

Авторы посвящают данную статью светлой памяти профессора Виктора Васильевича Синявского, замечательного человека и крупного специалиста по космическим ядерным энергодвигательным системам, много сделавшего для развития этого направления в стране, а также для создания и развития данного журнала

РАЗРАБОТКА ФИЗИКО-ТЕХНИЧЕСКИХ ОСНОВ ПОВЫШЕНИЯ РЕСУРСА СТАЦИОНАРНЫХ ПЛАЗМЕННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ВТОРОГО ПОКОЛЕНИЯ

© Ким В.П.¹, Попов Г.А.¹, Шилов Е.А.¹,

Козубский К.Н.², Приданников С.Ю.², 2023

¹Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики
Московского авиационного института
(национального исследовательского университета) (НИИ ПМЭ МАИ)
Ленинградское ш., 5, г. Москва, Российская Федерация, 125080,
e-mail: riame@mai.ru

²АО «Опытное конструкторское бюро «Факел» (ОКБ «Факел»)
Московский пр-т, 181, г. Калининград, Российская Федерация, 236001,
e-mail: info@fakel-russia.com

В данной статье приведены результаты совместных работ Московского авиационного института и ОКБ «Факел» в части разработки физико-технических основ повышения ресурса стационарных плазменных двигателей (СПД) и показано, что положение зоны ускорения с основным падением потенциала тесно связано с областью максимальных значений индукции на срединной поверхности ускорительного канала в разряде СПД. Показано также, что, используя названную связь, можно смещать зону ускорения из конструкции двигателя, уменьшая потери ускоренных ионов и нейтрализующих их электронов на стенках, ограничивающих ускорительный канал, уменьшать соответствующие потери энергии и повышать ресурс двигателя. Разработана также базовая конструктивная схема СПД с магнитной системой, содержащей магнитные экраны, охватывающие разрядную камеру, позволяющая реализовать указанное смещение. Эта схема реализована в лётных образцах СПД второго поколения, успешно работающих в составе систем управления движением космических аппаратов.

Ключевые слова: стационарный плазменный двигатель, электрическое поле, магнитное поле, основной разряд, положение зоны ускорения, управление рабочими процессами, повышение ресурса.

EDN: UWCNDK



DEVELOPING PHYSICOTECHNICAL BASIS FOR EXTENDING SERVICE LIFE OF THE SECOND-GENERATION STATIONARY PLASMA THRUSTERS

Kim V.P.¹, Popov G.A.¹, Shilov E.A.¹,

Kozubski K.N.², Pridannikov S.Yu.²

¹*Research Institute for Applied Mechanics and Electrodynamics
of the Moscow Aviation Institute
(National Research University) (RIAME MAI)
5 Leningradskoye shosse, Moscow, 125080, Russian Federation,
e-mail: riame@mai.ru*

²*JSC Experimental Design Bureau Fakel (JSC EDB Fakel)
181 Moskovsky prospekt, Kaliningrad, 236001, Russian Federation,
e-mail: info@fakel-russia.com*

The paper presents results of the joint work of the Moscow Aviation Institute and EDB Fakel to develop physicotchnical basis for extending service life of stationary plasma thrusters (SPT) and demonstrates that the location of the acceleration zone with the major voltage drop is closely linked to the area with the maximum values of the magnetic induction on the midsurface of the acceleration channel in the SPT discharge. It is also demonstrated that using the above link one can shift the acceleration zone from the thruster structure, reducing losses of accelerated ions and their neutralizing electrons on the walls enclosing the acceleration channel, reduce the associated losses of energy and extend the service life of the thruster. Also developed was a baseline structural design for an SPT with a magnetic system containing magnetic screens surrounding the discharge chamber which enables implementing the said shift. That design was implemented in flight models of second-generation SPT, which are successfully operating within motion control systems of spacecraft.

Key words: *stationary plasma thruster, electric field, magnetic field, main discharge, acceleration zone location, operation management, extending service life.*



КИМ В.П.



ПОПОВ Г.А.



ШИЛОВ Е.А.



КОЗУБСКИЙ К.Н.



ПРИДАННИКОВ С.Ю.

КИМ Владимир Павлович — доктор технических наук, главный научный сотрудник НИИ ПМЭ МАИ, e-mail: riame4@mai.ru

KIM Vladimir Pavlovich — Doctor of science (Engineering), Chief research scientist at RIAME MAI, e-mail: riame4@mai.ru

ПОПОВ Гарри Алексеевич — доктор технических наук, профессор, академик РАН, директор НИИ ПМЭ МАИ, e-mail: riame@mai.ru

POPOV Garri Alekseevich — Doctor of science (Engineering), Professor, RAS academician, Director of RIAME MAI, e-mail: riame@mai.ru

ШИЛОВ Егор Андреевич — научный сотрудник НИИ ПМЭ МАИ, e-mail: riame@mai.ru

SHILOV Egor Andreevich — Research scientist at RIAME MAI, e-mail: riame@mai.ru

КОЗУБСКИЙ Константин Николаевич — кандидат технических наук, ведущий конструктор ОКБ «Факел», e-mail: info@fakel-russia.com

KOZUBSKY Konstantin Nikolaevich — Candidate of science (Engineering), Lead designer at JSC EDB Fakel, e-mail: info@fakel-russia.com

ПРИДАННИКОВ Сергей Юрьевич — кандидат технических наук,
заместитель главного конструктора ОКБ «Факел»,
e-mail: Pridannikov@fakel-russia.com
PRIDANNIKOV Sergey Yuryevich — Candidate of science (Engineering),
Deputy chief designer at JSC EDB Fakel,
e-mail: Pridannikov@fakel-russia.com

Введение

В СССР и Российской Федерации среди электроракетных двигателей наибольшие успехи достигнуты в разработке и применении в космической технике стационарных плазменных двигателей (СПД) [1, 2]. Разработка СПД началась в 1962 г. в институте атомной энергии (ИАЭ) имени И.В. Курчатова, и уже в 1972 г. были проведены первые, очень успешные лётные испытания экспериментального образца СПД в составе искусственного спутника Земли (ИСЗ) «Метеор» разработки Всесоюзного научно-исследовательского института электромеханики (ВНИИЭМ) [3]. После этого в ОКБ «Факел» началась разработка и опытная эксплуатация серии лётных образцов СПД второго поколения. Сначала в составе околоземных космических аппаратов (КА), а с 1982 г. — геостационарных КА разработки НПО прикладной механики (ныне АО «Информационные спутниковые системы», далее — АО «РЕШЕТНЁВ») [4]. С тех пор российские СПД, работающие на ксеноне, регулярно использовались и продолжают использоваться для коррекции орбит околоземных КА дистанционного зондирования Земли, а также для довыведения отечественных и зарубежных КА на рабочие орбиты, включая геостационарную орбиту, и их дальнейших коррекций и стабилизации. Разрабатываются также новые двигатели с новыми диапазонами выходных параметров, и одной из основных при этих разработках является проблема обеспечения большого ресурса названных двигателей. С учётом этого в данной статье рассмотрены основные положения и технические решения, которые были разработаны МАИ и реализованы ОКБ «Факел» для повышения ресурса СПД второго поколения, которые можно использовать и для разработки СПД нового поколения.

1. Основные результаты первого этапа разработки СПД в СССР

Начальный этап разработки СПД в СССР выполнен в ИАЭ под руководством научного сотрудника этого института Алексея Ивановича Морозова, а основной разработчик, производитель и поставщик лётных образцов СПД и двигательных установок на их основе в СССР и Российской Федерации — ОКБ «Факел». Эти разработки в ОКБ «Факел» на первом этапе осуществлялись под научным руководством ИАЭ, а при создании двигателей второго поколения — в тесном научно-техническом сотрудничестве с МАИ (с 1969 г. — с кафедрой 208 МАИ, а с 1987 г. — с НИИ ПМЭ МАИ) [5, 6]. В последнее время разработки и поставки отдельных лётных образцов СПД, в т. ч. двигателей с повышенным удельным импульсом тяги, и элементов двигательных установок на их основе, осуществляются также Российским научным центром имени М.В. Келдыша (далее — РНЦ Келдыша) [7]. В разработке СПД СССР занимал ведущие позиции в мире. В настоящее время Российская Федерация также занимает достаточно высокие позиции по этому направлению.

Основными идеями А.И. Морозова были ускорение ионов электрическим полем в протяжённом слое плазмы с поперечным к направлению ускорения магнитным полем и фокусировка ускоряемого потока ионов созданием фокусирующей геометрии эквипотенциалей электрического поля за счёт создания такой же геометрии силовых линий магнитного поля [5, 8]. Рассмотренная идея «фокусировки» ионов определяла проектный облик первых моделей СПД, который можно рассмотреть на примере конструкции первого экспериментального образца СПД, испытанного в космосе (рис. 1).

Этот образец был разработан ОКБ «Факел» на основе прототипа, созданного сотрудником ИАЭ Ю.А. Шаровым [1, 5]. К характерным признакам конструкции этого образца можно отнести достаточно широкие полюса магнитной системы, чтобы создавать в зоне разряда магнитное поле с определённой магнитной индукцией, и сужение межполюсного зазора в выходном направлении для создания «фокусирующей» геометрии силовых линий магнитного поля в соответствии с упомянутой идеей А.И. Морозова. Разрядная камера этого образца была изготовлена из теплостойкой керамики.

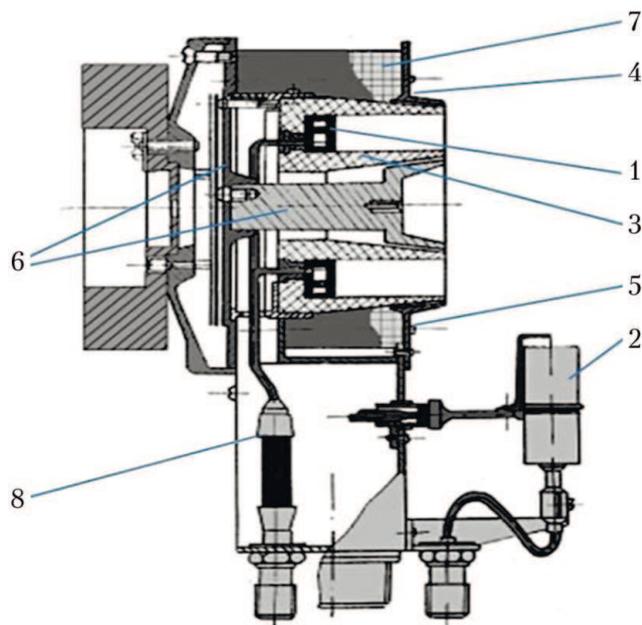


Рис. 1. Конструкция первого экспериментального образца СПД-60, впервые в мире испытанного в космосе [5]: 1 – анод-газораспределитель; 2 – катод; 3 – разрядная камера с кольцевым ускорительным каналом; 4, 5 – наружный и внутренний полюса магнитной системы (МС); 6 – магнитопроводящие элементы МС; 7 – катушка намагничивания; 8 – газозлектрическая развязка

Оптимизация конструкции первых лабораторных моделей СПД на ксеноне в ИАЭ позволила к 1967–1968 гг. получить «анодный» (рассчитанный без учёта расхода рабочего вещества через катод) тяговый коэффициент полезного действия (КПД) до 30–35% при «анодных» удельных импульсах тяги до 1 800 с [1, 5, 6].

Названные параметры превышали параметры ионных двигателей и плазменных двигателей других типов при удельных импульсах тяги до 2 000 с. СПД превосходил также электронагревные двигатели по удельному импульсу

тяги не менее чем в три раза. При этом уже первые измерения распределений параметров плазмы в разряде одноступенчатого СПД показали [9], что сфокусировать ускоряемый поток не удаётся, и часть ускоренных ионов попадает на стенки разрядной камеры, распыляя их и ограничивая ресурс СПД первого поколения значением $\sim 1\,000$ ч. Такой ресурс был достаточен для коррекций орбит околоземных КА. Всё перечисленное послужило основанием для предложения А.И. Морозова о проведении лётных испытаний СПД, которое было поддержано руководством ИАЭ, ОКБ «Заря» и его филиала в г. Калининграде (ныне – ОКБ «Факел»), ВНИИЭМ и отдела опытно-конструкторских работ государственного комитета СССР по атомной технике. И это предложение было успешно реализовано специалистами названных организаций в 1972 г. [1, 3, 5]. Успех этого испытания означал рождение СПД как двигателя для управления движением КА, и в достижении этого успеха огромную роль сыграл Алексей Иванович Морозов. Поэтому в России он считается «отцом» СПД [10].

В процессе подготовки первых испытаний СПД в космосе происходило расширение исследований и разработки новых двигателей. В частности, в 1969 г. к этим работам были привлечены МАИ, Центральный институт моторостроения (ЦИАМ), а несколько позже – Московский институт радиоэлектроники и автоматики (МИРЭА) и ряд других организаций. Результаты, полученные в ИАЭ и в перечисленных организациях на первом этапе развития СПД, изложены в книгах и монографиях [1, 5, 9, 11–13], а также во многих докладах на конференциях и научных статьях.

Параллельно с подготовкой лётных испытаний в ОКБ «Факел», совместно с ИАЭ и кафедрой 208 МАИ, проводилось совершенствование конструкции двигателя [1, 5, 6]. При этом работы МАИ, в первую очередь, были направлены на совершенствование магнитной системы, с учётом того, что она представляет собой скелетный каркас конструкции двигателя, а созданное ею магнитное поле формирует пространственные распределения локальных параметров плазмы в разряде СПД, и представляет собой главный инструмент

управления процессами в двигателе и его характеристиками. Поэтому командой специалистов МАИ при лидирующей роли В.П. Кима и с участием ведущего конструктора ОКБ «Факел» К.Н. Козубского было проведено исследование характеристик магнитных полей [1, 5], которые могут быть созданы магнитными системами разных схем. Были также созданы и испытаны лабораторные модели СПД с разными магнитными системами, в т.ч. работающие на разных рабочих веществах. В частности, была показана возможность создания магнитного поля с более чётко выраженной «фокусирующей» геометрией силовых линий магнитного поля, чем в первых созданных образцах СПД, включая испытанный в космосе, а также — возможность отклонения ускоряемого потока ионов к внутренней или наружной стенкам разрядной камеры за счёт создания магнитного поля с тем или иным наклоном его силовых линий к оси ускорительного канала [1, 5, 13]. Для этого можно было использовать достаточно простую «двухкатушечную» магнитную систему (рис. 2). По результатам этих исследований в МАИ были разработаны рекомендации по выбору такой магнитной системы в следующих лётных образцах СПД, с учётом которых в ОКБ «Факел» был создан и испытан вариант второго лётного образца СПД (рис. 2), который имел максимальный тяговый КПД до 50%.

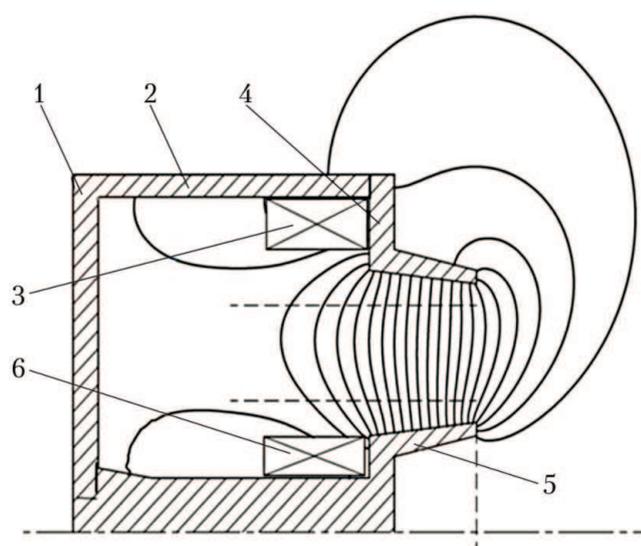


Рис. 2. Схема «двухкатушечной» магнитной системы с «широкими» полюсами: 1 — фланец магнитной системы; 2 — магнитопроводящий элемент; 3 — наружная катушка намагничивания; 4 — наружный полюс; 5 — внутренний полюс; 6 — центральная катушка (рисунок создан авторами)

В этот же период в ИАЭ проводились исследования возможности введения в конструкцию двигателя дополнительных элементов для электромагнитного управления вектором тяги. А.И. Морозовым, сотрудниками ИАЭ Е.М. Петровым и В.А. Михайличенко была создана лабораторная модель (ЛМ) с дисковыми основными полюсами и названными дополнительными элементами. При этом было обнаружено, что модели СПД с такими (далее — «узкими») полюсами (рис. 3) позволяют получить тяговый КПД выше 60%. Таким образом, была подтверждена возможность получения высокой тяговой эффективности СПД, работающего на ксеноне. Анализ и исследование причин возможного повышения тяговой эффективности моделей СПД с «узкими» полюсами специалистами ИАЭ Ю.В. Есипчуком и др. [14] показали, что в этих моделях зона ускорения (ЗУ), в которой реализуется основное падение потенциала в плазме разряда СПД, сдвинута в выходном направлении, что, возможно, способствовало уменьшению потерь ускоренных ионов на стенках разрядной камеры и повышению тягового КПД. При этом в качестве возможной причины полученных эффектов в названной работе было выбрано увеличение скорости нарастания магнитной индукции в выходном направлении.

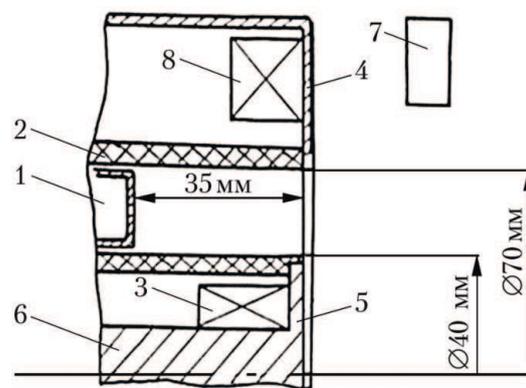


Рис. 3. Схема «двухкатушечной» магнитной системы с «узкими» полюсами [5]: 1 — анод; 2 — разрядная камера; 3 — центральная катушка намагничивания; 4 и 5 — наружный и внутренний полюса магнитной системы соответственно; 6 — центральный сердечник; 7 — катод

Были проведены также эрозионные испытания моделей этого типа, которые показали, что в них достаточно быстро изнашиваются выходные части стенок разрядной камеры, поскольку для получения высокой тяговой эффективности необходимо было, чтобы их толщина была не более 1,5–2,0 мм (рис. 3). Поэтому ресурс рассматриваемых моделей не превышал 300–500 ч в зависимости от режима работы. Таким образом, возникла проблема существенного повышения ресурса СПД с сохранением высокой его тяговой эффективности, которая стала основной для дальнейшего развития СПД.

Следует отметить, что ионы в ЗУ СПД движутся, в основном, под действием электрического поля, но в силу сложности процессов в разряде двигателя до сих пор не созданы верифицированные методики расчёта электрического поля в новых двигателях. Поэтому реальным подходом к решению практических задач было и остаётся экспериментальное определение закономерностей формирования электрического поля в указанном разряде, используя которые можно было бы прогнозировать характер распределения электрического поля в новых двигателях. Уникальное исследование двумерных распределений параметров плазмы в ускорительном канале СПД электростатическими зондами было выполнено в МАИ А.М. Бишаевым и В.П. Кимом [15, 16], в котором в дополнение к проведённым в ИАЭ измерениям [9, 14] осуществлялось определение потенциала плазмы (а не только потенциала «плавления») и продольных, радиальных компонент направленных ионных токов, что позволяло определять направления ионных потоков (рис. 4). Результаты названных измерений, а также измерений радиальных распределений потока ионов на выходе из двигателя, также впервые выполненные В.П. Кимом и В.М. Гаврюшиным [17], позволили выявить ряд фундаментальных свойств разряда в СПД, которые уже обсуждались в работах названных авторов. В частности, была показана высокая энергетическая эффективность ионизации атомов в разряде СПД.

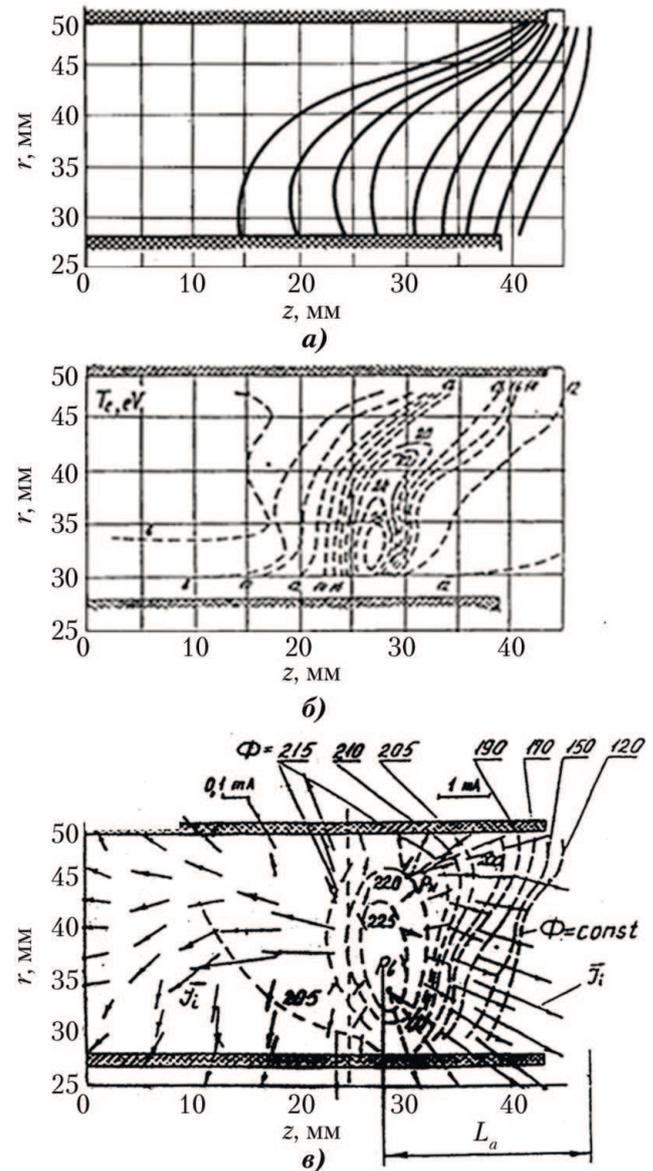


Рис. 4. Силовые линии магнитного поля (а), распределения температуры электронов T_e (б); линии (пунктирные) равного потенциала плазмы Φ и направленные ионные токи J_i (показаны стрелками) (в) в ускорительном канале модели СПД с внешним диаметром 98 мм, работающей на ксеноне при напряжении разряда 200 В и токе разряда 3 А [13]: r – радиус; z – продольная координата; P_n , P_a – условные центры – «источники» направленных потоков ионов на наружную и внутреннюю стенки соответственно

В свете же рассматриваемой в данной статье проблемы важно выделить некоторые из наиболее интересных данных, которые представлены на рис. 4 и 5. Эти данные позволили В.П. Киму сделать следующие выводы [13]:

- потенциал плазмы в значительной части прианодной зоны разряда и у наружной стенки выше потенциала анода и несколько уменьшается к аноду, т.е. электрическое поле в названных частях разряда отрицательно или близко к нулю, а прианодное падение

потенциала отрицательно, при этом ЗУ с основным падением потенциала отделена от анода названной прианодной зоной с малым изменением потенциала и локализуется в области разряда с максимальными значениями индукции (рис. 5), а её продольный размер существенно меньше длины ускорительного канала;

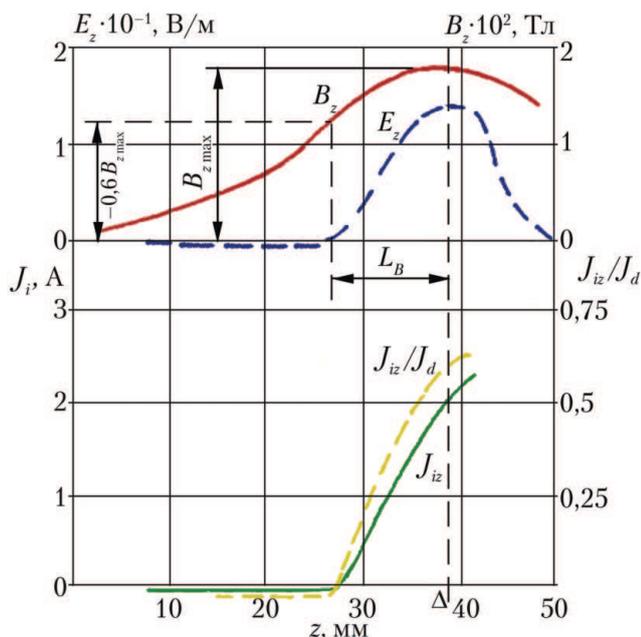


Рис. 5. Распределения радиальной компоненты B_r магнитной индукции, продольной составляющей E_z напряжённости электрического поля и направленной составляющей J_{iz} суммарного ионного тока и его отношения к разрядному току J_d вдоль срединной поверхности ускорительного канала [13]: z – продольная координата; $B_{r\max}$ – максимальное значение магнитной индукции; J_i – значение суммарного ионного тока; L_B – протяжённость возрастающей части распределения магнитной индукции с отличным от нуля электрическим полем; Δ – метка положения сечения с максимальной индукцией

- эквипотенциали электрического поля существенно отклоняются от силовых линий магнитного поля (что получалось и ранее [9]), т.е. идея фокусировки ионов в одноступенчатом СПД не работает, что объясняется высокой температурой электронов и большими градиентами их концентрации у границы ЗУ со стороны анода, но в средней части канала в области зоны ускорения ионов (рис. 3) наклон эквипотенциалей соответствует наклону силовых линий магнитного поля, что и определяет соответствующее отклонение потоков ионов;
- поле направленных ионных токов \vec{J}_i согласуется с выявленными областями рождения ионов и полученными эквипотенциалами, при этом плотность

тока ионов на стенки сопоставима с максимальной плотностью тока ионов в ускорительном канале, а энергия достигающих стенок ионов составляет значительную долю от энергии, соответствующей приложенному разрядному напряжению, и достаточна для распыления большинства конструкционных материалов, что ограничивает ресурс двигателя.

Приведённые данные заставили пересмотреть выводы специалистов ИАЭ о распределении электрического поля в протяжённом слое и положительном прианодном падении потенциала, сделанные в первых работах ИАЭ [9] и о причинах резкого повышения тяговой эффективности СПД с «узкими» полюсами [14], поскольку с учётом «привязки» ЗУ с основным падением потенциала к области с максимальными значениями индукции («магнитному слою») основную роль должно играть положение и продольный размер (толщина) всего магнитного слоя, а не только скорость нарастания магнитной индукции.

В связи с локализацией ЗУ в области максимальных значений индукции возникал вопрос о том, как электроны с катода попадают к аноду. Первые данные для получения предварительного ответа на этот вопрос были получены специалистами ИАЭ [18–24]. Они свидетельствовали о том, что в прианодной области и в области спадающего магнитного поля на выходе канала коэффициент диффузии и подвижность электронов поперёк магнитного поля могут резко повышаться из-за колебаний параметров плазмы, вызванных её неустойчивостями [13]. Поэтому электроны относительно свободно могут перемещаться от катода к области с максимальными значениями индукции, и от этой области – к аноду при малых электрических полях, а в области с большой индукцией названные неустойчивости менее интенсивны, поэтому подвижность электронов снижается, и они перемещаются под действием достаточно больших электрических полей. К сказанному следует добавить, что приведённые качественные объяснения до сих пор остаются приемлемыми, так как проблема количественного описания

динамики электронов, определяющей распределение их концентрации и электрического поля в новых двигателях с достаточной для инженеров точностью, до настоящего времени не решена, несмотря на сотни выполненных к настоящему времени исследований, что подтверждается обзором этих работ [25].

Представляется важным выделить работы А.И. Морозова [20] и сотрудников ИАЭ [22], в которых было показано, что в спадающем магнитном поле движение ускоряемого электрическим полем потока ионов является неустойчивым, и в моделях с таким распределением индукции магнитного поля резко возрастает доля электронного тока в разряде. Поэтому все последующие модели СПД (а впоследствии и двигатели с анодным слоем — ДАС) разрабатывались с распределениями магнитной индукции вдоль ускорительного канала, имеющими участки с возрастающей в выходном направлении индукцией.

Следует также отметить, что локализация электрического поля в достаточно узком слое совпадает с результатами анализа А.В. Жаринова, который применительно к родственному СПД ДАС получил формулу для толщины слоя плазмы в разряде со скрещенными электрическим и магнитным ($\vec{E} \times \vec{B}$) полями, в котором происходит ионизация, с учётом того, что для стабильного существования такого слоя все образовавшиеся в нём электроны должны быть удалены электрическим полем [26]. Тогда продольный (вдоль электрического поля) размер (толщина) слоя может быть оценён по следующему соотношению:

$$L_{sh} \approx R_{el}(U) \sqrt{\frac{v_e}{v_i}},$$

где $R_{el}(U)$ — ларморовский радиус электронов с энергией, которую он может приобрести при разности потенциалов, соответствующей падению потенциала U в слое; v_e — эффективная частота «столкновений» электронов, приводящих к смещению дрейфующих электронов поперёк магнитного поля; $v_i = \langle \sigma_i V_e \rangle n_a$ — частота ионизационных столкновений электронов с атомами, концентрация

которых равна n_a , здесь σ_i — сечение ионизации атомов при их столкновении с электронами; V_e — скорость электронов.

Названная формула применима и к зоне ускорения СПД, в которой также реализуются ($\vec{E} \times \vec{B}$)-поля и происходит ионизация. Важно также то, что она является «директивной», т. е. если такой слой стабильно существует, то приведённое выше соотношение должно выполняться. Поскольку в СПД он стабильно существует, то можно пользоваться этим соотношением для оценки продольного размера (толщины) ЗУ и в СПД, только учитывая больше факторов, которые определяют в СПД перенос электронов поперёк магнитного поля [13, 18]. Применимость приведённой формулы определяет возможность анализа влияния различных факторов на толщину ЗУ в СПД, а также возможность её изменения при изменении условий взаимодействия электронов со стенками разрядной камеры. К числу таких факторов относятся материал стенок [27], а также изменения режима работы двигателя или геометрии канала, определяющих концентрации частиц плазмы, влияющие на частоты столкновений электронов с другими частицами и стенками, входящие в приведённую выше формулу.

Следует также отметить, что в 1976–1977 гг. в лаборатории ИАЭ, где проводились работы по СПД, возникли внутренние противоречия, и она была реорганизована. При этом большая часть специалистов по СПД была переведена в другие подразделения института, а А.И. Морозов начал сотрудничать с МИРЭА в части исследований физических проблем СПД. Поэтому возросла нагрузка МАИ по научно-техническому сопровождению разработки СПД в ОКБ «Факел».

2. Основные технические решения, использовавшиеся для повышения ресурса СПД второго поколения

Как уже отмечалось в предыдущем разделе, ресурс СПД первого поколения определяло распыление стенок разрядной камеры попадающими на них

ускоренными ионами. Поэтому для увеличения ресурса СПД надо было решить комплексную задачу уменьшения потоков ионов на стенки разрядной камеры, подбора более стойких материалов и увеличения запасов толщины стенок на их износ. В идеологическом плане наиболее простым оказался подбор более стойких материалов для изготовления разрядных камер СПД. Для решения этой задачи В.П. Кимом и доцентом кафедры 204 МАИ И.И. Шкарбаном был организован, а сотрудником кафедры 204 А.А. Семёновым при содействии сотрудников кафедры 208 МАИ и НИИ ПМЭ МАИ был выполнен большой цикл исследований стойкости к распылению ускоренными ионами целого ряда керамических материалов, отобранных ОКБ «Факел» как пригодных для изготовления разрядных камер СПД по совокупности остальных свойств. В результате были получены характеристики распыления названных материалов ионами ксенона и криптона [27, 28], с использованием которых ОКБ «Факел» были выбраны и введены в конструкции разрядных камер лётных образцов СПД керамические материалы на основе нитрида бора.

Для оценки ресурса двигателя необходимо знать также параметры потоков ионов, попадающих на стенки. С учётом представленных на рис. 4 и 5 данных, в МАИ была разработана первая упрощённая модель ионного потока на стенки в СПД, а затем и аналитическая модель износа стенок [29]. Последняя используется в МАИ и ОКБ «Факел» до настоящего времени и объясняет такой важный момент развития процессов износа, как снижение его скорости во времени. Затем в МАИ (С.А. Хартовым с соавторами) были разработаны другие модели ионного потока и программы для моделирования износа стенок [30, 31]. В.П. Кимом и В.К. Абгаряном (МАИ) были разработаны модели и программы для имитационного моделирования износа стенок разрядной камеры СПД с учётом перенасыщения распылённого материала на стенки, а также методика ускоренных испытаний СПД с использованием названной программы [31]. Всё это позволило анализировать динамику изменения геометрии стенок из-за их

износа и прогнозировать ресурс двигателя. Но наиболее важным и сложным является управление параметрами потоков ионов, попадающих на стенки разрядной камеры. Эта задача решается выбором конструктивной схемы и предварительной оптимизацией конструкции экспериментальных образцов или инженерных моделей – прототипов новых двигателей, наличие которых ускоряет разработку конструкции лётных образцов двигателя, как это было при создании первого образца СПД, испытанного в космосе. При создании линейки двигателей с базовой конструктивной схемой разработки двигателей с новыми диапазонами выходных параметров задача упрощается, если использовать законы масштабирования, которые на втором этапе развития СПД были сформулированы В.П. Кимом в работе [13].

С учётом изложенного, в МАИ была начата разработка базовой схемы магнитной системы, определяющей конструктивную схему СПД. Задачей являлось максимальное расширение её возможностей по управлению характеристиками магнитного поля. В итоге, с учётом результатов проведённых ранее исследований, в качестве базовой была выбрана описанная ранее «двухкатущечная» магнитная система с «узкими» дисковыми полюсами (рис. 6, а), в которую были добавлены изготовленные из магнитопроводящего материала дополнительные элементы («магнитные экраны»), охватывающие разрядную камеру (рис. 6, б). Проведённые исследования этой магнитной системы с магнитными экранами (МСМЭ) подтвердили её расширенные возможности в части создания «фокусирующих» свойств создаваемых ею силовых линий магнитного поля и регулирования распределения магнитной индукции вдоль ускорительного канала (рис. 6, б). Так, перемещение области максимальных значений индукции в продольном направлении относительно элементов магнитной системы оказалось возможным за счёт изменения радиальных и продольных положений выходных торцов магнитных экранов относительно полюсов. При этом сохранялась простота конструкции этой системы, и оказалось возможным управлять положением и размерами «магнитной линзы» (условно показанной на рис. 6, а, б

жирной пунктирной линией) путём изменения расстояния между торцами наружного и внутреннего экранов и соответствующими полюсами, а одну наружную катушку можно было заменять системой из нескольких катушек, как это было в первом лётном образце СПД (см. рис. 1).

Было показано также, что характеристики магнитного поля можно изменять, размещая в пространстве между наружным и внутренним магнитными экранами дополнительную «заанодную» катушку (рис. 6, в), и соединять наружный и внутренний экраны МСМЭ базовой схемы магнитопроводящей перемычкой, получая единый магнитный экран (рис. 6, г), охватывающий разрядную камеру и «оторванный» от остальных магнитопроводящих элементов МСМЭ.

Оптимизация перечисленных параметров конструкции позволила разработать первый вариант СПД с МСМЭ (рис. 7) с увеличенной в два раза толщиной наружной, и в три раза — внутренней стенок разрядной камеры, по сравнению с вариантом двигателя с «узкими» полюсами при одинаковых межполюсных зазорах, и получить тяговый КПД, близкий к КПД моделей с «узкими» полюсами. С учётом снижения скорости износа стенок во времени можно было рассчитывать на повышение ресурса СПД такой схемы в три–пять раз. Поэтому описанная схема СПД с МСМЭ была рекомендована ОКБ «Факел» для использования при разработке следующего лётного образца СПД. Эта рекомендация была учтена ОКБ «Факел» при разработке двигателя СПД-50, который был доведён до лётного образца.

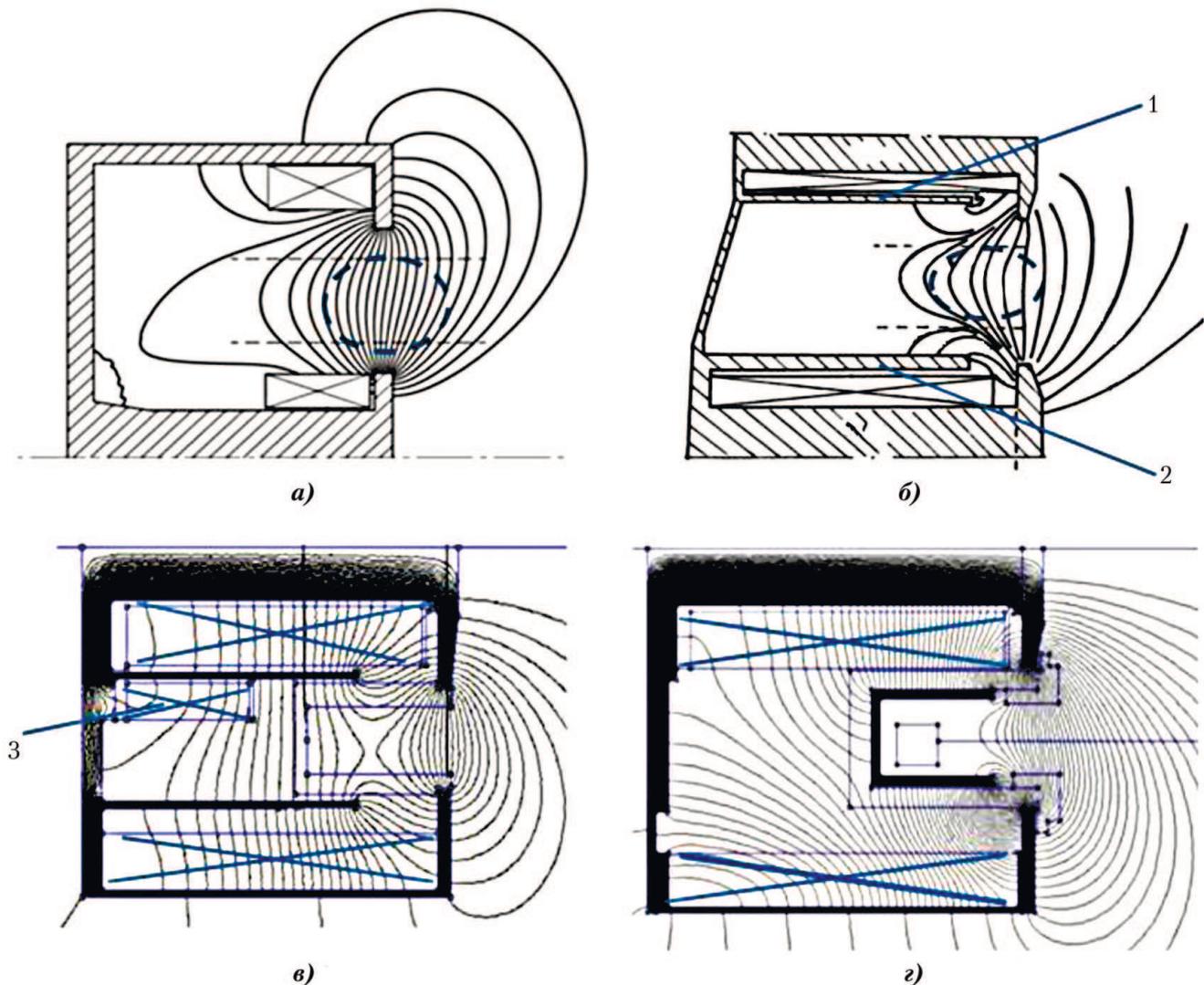


Рис. 6. Схемы магнитных систем стационарного плазменного двигателя: а — с «узкими» полюсами; б — базовая магнитная система с магнитными экранами (МСМЭ); в — МСМЭ с «заанодной» катушкой; г — МСМЭ с «оторванным» магнитным экраном; 1 — наружный экран; 2 — внутренний экран; 3 — «заанодная» катушка (рисунок создан авторами)

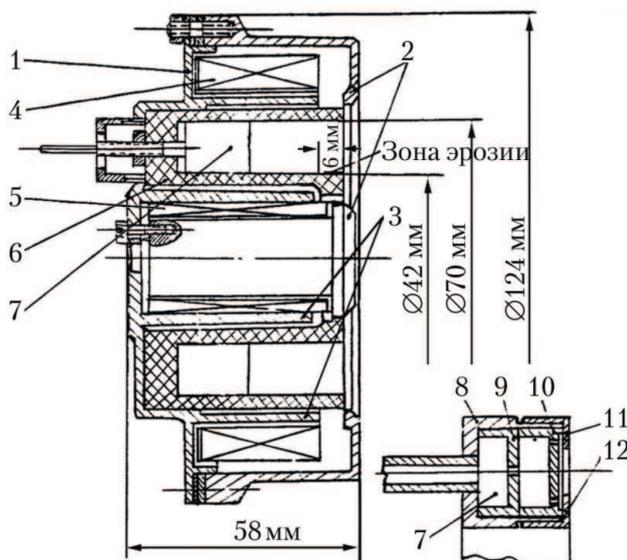


Рис. 7. Лабораторная модель СПД с «магнитными экранами», впервые разработанная и испытанная в МАИ [5]: 1 – фланец магнитной системы; 2 – полюса магнитной системы; 3 – магнитные экраны; 4, 5 – катушки намагничивания; 6 – разрядная камера; 7 – анод; 8–12 – элементы конструкции анода

С учётом снижения скорости износа стенок во времени можно было ожидать значительное повышение ресурса двигателя. На двигатель с замкнутым дрейфом электронов с МСМЭ, как основы конструкции СПД, в 1975 г. получено авторское свидетельство на изобретение (правообладатель – МАИ, авторы – сотрудники кафедры 208 МАИ А.М. Бишаев, В.М. Гаврюшин, В.П. Ким, Д.Д. Севрук, а также сотрудник ОКБ «Факел» К.Н. Козубский). Двигатель СПД-50 – это первый образец СПД второго поколения, который имел тяговую эффективность до 40% при потребляемой мощности до 500 Вт и ресурс до 1 500 ч, превышающий ресурс моделей двигателя с «узкими» полюсами примерно в пять раз и достаточный для коррекции орбит околоземных КА. С тех пор и до настоящего времени СПД-50 применяется в системах коррекции орбит КА названного класса.

С учётом результатов разработки первой ЛМ СПД с МСМЭ, в МАИ В.П. Кимом и В.М. Гаврюшиным была разработана и испытана инженерная модель (ИМ), или макет М-70 двигателя СПД-70 с наружным диаметром ускорительного канала 70 мм (рис. 8) [5]. Отличиями этой ИМ от ЛМ являлось то, что её наружный полюс был изготовлен в виде квадрата, по углам которого он соединялся с четырьмя

наружными катушками намагничивания, чтобы можно было перейти к варианту конструкции с управляемым вектором тяги.

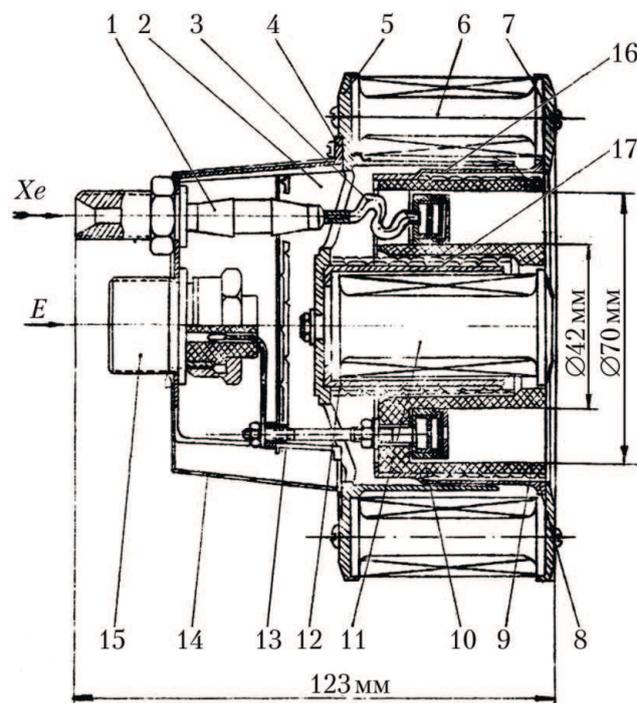
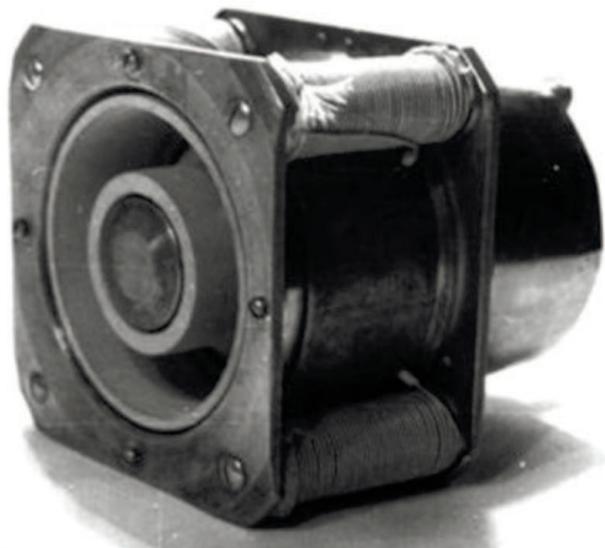


Рис. 8. Разрез инженерной модели СПД-70, разработанной и испытанной в МАИ и переданной в ОКБ «Факел» в 1975 г. для проведения её дальнейших испытаний [5]: 1 – газозлектрическая развязка; 2 – монтажная полость; 3 – трубка подвода газа к аноду; 4 – фланец защитного кожуха; 5 – фланец магнитной системы; 6 – сердечник наружной катушки намагничивания; 7 – наружный полюс; 8 – державка разрядной камеры; 9 – разрядная камера; 10 – наружный магнитный экран; 11 – сердечник центральной катушки намагничивания; 12 – внутренний магнитный экран; 13 – токоподвод к аноду; 14 – защитный кожух; 15 – электрический разъём; 16, 17 – наружный и внутренний магнитные экраны соответственно

Кроме того, в ИМ была применена усовершенствованная тепловая схема, а именно – открытые поверхности наружных катушек намагничивания и наружного магнитного экрана и крепление разрядной камеры на наружном полюсе магнитной системы улучшали сброс тепла с магнитной системы, снижая рабочие температуры её элементов. Описанная ИМ была изготовлена (рис. 9, а) и прошла предварительную экспериментальную отработку в МАИ, а затем в 1975 г. она была передана в ОКБ «Факел», где успешно прошла 1 000-часовые испытания. По результатам этих испытаний было принято решение о разработке лётного варианта двигателя СПД-70 на основе ИМ СПД-70. ОКБ «Факел» такой вариант двигателя СПД-70 разработало

и довело до серийного производства (рис. 9, б). Ресурс первых лётных образцов СПД-70 составлял ~3 000 ч. Последующее совершенствование его конструкции в ОКБ «Факел», в т.ч. за счёт использования более стойких материалов, позволило довести ресурс современных версий СПД-70М до 7 000 ч.

С 1982 г. двигатель СПД-70 начал применяться сначала в составе систем коррекции орбит геостационарных КА разработки НПО ПМ (ныне АО «РЕШЕТНЁВ»), а затем и в составе КА других организаций. Наиболее полно этот двигатель проявил себя в системах коррекции орбит геостационарных КА «Ямал-200» разработки РКК «Энергия» [32], позволив довести срок их активного существования (САС) до рекордных 20 лет.



а)



б)

Рис. 9. Инженерная модель двигателя СПД-70 (а) и современный двигательный блок на основе СПД-70 ОКБ «Факел» (б) [6]

С учётом рассмотренных в разд. 1 факторов, определяющих положение и толщину ЗУ в разряде СПД, возникла идея смещения ЗУ и выходных торцов разрядной камеры в выходном направлении за плоскость полюсов магнитной системы соответствующим смещением области максимальных значений индукции магнитного поля в выходном направлении, чтобы стенки разрядной камеры дольше защищали полюса. Практическая проработка реализуемости этой идеи была проведена в МАИ В.П. Кимом и В.И. Козловым. Было найдено соотношение размеров магнитных экранов и полюсов МСМЭ, обеспечивающее смещение максимума распределения магнитной индукции и всей области больших значений индукции в выходном направлении за пределы плоскости полюсов примерно на 5 мм в лабораторной модели СПД с наружным диаметром ускорительного канала 100 мм и одной наружной катушкой намагничивания (далее — ЛМ СПД-100-1). В свою очередь, это обеспечило возможность выдвижения торцов выходных частей стенок разрядной камеры примерно на те же 5 мм от плоскости полюсов и значительного увеличения толщины названных торцов для увеличения запаса на износ и ресурса двигателя за счёт обеспечения длительной защиты полюсов [5]. Экспериментальная оптимизация конструкции ЛМ СПД-100 показала, что она обладает достаточно высокой тяговой эффективностью, а оценка достижимого ресурса с использованием разработанной в МАИ методики ускоренных испытаний [31] показала, что ресурс её должен превышать 5 000 ч. Эта модель в 1978 г. была передана в ОКБ «Факел», где успешно прошла контрольные испытания.

Полученные результаты заинтересовали ОКБ «Факел», поэтому там начали разработку и наземную отработку двигателя СПД-100 с МСМЭ. На базовую конструктивную схему СПД с МСМЭ, которая была принята за основу при разработке двигателя СПД-100, в 1979 г. было получено авторское свидетельство на изобретение (правообладатель — МАИ; авторы — сотрудники МАИ Ким В.П., Козлов В.И., Севрук Д.Д. и сотрудники ОКБ «Факел» Савенко В.И.

и Снарский Р.К.). В порядке поддержки этой разработки в МАИ В.П. Кимом и В.В. Егоровым был разработан, изготовлен и прошёл экспериментальную отработку второй вариант ЛМ СПД-100-2 с четырьмя наружными катушками намагничивания, который также успешно прошёл контрольные испытания в ОКБ «Факел» и был принят в качестве прототипа при разработке двигателя СПД-100. В процессе этой разработки ОКБ «Факел» была проведена серия ресурсных испытаний опытных образцов этого двигателя с длительностью до 4 000 ч, а после создания совместного предприятия (СП) *International Space Technology/Inc. (ISTI)* было проведено несколько дополнительных ресурсных испытаний с максимальной длительностью одного из них более 9 000 ч.

Результаты названных испытаний показали [33] (рис. 10), что примерно в течение 1 000-часовой наработки двигателя СПД-100 на ресурс, как и планировалось при его разработке, зоны эрозии стенок, свидетельствующие о положении ЗУ, были вынесены за плоскость полюсов, а затем начался их сдвиг в сторону анода, который сложно было предсказать заранее. Был обнаружен также эффект возникновения «неизнашивающихся» до точек P_v и P_n (рис. 10) участков на изнашивавшихся до этого профилях стенок после наработки ~2 000 ч.

Последующий анализ показал, что упомянутый сдвиг границ износа к аноду может быть объяснён расширением выходной части ускорительного канала из-за износа стенок разрядной камеры и соответствующего снижения концентрации нейтральных атомов в ЗУ и частоты ионизационных столкновений в формуле, приведённой в разд. 1, а возникновение «неизнашивающихся» участков после определённой наработки может быть объяснено сужением ЗУ и сдвигом её анодной границы в выходном направлении вследствие снижения взаимодействия электронов со стенками при больших расширениях канала и снижения соответствующей частоты в числителе подкоренного выражения в упомянутой выше формуле.

В прикладном плане важно то, что заложенный при разработке двигателя

СПД-100 сдвиг ЗУ в выходном направлении за пределы плоскости полюсов и увеличение запасов на износ стенок позволили обеспечить достаточно большой ресурс двигателя СПД-100. Поэтому эти решения были заложены и в разработку в НИИ ПМЭ МАИ лабораторной модели двигателя СПД-140, которая также успешно прошла контрольные испытания в ОКБ «Факел». НИИ ПМЭ МАИ были разработаны также рекомендации по конструктивной схеме и размерам элементов МСМЭ и ускорительного канала двигателя СПД-140, которые были использованы в ОКБ «Факел» при разработке опытного образца этого двигателя. И, как известно, этот двигатель успешно разработан, серийно производится в ОКБ «Факел» и начал применяться для довыведения КА повышенной массы на геостационарную орбиту. Его ресурс составляет не менее 13 000 ч.

Следует отметить, что в организации упомянутого СП значительную роль сыграли академик Ю.А. Рыжов и директор НИИ ПМЭ МАИ Г.А. Попов и что оно выполнило свою задачу, так как открыло дорогу на международные рынки производимым ОКБ «Факел» СПД второго поколения. С российской стороны в это СП вошли ОКБ «Факел» и НИИ ПМЭ МАИ, а со стороны США — фирма *Space Systems/Loral (SS/L)*. В 1994 г. к нему присоединилась французская фирма *Snecma*. Вкладом НИИ ПМЭ МАИ в уставной капитал СП являлись изобретения конструктивных схем анода и двигателя. При этом НИИ ПМЭ МАИ была подготовлена заявка для международного патентования двигателя с обобщением признаков названных ранее изобретений по упомянутым выше авторским свидетельствам. Заявителем был объявлен ОКБ «Факел», которому МАИ передал это право для коммерциализации названных изобретений, а в число авторов, с учётом заслуг в развитии СПД, кроме сотрудников МАИ Бишаева А.М., Гаврюшина В.М., Кима В.П. и Севрука Д.Д., были включены Морозов А.И. и сотрудники ОКБ «Факел» Архипов Б.А., Горбачев Ю.М., Козубский К.Н. и Масленников Н.А. По всем названным заявкам были получены патенты в России, США, Европе, Японии и ряде других стран.

К сказанному следует добавить, что конструктивная схема СПД с МСМЭ используется и в двигателях, разрабатываемых РНЦ Келдыша. Использовалась она также и при разработке ДАС, и разработке ОКБ «Факел» двигателей типа *Plas*. Благодаря деятельности *ISTP* основные технические решения, лежащие в основе разработки СПД, стали также широко известны в мире и используются в опытных и лётных конструкциях специалистами Франции и США, включая и разрабатываемые двигатели с «магнитным экранированием» стенок [34]. Таким образом, разработанная в МАИ конструктивная схема СПД с МСМЭ

стала базовой для большинства современных опытных и лётных образцов СПД. Более того, её возможности ещё не до конца исчерпаны, и НИИ ПМЭ МАИ в настоящее время продолжает развивать конструкцию СПД.

При этом основной целью дальнейших работ НИИ ПМЭ МАИ является реализация полного вынесения зоны ускорения из конструкции двигателя с целью кардинального повышения ресурса СПД, в том числе на режимах работы с повышенными удельными импульсами тяги. Полученные к настоящему времени данные подтверждают такую возможность.

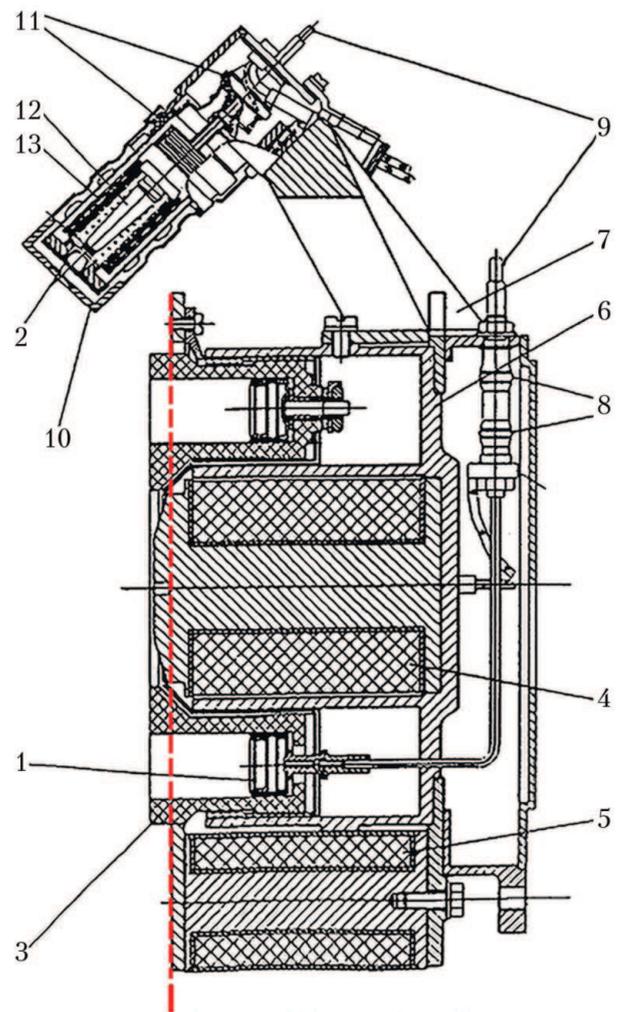
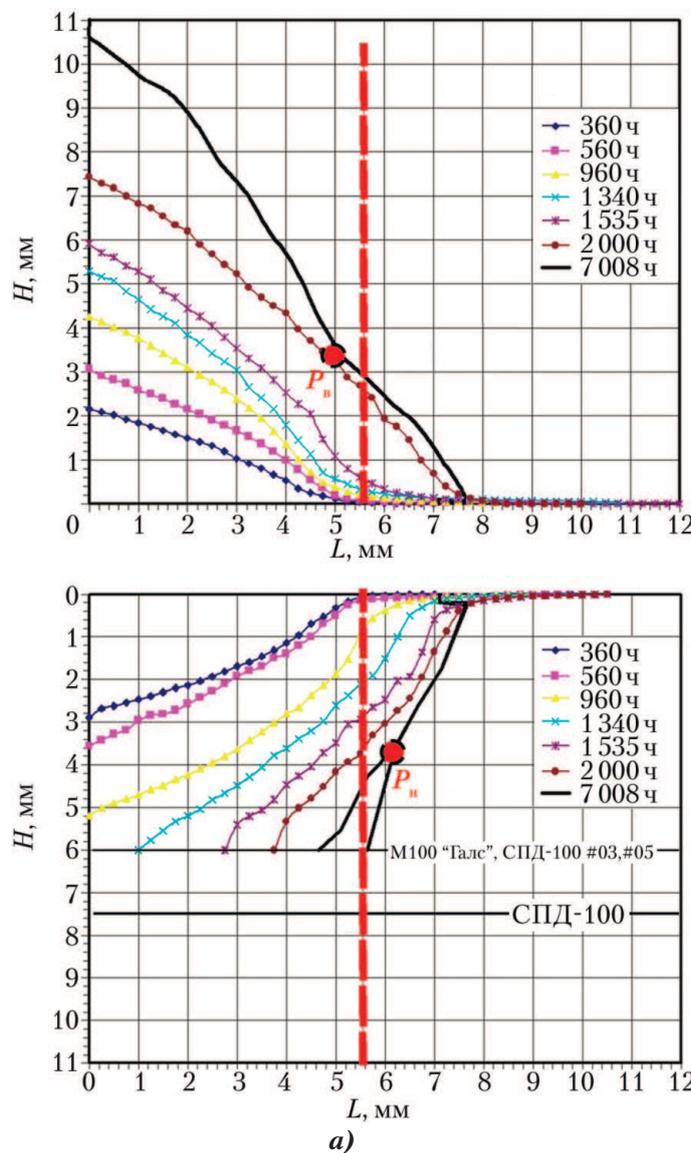


Рис. 10. Картина износа выходных частей стенки разрядной камеры СПД-100 (а) [33] и конструктивная схема СПД-100 (б) [6]: 1 – анод; 2 – катод; 3 – разрядная камера; 4–6 – элементы магнитной системы; 7–13 – элементы конструкции двигателя; H – отклонение профилей выходных частей стенок разрядной камеры из-за износа стенок разрядной камеры после наработки двигателя на ресурс, показанный в легенде; L – расстояние от выходных торцов стенок разрядной камеры в направлении к аноду; P_0 – точка на границе профиля внутренней стенки с режимом замедления её износа после наработки 2 000 ч; P_n – точка на границе профиля наружной стенки с режимом замедления её износа после наработки 2 000 ч; — — — — — плоскость магнитных полюсов

Заключение

В результате комплекса фундаментальных и поисковых исследований в МАИ были разработаны физико-технические основы обеспечения как высокой тяговой эффективности, так и большого ресурса СПД второго поколения за счёт управления толщиной и положением зоны ускорения в разряде двигателя, а также базовая конструктивная схема двигателя с магнитной системой с магнитными экранами, охватывающими ускорительный канал, позволяющая реализовать названное управление изменением характеристик магнитного поля в разряде двигателя. С использованием названной базовой конструктивной схемы, а также рекомендаций и научно-технической поддержки МАИ, в ОКБ «Факел» разработаны лётные образцы СПД второго поколения, которые эффективно используются в системах управления движением отечественных и зарубежных околоземных автоматических КА, решая задачи их довыведения на рабочие орбиты и последующих их коррекций и стабилизации, а также увода КА на орбиты захоронения по окончании эксплуатации.

Данная статья подготовлена к печати при поддержке Правительства Российской Федерации комплексного проекта по созданию высокотехнологичных производств (Соглашение №075-11-2023-019 от 13.02.2023 между Министерством науки и высшего образования Российской Федерации и Акционерным обществом «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва», идентификатор соглашения – 000000S407523Q9D0002).

Список литературы

1. Kim V.P., Kozubsky K.N., Murashko V.M., Semenkin A.V. *History of the Hall thrusters development in USSR: Paper IEPC-2007-142 // Proc. 30th International Electric Propulsion Conference. Florence, Italy, 2007. Available from: <http://electricrocket.org/IEPC/IEPC-2007-142.pdf> (accessed 16.07.2023).*
2. Lev D., Myers R., Lemmer K., Kolbeck J., Keidar M., Koizumi H., Liang H., Yu D., Schönherr T., del Amo J.G., Choe W., Albertoni R., Hoskins A., Yan Sh.,

Hart W., Hofer R., Funaki I., Lovtsov A., Polzin K., Olshanskii A., Duchemin O. The technological and commercial expansion of electric propulsion in the past 24 years // Paper IEPC 2017-242. Proc. 35 International Electric Propulsion Conference, October 8–12, 2017, Georgia Institute of Technology, Atlanta, USA. URL: https://www.researchgate.net/publication/320755441_The_Technological_and_Commercial_Expansion_of_Electric_Propulsion_in_the_Past_24_Years (accessed 16.07.2023).

3. Арцимович Л.А., Андронов И.М., Есипчук Ю.В., Барсуков Н.А., Козубский К.Н., Левченко Ю.М., Михайличенко В.А., Морозов А.И., Петров Е.М., Романовский М.К., Рылов Ю.П., Снарский Р.К., Тилинин Г.Н., Трифонов Ю.В., Трофимов А.В., Ходненко В.П., Шаров Ю.А., Щепкин Г.Я. Разработка стационарного плазменного двигателя и его испытания на ИСЗ «Метеор» // *Космические исследования*. 1974. Т. XII. Вып. 3. С. 451–468.

4. Козубский К.Н., Мурашко В.М., Рылов Ю.П., Трифонов Ю.В., Ходненко В.П., Ким В.П., Попов Г.А., Обухов В.А. СПД работают в космосе // *Физика плазмы*. 2003. Т. 29. № 3. С. 277–292. EDN: OOMBVN

5. Архипов А.С., Ким В.П., Сидоренко Е.К. Стационарные плазменные двигатели Морозова. М.: МАИ, 2012. 291 с.

6. Ким В.П., Семёнкин А.В., Хартов С.А. Конструктивные и физические особенности двигателей с замкнутым дрейфом электронов. М.: МАИ, 2016. 160 с.

7. Горшков О.А., Муравлёв В.А., Шагайда А.А. Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов / под ред. А.С. Коротева. М.: Машиностроение, 2008. 317 с.

8. Морозов А.И. Фокусировка холодных квазинейтральных пучков в электромагнитных полях // *Доклады АН СССР*. 1965. Т. 163. № 36. 1363–1366.

9. Есипчук Ю.В. Исследование плазменных систем с замкнутым дрейфом электронов и распределённым электрическим полем // *Плазменные ускорители*. М.: Машиностроение, 1973. С. 75–84.

10. Kim V.P., Popov G.A., Kozubsky K.N., Murashko V.M., Khodnenko V.P., Nazarenko I.P. Alexey Morozov – leader of the SPT development in the USSR: paper IEPC-09-098 // *Proc. 31st International Electric Propulsion Conference. University of Michigan, Ann Arbor, USA, 2009. URL: <http://electricrocket.org/IEPC/IEPC-2009-098.pdf> (accessed 16.07.2023).*

11. Ерофеев В.С., Лесков Л.В. Холодский ускоритель плазмы с анодным слоем // Физика и применение плазменных ускорителей. Минск: Наука и техника, 1974. С. 18–47.
12. Плазменные ускорители и ионные инжекторы: сборник статей / Под ред. Н.П. Козлова и А.И. Морозова. М.: Наука, 1984. 272 с.
13. Белан Н.В., Ким В.П., Оранский А.И., Тихонов В.Б. Стационарные плазменные двигатели. Харьков: ХАИ, 1989. 315 с.
14. Есипчук Ю.В., Левченко Ю.М., Михайличенко В.А., Петров Е.М. Ускоритель с замкнутым дрейфом электронов (УЗДП) и большим градиентом магнитного поля // Тезисы докладов 2-й Всесоюзной конференции по плазменным ускорителям. М.: Центр, 1973. С. 8–9.
15. Бишаев А.М., Ким В.П. Исследование локальных параметров плазмы в ускорителе с замкнутым дрейфом электронов и протяжённой зоной ускорения // Журнал технической физики. 1978. Т. 48. № 9. С. 1853–1857.
16. Бишаев А.М., Ким В.П. Исследование влияния конфигурации стенок канала на распределение параметров плазмы в УЗДП // Источники и ускорители плазмы. Харьков: ХАИ, 1981. Вып. 5. 1981. С. 3–8.
17. Гаврюшин В.М., Ким В.П. О влиянии характеристик магнитного поля на параметры ионного потока на выходе ускорителя с замкнутым дрейфом электронов (УЗДП) // Журнал технической физики. 1981. Т. 51. № 4. С. 850–852.
18. Бугрова А.И., Ким В.П. Современное состояние физических исследований в ускорителях с замкнутым дрейфом электронов и протяжённой зоной ускорения // Плазменные ускорители и ионные инжекторы. М.: Наука, 1984. С. 107–129.
19. Ким В.П. О продольном распределении электрического поля в зонах ускорения плазменных ускорителей и двигателей с замкнутым дрейфом электронов // Физика плазмы. 2017. Т. 43. № 4. С. 406–418.
20. Морозов А.И. О равновесии и устойчивости потоков в ускорителях типа УЗДП // Плазменные ускорители. М.: Машиностроение, 1973. С. 85–91.
21. Морозов А.И., Есипчук Ю.В., Тилинин Г.Н., Капулкин А.М., Смирнов В.А. Основные свойства плазменных колебаний в плазменных ускорителях с замкнутым дрейфом электронов и протяжённой зоной ускорения // Журнал технической физики. 1973. Т. 43. № 7. С. 1466–1475.
22. Морозов А.И., Есипчук Ю.В., Капулкин А.М., Смирнов В.А. Азимутально несимметричные колебания и аномальная электронная проводимость в ускорителях с замкнутым дрейфом электронов // Журнал технической физики. 1973. Т. 43. № 5. С. 972–982.
23. Есипчук Ю.В., Тилинин Г.Н. Дрейфовая неустойчивость плазмы в УЗДП // Журнал технической физики. 1976. Т. 46. № 4. С. 718–728.
24. Тилинин Г.Н. Экспериментальное исследование высокочастотных колебаний в УЗДП // Журнал технической физики. 1977. Т. 47. № 8. С. 1684–1691.
25. Kaganovich I.D., Smolyakov A., Raites Ye., Ahedo E., Mikellides I.G., Jorns B., Taccogna F., Gueroult R., Tsikata S., Bourdon A., Boeuf J.-P., Keidar M., Powis A.T., Merino M., Cappelli M., Hara K., Carlsson J.A., Fisch N.J., Chabert P., Schweigert I., Lafleur T., Matyash K., Khrabrov A.V., Boswell R.W., Fruchtman A. *Physics of E×B discharges relevant to plasma propulsion and similar technologies // Physics of Plasmas*. 2020. № 27. 120601 URL: <https://doi.org/10.1063/5.0010135> (accessed 16.07.2023).
26. Гришин С.Д., Ерофеев В.С., Жарунов А.В. Ускорители с замкнутым дрейфом электронов // Плазменные ускорители. М.: Машиностроение, 1973. С. 54–65.
27. Егоров В.В., Ким В., Семёнов А.А., Шкарбан И.И. Пристеночные процессы и их влияние на работу ускорителей с замкнутым дрейфом электронов // Ионные инжекторы и плазменные ускорители. М.: Энергоиздат, 1990. С. 56–68.
28. Kim V., Kozlov V., Semenov A., Shkarban I. *Investigation of the boron nitride based ceramics sputtering yield under its bombardment by Xe and Kr ions: paper IEPC-01-073 // Proc. 27th IEPC, Pasadena, October 15–19, 2001*.
29. Ким В.П. Анализ закономерностей износа изолятора, ограничивающего ускорительный канал УЗДП // Источники и ускорители плазмы. Харьков: ХАИ, 1982. Вып. 6. С. 7–17.
30. Латышев Л.А., Соколоверов А.П., Хартов С.А., Чуян Р.К. Поэтапная методика

испытаний ускорителей с замкнутым дрейфом электронов // Ракетно-космическая техника. М.: НИИТП, 1991. Вып. 3(31). С. 71–78.

31. Kim V., Abgaryan V., Kozlov V., Skrylnikov A. *Development of the accelerated test procedure for the SPT discharge chamber wall wearing during long thruster operation: Paper AIAA-2003-5003 // Proc. 39th Joint Propulsion Conference, 20–23 July, 2003, Huntsville, Al., USA, 2003. URL: <https://doi.org/10.2514/6.2003-5003> (accessed 16.07.2023).*

32. Ганзбург М.Ф., Кроноткин С.А., Мурашко В.М., Попов А.Н., Севастьянов В.И., Смоленцев А.А., Соколов А.В., Соколов Б.А., Сухов Ю.И. Итоги десятилетней эксплуатации электроракетных двигательных установок в составе двух телекоммуникационных космических аппаратов «Ямал-200» на геостационарной орбите // Космическая техника и технологии. 2015. № 4(11). С. 25–39. EDN: VECUHF

33. Ким В.П., Гниздор Р.Ю., Ермошкин Ю.М., Меркурьев Д.В., Приданников С.Ю. Влияние состояния поверхности и геометрии выходных участков стенок разрядной камеры на характеристики стационарного плазменного двигателя при его длительной работе // Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования. 2018. № 12. С. 101–112. Режим доступа: <https://doi.org/10.7868/S0207352818030046> (дата обращения 16.07.2023).

34. Patent US No. 10,082,133 B2. *Int. Cl. F03H 1/00. Hall thruster with magnetic discharge chamber and conductive coating / Goebel D.N.; applicant – California Institute of Technology. Application No. 15/064,535 dated 08.03.2016. Date of patent 25.09.2018.*

Статья поступила в редакцию 03.07.2023 г. Окончательный вариант – 17.07.2023 г.

References

1. Kim VP, Kozubsky KN, Murashko VM, Seminkin AV. History of the Hall Thrusters Development in USSR: Paper IEPC-2007-142. In: *Proc. 30th International Electric Propulsion Conference*. Florence, Italy, 2007. Available from: <http://electricrocket.org/IEPC/IEPC-2007-142.pdf> (accessed 16.07.2023).
2. Lev D, Myers R, Lemmer K, Kolbeck J, Keidar M, Koizumi H, Liang H, Yu D, Schönherr T, del Amo JG, Choe W, Albertoni R, Hoskins A, Yan Sh, Hart W, Hofer R, Funaki I, Lovtsov A, Polzin K, Olshanskii A, Duchemin O. The technological and commercial expansion of electric propulsion in the past 24 years. In: *Proc. 35th International Electric Propulsion Conference*. October 8–12, 2017, Georgia Institute of Technology, Atlanta, USA. Available from: https://www.researchgate.net/publication/320755441_The_Technological_and_Commercial_Expansion_of_Electric_Propulsion_in_the_Past_24_Years (accessed 16.07.2023).
3. Artsimovich LA, Andronov IM, Esipchuk YuV, Barsukov NA, Kozubsky KN, Levchenko YuM, Mikhailichenko VA, Morozov AI, Petrov EM, Romanovsky MK, Rylov YuP, Snarsky RK, Tilinin GN, Trifonov YuV, Trofimov AV, Khodnenko VP, Sharov YuA, Shchepkin GYa. *Razrabotka stacionarnogo plazmennogo dvigatelya i ego ispytaniya na ISZ "Meteor" [Development of a static plasma thruster and its testing on the Meteor AES]. Cosmic Research. 1974; 12(3): 451–468 (in Russian).*
4. Kozubskii KN, Murashko VM, Rylov YuP, Trifonov YuV, Khodnenko VP, Kim VP, Popov GA, Obukhov VA. Stationary plasma thrusters operate in space. *Plasma Physics Reports*. 2003; 29(3): 277–292. Available from: <https://elibrary.ru/lhqrsp> (accessed 16.07.2023).
5. Arkhipov AS, Kim VP, Sidorenko EK. *Stacionarnye plazmennye dvigateli Morozova [Morozov's static plasma thrusters]*. Moscow: MAI; 2012 (in Russian).
6. Kim VP, Semyonkin AV, Hartov SA. *Konstruktivnye i fizicheskie osobennosti dvigatelei s zamknutym dreifom elektronov [Design and physical features of closed electron-drift thrusters]*. Moscow: MAI; 2016 (in Russian).
7. Gorshkov OA, Muravlev VA, Shagayda AA; Koroteev AS, editor. *Khollovskie i ionnye plazmennye dvigateli dlya kosmicheskikh apparatov [Hall and ion electric propulsion for spacecraft]*. Moscow: Mashinostroenie; 2008 (in Russian).
8. Morozov AI. Fokussirovka kholodnykh kvazineitral'nykh puchkov v elektromagnitnykh polyakh [Focusing of cold quasi-neutral beams in electromagnetic fields]. *Doklady AN SSSR [Proceedings of the USSR Academy of Sciences]*. 1965; 163(36): 1363–1366 (in Russian).

9. Esipchuk YuV. Issledovanie plazmennykh sistem s zamknutym dreifom elektronov i raspredelennym elektricheskim polem [Study of plasma systems with closed electron drift and distributed electric field]. In: *Plazmennye uskoriteli [Plasma accelerators]*. Moscow: Mashinostroenie, 1973. p. 75–84 (in Russian).
10. Kim VP, Popov GA, Kozubsky KN, Murashko VM, Khodnenko VP, Nazarenko IP. Alexey Morozov – leader of the SPT development in the USSR: paper IEPC-09-098. In: *Proc. 31st International Electric Propulsion Conference*. University of Michigan, Ann Arbor, USA; 2009. Available from: <http://electricrocket.org/IEPC/IEPC-2009-098.pdf> (accessed 16.07.2023).
11. Erofeev VS, Leskov LV. Khollovskii uskoritel' plazmy s anodnym sloem [Hall current plasma accelerator with anode layer]. In: *Fizika i primeneniye plazmennykh uskoritelei [Physics and application of plasma accelerators]*. Minsk: Science and Technology; 1974. p. 18–47 (in Russian).
12. Kozlov NP, Morozov AI, editors. *Plazmennye uskoriteli i ionnye inzhektory [Plasma accelerators and ion injectors]*: collection of articles. Moscow: Nauka; 1984 (in Russian).
13. Belan NV, Kim VP, Oransky AI, Tikhonov VB. *Statsionarnye plazmennye dvigateli [Static plasma thrusters]*. Kharkov: KhAI; 1989 (in Russian).
14. Esipchuk YuV, Levchenko YuM, Mikhailichenko VA, Petrov EM. Uskoritel' s zamknutym dreifom elektronov (UZDP) i bol'shim gradientom magnitnogo polya [Closed electron-drift accelerator (CEDA) and large magnetic field gradient]. In: *Tezisy dokladov 2-i Vsesoyuznoi konferentsii po plazmennym uskorityam [Abstracts of the 2nd All-Union Conference on Plasma Accelerators]*. Moscow: Center, 1973. p. 8–9 (in Russian).
15. Bishaev AM, Kim VP. Issledovanie lokal'nykh parametrov plazmy v uskoritele s zamknutym dreifom elektronov i protyazhennoi zonoj uskoreniya [Study of local plasma parameters in accelerator with closed electron drift and extended acceleration zone]. *Zhurnal tekhnicheskoi fiziki [Journal of Applied Physics]*. 1978; 48(9): 1853–1857 (in Russian).
16. Bishaev AM, Kim VP. Issledovanie vliyaniya konfiguratsii stenok kanala na raspredeleniye parametrov plazmy v UZDP [Study of the effect of channel wall configuration on distribution of plasma parameters in CEDA]. In: *Istochniki i uskoriteli plazmy [Plasma Sources and Accelerators]*. Kharkov: KhAI; 1981. Issue 5. p. 3–8 (in Russian).
17. Gavryushin VM, Kim VP. O vliyani kharakteristik magnitnogo polya na parametry ionnogo potoka na vykhode uskoritelya s zamknutym dreifom elektronov (UZDP) [On the influence of magnetic field characteristics on ionic flux parameters at the closed electron-drift accelerator (CEDA) output]. *Zhurnal tekhnicheskoi fiziki [Journal of Applied Physics]*. 1981; 51(4): 850–852 (in Russian).
18. Bugrova AI, Kim VP. Sovremennoe sostoyaniye fizicheskikh issledovaniy v uskoritelyakh s zamknutym dreifom elektronov i protyazhennoi zonoj uskoreniya [Current state of physical research in accelerators with closed electron drift and extended acceleration zone]. In: *Plazmennye uskoriteli i ionnye inzhektory [Plasma accelerators and ion injectors]*. Moscow: Nauka; 1984. p. 107–129 (in Russian).
19. Kim VP. O prodol'nom raspredelenii elektricheskogo polya v zonakh uskoreniya plazmennykh uskoritelei i dvigatelei s zamknutym dreifom elektronov [On the axial distribution of electric field in the acceleration zones of plasma accelerators and engines with closed electron drift]. *Fizika plazmy [Plasma Physics]*. 2017; 43(4): 406–418 (in Russian).
20. Morozov AI. O ravnovesii i ustoychivosti potokov v uskoritelyakh tipa UZDP [On equilibrium and stability of flows in CEDA]. In: *Plazmennye uskoriteli [Plasma accelerators]*. Moscow: Mashinostroenie; 1973. p. 85–91 (in Russian).
21. Morozov AI, Esipchuk YuV, Tilinin GN, Kapulkin AM, Smirnov VA. Osnovnyye svoystva plazmennykh kolebaniy v plazmennykh uskoritelyakh s zamknutym dreifom elektronov i protyazhennoi zonoj uskoreniya [Basic properties of plasma oscillations in plasma accelerators with closed electron drift and extended acceleration zone]. *Zhurnal tekhnicheskoi fiziki [Journal of Applied Physics]*. 1973; 43(7): 1466–1475 (in Russian).
22. Morozov AI, Esipchuk YuV, Kapulkin AM, Smirnov VA. Azimutal'no nesimmetrichnyye kolebaniya i anomal'naya elektronnaya provodimost' v uskoritelyakh s zamknutym dreifom elektronov [Azimuthally asymmetric oscillations and anomalous electronic conductivity in closed electron-drift accelerators]. *Zhurnal tekhnicheskoi fiziki [Journal of Applied Physics]*. 1973; (5): 972–982 (in Russian).
23. Esipchuk YuV, Tilinin GN. Dreifovaya neustoychivost' plazmy v UZDP [Drift instability of plasma in CEDA]. *Zhurnal tekhnicheskoi fiziki [Journal of Applied Physics]*. 1976; 46(4): 718–728 (in Russian).
24. Tilinin GN. Eksperimental'noye issledovanie vysokochastotnykh kolebaniy v UZDP [Experimental study of high-frequency oscillations in CEDA]. *Zhurnal tekhnicheskoi fiziki [Journal of Applied Physics]*. 1977; 47(8): 1684–1691 (in Russian).
25. Kaganovich ID, Smolyakov A, Raitses Ye, Ahedo E, Mikellides IG, Jorns B, Taccogna F, Gueroult R, Tsikata S, Bourdon A, Boeuf J-P, Keidar M, Powis AT, Merino M, Cappelli M, Hara K, Carlsson JA, Fisch NJ, Chabert P, Schweigert I, Lafleur T, Matyash K, Khrabrov AV, Boswell RW,

Fruchtman A. Physics of E×B discharges relevant to plasma propulsion and similar technologies. *Physics of Plasmas*. 2020; 27: 120601. Available from: <https://doi.org/10.1063/5.0010135> (accessed 16.07.2023).

26. Grishin SD, Erofeev VS, Zharinov AV. Uskoriteli s zamknutym dreifom elektronov [Closed electron-drift accelerators]. In: *Plazmennnye uskoriteli [Plasma accelerators]*. Moscow: Mashinostroenie; 1973. p. 54–65 (in Russian).

27. Egorov VV, Kim VP, Semenov AA, Shkarban II. Pristenochnye protsessy i ikh vliyanie na rabotu uskoritelei s zamknutym dreifom elektronov [Near-wall processes and their influence on the operation of closed electron-drift accelerators]. In: *Ion injectors and plasma accelerators*. Moscow: Energoizdat; 1990. p. 56–68 (in Russian).

28. Kim V, Kozlov V, Semenov A, Shkarban I. Investigation of the boron nitride based ceramics sputtering yield under its bombardment by Xe and Kr ions: paper IEPC-01-073. *Proceedings of the 27th IEPC*. Pasadena, October 15–19, 2001.

29. Kim VP. Analiz zakonornosti iznosa izolyatora, ogranichivayushchego uskoritel'nyi kanal UZDP [Analysis of wear patterns of the insulator limiting the accelerating channel of CEDA]. In: *Istochniki i uskoriteli plazmy [Sources and plasma accelerators]*. Kharkov: KhAI; 1982. Issue 6. p. 7–17 (in Russian).

30. Latyshev LA, Sokoloverov AP, Hartov SA, Chuyan RK. Poetapnaya metodika ispytaniy uskoritelei s zamknutym dreifom elektronov [Step-by-step test procedure for closed electron-drift accelerators]. In: *Raketno-kosmicheskaya tekhnika [Rocket and Space Technology]*. Moscow: NIITP; 1991. Issue 3(31). p. 71–78 (in Russian).

31. Kim V, Abgaryan V, Kozlov V, Skrylnikov A. Development of the accelerated test procedure for the SPT discharge chamber wall wearing during long thruster operation: Paper AIAA-2003-5003. In: *Proceedings of the 39th Joint Propulsion Conference*. 20–23 July, 2003, Huntsville, AL, USA; 2003. Available from: <https://doi.org/10.2514/6.2003-5003> (accessed 16.07.2023).

32. Ganzburg MF, Kropotin SA, Murashko VM, Popov AN, Sevastyanov NN, Smolentsev AA, Sokolov AV, Sokolov BA, Sukhov YuI. Results of ten years of operation of electric thrusters within two telecommunication spacecrafts Yamal-200 in geostationary orbit. *Space Engineering and Technology*. 2015; 4(11): 25–39. Available from: <https://www.elibrary.ru/vecuhf> (accessed 16.07.2023) (in Russian).

33. Kim VP, Gnizdor RYu, Ermoshkin YuM, Merkuriev DV, Pridannikov SYu. Vliyanie sostoyaniya poverkhnosti i geometrii vykhodnykh uchastkov stenok razryadnoi kamery na kharakteristiki stacionarnogo plazmennogo dvigatelya pri ego dlitel'noi rabote [The impact of surface condition and geometry of wall output areas of the discharge chamber on performance of static plasma thruster during its long-term firing]. *Poverkhnost'. Rentgenovskie, sinkhrotronnye i neitronnye issledovaniya [Surface. X-ray, synchrotron and neutron characterization]*. 2018; 12: 101–112. Available from: <https://doi.org/10.7868/S0207352818030046> (accessed 16.07.2023) (in Russian).

34. Goebel DN, inventor. California Institute of Technology. Hall thruster with magnetic discharge chamber and conductive coating. Patent US No. 10,082,133 B2. IPC: F03H 1/00. Application No. 15/064,535 dated 08.03.2016. Published 25.09.2018. Available from: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20180006280/downloads/20180006280.pdf> (accessed 16.07.2023).