

РАЗРАБОТКА МНОГОРЕЖИМНОГО КАТОДА-КОМПЕНСАТОРА ДЛЯ СТАЦИОНАРНОГО ПЛАЗМЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Каташова М.И.^{1*}, Парахин Г.А.^{1**}, Румянцев А.В.^{2***}

¹ Опытное конструкторское бюро «Факел»,
ОКБ «Факел», Московский проспект, 181, Калининград, 236001, Россия

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

* e-mail: katashova@fakel-russia.com

** e-mail: parahin@fakel-russia.com

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

Статья поступила в редакцию: 15.05.2019

Проведен анализ необходимости применения многорежимного катода-компенсатора, а также представлены результаты экспериментальных исследований, основные технические параметры и характеристики такого катода-компенсатора, работающего в диапазоне токов разряда от 3 до 15 А.

Ключевые слова: катод-компенсатор, стационарный плазменный двигатель, космический аппарат, ток разряда, мощность.

Современные стационарные плазменные двигатели (СПД) являются многорежимными и могут функционировать в широких диапазонах разрядных токов, напряжений и расходов рабочего тела. Работа при регулируемом напряжении разряда позволяет варьировать значения силы тяги и удельного импульса тяги. Однако такие системы электропитания и управления достаточно сложны и пока не находят применения в двигательных установках на основе СПД [1].

Упрощения можно достигнуть путем реализации системы управления с регулируемым током разряда. В этом случае регулирование или стабилизация разрядного тока осуществляются за счет соответствующего регулирования расхода ксенона, подаваемого в анод двигателя. Исполнительным органом такой системы может быть термодроссель, представляющий собой капиллярную трубку, гидравлическое сопротивление которой изменяется за счет разогрева электрическим током. При постоянном напряжении разряда тяга двигателя будет пропорциональна расходу плазмообразующего газа [2].

Интерес к многорежимным СПД обусловлен и новыми возможностями, связанными с довыведением космических аппаратов на целевые орбиты с помощью указанного типа двигателя [3, 4].

Так, двигатель СПД-140 уже применялся для довыведения космических аппаратов с низких орбит на геостационарную [5]. На первых стадиях перелета, когда полезная нагрузка еще не включалась, несколько двигателей функционировали на максимальной мощности, развивая, соответственно, максимальную тягу, что сокращало длительность перелета. По выходе космического аппарата на заданную орбиту двигателям сообщалась меньшая мощность. Развиваемой при этом силы тяги было достаточно, чтобы обеспечить коррекцию орбиты и удержание точки стояния. Таким образом, для довыведения космического аппарата и коррекции его орбиты двигатель должен быть, как минимум, двухрежимным.

Для небольших космических аппаратов с бортовой мощностью в несколько киловатт нужны меньшие двигатели, которые могут быть использованы по описанному выше алгоритму [6, 7]. К такому относится однорежимный двигатель СПД-100В, который имеет мощность 1,35 кВт и широко применяется на отечественных КА «Экспресс-А», «Экспресс-АМ», «Sesat», а также на зарубежных спутниках «AIRBUS D&S», «Space Systems/Loral» [5]. Двигатель СПД-100В укомплектован катодом КН-3В, квалифицированным на ток разряда 4,5 А [8].

Существует потребность в двигателе с мощностью до 3 кВт. Для этой цели потребовался много-режимный катод-компенсатор, способный функционировать при токе разряда до 10 А.

Катоды этого типа работают по принципу газозлектрического источника электронов на основе полого катода [9—11, 12] и являются самыми высокотемпературными и энергонапряженными элементами двигателя. Поэтому повышение разрядного тока в 2,5 раза существенно изменяет температурные поля конструкции.

Как известно, катод типа КН-3В работает при токах разряда от 3 до 4,5 А. Как показано в [8, 13, 14], при работе катода КН-3В с током разряда более 5 А повышается теплонапряженность в элементах конструкции, в особенности в зоне паяных и сварных соединений, а также в узлах катода, изготовленных из материалов с существенно различающимися коэффициентами линейного термического сопротивления. При огневой работе катода КН-3В свыше 7000 ч наблюдается повышенная эрозия термоэммиттера и т.д. [8, 13].

Поэтому возникла потребность в разработке катода-компенсатора с рабочим диапазоном от 3 до 10 А и выше. Предполагая его расширенное применение, верхний диапазон тока разряда увеличили до 15 А. Квалифицированный катод КН-3В двигателя СПД-100 не обеспечивал такого форсированного режима работы [8, 15—20], поэтому для многорежимного двигателя типа СПД-100 был разработан и изготовлен новый катод-компенсатор К-3/15.

Основным отличием катода-компенсатора К-3/15 от КН-3В является применение термоэммиттера из монокристаллического гексаборида лантана большего типоразмера производства ОКБ «Факел». В результате изменились габариты катода и мощность стартового разогрева. Последнее не является критичным, так как при появлении тока разряда в СПД нагреватель выключается и мощность нагревателя катода остается на номинальном уровне. Запас ресурса по термоэммиттеру прогнозирует увеличение огневой наработки втрое.

Также были использованы конструктивные особенности сильноточных катодов (способы соединения тугоплавких материалов — пайка, сварка и др.), обеспечивающие тепловые и прочностные характеристики. Комплекс разработанных мер позволил сохранить герметичность конструкции катода при большой огневой наработке. Отличительные особенности нагревателя катода К-3/15 обеспечивают необходимую мощность для возникновения разряда в цепи при минимальном

времени запуска катода. Прогнозируемый ресурс конструкции при огневой работе данного катода не менее 20000 часов.

Конструктивная схема катода К-3/15 представлена на рис. 1. Термоэммиттер катода расположен в полой капсуле 1. Рабочее тело — ксенон — поступает в полость термоэммиттера по газоподводящей трубке 2 через узел геттерный 3, обеспечивающий очистку рабочего тела от примесей. Подвод электропитания осуществляется через клеммную колодку 4. Разряд в электрической цепи двигателя получают путем создания вспомогательного разряда между электродом 5 и термоэммиттером 1, предварительно нагретым до рабочей температуры омическим нагревателем 6. Электрические цепи катода — термоэммиттер 1, электрод 5, нагреватель 6 — разобщены изолятором 7.

Внешний вид катода после изготовления представлен на рис. 2.

Для определения рабочих параметров катод К-3/15 был подвергнут экспериментальным исследованиям.

Проводились автономные исследования без двигателя, положительным потенциалом служила стенка вакуумной камеры.

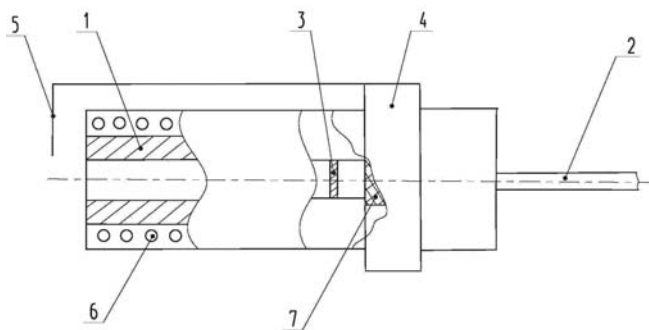


Рис. 1. Конструктивная схема катода К-3/15

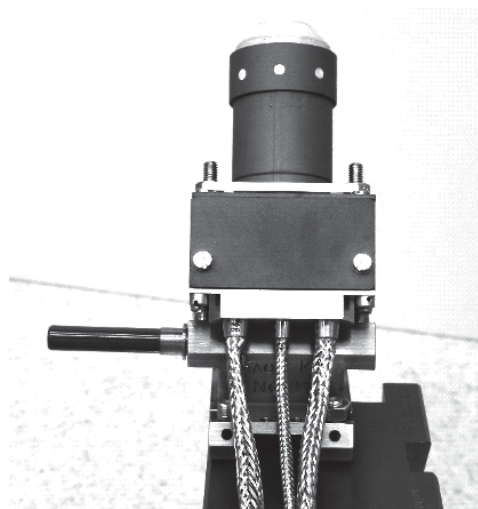


Рис. 2. Внешний вид катода К-3/15

Главной целью проведения таких испытаний катода К-3/15 являлась проверка работоспособности катода при различных мощностях запуска, расходах рабочего тела и токах разряда для определения оптимальных режимов запуска. Также экспериментально определялись вольт-амперные и вольт-расходные характеристики в диапазоне разрядных токов от 3 до 15 А при массовых расходах рабочего тела в катод в диапазоне от 0,30 до 0,60 мг/с.

В процессе автономных испытаний было определено, что оптимальным режимом запуска для катода является запуск в течение (160 ± 5) с при значениях мощности разогрева 130–139 Вт и расхода в катод рабочего тела от 0,30 до 0,60 мг/с.

Запуск катода проводился в режиме автозапуска, т. е. расход рабочего тела в катод, ток накала, напряжение поджига и напряжение разряда подавались одновременно. Результаты испытаний по определению времени запуска катода при данных расходах представлены в табл. 1. Видно, что время запуска при мощности накала ≈ 130 Вт и расходе в катод от 0,50 до 0,60 мг/с, а также при мощности ≈ 139 Вт и расходе в катод 0,30 до 0,45 мг/с не превышает 170 с.

Таблица 1

Результаты испытаний
по определению времени запуска

Расход в катод, мг/с	Мощность, Вт	Время запуска, с
0,30	139	165
0,45	139	142
0,50	130	160
0,60	130	134

Результаты испытаний по определению рабочих параметров катода показаны на рис. 3.

По представленной вольт-амперной характеристике были определены: разброс значений напряжения на пусковом электроде $U_{пэ}$, а также диапазон колебаний тока разряда $\sim J_p$ в двух режимах по расходу рабочего тела – 0,45 и 0,60 мг/с и работа катода при изменении тока разряда.

Анализ результатов измерений $\sim J_p$ показывает, что при токах разряда более 6 А и расходе 0,45 мг/с прослеживается нестабильность параметра $\sim J_p$. По-видимому, для оптимального функционирования катода необходимо повышать расход в катод. При расходе же 0,60 мг/с наблюдается относительная стабильность этого параметра, и это является признаком того, что для огне-

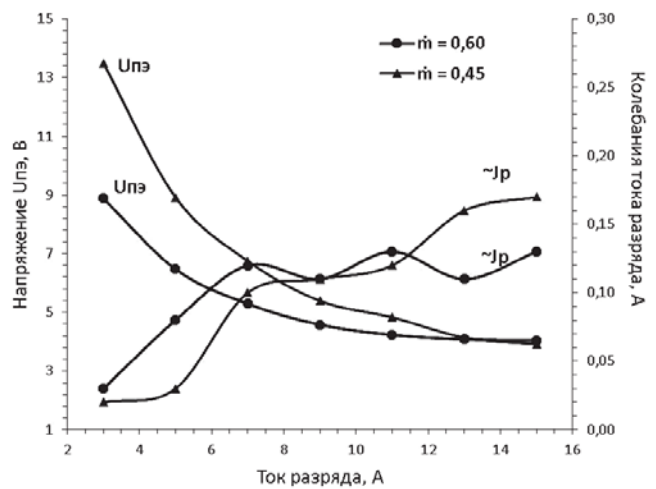


Рис. 3. Вольт-амперная характеристика катода К-3/15 при расходе 0,45 и 0,60 мг/с

вой работы на токах от 6 до 15 А такого расхода в катод достаточно.

На рис. 3 видно, что в диапазоне разрядных токов от 3 до 15 А значения $\sim J_p$ лежат в диапазоне от 0,02 до 0,18 А при разных расходах рабочего тела и в среднем не превышают 2% значения тока разряда I_p .

Как показано в [14], устойчивая работа катода характеризуется значением напряжения на пусковом электроде, не превышающим 18 В. Когда $U_{пэ}$ выше 18 В, параметры двигателя ухудшаются. Из результатов, представленных на рис. 3, видно, что при работе катода в диапазоне от 3 до 15 А значения напряжения на пусковом электроде варьируются от 2 до 14 В, что говорит о нормальном функционировании катода-компенсатора.

Результаты испытаний, представленные в табл. 1 и на рис. 3, показывают, что конструкция катода обеспечивает требуемый диапазон рабочих параметров для его работы в двух режимах.

Сравнительный анализ основных параметров катодов КН-3В и К-3/15 при их автономной работе приведен в табл. 2.

Проанализировав характеристики двух катодов по токовой эффективности – отношению катодного расхода \dot{m} к разрядному току I_p , можно сказать, что преимущество катода К-3/15 по сравнению с катодом КН-3В будет проявляться на сильноточных режимах – свыше 10 А, где это отношение в три раза меньше.

Выводы

1. Катод К-3/15 обеспечивает многорежимность по току разряда и существенно больший ресурс по сравнению с катодом КН-3В.

Сравнение характеристик катодов, принятых для анализа

Тип катода	Ток разряда катода, А	Ресурс при огневой работе, ч	Мощность стартового нагрева, Вт	Расход ксенона, мг/с	Токовая эффективность \dot{m}/I_p
Катод КН-3В	3-5	7000	100	0,45	0,15-0,20
Катод К-3/15	3-15	20000	130	0,30-0,60	0,05-0,06

2. Благодаря изменению размера термоэммитера из монокристаллического гексаборида лантана прогнозируется увеличение огневой наработки втрое.

3. Экспериментально определены рабочие параметры катода:

а) значения напряжения на пусковом электроде лежат в диапазоне от 2 до 14 В, что характеризует устойчивую работу катода;

б) необходимые расходы рабочего тела (Хе) при работе катода в двух режимах: от 3 до 5 А и от 6 до 15 А — 0,45 мг/с и 0,60 мг/с соответственно;

в) минимальная мощность стартового нагревателя 130 Вт обеспечивает гарантированный запуск катода К-3/15 за (160 ± 5) с при минимальном расходе рабочего тела (0,45 мг/с).

4. Выявлено, что преимущество в отношении катодного расхода к разрядному току катода К-3/15 по сравнению с катодом КН-3В будет проявляться на сильноточных режимах, где этот параметр будет в три раза меньше.

Отметим, что необходимы дополнительные экспериментальные исследования для определения тепловой схемы и критических точек в конструкции катода при длительной огневой работе, а также соответствия прочности изделия механическим нагрузкам.

Библиографический список

1. Морозов А.И. Введение в плазмодинамику. — 2-е изд., испр. и доп. — М.: Физматлит, 2008. — 616 с.
2. Белан Н.В., Ким В.П., Оранский А.И., Тихонов В.Б. Стационарные плазменные двигатели: Учебное пособие. — Харьков: Харьк. авиац. ин-т, 1989. — 315 с.
3. Pyatykh I.N., Bernikova M.Yu., Gopanchuk V.V., Gnizdor R.Yu., Zhasan V.S., Katashova M.I., Savchenko K.A. Development of stationary plasma thruster SPT-230 with discharge power of 10...15 kW // 35th International Electric Propulsion Conference (IEPC - 2017-548). Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, USA. 8–12 October, 2017, <https://iepc2017.org>
4. Pyatykh I.N. et al. SPT-230 stationary plasma engine // Space Propulsion Conference (Seville, Spain. 14-18 May 2018), <https://10times.com/spacepropulsion>
5. Maxar's SSL Highlights its U.S. Industry Leadership in Next-Generation Solar Electric Propulsion, <http://www.newswire.ca/news-release>
6. Snyder J.S., Hofer R.R. Throttled Performance of the SPT-140 Hall Thruster // 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint — 2014. Vol. 6, pp. 4882-4888.
7. Garner C.E., Jorns B.A., van Derventer S., Hofer R.R., Rickard R., Liang R., Delgado J. Low-Power Operation and Plasma Characterization of a Qualification Model SPT-140 Hall Thruster for NASA Science Missions // 51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Orlando, Florida, July 27-29, 2015. DOI: 10.2514/6.2015-3720
8. Приданников С.Ю. Исследование характеристик стационарных плазменных двигателей при длительной работе: Дисс. ... канд. техн. наук. — Калининград, 2003. — 203 с.
9. Rotter J.E. An analysis of multiple configurations of next-generation cathodes in a low power hall thruster. — Master of Science in Astronautical Engineering. Air Force Institute of Technology, Ohio, 2009, <https://www.go-odreads.com/book/show/16273556-an-analysis-of-multiple-configurations-of-next-generation-cathodes>
10. Polk J.E., Goebel D., Brophy J.R. et al. An Overview of the Nuclear Electric Xenon Ion System (NEXIS) Program // 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (21-23 July 2003, Huntsville, Alabama). AIAA-2003-4713. DOI: 10.2514/6.2003-4713
11. Москалев Б.И. Разряд с полым катодом. — М.: Энергия, 1969. — 184 с.
12. Марченко В.Б. Современные катоды. — М.: Госэнергоиздат, 1958. — 34 с.
13. Arhipov B., Bober A.S., Gnizdor R.Y., Kozubsky K.N., Korakin A.I., Maslennikov N.A., Pridannikov S.Y. The Results of 7000 Hour SPT100 Life Testing // 24th International Electric Propulsion Conference (IEPC-95-039), 1995, pp. 315-321.
14. Архипов Б.А. Исследование и разработка катодов нового поколения для стационарных плазменных

- двигателей (СПД): Дисс. ... доктора техн. наук. — Калининград, 1998. — 302 с.
15. Гуськов К.В., Хартов С.А. Система измерения расхода газообразного рабочего тела для испытаний электроракетных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16. № 3. С. 41-48.
 16. Гниздор Р.Ю., Нестеренко А.Н., Митрофанова О.А. Форсирование СПД-100 по тяге// Труды МАИ. 2012. № 60. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=35376>
 17. Гниздор Р.Ю., Митрофанова О.А., Румянцев А.В. Исследование влияния магнитного поля стационарного плазменного двигателя на разность потенциалов между катодом и «землей» // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19. № 2. С. 47-52.
 18. Albarède L., Lago V., Lasgorceix P., Dudeck M., Burgova A., Malik K. Interaction of a hollow cathode stream with a hall thruster // 28th International Electric Propulsion Conference, Toulouse, France, March 2003 (IEPC-03-333), <http://erps.spacegrant.org>
 19. Чубов П.Н., Саевец П.А., Румянцев А.В. Тепловой расчет стационарного плазменного двигателя СПД-50 // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 4. С. 70-79.
 20. Гонанчук В.В., Горбачёв Ю.М. Катод-компенсатор. Патент RU 2173001 С1. Бюлл. № 24, 27.08.2001.

MULTIPLE MODE CATHODE-COMPENSATOR DEVELOPING FOR THE STATIONARY PLASMA THRUSTER

Katashova M.I.^{1*}, Parakhin G.A.^{1**}, Rumyantsev A.V.^{2***}

¹ Experimental Design Bureau "Fakel",
181, Moskovsky av., Kaliningrad, 236001, Russia

² Immanuel Kant Baltic Federal University,
IKBFU, 14, A. Nevskogo str., Kaliningrad, 236041, Russia

* e-mail: katashova@fakel-russia.com

** e-mail: parahin@fakel-russia.com

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

Abstract

There is a need today in creating a highly efficient multi-mode stationary plasma thruster capable of both inter-orbital transfer and spacecraft position keeping in a set point. A multi-mode cathode-compensator capable of operating at a discharge current up to 15 A is needed for this purpose. The cathode operates on the principle of a gas-electric source of electrons based on a hollow cathode, and it is the most thermally and energy intensive element of the thruster. The K-3/15 cathode structure was designed and studied experimentally on the possibility of flame operation in at least two modes within the discharge current ranges from 3 to 5 A and from to 15 A at the experimental design bureau "Fakel" base. The main purpose of the K-3/15 tests was verifying the cathode operability at various start-up powers, propellant flow rates and discharge currents to determine optimal start-up modes. In the process of stand-alone testing, it was determined that the optimal start-up mode for the cathode is a start lies within (160±5) sec at the heating power of 130–139 W and at the cathode flow rate from 0.30 to 0.60 mg/s. A special attention was paid to determining the current-voltage and voltage-flow rate

characteristics in the discharge current range from 3 to 15 A at propellant flow rates to the cathode in the range from 0.30 to 0.60 mg/s. A comparative analysis of the main characteristics of the KH-3B cathode and K-3/15 cathode was performed as well. It was revealed, that compared to the KH-3B cathode the cathode K-3/14 current effectiveness value would manifest itself at the high-current modes (above 10 A), where this parameter value was three times lower. It was determined that the K-3/15 cathode ensured the multi-mode operation with respect to the discharge current and had much higher resource parametrics compared to the KH-3B cathode. It is being forecasted, that parameter changing of the thermo-emitter from mono-crystal lanthanum hexaboride will allow three times increase of the flame operation.

Keywords: cathode-compensator, stationary plasma thruster, spacecraft, discharge current, power.

References

1. Morozov A.I. *Vvedenie v plazmodinamiku* (Introduction to plasma dynamics), Moscow, Fizmatlit, 2008, 616 p.
2. Belan N.V., Kim V.P., Oranskii A.I., Tikhonov V.B. *Statsionarnye plazmennye dvigateli* (Stationary plasma

- engines), Kharkiv, Kharkovskii aviatsionnyi institut, 1989, 315 p.
3. Pyatykh I.N., Bernikova M.Yu., Gopanchuk V.V., Gnizdor R.Yu., Zhasan V.S., Katashova M.I., Savchenko K.A. Development of stationary plasma thruster SPT-230 with discharge power of 10...15 kW. *35th International Electric Propulsion Conference (IEPC), Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, USA. 8–12 October, 2017*, <https://iepc2017.org>
 4. Pyatykh I.N. et al. SPT-230 stationary plasma engine. *Space Propulsion Conference (Seville, Spain. 14-18 May 2018)*, <https://10times.com/spacepropulsionc>
 5. *Maxarrs SSL Highlights its U.S. Industry Leadership in Next-Generation Solar Electric Propulsion*, <http://www.newswire.ca/news-release>
 6. Snyder J.S., Hofer R.R. Throttled Performance of the SPT-140 Hall Thruster. *50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint – 2014*, vol. 6, pp. 4882-4888.
 7. Garner C.E., Jorns B.A., van Derventer S., Hofer R.R., Rickard R., Liang R., Delgado J. Low-Power Operation and Plasma Characterization of a Qualification Model SPT-140 Hall Thruster for NASA Science Missions. *51st AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (Orlando, Florida, July 27-29, 2015)*. DOI: 10.2514/6.2015-3720
 8. Pridannikov S.Yu. *Issledovanie kharakteristik statsionarnykh plazmennykh dvigatelei pri dlitel'noi rabote* (Study of stationary plasma engines characteristics during long-term operation), Doctor's thesis, Kaliningrad, KB "Fakel", 2003, 203 p.
 9. Rotter J.E. *An analysis of multiple configurations of next-generation cathodes in a low power hall thruster*. Master of Science in Astronautical Engineering. Air Force Institute of Technology, Ohio, 2009, <https://www.goodreads.com/book/show/16273556-an-analysis-of-multiple-configurations-of-next-generation-cathodes>
 10. Polk J.E., Goebel D., Brophy J.R. et al. An Overview of the Nuclear Electric Xenon Ion System (NEXIS) Program. *39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (21-23 July 2003, Huntsville, Alabama)*. AIAA-2003-4713. DOI: 10.2514/6.2003-4713
 11. Moskalev B.I. *Razryad s polym katodom* (Discharge with a hollow cathode), Moscow, Energiya, 1969, 184 p.
 12. Marchenko V.B. *Sovremennye katody* (Modern cathodes), Moscow, Gosenergoizdat, 1958, 34 p.
 13. Arhipov B., Bober A.S., Gnizdor R.Y., Kozubsky K.N., Korakin A.I., Maslennikov N.A., Pridannikov S.Y. The Results of 7000 Hour SPT100 Life Testing. *24th International Electric Propulsion Conference (IEPC-95-039)*, 1995, pp. 315-321.
 14. Arkhipov B.A. *Issledovanie i razrabotka katodov novogo pokoleniya dlya statsionarnykh plazmennykh dvigatelei* (Research and development of cathodes for a new generation of stationary plasma thruster), Doctor's thesis, Kaliningrad, KB "Fakel", 1998. 302 p.
 15. Guskov K.V., Khartov S.A. A measuring system for working gas flow rate to support electro rocket thruster tests. *Aerospace MAI Journal*, 2009, vol. 16, no. 3, pp. 41-48.
 16. Gnizdor R.Yu., Nesterenko A.N., Mitrofanova O.A. *Trudy MAI*, 2012, no. 60. URL: <http://trudymai.ru/eng/published.php?ID=35376>
 17. Gnizdor R.Yu., Mitrofanova O.A., Rummyantsev A.V. Investigation an influence of SPT magnetic field on efficiency of cathode-compensator operation. *Aerospace MAI Journal*, 2012, vol. 19, no. 2, pp. 47-52.
 18. Albarède L., Lago V., Lasgorceix P., Dudeck M., Burgova A., Malik K. Interaction of a hollow cathode stream with a hall thruster. *28th International Electric Propulsion Conference, Toulouse, France, March 2003 (IEPC-03-333)*, <http://erps.spacegrant.org>
 19. Chubov P.N., Saevets P.A., Rummyantsev A.V. Thermal calculation of the SPT-50 stationary plasma thruster. *Aerospace MAI Journal*, 2017, vol. 24, no. 4, pp. 70-79.
 20. Gopanchuk V.V., Gorbachev Yu.M. *Patent RU 2173001 C1*, 27.08.2001.