

Применение дополнительного электрода для улучшения эмиссионных свойств безрасходного катода-компенсатора электроракетного двигателя

© А.С. Бенклян, А.А. Ляпин, Г.К. Клименко

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Рассмотрены преимущества применения дополнительного электрода — анода-коллектора в конструкции безрасходного катода-компенсатора для электроракетных двигателей с замкнутым дрейфом электронов и ионных двигателей. Актуальность работы обусловлена повышенным интересом к возможности применения безрасходных термоэмиссионных катодов в качестве катодов-компенсаторов электроракетных двигателей. Сделаны выводы об эффективности анода-коллектора в конструкции безрасходного катода-компенсатора по результатам лабораторных испытаний модели безрасходного катода-компенсатора. Наличие анода-коллектора позволяет проводить дополнительную стимуляцию эмиттера напряжением, что интенсифицирует процесс активации эмиттера и увеличивает эмиссионный ток с поверхности эмиттера в 2–2,3 раза. Проведена оценка экономии энергозатрат, вкладываемых в нагрев эмиттера при использовании анода-коллектора. Сформулированы основные концепции и рекомендации по разработке конструкции безрасходного катода-компенсатора.

Ключевые слова: термоэмиссионный катод, катод-компенсатор, оксидный катод, эмиттер, безрасходный катод-компенсатор, электроракетный двигатель, ионный двигатель

Введение. В конструкциях ионных и холловских двигателей необходимо устройство компенсации объемного положительного заряда, создаваемого струей ускоренных в канале двигателя ионов, — катод-компенсатор (КК) [1]. Следует отметить, что в качестве КК используют газоплазменные катоды, на работу которых затрачивается 2...10 % общего запасенного рабочего вещества. Для решения таких современных перспективных космических задач, как создание космического буксира [2], CubeSat [3] и iSat [4], не требуется такого количества вещества. Более того, при решении этих задач рассматривается переход от использования йода в качестве рабочего тела вместо ксенона (рассматривается переход от ксенона как рабочего тела к йоду как рабочему телу) [5]. Причины заключаются в следующем:

- тяга и удельный импульс йодного двигателя близки к тяге и удельному импульсу ксенонового двигателя;
- стоимость йода значительно ниже, чем ксенона.

Главные недостатки йода как рабочего вещества состоят в его несовместимости с газоплазменными КК (из-за химической активности йода) и необходимости прогрева системы подачи и хранения

рабочего тела [6]. В настоящей работе в качестве КК авторы предлагают использовать термоэмиссионный катод, для работы которого не требуется рабочего вещества и который совместим с йодом. Такой КК в статье называется безрасходным катодом-компенсатором (БКК).

Расчеты, приведенные ниже, показывают, что энергозатраты, связанные с работой БКК, выше, чем газоплазменного КК. Оценим энергозатраты, необходимые для работы БКК, по приведенным в работе [7] данным испытаний лабораторной модели БКК для двигателя типа Д-55 со следующими параметрами:

- рабочее тело — ксенон Хе;
- тяга $F = 0,05$ Н;
- удельный импульс $I_{уд} = 2000$ с.

Определим силу ионного тока ускорителя [8, 9]. Для этого считаем массовый расход рабочего тела:

$$\dot{m} = \frac{F}{I_{уд}} = \frac{0,05}{2000} = 2,5 \text{ мг/с.}$$

Далее вычислим расход в единицах силы тока:

$$I_m = \frac{eN_a \dot{m}}{M_a} = \frac{1,9 \cdot 10^{-19} \cdot 9,1 \cdot 10^{-31}}{2,18 \cdot 10^{-25}} = 1,8 \text{ А,}$$

где $N_a = 6,02 \cdot 10^{23}$ моль⁻¹ — число Авогадро; $M_a = 2,18 \cdot 10^{-25}$ кг — масса атома ксенона.

Рассчитаем силу интегрального ионного тока — один из определяющих параметров холловских и ионных двигателей:

$$I_i = k_{исп} I_m = 1,6 \text{ А,}$$

где $k_{исп} = 0,9$ — коэффициент использования рабочего тела.

Согласно данным, приведенным в работе [9], энергозатраты на единицу тока эмиссии БКК составляют $5 \cdot 10^{-3}$ А/Вт. Таким образом, для рассмотренного выше ионного ускорителя необходима мощность БКК, равная 320 Вт.

Цель настоящей работы — с помощью экспериментов оценить эффективность дополнительного элемента в конструкции БКК — анода-коллектора; изложить концепцию устройства БКК с анодом-коллектором.

Методика оценки эффективности дополнительного элемента. По результатам испытаний модели БКК [7] была проведена оценка эффективности анода-коллектора. На рис. 1, а показана зависимость мощности, вкладываемой в нагреватель эмиттера, от силы инте-

гравляного тока эмиссии с поверхности катода до и после активации катода напряжением (между эмиттером и анодом-коллектором напряжение $U = 150$ В).

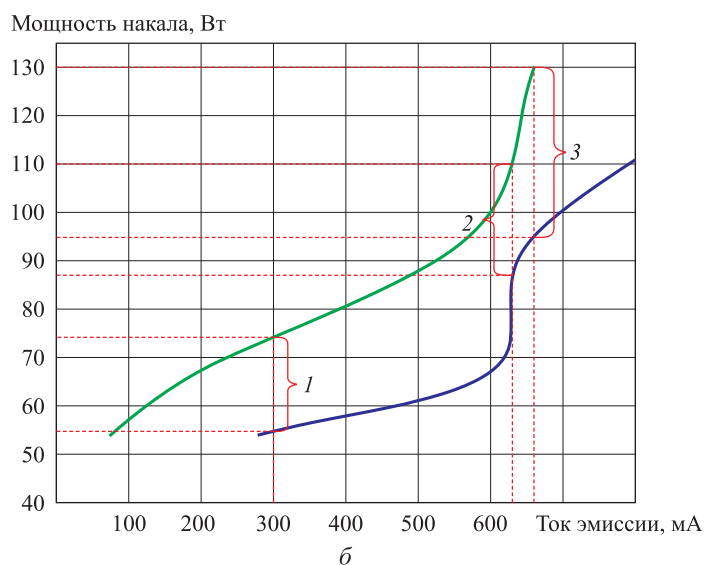
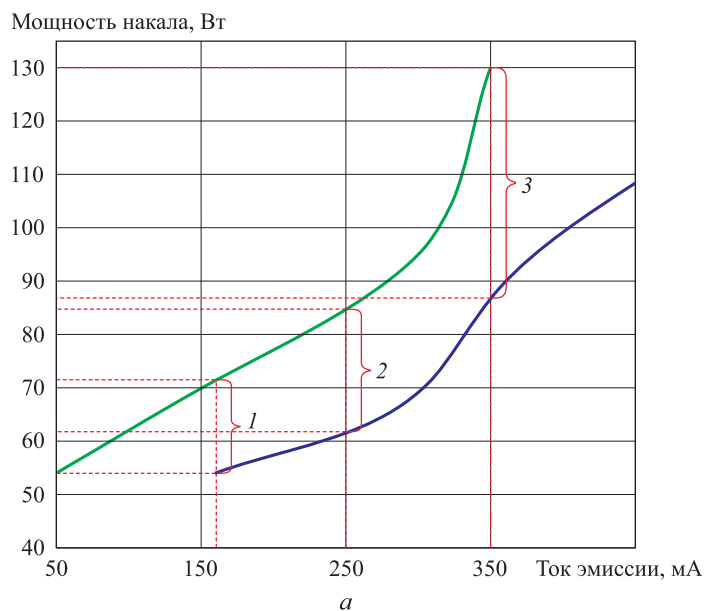


Рис. 1. Зависимость мощности накала эмиттера от силы тока эмиссии при напряжении $U = 150$ В (a) и $U = 200$ В (б) между эмиттером и анодом-коллектором:

1, 2, 3 — характерные участки; — до активации; — после активации

Сравним значения мощности, вкладываемой в накал эмиттера до и после активации эмиттера напряжением при одинаковых значениях силы тока эмиссии: 1 — при силе тока 150 мА, 2 — при 250 мА, 3 — при 350 мА (см. рис. 1, a). Видно, что энергозатраты, необходимые

для нагрева эмиттера, уменьшились: на участке 1 — в 1,3 раза, 2 — в 1,4 раза, 3 — в 1,5 раза. На рис. 1, б представлена такая же зависимость при напряжении, равном 200 В, между эмиттером и анодом-коллектором при одинаковых значениях силы тока эмиссии: 1 — при силе тока 300 мА, 2 — 630 мА, 3 — 660 мА. Энергозатраты, необходимые для нагрева эмиттера, для участков 1 и 2 уменьшились в 1,3 раза, для участка 3 — в 1,4 раз.

Таким образом, при одних и тех же значениях силы тока эмиссии и напряжения между эмиттером и анодом-коллектором затраты, необходимые для нагрева эмиттера после его активации напряжением, снижались на 25...35 %, что позволяет существенно сэкономить электроэнергию для космических бортовых энергоустановок. Единственный недостаток применения анода-коллектора в летной модели БКК заключается в необходимости наличия дополнительного источника смещения напряжения между эмиттером и анодом-коллектором, что повышает общую массу бортовой энергоустановки.

Результаты и обсуждение. Авторы настоящей статьи считают, что конструкция БКК должна иметь кольцевую форму для обеспечения эффективной равномерной компенсации объемного заряда, создаваемого струей истекающих из двигателя ионов, а эмиттер должен располагаться на минимальном расстоянии от струи ионов. Данное заключение обосновывается распределением плотности ионного пучка за срезом двигателя. В [10] приведено исследование плотности ионного тока по углу для двигателя типа Д-55. Плотность ионного тока определяли путем измерения плоским зондом и зондом с защитным кольцом на одном и том же расстоянии от среза двигателя. Кривые построены в зависимости от радиального расстояния от геометрической оси двигателя (300 и 500 мм). В [11] содержится аналогичное исследование для ионного двигателя типа RIT-22.

Исходя из результатов, полученных в [10] и [11], можно сделать вывод, что ионный пучок имеет симметричную форму относительно геометрической оси двигателя и для его нейтрализации лучше всего подойдет устройство также симметричное относительно геометрической оси двигателя, т. е. имеющее кольцевую форму.

Для выработки концепции БКК авторы настоящей статьи допускают наличие «виртуального» анода, созданного струей ионов, истекающих из двигателя. Напряжение между «виртуальным» анодом и эмиттером составляет 30 В, и этого достаточно для протекания термоэмиссионного тока между эмиттером и «виртуальным» анодом и компенсации объемного заряда струи ускоренных ионов.

В зависимости от размера электроракетного двигателя (ЭРД) безрасходный катод-компенсатор располагается на внутреннем или

внешнем диаметре ускорительного канала двигателя. Конструкция содержит следующие элементы:

- эмиттер с подводом напряжения, закрепленный между изоляционными кольцами;
- нагреватель эмиттера с токоподводами;
- графитовые кольца для защиты эмиттера от распыления ускоренными в канале ЭРД ионами;
- тепловые экраны для эффективного нагрева эмиттера;
- анод-коллектор;
- внешний корпус.

Возможно использование теплового экрана в качестве анода-коллектора, так как он находится непосредственно рядом с эмиттером. На рис. 2 представлен вариант конструкции БКК с оксидным эмиттером для двигателя типа Д-55.

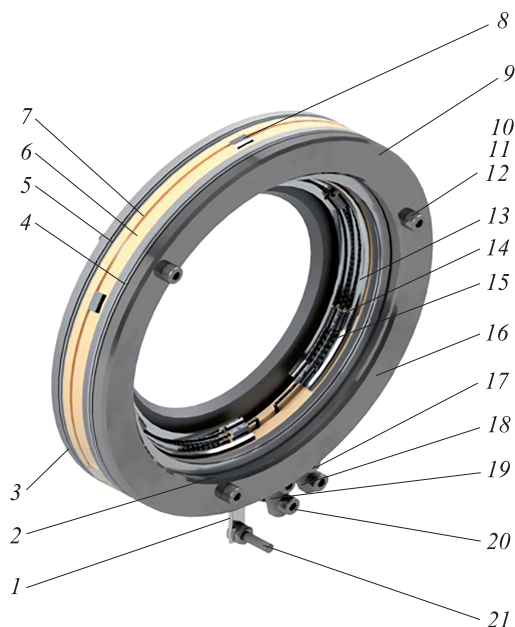


Рис. 2. Безрасходный катод-компенсатор с оксидным эмиттером для двигателя типа Д-55:

1, 18, 19, — токоподводы; 2, 3 — графитовые кольца; 4, 5 — тепловые экраны; 6, 7 — изолирующие кольца; 8 — подвес; 9 — кольцо; 10–12 — крепежный пакет; 13 — дополнительный анод; 14 — фиксатор; 15 — эмиттер; 16 — основание; 17, 20, 21 — крепежные детали

Заключение. При переходе к новому перспективному рабочему телу — йоду — для холловских и ионных двигателей потребуются модернизация и нововведения, связанные с необходимостью нагрева рабочего тела в системе подачи и хранения рабочего тела [6], а также с несовместимостью йода с газоразрядными КК. Поскольку газо-

плазменные катоды не подходят в качестве КК для ЭРД на йоде, предлагается использовать термоэмиссионные катоды как источники электронов для компенсации объемного заряда.

Оценка эффективности усиления эмиссионного тока оксидного катода путем дополнительной стимуляции эмиттера напряжением между эмиттером и дополнительным электродом — анодом-коллектором — показывает, что применение анода-коллектора позволит понизить энергозатраты на нагрев эмиттера на 25...35%. Предлагается концепция конструкции БКК с дополнительным анодом-коллектором для стимуляции эмиттера напряжением.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Goebel D., Katz I. *Fundamentals of electric propulsion: ion and hall thrusters*. Jet Propulsion Laboratory California Institute of Technology, 2008, 493 p.
- [2] Хамиц И.И., Филиппов И.М., Бурьлов Л.С., Тененбаум С.М., Перфильев А.В., Гусак Д.И. Концепция космической транспортно-энергетической системы на основе солнечного межорбитального электроракетного буксира. *Космическая техника и технологии*, 2017, № 1, с. 32–40.
- [3] Polzin K. Iodine. Hall Thruster Propellant Feed System for a CubeSat. *50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference Cleveland, Cleveland, OH, United States, July 28–30, 2014*.
<https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2014-3915>
- [4] Dankanich J. SmallSats, Iodine propulsion technology, applications to low-cost lunar missions, and the iodine satellite (iSAT) project. *Annual Meeting of the Lunar Exploration Analysis Group (LEAG). Laurel, MD, United States, 22–24 October, 2014*.
URL: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20140016889> (дата обращения 05.12.2019).
- [5] Holste K., Gärtner W., Köhler P., Dietz P., Konrad J., Schippers S., Peter J., Klar P., Müller A., Schreiner P. Search of Alternative Propellants for Ion Thruster. *34th International Electric Propulsion Conference. Hyogo-Kobe, Japan, July 4–10, 2015*. URL: https://www.researchgate.net/publication/280157449_In_Search_of_Alternative_Propellants_for_Ion_Thrusters (дата обращения 05.12.2019).
- [6] Островский В.Г., Смоленцев А.А., Щербина П.А. Йод как альтернативное рабочее тело электроракетных двигателей. *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета*, 2014, № 5 (47), с. 131–136.
- [7] Бенклян А.С., Ляпин А.А., Клименко Г.К. Исследование оксидного катода в качестве безрасходного катода-компенсатора электроракетных двигателей. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2019, вып. 6.
DOI: 10.18698/2308-6033-2019-6-1888
- [8] Дороднов А.М., Козлов Н.П. *Плазменные ускорители*. Москва, МВТУ, 1976, 272 с.
- [9] Гришин С.Д., Лесков Л.В. *Электрические ракетные двигатели космических аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1989, 216 с.
- [10] Zakharenkov L.E., Semengin A.V., Lebedev Y.V. Measurement Features and Results of TAL D-55 Plume. The 29th International Electric Propulsion Conference. Princeton, USA, October 30 — November 4, 2005. *International Electric Propulsion Conference Paper*, 2005, vol. 184.

URL: https://pdfs.semanticscholar.org/ca25/5e9d16f7d6ea31fb93dc1bd49f153a2a1fed.pdf?_ga=2.57819107.857565941.1590602113-953091064.1590602113 (дата обращения 10.03.2020).

- [11] Bonelli A., Scaranzin S., Scortecchi F., Saito F. A 3,000 hours endurance testing of RIT-22 thruster in the new Aerospazio test facility. The 29th International Electric Propulsion Conference. Princeton, USA, October 30 — November 4, 2005. *International Electric Propulsion Conference Paper*, 2005, vol. 184. URL: <http://electricrocket.org/IEPC/212.pdf> (дата обращения 10.03.2020).

Статья поступила в редакцию 23.03.2020

Ссылку на статью просим оформлять следующим образом:

Бенклян А.С., Ляпин А.А., Клименко Г.К. Применение дополнительного электрода для улучшения эмиссионных свойств безрасходного катода-компенсатора электроракетного двигателя. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 7. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-7-1997>

Статья подготовлена по материалам доклада, представленного на XLIV Академических чтениях по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства («Королёвские чтения — 2020»), Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 29–31 января 2020 г.

Бенклян Артем Сергеевич — аспирант кафедры «Плазменные энергетические установки» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: benklyanartem@yahoo.com

Ляпин Александр Александрович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Плазменные энергетические установки» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: laa1@bmstu.ru

Клименко Георгий Константинович — канд. техн. наук, доцент кафедры «Плазменные энергетические установки» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: gkk@land.ru

Application of an additional electrode for improving the emission properties of the lossless cathode-neutralizer for EPSPS

© A.S. Benklyan, A.A. Lyapin, G.K. Klimenko

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The article considers the advantages of application of an additional electrode — anode-collector in the design of a lossless cathode-neutralizer (LCN) for electrically powered spacecraft propulsion systems (EPSPS) (hall-effect thrusters and ion thrusters). The relevance of the work is due to the increased interest in the possibility of using lossless thermionic cathodes as cathodes-neutralizers (CN) of EPSPS. Based on the results of laboratory tests of the lossless cathode-neutralizer model conclusions are drawn about the effectiveness of the anode-collector in the design of the lossless cathode-neutralizer. The presence of the collector-anode allows for additional “stimulation” of the emitter by voltage intensifying the emitter activation process and increasing the emission current from the emitter surface by 2-2.3 times. The saved energy for emitter heating due to using an anode-collector is estimated. The basic concepts and recommendations for the development of the design of lossless cathode-neutralizer design are presented.

Keywords: thermionic cathode, cathode-neutralizer, oxide cathode, emitter, lossless cathode-neutralizer, electrically-powered spacecraft propulsion system, ion thruster

REFERENCES

- [1] Goebel D., Katz I. *Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters*. Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology Publ., 2008, 493 p.
- [2] Khamits I.I., Filippov I.M., Burylov L.S., Tenenbaum S.M., Perfil'yev A.V., Gusak D.I. *Kosmicheskaya tekhnika i Tekhnologii — Space Engineering and Technology*, 2017, no. 1, pp. 32–40.
- [3] Polzin K. Iodine Hall Thruster Propellant Feed System for a CubeSat. *Proceedings of the 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*. Cleveland, OH, 2014. <https://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2014-3915>
- [4] Dankanich J. SmallSats, Iodine Propulsion Technology, Applications to Low-Cost Lunar Missions, and the Iodine Satellite (iSAT) Project. *Annual Meeting of the Lunar Exploration Analysis Group (LEAG)*. October 22–24, 2014. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20140016889> (accessed December 5, 2019).
- [5] Holste K., Gätner W., Köhler P., Dietz P., Konrad J., Schippers S., Peter J., Klar P., Müller A., Schreiner P. In Search of Alternative Propellants for Ion Thruster. *Proceedings of the 34th International Electric Propulsion Conference*. Kobe, Japan, 2015. Available at: https://www.researchgate.net/publication/280157449_In_Search_of_Alternative_Propellants_for_Ion_Thrusters (accessed December 5, 2019).
- [6] Ostrovsky V.G., Smolentsev A.A., Shcherbina P.A. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie — VESTNIK of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2014, no. 5 (47), pp. 131–136.

- [7] Benklyan A.S., Lyapin A.A., Klimenko G.K. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2019, iss. 6. DOI: 10.18698/2308-6033-2019-6-1888
- [8] Dorodnov A.M., Kozlov N.P. *Plazmennie uskoriteli* [Plasma Accelerators]. Moscow, BMSTU Publ., 1976.
- [9] Grishin S.D., Leskov L.V. *Elektricheskie raketnye dvigateli kosmicheskikh apparatov* [Electrical rocket engines of spacecrafts]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989.
- [10] Zakharenkov L.E., Semenkin A.V., Lebedev Yu.V. Measurement Features and Results of TAL D-55 Plume. *International Electric Propulsion Conference Paper* 2005-184, Oct. 2005. Available at: https://pdfs.semanticscholar.org/ca25/5e9d16f7d6ea31fb93dc1bd49f153a2a1fed.pdf?_ga=2.57819107.857565941.1590602113-953091064.1590602113 (accessed March 10, 2020).
- [11] Bonelli A., Scaranzin S., Scortecchi F., Saito F., Killinger R., Kukies R., Leiter H.J. A 3,000 Hours Endurance Testing of RIT-22 Thruster in the new Aerospazio Test Facility. *International Electric Propulsion Conference*, 2005. Available at: <http://electricrocket.org/IEPC/212.pdf> (accessed March 10, 2020).

Benklyan A.S. (b. 1994), post-graduate student, Department of Plasma Power Plants, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: benklyanartem@yahoo.com

Lyapin A.A. (b. 1950) graduated from Bauman Moscow Higher Technical School in 1973, Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Plasma Power Plants, Bauman Moscow State Technical University. Author of over 70 research publications and inventions in the field of plasma technologies, plasma engines and devices.
e-mail: laa1@bmstu

Klimenko G.K. (b. 1935) graduated from Bauman Moscow Higher Technical School in 1960, Cand. Sc. (Eng.), Assoc. Professor, Department of Plasma Power Plants, Bauman Moscow State Technical University. Author of 200 research publications and inventions in the field of plasma technologies, plasma engines, devices and systems.
e-mail: gkk@land.ru