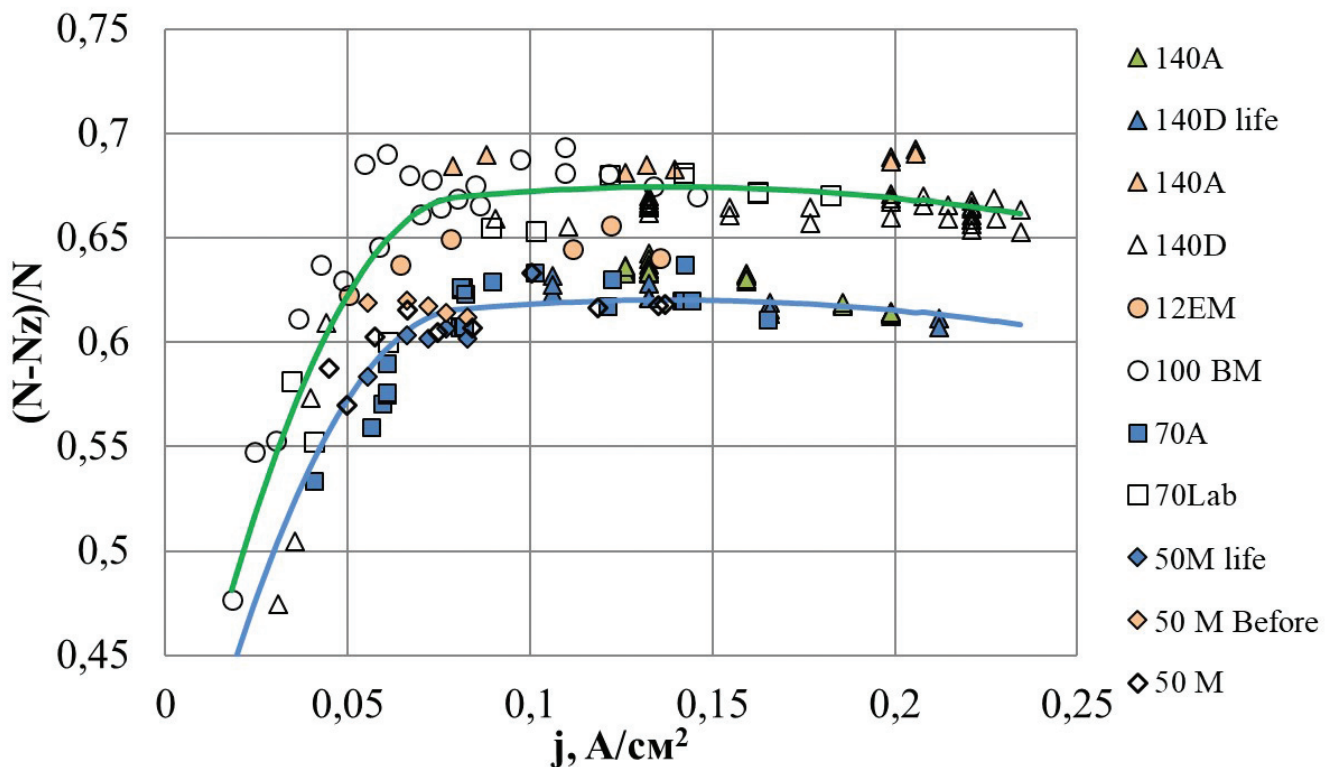


Рис. 1. Зависимость энергетического КПД от плотности разряда

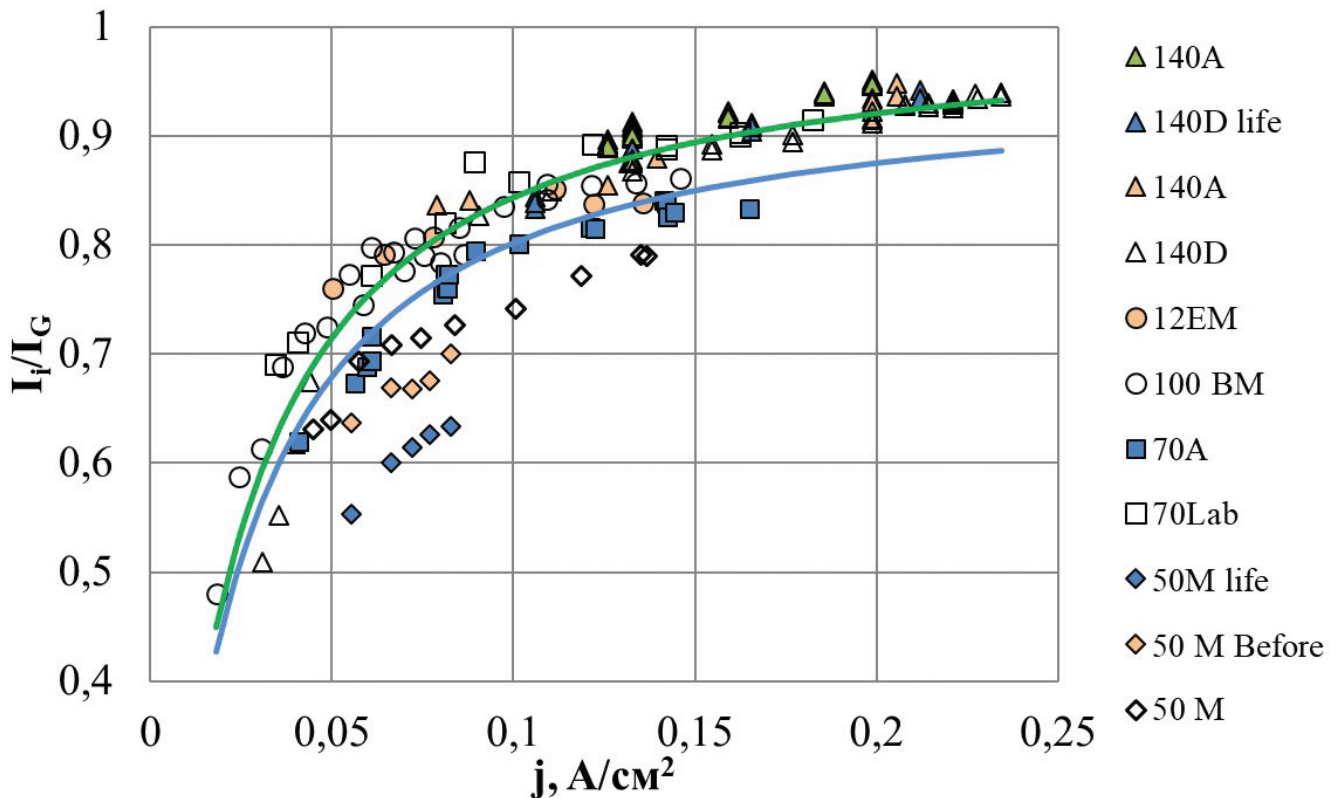


Рис. 2. Зависимость коэффициента использования рабочего тела от плотности разряда

Это хорошо коррелирует с результатами, приведенными в других работах [19].

Еще одним фактором, указывающим на справедливость рассуждений, является поведение КПД по мощности. Как видно из графика, показанного на рис. 1, после плотности порядка  $0,07 \text{ A/cm}^2$  КПД по мощности, а также параметр  $I_i/I$  становятся постоянными и для некоторых моделей остаются постоянными вплоть до плотностей уровня  $0,20 \text{ A/cm}^2$ .

Рассмотрим более детально характер поведения КПД отдельно для разных двигателей. На рис. 3 представлены графики для коэффициентов с аппроксимированными линейными зависимостями. Как видно из графиков, рабочий диапазон двигателя можно разбить на три диапазона по плотности разряда.

*Первый* — до  $0,07 \text{ A/cm}^2$ , его можно охарактеризовать как неудовлетворительный. Это диапазон с низкими параметрами и, возможно, в нем не в полной мере выполняется условие для формулы (1). Что характерно — такой диапазон свойственен всем типам двигателей.

*Второй диапазон* — он охарактеризован как диапазон оптимальной работы двигателя — начинается от  $0,07 \text{ A/cm}^2$ , но верхняя граница не имеет

одной характерной величины для всех типоразмеров двигателей. Этот рабочий диапазон с верхней границей от  $0,15$  до  $0,20 \text{ A/cm}^2$  в зависимости от конструктивных особенностей двигателя характеризуется постоянной величиной коэффициента использования мощности разряда во всем диапазоне, при этом по мере увеличения плотности разряда коэффициент использования рабочего тела растет в линейной зависимости.

*Третий диапазон* — это диапазон с высокой плотностью разряда, и не каждый двигатель способен работать на таких мощностях из-за конструктивных ограничений. Он характеризуется падением КПД по мощности с ростом плотности, при этом коэффициент использования рабочего тела выходит на определенный уровень и сохраняется на протяжении всего диапазона.

Таким образом, можно определить оптимальный рабочий диапазон двигателя, который соответствует плотностям тока разряда от  $0,07$  до  $(0,015-0,02) \text{ A/cm}^2$  в зависимости от конструктивных особенностей двигателя. Какая именно конфигурация магнитного поля необходима для расширенного рабочего диапазона — это предмет отдельного анализа, но в первом приближении полученные результаты позволяют определить

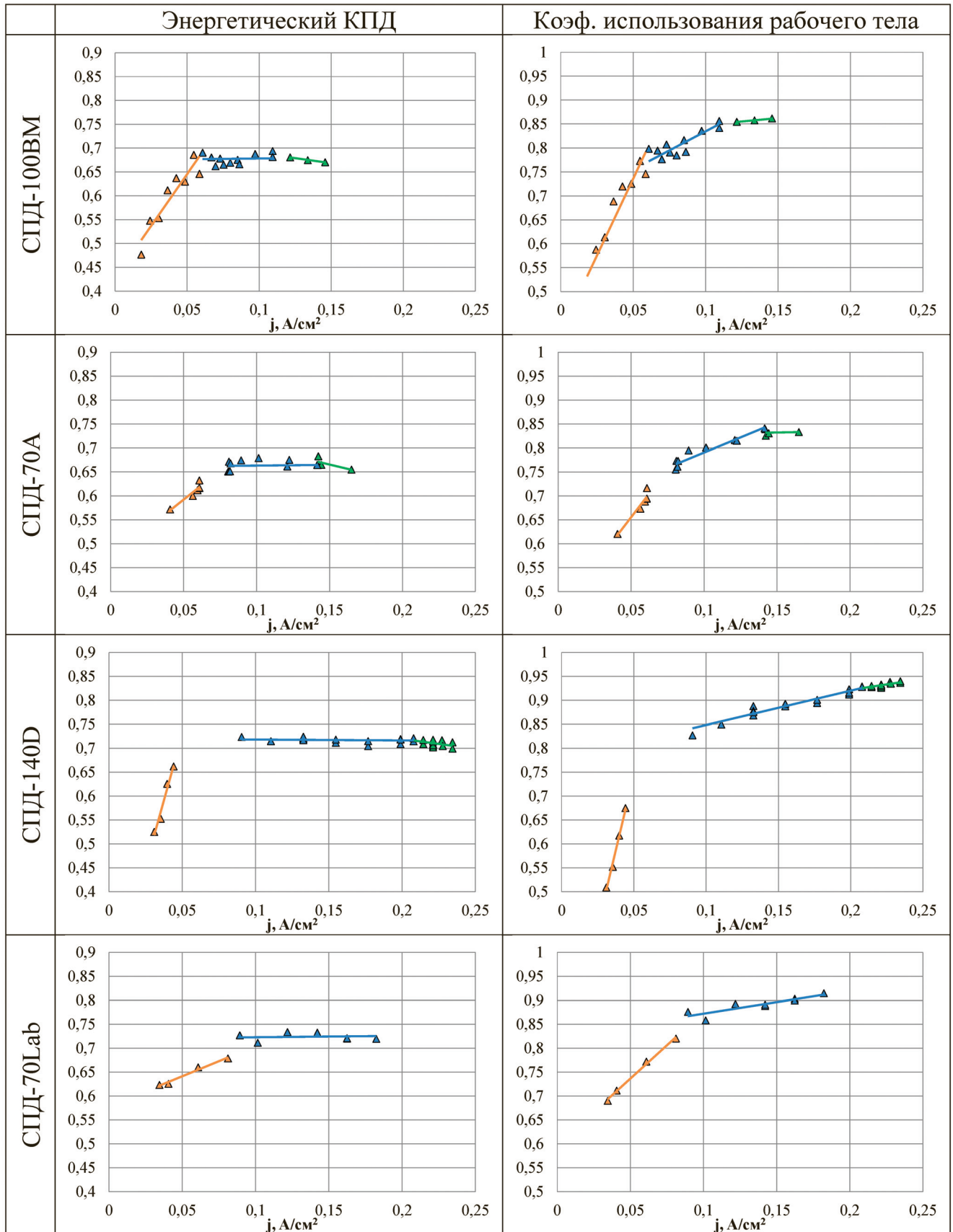


Рис. 3. Зависимость энергетического КПД и коэффициента использования рабочего тела от плотности разряда у разных СПД

типоразмер двигателя исходя из заданной мощности.

Еще один важный момент, обнаруженный при анализе, — это поведение двигателей в ресурсе. Так, если мы рассмотрим двигатель СПД-140Д (рис. 1 и 2), то до ресурса КПД по мощности был на уровне 67 %, но в результате ресурсных испытаний он опустился до уровня 62 %. Несколько другая ситуация наблюдалась в процессе ресурса двигателя СПД-50М, где КПД по мощности остался на одном уровне 62 %, но произошло снижение коэффициента использования рабочего тела в среднем на 5%. Это еще один результат, требующий отдельного анализа.

### Выводы

В статье предложен альтернативный способ обработки данных и определены новые коэффициенты полезного действия для мощности и для ионизации рабочего тела.

В ходе анализа выявлено, что для двигателей всех типоразмеров СПД, имеющих классическую конструкцию с магнитным экранированием, существует характерный диапазон для плотности тока разряда от 0,07 до (0,015—0,02) А/см<sup>2</sup>, в котором двигатель работает с наименьшими потерями энергии, и что при этом по мере увеличения плотности тока разряда растет доля ионизованного расхода.

### Библиографический список

1. *Ким В.П.* Стационарные плазменные двигатели в России: проблемы и перспективы // Труды МАИ. 2012. № 60. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=35374>
2. *Hofer R.R., Jankovsky R.S., Gallimore A.D.* High-Specific Impulse Hall Thrusters, Part 1: Influence of Current Density and Magnetic Field // Journal of Propulsion and Power. 2006. Vol. 22. No. 4, pp. 721–731. DOI: 10.2514/1.15952
3. *Hofer R.R., Gallimore A.D.* High-Specific Impulse Hall Thrusters, Part 2: Efficiency Analysis // Journal of Propulsion and Power. 2006. Vol. 22. No. 4, pp. 732–740. DOI: 10.2514/1.15954
4. *Ким В.П., Грдличко Д.П., Меркурьев Д.В., Смирнов П.Г., Шилов Е.А.* Исследование характеристик стационарного плазменного двигателя на режимах работы с высокими разрядными напряжениями // Вестник Московского авиационного института. 2015. Т. 22. № 4. С. 53–66.
5. *Ким В.П., Меркурьев Д.В., Сидоренко Е.К.* Исследование параметров плазмы и радиальных потоков ионов вблизи выходной плоскости стационарного плазменного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21. № 1. С. 95–103.
6. *Бугрова А.И., Масленников Н.А., Морозов А.И.* Законы подобия интегральных характеристик в УЗДП // Журнал технической физики. 1991. Т. 61. № 6. С. 45–51.
7. *Морозов А.И., Меликов И.В.* О подобии процессов в плазменных ускорителях с замкнутым дрейфом электронов (УЗДП) при наличии ионизации // Журнал технической физики. 1974. Т. 44. № 3. С. 544–548.
8. *Shagayda A.* On Scaling of Hall Effect Thruster // 33th International Electric Propulsion Conference (6–10 October 2013; Washington, D.C., USA). IEPC-2013-056.
9. *Kim V., Sidorenko E.K.* On the stationary plasma thruster scaling laws // Space Propulsion 2010 Conference (3–6 May 2010; San Sebastian, Spain).
10. *Ahedo E., Gallardo J.* Scaling Down Hall Thrusters // 28th International Electric Propulsion Conference (March 2003; Toulouse, France). IEPC-2003-104. URL: <http://electricrocket.org/IEPC/0104-0303iepc-full.pdf>
11. *Andrenucci M., Biagioni L., Marcuccio S., Paganucci F., Tobak M.* Fundamental Scaling Laws for Electric Propulsion Concepts. Part 1: Hall Effect Thrusters // 28th International Electric Propulsion Conference (March 2003; Toulouse, France). No. 2003-259. URL: <http://electricrocket.org/IEPC/0259-0303iepc-full.pdf>
12. *Battista F., Marco E.A., Misuri T., Andrenucci M.* A Review of the Hall Thruster Scaling Methodology // 30th International Electric Propulsion Conference (17–20 September 2007; Florence, Italy). Paper 2007-313.
13. *Lee E., Kim Y., Lee H., Kim H., Doh G., Lee D., Choe W.* Scaling approach for sub-kilowatt Hall-effect thrusters // Journal of Propulsion and Power. 2019. Vol. 35. No. 6. DOI: 10.2514/1.B37424
14. *Saevels P., Semenenko D., Albertini R., Scremin G.* Development of a Long-Life Low-Power Hall Thruster // 35th International Electric Propulsion Conference (08–12 October 2017; Atlanta, Georgia, USA). No. IEPC-2017-38.
15. *Novikov I.K.* Main Directions of Electric Propulsion Development in Russia. Paper IEPC-2011-331 // 32nd International Electric Propulsion Conference (11–15 September 2011; Wiesbaden, Germany).
16. *Козубский К.Н., Мурашко В.Н., Рылов Ю.П.* и др. СПД работают в космосе // Физика плазмы. 2003. Т. 29. № 3. С. 277–292.
17. *Бойкачев В.Н., Гусев Ю.Г., Жасан В.С.* и др. О возможности создания электроракетной двигательной установки мощностью 10...30 кВт на базе двухрежимного двигателя СПД-140Д // Космическая техника и технологии. 2014. № 1(4). С. 48–59.
18. *Delgado J.J., Corey R.L., Murashko V.M., Koryakin A.I., Pridanikov S.Y.* Qualification of the SPT-140 for use on Western Spacecraft // 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (28–30 July 2014; Cleveland, OH). AIAA 2014-3606. DOI: 10.2514/6.2014-3606

19. Gnizdor R., Komarov A., Mitrofanova O., Saevets P., Semenenko D. High-impulse SPT-100D thruster with discharge power of 1.0...3.0 kW // 35th International Electric Propulsion Conference (08–12 October 2017; Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, USA). IEPC-2017-40. URL: [http://electricrocket.org/IEPC/IEPC\\_2017\\_40.pdf](http://electricrocket.org/IEPC/IEPC_2017_40.pdf)
20. Mitrofanova O.A., Gnizdor R.Yu., Murashko V.M., Koryakin A.I., Nesterenko A.N. New Generation of SPT-100 // 32th International Electric Propulsion Conference (11-15 September 2011; Wiesbaden, Germany). IEPC-2011-041. URL: <http://electricrocket.org/IEPC/IEPC-2011-041.pdf>
21. Morozov A.I., Esipchuk Y.V., Kapulkin A.M., Nevrovskii V.A., Smirnov V.A. Effect of the magnetic field on a closed-electron-drift accelerator // Technical Physics. 1972. Vol. 17. No. 2, pp. 482-487.
22. Горшков О.А., Муравлев В.А., Шагайда А.А. Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов: Монография / Под ред. А.С. Коротеева. — М.: Машиностроение, 2008. — 208 с.
23. Горшков О.А., Шагайда А.А. Метод определения коэффициентов эффективности плазменного ускорителя с замкнутым дрейфом электронов // Письма в Журнал технической физики. 2008. Т. 34. № 4. С. 37-43.
24. Raitses Y., Ashkenazy J., Guelman M. Propellant Utilization in Hall Thrusters // Journal of Propulsion and Power. 1998. Vol. 14. No. 2, pp. 247-253. DOI: 10.2514/2.5274

## CHARACTERISTICS ANALYSIS OF STATIONARY PLASMA THRUSTER

Semenenko D.A.<sup>1\*</sup>, Saevets P.A.<sup>1\*\*</sup>, Komarov A.A.<sup>1\*\*\*</sup>, Rumyantsev A.V.<sup>2\*\*\*\*</sup>

<sup>1</sup> Experimental Design Bureau “Fakel”,  
181, Moskovsky av., Kaliningrad, 236001, Russia  
<sup>2</sup> Immanuel Kant Baltic Federal University (IKBFU),  
14, A. Nevskogo str., Kaliningrad, 236041, Russia  
\* e-mail: [semenenkoda@fakel-russia.com](mailto:semenenkoda@fakel-russia.com)  
\*\* e-mail: [caevets@fakel-russia.com](mailto:caevets@fakel-russia.com)  
\*\*\* e-mail: [komarov@fakel-russia.com](mailto:komarov@fakel-russia.com)  
\*\*\*\* e-mail: [albert37@list.ru](mailto:albert37@list.ru)

### Abstract

An important task in the thruster design is determining its basic geometrical dimension, which will define its thrust and specific characteristics. By specifying the main standard size of the thruster, we lay the foundation of the design and therethrough directly determine its operating range. Thus, it is especially important to understand what parameters can be obtained from the thruster at the initial stage of its design.

To solve the set problem, it was necessary to switch to dimensionless parameters that would characterize the thrust and specific characteristics of the thruster. The presented work derives the basic dimensionless parameters, characterizing the thruster operation from the viewpoint of energy consumption and working fluid utilization. The obtained coefficients allow characterizing the thruster operation regardless of its geometric dimension, and comparing operation parameters of thrusters of different standard sizes operating in different power ranges among themselves.

Thus, analysis of stationary plasma thrusters, developed by the “Fakel” Design Buro, was performed

by the newly presented dimensionless parameters. The analysis was conducted for a single working liquid, namely Xenon, and a single discharging voltage of 300 V. As the result, the dependencies of the working liquid utilization factor and consumption ratio on the discharge current density were obtained.

It should be noted that, despite the differences in the thrusters’ standard sizes and the sizes of the discharge channel, the curves with characteristic working zones were obtained for the entire family of thrusters. The optimal operating range for stationary plasma thrusters, which corresponds to the discharge current density from 0.07 to (0.015–0.02) A/cm<sup>2</sup>, depending on their design features, was determined in the course of the analysis.

Eventually, with known operating power range, necessary for set task accomplishing, it is possible to determine geometric dimension of the thruster based on the optimal operation area of the engine, as well as define approximated thrust and specific characteristics of the thruster being developed by simple transformations, obtained dependencies of

working liquid utilization factor and energy consumption ratio.

**Keywords:** stationary plasma thruster, integral characteristics, discharge current density, power of costs, energy efficiency, working fluid utilization factor.

## References

1. Kim V.P. *Trudy MAI*, 2012, no. 60. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=35374>
2. Hofer R.R., Jankovsky R.S., Gallimore A.D. High-Specific Impulse Hall Thrusters, Part 1: Influence of Current Density and Magnetic Field. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, vol. 22, no. 4, pp. 721–731. DOI: 10.2514/1.15952
3. Hofer R.R., Gallimore A.D. High-Specific Impulse Hall Thrusters, Part 2: Efficiency Analysis. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, vol. 22, no. 4, pp. 732–740. DOI: 10.2514/1.15954
4. Kim V.P., Grdlichko D.P., Merkur'ev D.V., Smirnov P.G., Shilov E.A. Study of stationary plasma thruster performance in operating modes with high discharge voltages. *Aerospace MAI Journal*, 2015, vol. 22, no. 4, pp. 53–66.
5. Kim V.P., Merkur'ev D.V., Sidorenko E.K. Investigation of plasma and radial ion flow parameters in the vicinity of the spt exit plane. *Aerospace MAI Journal*, 2014, vol. 21, no. 1, pp. 95–103.
6. Bugrova A.I., Maslennikov N.A., Morozov A.I. *Zhurnal tekhnicheskoi fiziki*, 1991, vol. 61, no. 6, pp. 45–51.
7. Morozov A.I., Melikov I.V. *Zhurnal tekhnicheskoi fiziki*, 1974, vol. 44, no. 3, pp. 544–548.
8. Shagayda A. On Scaling of Hall Effect Thruster. *33th International Electric Propulsion Conference (6–10 October 2013; Washington, D.C., USA)*. IEPC-2013-056.
9. Kim V., Sidorenko E.K. On the stationary plasma thruster scaling laws. *Space Propulsion 2010 Conference (3–6 May 2010; San Sebastian, Spain)*.
10. Ahedo E., Gallardo J. Scaling Down Hall Thrusters. *28th International Electric Propulsion Conference (March 2003; Toulouse, France)*. IEPC-2003-104. URL: <http://electricrocket.org/IEPC/0104-0303iepc-full.pdf>
11. Andrenucci M., Biagioni L., Marcuccio S., Paganucci F., Tobak M. Fundamental Scaling Laws for Electric Propulsion Concepts. Part 1: Hall Effect Thrusters. *28th International Electric Propulsion Conference (March 2003; Toulouse, France)*. No. 2003-259. URL: <http://electricrocket.org/IEPC/0259-0303iepc-full.pdf>
12. Battista F., Marco E.A., Misuri T., Andrenucci M. A Review of the Hall Thruster Scaling Methodology. *30th International Electric Propulsion Conference (17–20 September 2007; Florence, Italy)*. Paper 2007-313.
13. Lee E., Kim Y., Lee H., Kim H., Doh G., Lee D., Choe W. Scaling approach for sub-kilowatt Hall-effect thrusters. *Journal of Propulsion and Power*, 2019, vol. 35, no. 6. DOI: 10.2514/1.B37424
14. Saevets P., Semenenko D., Albertini R., Scremin G. Development of a Long-Life Low-Power Hall Thruster. *35th International Electric Propulsion Conference (08–12 October 2017; Atlanta, Georgia, USA)*. No. IEPC-2017-38.
15. Novikov I.K. Main Directions of Electric Propulsion Development in Russia. Paper IEPC-2011-331. *32nd International Electric Propulsion Conference (11–15 September 2011; Wiesbaden, Germany)*.
16. Kozubskii K.N., Murashko V.N., Rylov Yu.P. et al. *Fizika plazmy*, 2003, vol. 29, no. 3, pp. 277–292.
17. Boikachev V.N., Gusev Yu.G., Zhasan V.S. et al. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii*, 2014, no. 1(4), pp. 48–59.
18. Delgado J.J., Corey R.L., Murashko V.M., Koryakin A.I., Pridanikov S.Y. Qualification of the SPT-140 for use on Western Spacecraft. *50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (28–30 July 2014; Cleveland, OH)*. AIAA 2014-3606. DOI: 10.2514/6.2014-3606
19. Gnizdor R., Komarov A., Mitrofanova O., Saevets P., Semenenko D. High-impulse SPT-100D thruster with discharge power of 1.0...3.0 kW. *35th International Electric Propulsion Conference (08–12 October 2017; Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, USA)*. IEPC-2017-40. URL: [http://electricrocket.org/IEPC/IEPC\\_2017\\_40.pdf](http://electricrocket.org/IEPC/IEPC_2017_40.pdf)
20. Mitrofanova O.A., Gnizdor R.Yu., Murashko V.M., Koryakin A.I., Nesterenko A.N. New Generation of SPT-100. *32th International Electric Propulsion Conference (11–15 September 2011; Wiesbaden, Germany)*. IEPC-2011-041. URL: <http://electricrocket.org/IEPC/IEPC-2011-041.pdf>
21. Morozov A.I., Esipchuk Y.V., Kapulkin A.M., Nevrovskii V.A., Smirnov V.A. Effect of the magnetic field on a closed-electron-drift accelerator. *Technical Physics*, 1972, vol. 17, no. 2, pp. 482–487.
22. Gorshkov O.A., Muravlev V.A., Shagaida A.A. *Khollovskie i ionnye plazmennye dvigateli dlya kosmicheskikh apparatov* (Hall and ion plasma movers for spacecraft), Moscow, Mashinostroenie, 2008, 208 p.
23. Gorshkov O.A., Shagaida A.A. *Pis'ma v Zhurnal tekhnicheskoi fiziki*, 2008, vol. 34, no. 4, pp. 37–43.
24. Raitses Y., Ashkenazy J., Guelman M. Propellant Utilization in Hall Thrusters. *Journal of Propulsion and Power*, 1998, vol. 14, no. 2, pp. 247–253. DOI: 10.2514/2.5274