

УДК 621.455.4

DOI: 10.18698/0536-1044-2018-7-69-76

Сравнение характеристик модели двигателя с анодным слоем при работе на ксеноне, аргоне и азоте*

Д.В. Духопельников, В.А. Рязанов, С.О. Шилов

МГТУ им. Н.Э. Баумана, 105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1

A Comparison of Characteristics of a Model of the Anode Layer Thruster Operating on Xenon, Argon and Nitrogen

D.V. Dukhopelnikov, V.A. Ryazanov, S.O. Shilov

BMSTU, 105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1



e-mail: duh@bmstu.ru, e-mail: rzn@bmstu.ru, s.shilov@bmstu.ru



Характеристики двигателя с анодным слоем зависят от используемого рабочего тела. При переходе от традиционно применяемого и хорошо изученного ксенона к другим рабочим телам необходимо знать, как изменяются основные параметры двигателя. Приведены результаты исследования работы лабораторной модели двигателя с анодным слоем в низковольтном режиме на ксеноне, аргоне и азоте. Получены вольт-амперные характеристики и зависимости ионного тока от напряжения разряда модельного устройства для каждого из рабочих тел. Проведено сравнение энергетического и массового коэффициентов полезного действия и сделана оценка энергетической цены тяги при работе двигателя с анодным слоем на азоте и инертных газах.

Ключевые слова: электрический ракетный двигатель, двигатель с анодным слоем, реактивный газ, заборный воздух, ионный ток, энергетическая цена тяги



Characteristics of the thruster with anode layer depends on the propellant. In the transition from traditionally used and well-studied xenon to other propellants, it is important to know how the main parameters of the thruster are changing. The article presents the results of research into the operation of a laboratory model of the anode layer thruster in the low voltage mode on xenon, argon and nitrogen. Current-voltage characteristics and dependences of the ion current on the discharge voltage of model devices for each propellant are obtained. The energy and mass efficiency factors are compared. The evaluation of the power-thrust ratio when the anode layer thruster operates on nitrogen and inert gases is performed.

Keywords: electric rocket propulsion unit, anode layer thruster, reactive gas, ambient air, ion current, power thrust ratio

Непрерывное развитие низкоорбитальных спутниковых систем связи, навигации, дистанционного зондирования и метеорологии требует увеличения массы полезной нагрузки и про-

должительности активного существования космических аппаратов на орбите. Их пребывание на низкой околоземной орбите возможно при компенсации тягой двигательной установ-

* Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ 16-38-00776\17 от 25.02.2016 г.

ки силы сопротивления со стороны остаточной атмосферы Земли, плотность которой еще достаточно велика на высотах до 300 км [1–3].

Традиционным рабочим телом (РТ) электрического ракетного двигателя является ксенон, запас которого на борту ограничен. Использование забортного воздуха в качестве РТ электроракетной двигательной установки позволит продлить срок активного существования космического аппарата и увеличить долю полезной нагрузки благодаря отсутствию системы хранения и подачи РТ [3–6].

В настоящее время ведутся активные исследования работы электрических ракетных двигателей различных типов на компонентах воздушной смеси. Так, в статье [7] рассмотрена возможность применения двигателя с анодным слоем (ДАС), а в публикации [8] — радиочастотного ионного двигателя.

В нашей статье в качестве источника тяги представлен одноступенчатый ДАС. На сегодняшний день наиболее полно изучена работа ДАС на инертных газах, тогда как исследования ДАС, функционирующего на компонентах воздушной смеси, не проводились.

Цели работы — исследование параметров модели ДАС при работе на азоте в низковольтном режиме и сравнение эффективности ее функционирования на инертных газах (ксеноне, аргоне) и азоте.

Подобные сравнительные испытания проводились в Италии, где в качестве источника тяги выступали стационарный плазменный двигатель [9] и радиочастотный ионный двигатель [10].

Оборудование. Исследования выполнены на экспериментальной вакуумной установке с цилиндрической вакуумной камерой диаметром 700 мм и длиной 700 мм. Производительность вакуумной системы установки по азоту составляла 3200 л/с, остаточное давление в вакуумной камере — $9 \cdot 10^{-4}$ Па. Уровень давления при работе ДАС находился в интервале 0,02...0,10 Па.

Исследуемая модель ДАС (рис. 1) имела следующие геометрические параметры: средний диаметр ускорительного канала $D_{\text{ср}} = 40$ мм, межполюсной зазор $b = 6$ мм.

Ионизация нейтральных частиц азота или инертных газов, поступающих из охлаждаемого анода-газораспределителя, происходила в кольцевом канале, образованном анодом 2 и магнитными полюсами 3 и 4. Радиальное маг-

нитное поле в ускорительном канале создавалось электромагнитной катушкой 1. Компенсация ионного пучка осуществлялась газоразрядным катодом-компенсатором (КК) с прямым накалом вольфрамовой нити, установленным вблизи среза двигателя. Для защиты нити накала от воздействия азота в КК подавался аргон.

Электрическая схема экспериментальной установки приведена на рис. 2, где \dot{m}_1 — расход РТ через анод-газораспределитель; \dot{m}_2 — расход РТ через КК.

В качестве низковольтного ИП 1 электромагнитной катушки 3 использован ИП Agilent Technologies N5747A, работавший в режиме стабилизации тока. Во время исследований ток в катушке изменялся в интервале 1,0...4,5 А, что соответствовало диапазону радиальной составляющей индукции магнитного поля в ускорительном канале 12...33 мТл. Питание разряда осуществлялось с помощью его ИП 11 (MKS Instruments RPG-50E), подключенного через балластное сопротивление R_6 и функционирующего в режиме стабилизации напряжения. Термоэмиссионный элемент КК 7 нагревал сварочный инвертор Tetrax T270 8, работающий в режиме стабилизации тока.

Для измерения плотности ионного тока I_i на расстоянии 200 мм соосно с двигателем был установлен зонд Фарадея 5, перекрывавший

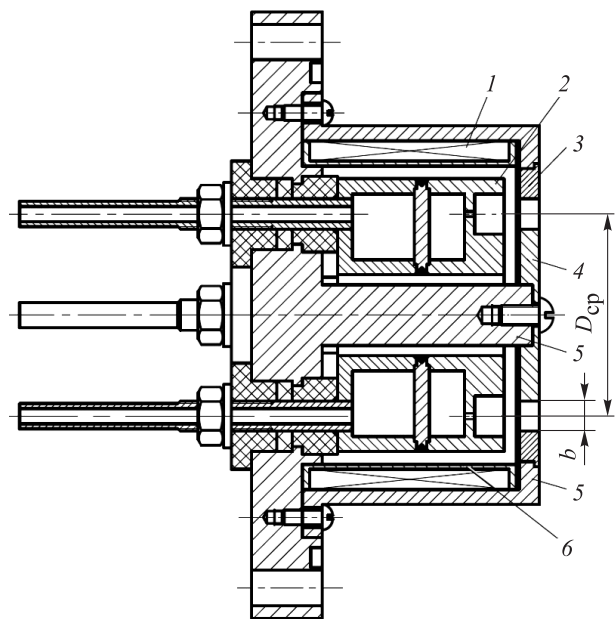


Рис. 1. Экспериментальная модель ДАС:

- 1 — электромагнитная катушка; 2 — анод;
- 3 и 4 — внешний и внутренний магнитные полюса;
- 5 — магнитопровод; 6 — обечайка катушки

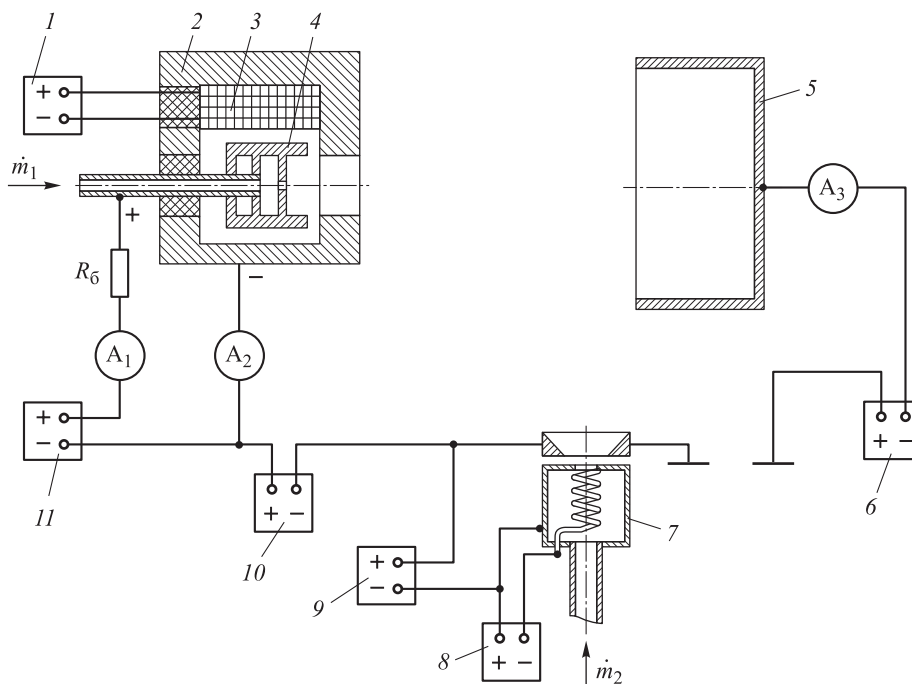


Рис. 2. Электрическая схема экспериментальной установки:

1 — источник питания (ИП) электромагнитной катушки ДАС; 2 — магнитопровод ДАС; 3 — электромагнитная катушка; 4 — анод ДАС; 5 и 6 — зонд Фарадея и его ИП; 7 — КК; 8 — ИП эмиттера (сварочный инвертор); 9 — ИП смещения вытягивающего электрода КК; 10 — ИП смещения полюсов; 11 — ИП разряда

всю площадь ионного пучка. Для отсечки электронного тока от ИП 6 на зонд подавался отрицательный относительно вакуумной камеры потенциал 30 В. Для измерения разрядного тока, тока на стенке ускорительного канала и тока на зонд Фарадея (ионного тока пучка) использованы амперметры типа М253: А₁, А₂ и А₃ соответственно.

Подача РТ осуществлялась через регуляторы массового расхода газа MKS Instruments 2179А, управляемые четырехканальным блоком контроля расхода газа MKS Instruments Multi Gas Controller 647С, который выдавал значения газового потока Q в кубических сантиметрах в минуту при нормальных условиях. Газовый поток пересчитывали в массовый расход G_m и расход, выраженный в токовых единицах, по формулам

$$G_m = a m_p M_a N_L \frac{10^{-6} Q}{60};$$

$$I_m = a e N_L \frac{10^{-6} Q}{60},$$

где a — коэффициент, учитывающий род РТ (для аргона a = 1,00, для ксенона a = 0,95, для азота a = 0,72); m_p = 1,67 · 10⁻²⁷ кг — масса протона; M_a — атомная масса; N_L = 2,69 · 10²⁵ м⁻³ — чис-

ло Лошмидта; Q — показание регулятора расхода газа, см³/мин; e = 1,6 · 10⁻¹⁹ Кл — заряд электрона.

Экспериментальные исследования. Проведены исследования низковольтных режимов работы ДАС на трех РТ: ксеноне, аргоне и азоте. Значение магнитного поля в канале и расход РТ подбирали исходя из условия максимального ионного тока.

На рис. 3 приведены фотографии ДАС, работающего в низковольтном режиме на различных РТ. При использовании инертного газа КК питался тем же РТ через отдельный канал. Во время функционирования ДАС на азоте в КК подавался аргон. Расход РТ через КК определялся электронным током, необходимым для компенсации ионного пучка, и находился в диапазоне 0,1... 0,2 мг/с.

На рис. 4 показаны вольт-амперные характеристики (ВАХ) при фиксированных значениях расхода и индукции магнитного поля в межполюсном зазоре ДАС, где I_p и U_p — ток и напряжение разряда.

На рис. 5 приведены зависимости ионного тока пучка I_i от напряжения разряда U_p при работе ДАС на ксеноне, аргоне и азоте.

На рис. 6 показаны зависимости массового η_m и токового η_i коэффициентов полезного

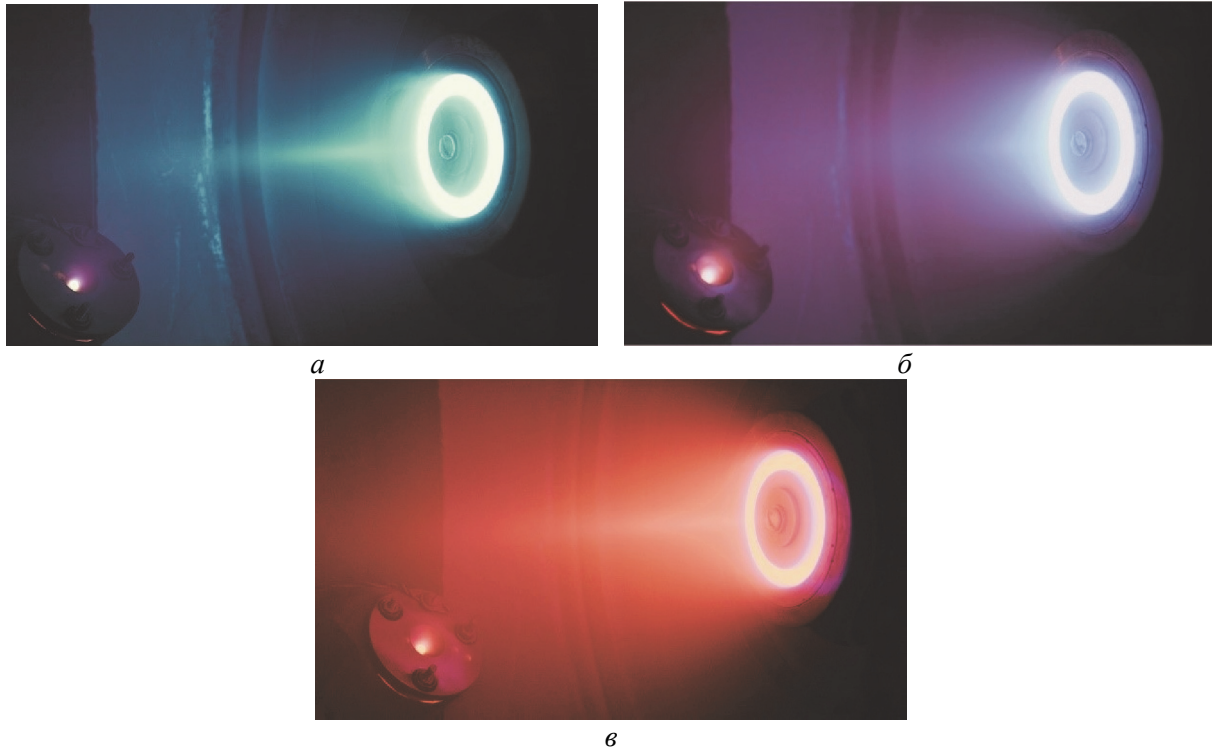


Рис. 3. Фотографии ДАС, работающего в низковольтном режиме на РТ ксеноне (а), аргоне (б) и азоте (в)

действия (КПД) от напряжения разряда, определенные по следующим соотношениям [11]:

$$\eta_m = \frac{I_i}{I_m}; \quad \eta_i = \frac{I_i}{I_p}.$$

Полученные зависимости массового КПД двигателя позволили оценить энергетическую цену тяги ξ , при его работе на ксеноне, аргоне и

азоте. Энергетическая цена тяги — это отношение электрической мощности $N_{эл}$ к получаемой тяге F_T . Допуская, что ионный пучок не имеет расхождения, расчетную тягу можно определить как

$$F_T = \eta_m \langle V_i \rangle G_m,$$

где $\langle V_i \rangle$ — средняя (эффе́ктивная) скорость истекающих из двигателя ионов.

Средняя скорость для однозарядных ионов вычисляется следующим образом [12]:

$$\langle V_i \rangle = \int f(V_i) V_i dV_i = \eta_V \sqrt{\frac{2eU_p}{m_p M_a}},$$

где $f(V_i)$ — функция распределения ионов по скоростям; η_V — коэффициент, принятый равным 0,7 [12].

Например, при напряжении разряда 200 В расчетная тяга ДАС для режимов, приведенных на рис. 6, составила 18, 24 и 19 мН для ксенона, аргона и азота соответственно.

Согласно работе [12], энергетическая цена тяги ДАС

$$\xi_i = \frac{I_p U_p}{\eta_m G_m \eta_V} \sqrt{\frac{m_p M_a}{2eU_p}}.$$

Отсюда следует, что энергетическая цена тяги ДАС при работе на ксеноне — 21 кВт/Н, а на аргоне и азоте — 43 и 50 кВт/Н соответственно.

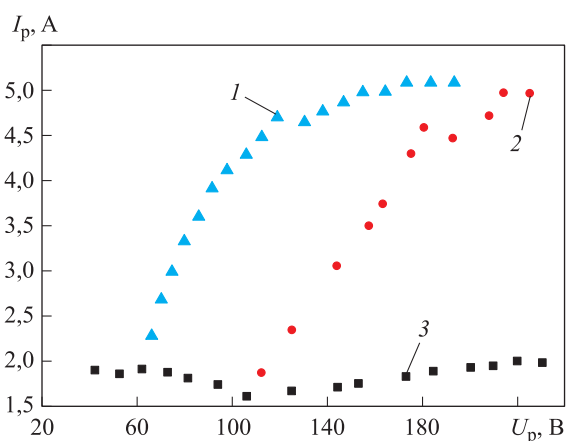


Рис. 4. ВАХ разряда при работе ДАС на аргоне (1), азоте (2) и ксеноне (3):

1 — массовый расход РТ $G_m = 1,23$ мг/с; расход РТ, выраженный в токовых единицах, $I_m = 3$ А; максимальное значение радиальной составляющей индукции магнитного поля в ускорительном канале $B_r = 0,0183$ Тл;
2 — $G_m = 1,12$ мг/с; $I_m = 4$ А; $B_r = 0,0290$ Тл;
3 — $G_m = 1,3$ мг/с; $I_m = 1$ А; $B_r = 0,0230$ Тл

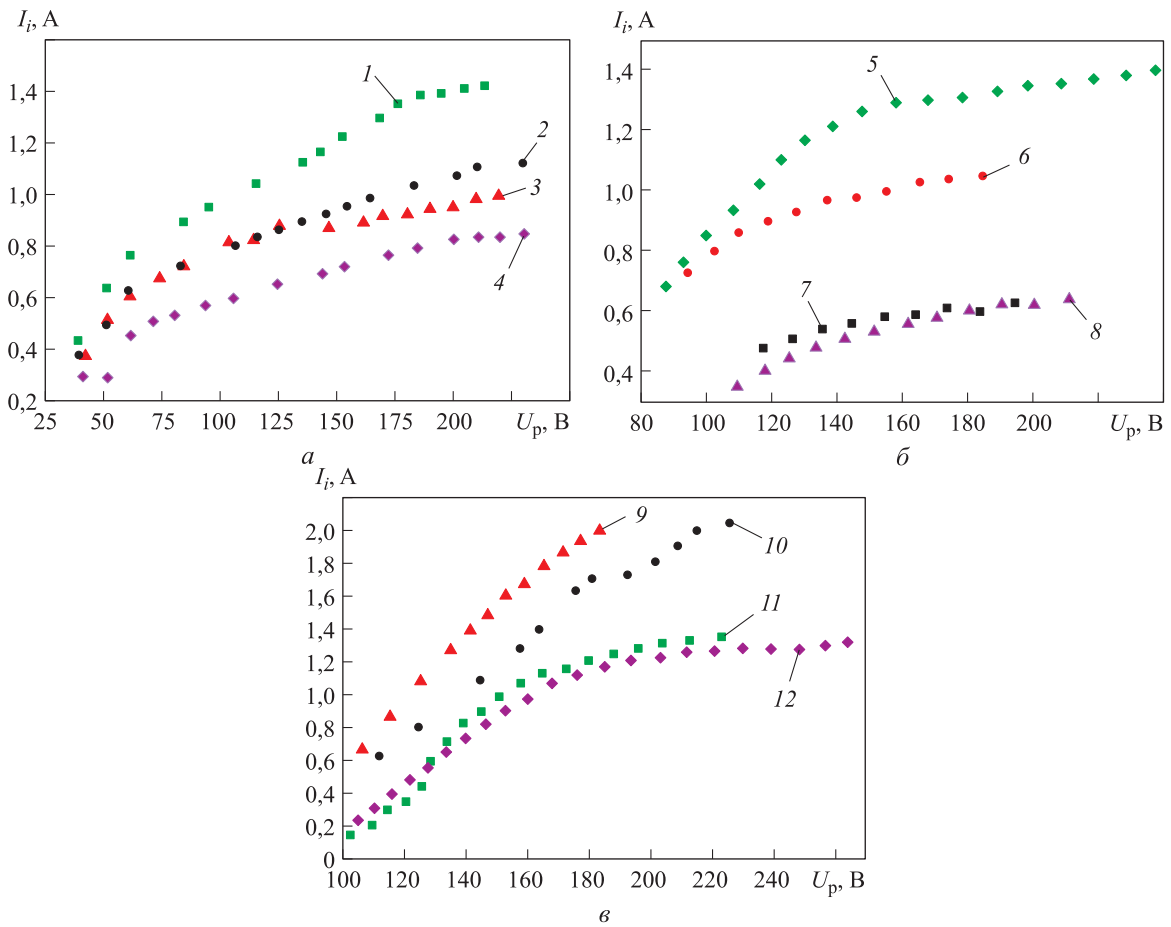


Рис. 5. Зависимости ионного тока I_i пучка от напряжения разряда U_p при работе ДАС на ксеноне (а), аргоне (б) и азоте (в):

1 — $G_m = 2,04$ мг/с; $I_m = 1,5$ А; $B_r = 0,0220$ Гс; 2 — $G_m = 1,7$ мг/с; $I_m = 1,25$ А; $B_r = 0,0330$ Тл; 3 — $G_m = 1,7$ мг/с; $I_m = 1,25$ А; $B_r = 0,0220$ Тл; 4 — $G_m = 1,3$ мг/с; $I_m = 1$ А; $B_r = 0,0230$ Тл; 5 — $G_m = 0,93$ мг/с; $I_m = 2,25$ А; $B_r = 0,0191$ Тл; 6 — $G_m = 0,75$ мг/с; $I_m = 1,8$ А; $B_r = 0,0134$ Тл; 7 — $G_m = 0,56$ мг/с; $I_m = 1,35$ А; $B_r = 0,0125$ Тл; 8 — $G_m = 0,62$ мг/с; $I_m = 1,5$ А; $B_r = 0,0130$ Тл; 9 — $G_m = 1,12$ мг/с; $I_m = 4$ А; $B_r = 0,0140$ Тл; 10 — $G_m = 1,12$ мг/с; $I_m = 4$ А; $B_r = 0,0290$ Тл; 11 — $G_m = 0,84$ мг/с; $I_m = 3$ А; $B_r = 0,0120$ Тл; 12 — $G_{mN_2} = 0,84$ мг/с; $I_m = 3$ А; $B_r = 0,0109$ Тл

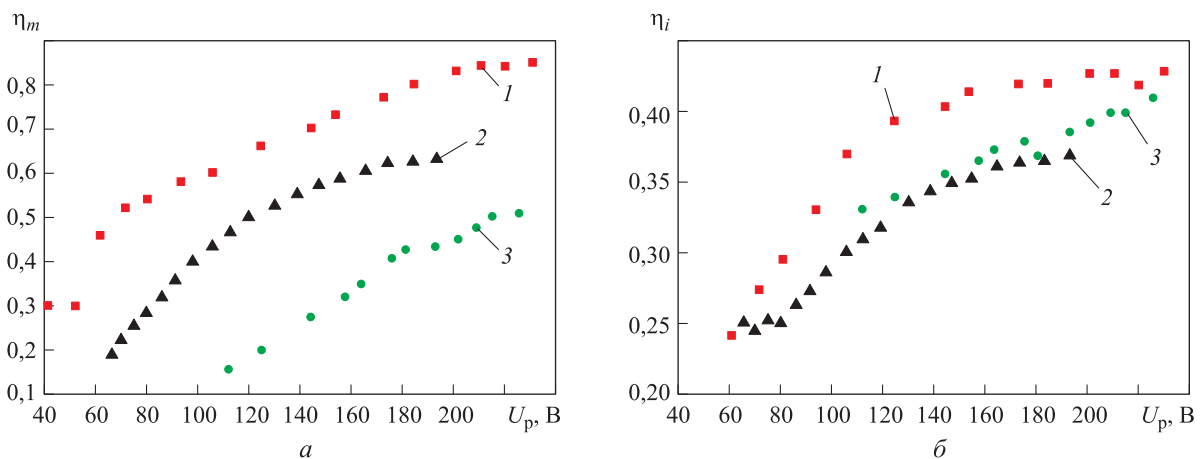


Рис. 6. Зависимости массового η_m (а) и токового η_i (б) КПД двигателя, работающего на ксеноне (1), аргоне (2) и азоте (3), от напряжения разряда U_p :

1 — $G_m = 1,3$ мг/с; $I_m = 1$ А; $B_r = 0,0230$ Тл; 2 — $G_m = 1,23$ мг/с; $I_m = 3$ А; $B_r = 0,0183$ Тл; 3 — $G_m = 1,12$ мг/с; $I_m = 4$ А; $B_r = 0,0290$ Тл

Выводы

1. Энергетическая цена тяги ДАС при работе на азоте в 2,5 раза больше, чем на ксеноне, при этом не известен массовый состав ионов в пучке азота.

2. При заданных среднем диаметре и ширине ускорительного канала и сопоставимых расхо-

дах РТ на азоте ток насыщения разряда достигается при бóльших напряжениях, а среднее значение тока разряда в рабочем диапазоне напряжений в 2 раза больше, чем на ксеноне.

3. При близких расходах РТ получены схожие зависимости токового КПД для всех газов, тогда как массовый КПД двигателя при работе на азоте в среднем в 2 раза меньше, чем на ксеноне.

Литература

- [1] Марахтанов М.К., Пильников А.В. О возможности применения солнечной электрореактивной двигательной установки на низкоорбитальных малых космических аппаратах. *Вестник МАИ*, 2017, т. 24, № 4, с. 26–39.
- [2] Schonherr T., Komurasaki K., Herdrich G. Analysis of Atmosphere-Breathing Electric Propulsion. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 2015, vol. 43(1) pp. 287–294.
- [3] ГОСТ 4401–81. *Атмосфера стандартная. Параметры*. Москва, Издательство стандартов, 1982. 181 с.
- [4] Pekker L., Keidar M. Analysis of Airbreathing Hall-Effect Thrusters. *Journal of propulsion and power*, vol. 28, no. 6, doi: 10.2514/1.B34441.
- [5] Barral S., Cifali G., Albertoni R., Andrenucci M. Conceptual Design of an Air-Breathing Electric Propulsion System. *34th International Electric Propulsion Conference and 6th Nano-satellite Symposium*, July, 2015, IEP-2015-271/IST-2015-b-271.
- [6] Духопельников Д.В., Ивахненко С.Г., Курилович Д.А. Холловские двигатели на забортом воздухе для космических аппаратов на низкой опорной орбите. *Наука и образование МГТУ им. Н.Э. Баумана*, 2013, № 12. URL: <http://www.technomag.bmstu.ru/doc/660910.html> (дата обращения 02 октября 2017).
- [7] Духопельников Д.В., Ивахненко С.Г., Рязанов В.А., Шилов С.О. О возможности использования холловского двигателя на забортом воздухе для удержания космического аппарата на низкой околоземной орбите. *Наука и образование МГТУ им. Н.Э. Баумана*, 2016, № 12. URL: <http://old.technomag.edu.ru/doc/852758.html> (дата обращения 04 октября 2017).
- [8] Ерофеев А.И., Никифоров А.П., Попов Г.А., Суворов М.О., Сырин С.А., Хартов С.А. Разработка воздушного прямогоходного электрореактивного двигателя для компенсации аэродинамического торможения низкоорбитальных космических аппаратов. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2016, № 3, с. 104–110.
- [9] Andreussi T., Cifali G., Giannetti V., Piragino A., Ferrato E., Rossodivita A., Andrenucci M. Development and Experimental Validation of a Hall Effect Thruster RAM-EP Concept. *35th International Electric Propulsion Conference*, 8–12 October 2017, IEP-2017-377.
- [10] Cifali G., Dignani D., Misuri T., Rossetti P., Andrenucci M., Valentian D., Marchandise F., Feili D., Lotz B. Experimental characterization of HET and RIT with atmospheric propellants. *32nd International Electric Propulsion Conference*, 11–15 September, 2011, Wiesbaden, Germany, IEP-2011-224.
- [11] Духопельников Д.В., Юрченко А.А. Экспериментальное исследование технологического ускорителя с анодным слоем «Радикал» без катода компенсатора. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2004, № 3, с. 74–83.
- [12] Гришин С.Д., Лесков Л.В., Козлов Н.П. *Электрические ракетные двигатели космических аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1989. 276 с.

References

- [1] Marakhtanov M.K., Pil'nikov A.V. O vozmozhnosti primeneniia solnechnoi elektreaktivnoi dvigatel'noi ustanovki na nizkoorbital'nykh malykh kosmicheskikh apparatakh [On solar electric propulsion system application possibility for low-orbit small spacecraft]. *Vestnik MAI [Vestnik MAI]*. 2017, vol. 24, no. 4, pp. 26–39.

- [2] Schonherr T., Komurasaki K., Herdrich G. Analysis of Atmosphere-Breathing Electric Propulsion. *IEEE Transactions on Plasma Science*, 2015, vol. 43(1) pp. 287–294.
- [3] GOST 4401–81. *Atmosfera standartnaia. Parametry* [State Standard 4401–81. Standart atmosphere. Parameters]. Moscow, Standartinform publ., 1982. 181 p.
- [4] Pekker L., Keidar M. Analysis of Air breathing Hall-Effect Thrusters. *Journal of propulsion and power*, 2012, vol. 28, no. 6, pp. 1399–1405, doi: 10.2514/1.B34441.
- [5] Barral S., Cifali G., Albertoni R., Andrenucci M. Conceptual Design of an Air-Breathing Electric Propulsion System. *30th International Symposium on Space Technology and Science 34th International Electric Propulsion Conference and 6th Nano-satellite Symposium*, July 4–10, 2015, IEPC-2015-271/ISTS-2015-b-271.
- [6] Dukhopel'nikov D.V., Ivakhnenko S.G., Kurilovich D.A. Khollovskie dvigateli na zabornom vozdukhie dlia kosmicheskikh apparatov na nizkoi opornoj orbite [Air breathing hall effect thrusters for low earth orbit spacecraft]. *Nauka i obrazovanie. MGTU im. N.E. Baumana* [Science and Education. Bauman MSTU]. 2013, no. 12. Available at: <http://www.technomag.bmstu.ru/doc/660910.html> (accessed 02 October 2017).
- [7] Dukhopel'nikov D.V., Ivakhnenko S.G., Riazanov V.A., Shilov S.O. O vozmozhnosti ispol'zovaniia khollovskogo dvigatel'ia na zabornom vozdukhie dlia uderzhanii kosmicheskogo apparata na nizkoi okolozemnoj orbite [On the Application of Hall Thruster Working with Ambient Atmospheric Gas for Orbital Station-Keeping]. *Nauka i obrazovanie. MGTU im. N.E. Baumana* [Science and Education. Bauman MSTU]. 2016, no. 12. Available at: <http://old.technomag.edu.ru/doc/852758.html> (accessed 02 October 2017).
- [8] Erofeev A.I., Nikiforov A.P., Popov G.A., Suvorov M.O., Syrin S.A., Khartov S.A. Razrabotka vozdušnogo priamotocnogo elektreaktivnogo dvigatel'ia dlia kompensatsii aerodinamicheskogo tormozhenii nizkoorbital'nykh kosmicheskikh apparatov [Development of Air-Electrorocket Ramjet for Compensating of Low-Orbit Spacecrafts Aerodynamic Drag]. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina* [Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina]. 2016, no. 3, pp. 104–110.
- [9] Andreussi T., Cifali G., Giannetti V., Piragino A., Ferrato E., Rossodivita A., Andrenucci M. Development and Experimental Validation of a Hall Effect Thruster RAM-EP Concept. *35th International Electric Propulsion Conference*, 8–12 October 2017, IEPC-2017-377.
- [10] Cifali G., Dignani D., Misuri T., Rossetti P., Andrenucci M., Valentian D., Marchandise F., Feili D., Lotz B. Experimental characterization of HET and RIT with atmospheric propellants. *32nd International Electric Propulsion Conference*, 11–15 September, 2011, Wiesbaden, Germany, IEPC-2011-224.
- [11] Dukhopel'nikov D.V., Iurchenko A.A. Eksperimental'noe issledovanie tekhnologicheskogo uskoritel'ia s anodnym sloem «Radikal» bez katoda kompensatora [Experimental Study of «Radikal» Technological Accelerator with Anode Layer without Cathode Compensator]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie* [Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering]. 2004, no. 3, pp 74–83.
- [12] Grishin S.D., Leskov L.V., Kozlov N.P. *Elektricheskie raketnye dvigateli kosmicheskikh apparatov* [Electrical rocket engines of space vehicles]. Moscow, Mashinostroenie publ., 1989. 276 p.

Статья поступила в редакцию 07.05.2018

Информация об авторах

ДУХОПЕЛЬНИКОВ Дмитрий Владимирович (Москва) — кандидат технических наук, доцент, директор научно-образовательного центра «Ионно-плазменные технологии». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: duh@bmstu.ru).

РЯЗАНОВ Виктор Аркадьевич (Москва) — аспирант кафедры «Плазменные энергетические установки». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: rzn@bmstu.ru).

ШИЛОВ Сергей Олегович (Москва) — аспирант кафедры «Плазменные энергетические установки». МГТУ им. Н.Э. Баумана (105005, Москва, Российская Федерация, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1, e-mail: s.shilov@bmstu.ru).

Information about the authors

DUKHOPELNIKOV Dmitriy Vladimirovich (Moscow) — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Director, Research and Educational Centre for Ion Plasma Technologies. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: duh@bmstu.ru).

RYAZANOV Viktor Arkadievich (Moscow) — Postgraduate, Department of Plasma Power Installations. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: rzn@bmstu.ru).

SHILOV Sergey Olegovich (Moscow) — Postgraduate, Department of Plasma Power Installations. Bauman Moscow State Technical University (105005, Moscow, Russian Federation, 2nd Baumanskaya St., Bldg. 5, Block 1, e-mail: s.shilov@bmstu.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Духопельников Д.В., Рязанов В.А., Шилов С.О. Сравнение характеристик модели двигателя с анодным слоем при работе на ксеноне, аргоне и азоте. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2018, № 7, с. 69–76, doi: 10.18698/0536-1044-2018-7-69-76.

Please cite this article in English as:

Dukhopelnikov D.V., Ryazanov V.A., Shilov S.O. A Comparison of Characteristics of a Model of the Anode Layer Thruster Operating on Xenon, Argon and Nitrogen. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2018, no. 7, pp. 69–76, doi: 10.18698/0536-1044-2018-7-69-76.



В Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана
вышло в свет 2-е издание учебного пособия
под редакцией А.И. Николаева

«Радиолокационные системы»

Изложены вопросы применения радиолокационных систем (РЛС) различного назначения в реальных условиях их функционирования, учитывающих влияние окружающей среды, подстилающей поверхности, воздействия помех. Рассмотрены задачи, требования и принципы построения РЛС управления воздушным движением, РЛС обнаружения, наведения и целеуказания, а также РЛС ракетно-космической обороны.

Содержание учебного пособия соответствует курсу лекций, который авторы читают в МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Для студентов технических вузов, обучающихся по направлению подготовки дипломированных специалистов «Радиотехника». Может быть полезно аспирантам, работникам научно-исследовательских организаций и промышленности, занимающимся вопросами разработки РЛС различного назначения.

По вопросам приобретения обращайтесь:

105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.
Тел.: +7 499 263-60-45, факс: +7 499 261-45-97;
press@bmstu.ru; www.baumanpress.ru