

Научная статья
УДК 621.455.32
DOI: 10.34759/vst-2023-2-106-115

РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ИНЖЕНЕРНОЙ МОДЕЛИ ДВИГАТЕЛЯ СПД-70М, РАБОТАЮЩЕГО НА КСЕНОНЕ И КРИПТОНЕ

Роман Юрьевич Гниздор¹, Игорь Николаевич Пятых²,
Матвей Андреевич Каплин³, Альберт Владимирович Румянцев⁴✉

^{1, 2, 3} Опытное конструкторское бюро «Факел» (ОКБ «Факел»),
Калининград, Россия

⁴ Балтийский федеральный университет им. И. Канта (БФУ им. И. Канта),
Калининград, Россия

^{1, 2, 3} info@fakel-russia.com

⁴ albert37@list.ru ✉

Аннотация. В рамках работ по модернизации двигателя СПД-70 проведены исследования характеристик инженерной модели EM1 двигателя СПД-70М при работе на ксеноне и криптоне, в ходе которых определены поля рабочих параметров двигателя. В статье представлены результаты прямых и укороченных ресурсных испытаний при моделировании различных ресурсных наработок, а также испытаний по определению параметров плазменного потока рассматриваемого двигателя с различными конфигурациями выходной части разрядной камеры. Приведена оценка стабильности параметров конструкции инженерной модели EM1 двигателя СПД-70М в процессе длительной работы, и дается прогноз ресурсных характеристик модели.

Ключевые слова: стационарный плазменный двигатель, СПД-70М, ксенон, криптон, укороченные ресурсные испытания

Для цитирования: Гниздор Р.Ю., Пятых И.Н., Каплин М.А., Румянцев А.В. Разработка и исследование характеристик инженерной модели двигателя СПД-70М, работающего на ксеноне и криптоне // Вестник Московского авиационного института. 2023. Т. 30. № 2. С. 106–115. DOI: 10.34759/vst-2023-2-106-115

Original article

DEVELOPMENT AND CHARACTERISTICS STUDYING OF THE XENON AND KRYPTON OPERATING SPD-70M THRUSTER ENGINEERING MODEL

Roman Y. Gnizdor¹, Igor' N. Pyatykh², Matvei A. Kaplin³, Al'bert V. Rumyantsev⁴ ✉

^{1, 2, 3} Experimental design bureau “Fakel” (EDB “Fakel”),,
Kaliningrad, Russia

⁴ Immanuel Kant Baltic Federal University,
Kaliningrad, Russia

^{1, 2, 3} info@fakel-russia.com

⁴ albert37@list.ru ✉

Abstract

EDB “Fakel” performs modernization of a SPT-70 type thrusters family, on which basis the TM-70 thrust modules (propulsion units), which were being employed at the “Yamal-100” and “Yamal-200” type spacecraft, and are in use at present at both “KazSat-2” and “EgyptSat” spacecraft.

The results of the research presented in the article were obtained during the EM1 engineering model of the SPT-70M thruster (hereinafter referred to as EM1) testing, which purpose consisted in studying the thrust and specific parameters, the thruster model lifetime characteristics and parameters of the plasma plume. These parameters studies were carried through in the course of the thruster model on Xenon and Krypton testing in the power range from 300 to 1500 W with discharging currents from 1.0 to 4.5 A and a voltage range from 150 to 500 V for various configurations of the discharge chamber channel exit part, which are simulating various lifetimes. These parameters studies were carried through in the course of the thruster model on Xenon and Krypton testing in the power range from 300 to 1500 W with discharging

currents from 1.0 to 4.5 A and a voltage range from 150 to 500 V for various configurations of the discharge chamber channel exit part, which are simulating various lifetime durations.

Operation parameters fields of the thruster model, which may be employed while operation points parameters selection when operating both on Xenon and Krypton were determined by the results of the tests. Besides, the results of the EM1 direct and reduced endurance testing in the mode of the discharge power of 900 W (discharge current of 3.0 A) revealed the predictable total thrust impulse with Krypton would be no less than 1.0 MN, and 1.3 MN when operating on Xenon. The results of the tests on plasma plume parameters determining revealed that when operating in the mode with discharge power of 900 W (3.0 A/300 V) the divergence angle of the plasma plume while operation on Xenon was in the range from 35° to 37°, while with Krypton it was in the range from 48° to 50°.

Keywords: electric propulsion, plasma, thruster, xenon, krypton, research, parameters, life tests, direct, reduce

For citation: Gnizdor R.Yu., Pyatykh I.N., Kaplin M.A., Rumyantsev A.V. Development and Characteristics Studying of the Xenon and Krypton Operating SPD-70M Thruster Engineering Model. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 2, pp. 106-115. DOI: 10.34759/vst-2023-2-106-115

Введение

ОКБ «Факел» проводит модернизацию линейки двигателей типа СПД-70, на базе которых были разработаны тяговые модули (двигательные блоки) ТМ-70, применявшиеся на космических аппаратах (КА) типа «Ямал-100», «Ямал-200» и в настоящее время используемые на КА «KazSat-2» и «EgyptSat». Необходимость модернизации обусловлена расширением областей задач, которые могут быть решены с использованием электроракетных двигателей (ЭРД) средней и малой мощности в составе двигательных установок КА [1, 2].

Основные направления модернизации были сформулированы в [3]. Они включали исследования по обеспечению работоспособности модернизированного двигателя СПД-70М в диапазоне мощностей разряда от 500 до 1200 Вт с более высокими параметрами, чем у прототипов, и достижения суммарного импульса тяги не менее 1,0 МН·с, а также исследования по оптимизации конструкции двигателя с целью повышения ее технологичности и снижения стоимости изготовления.

Одной из задач, решавшихся при отработке конструкции двигателя СПД-70М, который изначально предназначался для работы на ксеноне, была проверка возможности его работы на криптоне. С учетом явного интереса к использованию криптона в качестве рабочего тела (РТ), основной объем отработки в настоящее время ведется на криптоне.

Приведенные в настоящей статье результаты исследований были получены в процессе испытаний инженерной модели EM1 двигателя СПД-70М (далее по тексту – EM1), целью которых являлось исследование тяговых и удельных параметров, ресурсных характеристик модели двигателя и параметров плазменного потока. Исследования этих параметров выполнены в процессе испытаний модели двигателя, работающего на ксеноне и криптоне, для различных конфигураций выходной части канала разрядной камеры (РК), моделирующих различные ресурсные наработки.

1. Объект исследования и экспериментальное оборудование

Объектом исследования являлась инженерная модель EM1 двигателя СПД-70М. Исследования были проведены по следующим направлениям:

- выбор перспективных рабочих точек и уточнение параметров магнитной системы;
- проверка стабильности параметров в процессе прямых ресурсных испытаний;
- проведение укороченных ресурсных испытаний при моделировании различных ресурсных наработок с целью прогноза ресурсных характеристик РК и стабильности параметров в процессе длительной работы.

На основе результатов предыдущих испытаний EM1 [3] параметры магнитной системы были оптимизированы на режим работы двигателя с мощностью разряда 900 Вт (ток разряда 3,0 А/напряжение разряда 300 В) при работе на криптоне. В EM1 использовался ранее квалифицированный катод KE-1R [4].

Для проверки стабильности параметров в процессе длительной работы EM1 прошел прямые ресурсные испытания на криптоне длительностью около 800 ч. По окончании этих испытаний была демонтирована РК модели двигателя – взамен была установлена другая РК, конструкция которой позволяла изменять конфигурацию ее выходной части путем смены выходных керамических колец с профилями, моделирующими различную ресурсную наработку. С учетом результатов ресурсных испытаний EM1 и результатов ресурсных испытаний двигателей-аналогов [5, 6, 7], с целью отработки способов защиты элементов магнитной системы от эрозии, на внутренний полюс EM1 была установлена керамическая пластина.

Внешний вид EM1, подготовленной к испытаниям по моделированию ресурсных наработок, представлен на рис. 1.

Все исследования параметров проводились на стендовой базе ОКБ «Факел».

Вакуумные стенды, на которых проводились испытания, оборудованы криогенными системами от-



Рис. 1. Внешний вид EM1 с комплектом выходных колец

качки, обеспечивающими давление в них не более $6,5 \cdot 10^{-5}$ мм рт. ст. (по воздуху) при суммарном расходе РТ в двигатель до 4,5 мг/с. Электрическое питание цепей двигателя осуществлялось от стендовых источников. Стендовые системы подачи, регулирования и измерения расхода РТ обеспечили работу двигателя на ксеноне, криптоне и переход с одного вида РТ на другой без вскрытия вакуумной камеры. В процессе испытаний выполнялись калибровки систем измерения тяги и систем измерения расхода.

2. Результаты исследований тяговых параметров EM1

Для определения границ рабочего диапазона модернизированного двигателя СПД-70М были проведены испытания его лабораторного образца и EM1.

Испытания были проведены на ксеноне и криптоне в диапазоне мощностей разряда от 300 до 1500 Вт (с шагом 100 Вт) при токах разряда от 1,0 до 4,5 А и в диапазоне напряжений разряда от 150 до 500 В (с шагом 50 В) с различными конфигурациями выходной части канала РК.

По результатам испытаний построены диаграммы полей параметров (рис. 2 и 3), которые могут быть применены при выборе параметров тех или иных рабочих точек двигателя.

Следует отметить, что при построении полей параметров использованы результаты испытаний, полученные при работе с различными конфигурациями выходной части канала РК. Поэтому чис-

ленные значения параметров, приведенные на рис. 2 и 3, можно рассматривать как близкие к средним значениям, которые будут получены в процессе длительной работы модели двигателя при прямых ресурсных испытаниях.

3. Результаты исследований ресурсных характеристик EM1

Проверку и подтверждение ресурсных характеристик конструкций СПД и стабильности параметров в процессе их длительной работы традиционно выполняют путем прямых ресурсных испытаний [4, 8, 9]. В этом случае огневые испытания двигателя выполняются в течение времени, определенного требованиями заказчика, часто с коэффициентом запаса.

Прямые ресурсные испытания EM1 проведены на криптоне при мощности разряда 900 Вт (3,0 А/300 В). Результаты испытаний представлены на рис. 4 и 5.

В конце ресурсных испытаний в течение ~80 ч была выполнена проверка параметров в режиме с мощностью разряда 800 Вт (2,6 А / 300 В). В обоих режимах испытаний питание магнитных катушек осуществлялось от автономных источников.

Длительность прямых ресурсных испытаний EM1 составила более 800 ч. Суммарный импульс тяги, выработанный за время этих испытаний, составил более 110 кН · с. На момент окончания испытаний тяга EM1 при мощности разряда 900 Вт составила от 38 до 39 мН, удельный импульс тяги – от 1480 до 1490 с. Как можно видеть из представленных на рис. 4 и 5 результатов испытаний, параметры модели двигателя сохраняют относительную стабильность в процессе длительной работы.

Предварительный прогноз ресурсных характеристик РК и стабильности параметров модели двигателя в процессе длительной работы был получен с использованием поэтапной методики прогноза [10–13]. Суть этого метода заключается в проведении нескольких циклов укороченных ресурсных испытаний с профилями эрозии, моделирующими ту или иную ресурсную наработку. Модельные профили эрозии получают путем механической обработки выходной части РК [14].

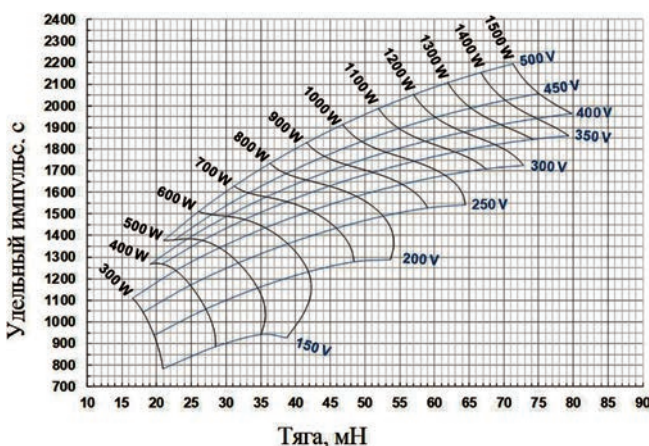


Рис. 2. Поле параметров лабораторного образца СПД-70М и EM1 при работе на ксеноне

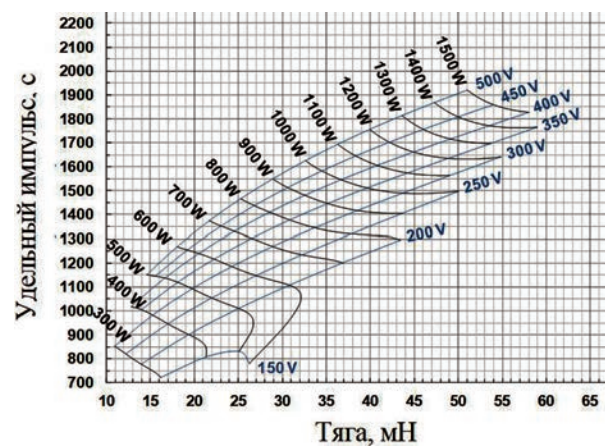


Рис. 3. Поле параметров лабораторного образца СПД-70М и EM1 при работе на криптоне

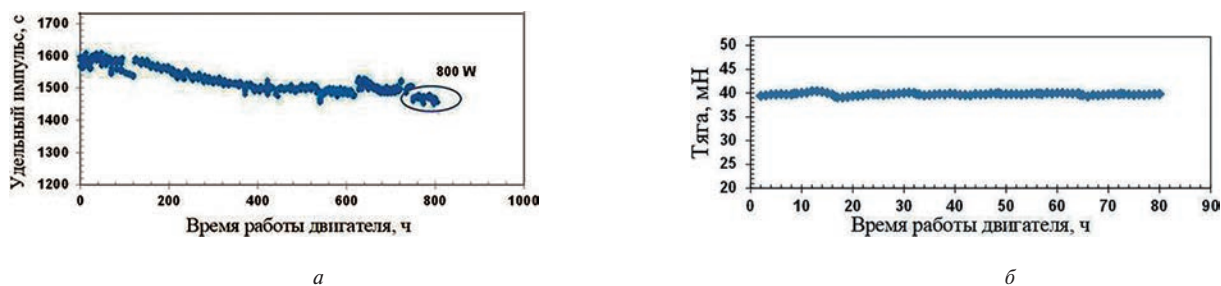


Рис. 4. Параметры ЕМ1 в процессе прямых ресурсных испытаний: а – тяга; б – удельный импульс

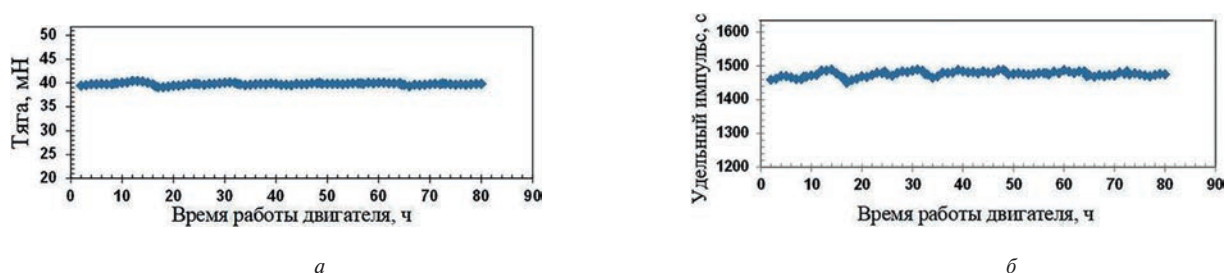


Рис. 5. Параметры ЕМ1 в третьем цикле укороченных ресурсных испытаний с конфигурацией, моделирующей ресурс 1350 ч: а – тяга; б – удельный импульс

При испытаниях на каждом из циклов определяется усреднённая скорость эрозии выходной части РК и проверяются значения тяги и удельного импульса. По результатам испытаний, полученных в каждом из циклов, делается прогноз динамики параметров в процессе длительной работы и прогноз ресурсных характеристик двигателя.

Для прогноза параметров модели двигателя при наработке в объеме 1300 ... 1350 ч был выполнен расчет конфигурации профиля эрозии выходных колец РК ЕМ1 при наработке в объеме ~100 ч. В качестве исходных данных для этого расчета использовались результаты измерений геометрических параметров зоны эрозии после выработки ресурса в объеме 800 ч.

После изготовления колец и их установки в ЕМ1 были проведены три последовательных цикла укороченных ресурсных испытаний. Длительность испытаний в каждом из циклов составляла от 70 до 80 ч. Испытания велись в режиме с мощностью разряда 900 Вт. Результаты третьего цикла укороченных ресурсных испытаний представлены на рис. 5.

На момент окончания третьего цикла укороченных ресурсных испытаний были получены средние значения параметров, которые могут быть приняты в качестве прогнозируемых для наработки в объеме 1300...1350 ч (что соответствует выработанному суммарному импульсу тяги 180 Кн · с). Тяга и удельный импульс для наработки 1300 ... 1350 ч составили от 39,0 до 39,8 мН и от 1470 до 1480 с соответственно.

Сравнение значений параметров, полученных при прямых ресурсных испытаниях и укороченных ресурсных испытаниях, показывает их стабильность в процессе длительной работы ЕМ1.

По результатам прямых ресурсных испытаний и испытаний при моделировании различных ресурсных наработок было определено, что прогнозируемое

значение суммарного импульса тяги, который может быть выработан при работе на криптоне в режиме с мощностью разряда 900 Вт (3,0 А/300 В), не менее 1,0 МН·с.

При работе на ксеноне прогнозируемое значение суммарного импульса тяги, который может выработать модель двигателя в том же режиме, не менее 1,3 МН·с. Прогноз ресурсных характеристик при работе на ксеноне основан на том, что скорость эрозии изолятора РК при работе на криптоне превышает скорость эрозии при работе на ксеноне примерно в 1,3 раза [3]. Кроме того, тяговая эффективность двигателя при работе на ксеноне примерно на 25% больше его тяговой эффективности при работе на криптоне.

Достижение прогнозируемых значений суммарного импульса тяги обеспечивается модернизированной магнитной системой ЕМ1, позволяющей снизить (в сравнении с двигателями типа СПД-70) скорость износа стенок РК [15].

Как будет показано ниже, при увеличении уширения выходной части канала РК уменьшаются потери ионов с высокой энергией в зоне эрозии РК. Кроме того, снижение скорости износа элементов конструкции ЕМ1 достигается применением для изготовления РК материала, обладающего эрозионной стойкостью, примерно в 1,6...1,7 раз превышающей стойкость материала, из которого изготовлена РК двигателей типа СПД-70 [3].

Прогноз стабильности параметров при более продолжительной наработке будет уточнен после проведения еще не менее чем одного цикла укороченных ресурсных испытаний с моделированием профиля эрозии, соответствующего наработке в объеме от 2500 до 3000 ч.

Как было сказано ранее, в качестве катода-компенсатора в ЕМ1 был применен катод КЕ-1R. На на-

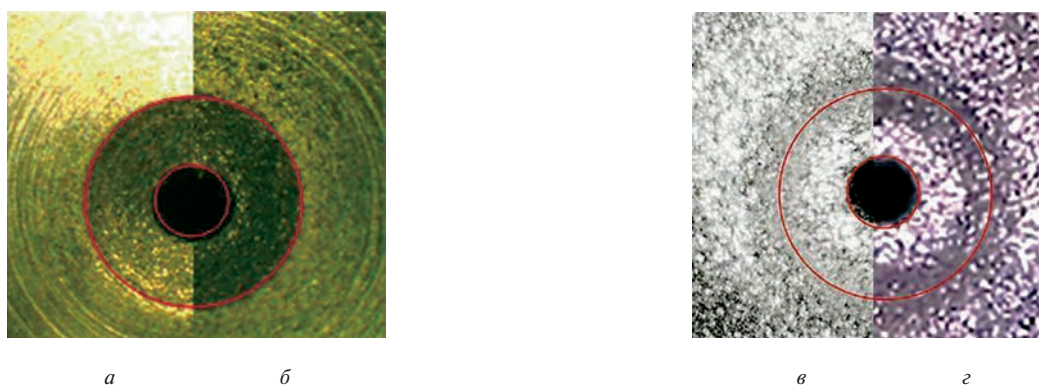


Рис. 6. Внешний вид выходного отверстия в диафрагме катода:

a – на момент изготовления; *b* – наработка 100 ч; *v* – наработка около 800 ч; *z* – наработка около 1200 ч

стоящий момент суммарная наработка катода в составе ЕМ1 при работе на криптоне в режиме с током разряда 3,0 А составила более 1500 ч.

Одним из критериев продолжительности времени безотказной работы катода является эрозия выходного отверстия в диафрагме катода [16]. Для контроля размеров выходного отверстия диафрагмы катода в процессе испытаний ЕМ1 выполнялось его фотографирование. Внешний вид выходного отверстия после изготовления катода и для различных ресурсных наработок представлен на рис. 6.

Для сравнения размеров отверстия на каждом из видов показаны окружности, имеющие одинаковые размеры. Как можно увидеть из представленных на рис. 6 результатов, за время ресурсной наработки более 1200 ч размеры выходного отверстия в диафрагме катода практически не изменились. Это свидетельствует о том, что катод имеет достаточные запасы ресурсных характеристик с точки зрения процессов эрозии выходного отверстия. Что же касается ресурсных характеристик катода КЕ-1R по количеству включений, то имеется экспериментальное подтверждение 11000 включений, полученное при автономной отработке двух образцов этого катода.

4. Результаты исследований параметров плазменного потока ЕМ1

Истекающий из РК ЭРД плазменный поток оказывает ряд воздействий на солнечные батареи и антенны КА: силовое, тепловое, эрозионное и др. [17–20], что может вызвать затруднения при интеграции двигателя в состав КА.

В то же время известно, что при испытаниях ионного двигателя NEXT обнаружено увеличение угла расходимости плазменного потока после наработки в объеме 16550 ч [21]. Причиной этого являлась эрозия отверстий в периферийной части ускоряющей системы.

Длительная работа двигателей типа СПД сопровождается существенным изменением геометрии выходной части РК, поэтому представляет интерес исследование параметров плазменного потока для конфигураций выходной части РК, соответствующих различным ресурсным наработкам.

Методика и условия проведения испытаний

Определение параметров плазменного потока модели двигателя проводилось при работе ЕМ1 на ксеноне и криптоне. Давление в вакуумной камере не превышало $4,8 \cdot 10^{-5}$ мм рт. ст. при испытаниях на ксеноне и $3,3 \cdot 10^{-5}$ мм рт. ст. при испытаниях на криптоне. В обоих случаях датчик давления был откалиброван по воздуху. Для измерений параметров истекающего из модели двигателя плазменного потока использовался многосеточный зонд. Расстояние между осью вращения системы перемещения зонда и входной сеткой зонда составляло 700 мм.

Испытание проводилось в следующих режимах:

- при токах разряда 2,0, 2,2, 2,7, 3,0 и 3,3 А и фиксированном значении напряжения разряда 300 В;
- при токах разряда 2,0, 2,5 и 3,5 А и напряжениях разряда 200, 300, 350 и 400 В на каждом из режимов по току разряда;
- при токе разряда 4,0 А и напряжениях разряда 200 и 300 В.

Во всех режимах на первую сетку подавался задерживающий потенциал «минус 20 В» относительно «земли». Для измерения распределения ионов по энергии положительный потенциал подавался на коллектор. Потенциал на коллекторе в диапазоне значений от 0 до 200 В изменялся с шагом 50 В, а в диапазоне значений от 200 до 325 В – с шагом 25 В. При каждом из значений потенциала на коллекторе плазменный поток сканировался. Угловая скорость движения зонда при сканировании составляла 1 градус в секунду. Частота опроса системы регистрации токов на коллекторе составляла 10 Гц.

Исследования параметров плазменного потока были выполнены при трех конфигурациях выходной части канала РК: цилиндрической, конической с углом уширения 35° и конфигурацией, моделирующей ресурсную наработку в объеме около 1300 ч. Конфигурация выходной части канала РК изменялась сменой колец, профили наружной и внутренней стенок которых соответствовали разной ресурсной наработке.

Результаты исследований расходимости плазменного потока ЕМ1

Сравнительный анализ результатов измерений распределения плотности ионного тока при работе на ксе-

ноне и криптоне показал, что во всех режимах работы распределение при работе на ксеноне более «острое» и плотность ионного тока на периферии плазменного потока существенно меньше плотности при работе на криптоне. Это свидетельствует о том, что расходимость плазменного потока при работе на криптоне больше, чем его расходимость при работе на ксеноне.

В качестве типичного примера распределений на рис. 7 показано распределение ионных токов при работе на ксеноне и криптоне модели двигателя, выходная часть канала РК которого имеет цилиндрическую конфигурацию.

Для количественной оценки расходимости были определены углы расходимости плазменного потока. Принято условие, что численное значение этого угла соответствует полууглу при вершине конуса, боковая поверхность которого ограничивает область, через которую проходит 90 % от суммарного ионного тока двигателя [22, 23, 24].

Зависимости угла расходимости от тока и напряжения разряда при работе на ксеноне и криптоне представлены на рис. 8. Как можно видеть, при увеличении тока и напряжения разряда угол расходимости уменьшается и угол расходимости при работе модели двигателя на ксеноне существенно меньше угла при работе на криптоне. Угол расходимости в режиме с мощностью разряда 900 Вт (3,0 А / 300 В) при работе на ксеноне составляет от 35° до 37°, а при работе на криптоне – от 48° до 50°.

Представленные на рис. 8 результаты также показывают, что изменение конфигурации выходной части канала РК оказывает слабое влияние на тенденции изменения угла расходимости при изменении тока разряда как при работе на ксеноне, так и при работе на криптоне.

Причины существенного различия в характере изменения угла расходимости при работе на криптоне в диапазоне напряжений разряда с конической конфигурацией выходной части канала РК с углом уширения 35° и конфигурацией, моделирующей ресурсную наработку в объеме 1300 ч, в настоящее время не совсем понятны. Возможно, что ответ будет получен при испытаниях модели двигателя с конфигурацией выходной части канала РК, моделирующей ресурсную наработку в объеме от 2500 до 2700 ч.

Результаты измерения энергии ионов в плазменном потоке ЕМІ

Энергия ионов измерялась при работе модели двигателя на ксеноне и криптоне в диапазоне задерживающего напряжения на коллекторе зонда от нуля до значения, примерно на 10 % превышающего напряжение разряда. Типичные распределения плотности ионов в плазменном потоке при работе на ксеноне и криптоне представлены на рис. 9.

Результаты этих измерений были использованы для нахождения распределения ионов по энергии в плазменном потоке. С этой целью для каждого из

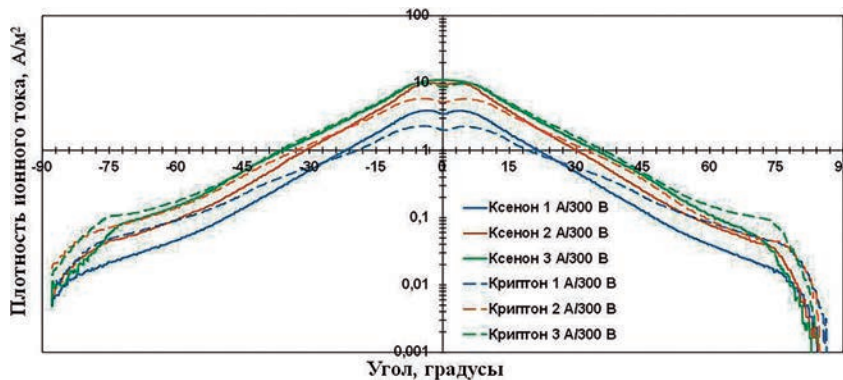
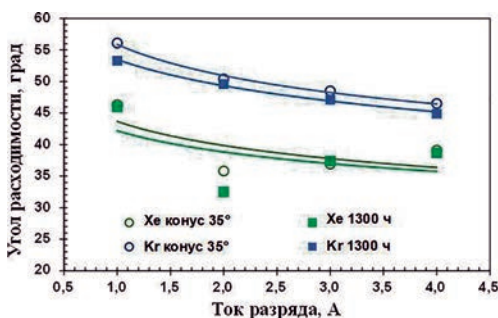
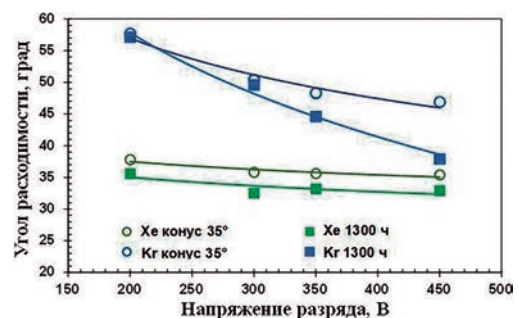


Рис. 7. Типичное распределение плотности ионного тока



а



б

Рис. 8. Углы расходимости плазменного потока при работе на ксеноне и криптоне в зависимости: а – от тока разряда при напряжении разряда 300 В; б – от напряжения разряда при токе разряда 2,0 А

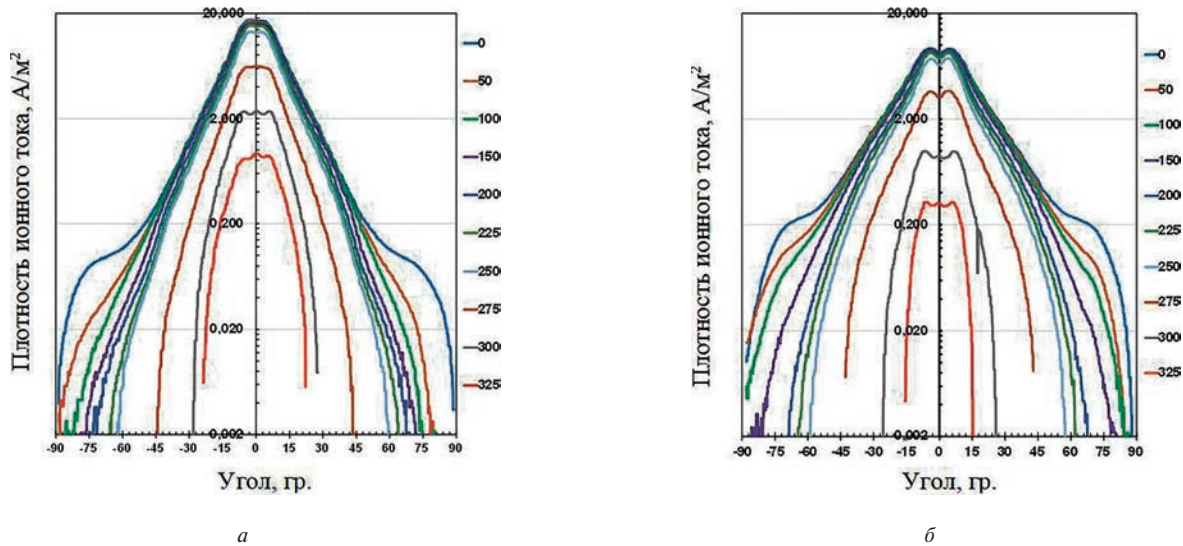


Рис. 9. Зависимость от угла расходимости распределений плотности ионов в режиме работы 900 Вт (3,0 А/300 В) при работе: а – на ксеноне; б – на криптоне

значений задерживающего потенциала были определены значения суммарных токов (кумулятивные суммы), проходящих через полусферу за срезом РК [25, 26].

На рис. 10 представлено распределение ионов по энергиям для режима работы на ксеноне и криптоне с мощностью разряда 900 Вт (3,0 А/300 В) при разных конфигурациях выходной части канала РК.

Анализ полученных результатов показывает, что для обоих РТ доли ионов в плазменном потоке с максимальными значениями энергии соответствуют энергиям в пределах от 225 до 300 эВ. Доля таких ионов ксенона больше, чем доля ионов криптона [26, 27]. Кроме того, при работе на криптоне относительная доля ионов с малой энергией больше, чем при работе на ксеноне.

Аналогичные результаты были получены при сравнительных испытаниях двигателя ВРТ-600 на ксеноне и криптоне [28]. Исходя из этого можно полагать, что результаты, полученные в ходе настоящих исследований, могут носить общий характер для двигателей типа СПД при переходе с ксенона на криптон и обратно.

Сравнение распределений ионов по энергиям для исследованных конфигураций выходной части канала РК показывает следующее. Для цилиндрической конфигурации и конической конфигурации с углом уширения 35° распределение энергий ионов как при работе на ксеноне, так и при работе на криптоне имеет максимум в одном и том же диапазоне энергий. При работе же двигателя как на ксеноне, так и на криптоне с конфигурацией канала, моделирующей ресурс двигателя в объеме 1300 ч, наблюдается заметный сдвиг максимумов в сторону увеличения энергии. Подобный сдвиг может быть объяснен тем, что при увеличении уширения выходной части канала РК уменьшаются потери ионов с высокой энергией в зоне эрозии РК. В дальнейшем подтверждение этого вывода может быть получено в результате испытаний модели двигателя с конфигурациями выходной части РК, моделирующими ресурсные наработки, превышающие 1300 ч.

Выводы

Проведены испытания инженерной модели ЕМ1 двигателя СПД-70М, работающего на ксеноне

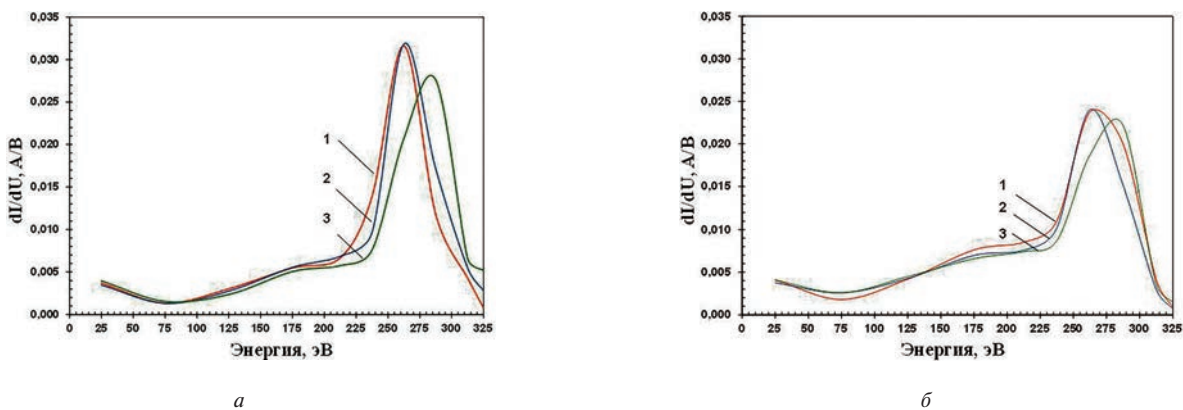


Рис. 10. Распределение ионов по энергиям (при различных конфигурациях выходной части канала РК: 1 – цилиндрическая; 2 – конус 35°; 3 – модельный профиль на 1300 ч) при работе: а – на ксеноне; б – на криптоне

и криптоне, в диапазоне мощностей разряда от 300 до 1500 Вт при токах разряда от 1,0 до 4,5 А и в диапазоне напряжений разряда от 150 до 500 В при различных конфигурациях выходной части канала разрядной камеры. По результатам испытаний определены поля рабочих параметров модели двигателя, которые могут быть использованы при выборе параметров рабочих точек при работе как на ксеноне, так и на криптоне.

По результатам прямых и укороченных ресурсных испытаний при моделировании различных ресурсных наработок EM1 в режиме с мощностью разряда 900 Вт (ток разряда 3,0 А/напряжение разряда 300 В) установлено, что прогнозируемый суммарный импульс тяги при работе на криптоне составит не менее 1,0 МН · с, а при работе на ксеноне — не менее 1,3 МН · с.

Результаты испытаний по определению параметров плазменного потока показали, что при работе в режиме с мощностью разряда 900 Вт (3,0 А / 300 В) угол расходимости при работе на ксеноне составляет от 35° до 37°, а при работе на криптоне — от 48° до 50°.

Список источников

1. Lev D., Myers R.M., Lemmer K.M. et al. The Technological and Commercial Expansion of Electric Propulsion in the Past 24 Years // 35th International Electric Propulsion Conference (8-12 October 2017; Georgia Institute of Technology, Atlanta, USA). IEPC-2017-242.
2. Семенов Д.А., Саевец П.А., Комаров А.А., Румянцев А.В. Анализ интегральных характеристик стационарного плазменного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 4. С. 173–180. DOI: 10.34759/vst-2020-4-173-180
3. Gnizdor R., Markov A., Mitrofanova O., Semenenko D. The research of the modified SPT-70 thruster parameters and characteristics // 36th International Electric Propulsion Conference (15-20 September 2019; University of Vienna, Vienna, Austria). IEPC-2019-336.
4. Saevets P., Semenenko D., Albertoni R., Scremin G. Development of a Long-Life Low-Power Hall Thruster // 35th International Electric Propulsion Conference (8-12 October 2017; Georgia Institute of Technology, Atlanta, USA). IEPC-2017-38.
5. Williams G., Gilland J.H., Peterson P.Y. et al. Wear Testing of the HERMeS Thruster // 52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (25-27 July 2016; Salt Lake City).
6. Hofer R., Polk J., Mikellides I. et al. Development Status of the 12.5 kW Hall Effect Rocket with Magnetic Shielding (HERMeS) // 35th International Electric Propulsion Conference (8-12 October 2017; Georgia Institute of Technology, Atlanta, USA). IEPC-2017-231.
7. Polk J., Lobbiay R., Barriaultz A. et al. Inner Front Pole Cover Erosion in the 12.5 kW HERMeS Hall Thruster Over a Range of Operating Conditions // 35th International Electric Propulsion Conference (8-12 October 2017; Georgia Institute of Technology, Atlanta, USA). IEPC-2017-409.
8. Gnizdor R., Komarov A., Pridannikov S., Savchenko K. Investigation of the thrust vector angle stability of the stationary plasma thrusters // 35th International Electric Propulsion Conference (8-12 October 2017; Georgia Institute of Technology, Atlanta, USA). IEPC-2017-41.
9. Arkhipov B.A., Bober A.S., Gnizdor R.Y. et al. The results of 7000-hour SPT-100 life testing // 24th International Electric Propulsion Conference (1995; Moscow, Russia). IEPC-95-39.
10. Латышев Л.А., Соколовров А.П., Хартов С.А., Чуян Р.К. Поэтапная методика испытаний ускорителей с замкнутым дрейфом электронов // Ракетно-космическая техника. Ракетные двигатели и энергетические установки: Сборник. М.: НИИТП, 1991. С. 71–78.
11. Pagnon D., Pellerin S., Lasgorceix P., Legentil C. Measurement and modelling of the inside channel deposition of the sputtered ceramics on HET PPSX000-ML. A tool to predict the erosion along the thruster lifetime // 30th International Electric Propulsion Conference (17-20 September 2007; Florence, Italy). IEPC-2007-166.
12. Lovstov A.S., Shagayda A.A., Gorshkov O.A. Semi-empirical method of Hall thruster lifetime prediction // 42th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit (9-12 July 2006; Sacramento, California, USA). AIAA-2006-4661.
13. Kim V., Abgaryan V., Kozlov V. et al. Development of the Accelerated Test Procedure for the SPT Discharge Chamber Wall Wearing During Long Thruster Operation // 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2003. AIAA-2003-5003.
14. Хартов С.А. Расчет элементов двигательной установки со стационарным плазменным двигателем: Учеб. пособие. — М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2009. — 84 с.
15. Mitrofanova O., Saevets P., Gnizdor R. et al. Developed and perspective stationary plasma thrusters by EDB Fakel // 6th Space Propulsion Conference (14-18 May 2018; Seville, Spain). SP2018_448.
16. Herman D.A., Soulas G.C., Patterson M.J. NEXT Long-Duration Test Neutralizer Performance and Erosion Characteristics // 31st International Electric Propulsion Conference (20-24 September 2009; Ann Arbor, Michigan, USA). IEPC-2009-154.
17. Allison D., Baldwin J., Scharfe M. Development of BEPPA: An Object-Oriented Parallel Code for Full 3-D Spacecraft Plume Analysis and Satellite Design // 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (21-23 July 2008). AIAA-2008-4999.
18. Corey R.L., Pidgeon D.J. Electric Propulsion at Space Systems/Loral // 31st International Electric Propulsion Conference (20-24 September 2009; Ann Arbor, Michigan, USA). IEPC-2009-270.
19. Demaire A., Andersson B., Stanojevic J., Rathsmann P. New Electric Propulsion missions at SSC: The use of SMART-1 heritage and new lessons learnt // 31st International Electric Propulsion Conference (20-24 September 2009; Ann Arbor, Michigan, USA). IEPC-2009-053.
20. Mota S., Resendes D.P., Cupido L. Plasma Reflectometry Applied to Plume Density Measurements of Electric Propulsion Thrusters // 31st International Electric Propulsion Conference (20-24 September 2009; Ann Arbor, Michigan, USA). IEPC-2009-041.
21. Herman D.A., Soulas G.C., Patterson M.J. NEXT Long-Duration Test Plume and Wear Characteristics after 16,550 h of Operation and 337 kg of Xenon Processed // 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (21-23 July 2008). AIAA-2008-4919.
22. Митрофанова О.А. Влияние величины и топологии магнитного поля на интегральные характеристики стационарных плазменных двигателей: Дисс. ... канд. техн. наук. — Калининград, 2015. — 147 с.
23. Ким В.П., Гниздор Р.Ю., Грдличко Д.П. и др. Основные положения, используемые для управления слоем ионизации и ускорения в разряде стационарного плазменного двигателя // Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования. 2018. № 12. С. 101–112. DOI: 10.1134/S0207352818120107

24. Белан Н.В., Ким В.П., Оранский А.И., Тихонов В.Б. Стационарные плазменные двигатели: Учеб. пособие. — Харьков: ХАИ, 1989. — 315 с.
25. Архипов А.С., Бишаев А.М. Численное моделирование в трехмерной постановке струи плазмы, выходящей в окружающее пространство из стационарного плазменного двигателя // Журнал вычислительной математики и математической физики. 2007. Т. 47. № 3. С. 491–506
26. Arkhipov A.S., Bishaev A.M., Kim V.P. Simulation of rarefied plasma dynamics in the plume of the stationary plasma thruster // 2nd European Conference for Aerospace Sciences (1-7 July 2007; Brussels, Belgium).
27. Архипов А.С., Ким В.П., Сидоренко Е.К. Анализ баланса энергии в разряде стационарного плазменного двигателя по результатам измерений его интегральных параметров и характеристик струи // Вестник Московского авиационного института. 2010. Т. 17. № 5. С. 121–129.
28. Nakles M.R., Barry R.R., Larson C.W., Hargus W.A. A Plume Comparison of Xenon and Krypton Propellant on a 600 W Hall Thruster // 31st International Electric Propulsion Conference (20-24 September 2009; Ann Arbor, Michigan, USA). IEPC-2009-115.

References

1. Lev D., Myers R.M., Lemmer K.M. et al. The Technological and Commercial Expansion of Electric Propulsion in the Past 24 Years. *35th International Electric Propulsion Conference (8-12 October 2017; Georgia Institute of Technology, Atlanta, USA)*. IEPC-2017-242.
2. Semenenko D.A., Saevets P.A., Komarov A.A., Rummyantsev A.V. Characteristics analysis of stationary plasma thruster. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 4, pp. 173-180. DOI: 10.34759/vst-2020-4-173-180
3. Gnizdor R., Markov A., Mitrofanova O., Semenenko D. The research of the modified SPT-70 thruster parameters and characteristics. *36th International Electric Propulsion Conference (15-20 September 2019; University of Vienna, Vienna, Austria)*. IEPC-2019-336.
4. Saevets P., Semenenko D., Albertoni R., Scremin G. Development of a Long-Life Low-Power Hall Thruster. *35th International Electric Propulsion Conference (8-12 October 2017; Georgia Institute of Technology, Atlanta, USA)*. IEPC-2017-38.
5. Williams G., Gilland J.H., Peterson P.Y. et al. Wear Testing of the HERMeS Thruster. *52nd AIAA/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (25-27 July 2016; Salt Lake City)*.
6. Hofer R., Polk J., Mikellides I. et al. Development Status of the 12.5 kW Hall Effect Rocket with Magnetic Shielding (HERMeS). *35th International Electric Propulsion Conference (8-12 October 2017; Georgia Institute of Technology, Atlanta, USA)*. IEPC-2017-231.
7. Polk J., Lobbiay R., Barriault A. et al. Inner Front Pole Cover Erosion in the 12.5 kW HERMeS Hall Thruster Over a Range of Operating Conditions. *35th International Electric Propulsion Conference (8-12 October 2017; Georgia Institute of Technology, Atlanta, USA)*. IEPC-2017-409.
8. Gnizdor R., Komarov A., Pridannikov S., Savchenko K. Investigation of the thrust vector angle stability of the stationary plasma thrusters. *35th International Electric Propulsion Conference (8-12 October 2017; Georgia Institute of Technology, Atlanta, USA)*. IEPC-2017-41.
9. Arkhipov B.A., Bober A.S., Gnizdor R.Y. et al. The results of 7000-hour SPT-100 life testing. *24th International Electric Propulsion Conference (1995; Moscow, Russia)*. IEPC-95-39.
10. Latyshev L.A., Sokoloverov A.P., Khartov S.A., Chuyan R.K. Raketno-kosmicheskaya tekhnika. *Raketnye dvigateli i energeticheskie ustanovki. Sbornik statei*, Moscow, NIITP, 1991, pp. 71-78.
11. Pagnon D., Pellerin S., Lasgorceix P., Legentil C. Measurement and modelling of the inside channel deposition of the sputtered ceramics on HET PPSX000-ML. A tool to predict the erosion along the thruster lifetime. *30th International Electric Propulsion Conference (17-20 September 2007; Florence, Italy)*. IEPC-2007-166.
12. Lovstov A.S., Shagayda A.A., Gorshkov O.A. Semi-empirical method of Hall thruster lifetime prediction. *42th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit (9-12 July 2006; Sacramento, California, USA)*. AIAA-2006-4661.
13. Kim V., Abgaryan V., Kozlov V. et al. Development of the Accelerated Test Procedure for the SPT Discharge Chamber Wall Wearing During Long Thruster Operation. *39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2003*. AIAA-2003-5003.
14. Khartov S.A. *Raschet elementov dvigatel'noi ustanovki so statsionarnym plazmennym dvigatelem* (Calculation of propulsion system elements with a stationary plasma thruster), Moscow, MAI-PRINT, 2009, 84 p.
15. Mitrofanova O., Saevets P., Gnizdor R. et al. Developed and perspective stationary plasma thrusters by EDB Fakel. *6th Space Propulsion Conference (14-18 May 2018; Seville, Spain)*. SP2018_448.
16. Herman D.A., Soulas G.C., Patterson M.J. NEXT Long-Duration Test Neutralizer Performance and Erosion Characteristics. *31st International Electric Propulsion Conference (20-24 September 2009; Ann Arbor, Michigan, USA)*. IEPC-2009-154.
17. Allison D., Baldwin J., Scharfe M. Development of BEPPA: An Object-Oriented Parallel Code for Full 3-D Spacecraft Plume Analysis and Satellite Design. *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (21-23 July 2008)*. AIAA-2008-4999.
18. Corey R.L., Pidgeon D.J. Electric Propulsion at Space Systems/Loral. *31st International Electric Propulsion Conference (20-24 September 2009; Ann Arbor, Michigan, USA)*. IEPC-2009-270.
19. Demaire A., Andersson B., Stanojev J., Rathman P. New Electric Propulsion missions at SSC: The use of SMART-1 heritage and new lessons learnt. *31st International Electric Propulsion Conference (20-24 September 2009; Ann Arbor, Michigan, USA)*. IEPC-2009-053.
20. Mota S., Resendes D.P., Cupido L. Plasma Reflectometry Applied to Plume Density Measurements of Electric Propulsion Thrusters. *31st International Electric Propulsion Conference (20-24 September 2009; Ann Arbor, Michigan, USA)*. IEPC-2009-041.
21. Herman D.A., Soulas G.C., Patterson M.J. NEXT Long-Duration Test Plume and Wear Characteristics after 16,550 h of Operation and 337 kg of Xenon Processed. *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit (21-23 July 2008)*. AIAA-2008-4919.
22. Mitrofanova O.A. *Vliyanie velichiny i topologii magnitnogo polya na integral'nye kharakteristiki stacionarnykh plazmennyykh dvigatelei* (Impact of the magnetic field value and magnetic field topology on the integral characteristics of stationary plasma thrusters). Doctor's thesis, Kaliningrad, 2015. — 147 p.
23. Kim V.P., Gnizdor R.Yu., Grdlichko D.P. et al. *Poverkhnost'. Rentgenovskie, sinkhrotronnye i neitronnye issledovaniya*, 2018, no. 12, pp. 101-112. DOI: 10.1134/S0207352818120107
24. Belan N.V., Kim V.P., Oranskii A.I., Tikhonov V.B. *Stacionarnye plazmennyye dvigateli* (Stationary plasma thrusters), Kharkiv, KhAI, 1989, 315 p.
25. Arkhipov A.S., Bishaev A.M. *Zhurnal vychislitel'noi matematiki i matematicheskoi fiziki*, 2007, vol. 47, no 3, pp. 491-506.

26. Arkhipov A.S., Bishaev A.M., Kim V.P. Simulation of rarefied plasma dynamics in the plume of the stationary plasma thruster. *2nd European Conference for Aerospace Sciences (1-7 July 2007; Brussels, Belgium)*.
27. Arkhipov A.S., Kim V.P., Sidorenko E.K. Analysis of energy balance in the discharge of SPT using results of its integral parameters and plume characteristics measurements. *Aerospace MAI Journal*, 2010, vol. 17, no. 5, pp. 121-129.
28. Nakles M.R., Barry R.R., Larson C.W., Hargus W.A. A Plume Comparison of Xenon and Krypton Propellant on a 600 W Hall Thruster. *31st International Electric Propulsion Conference (20-24 September 2009; Ann Arbor, Michigan, USA)*. IEPC-2009-115.

Статья поступила в редакцию 02.03.2023; одобрена после рецензирования 13.03.2023; принята к публикации 13.03.2023.

The article was submitted on 02.03.2023; approved after reviewing on 13.03.2023; accepted for publication on 13.03.2023.