

УДК 621.455.32

Стационарные плазменные двигатели в России: проблемы и перспективы

В. Ким

Аннотация

В докладе рассматривается состояние разработки стационарных плазменных двигателей (СПД) в России и перспективы их дальнейшего развития. Показано, что актуальными являются разработки двигателей разных мощностей, в том числе, двигателей средней мощности с повышенным удельным импульсом тяги и большим ресурсом. Рассматриваются также проблемы, которые необходимо решить по каждому из направлений развития.

Ключевые слова

стационарный плазменный двигатель (СПД); космический аппарат (КА);

Введение

Как известно [1], СПД начали работать в космосе в 1972 году, и с тех пор регулярно используются в системах коррекции орбит космических аппаратов (КА). Основным разработчиком летных конструкций СПД и поставщиком таких СПД в России является опытное конструкторское бюро (ОКБ) «Факел», и к настоящему времени в космосе отработало или работает свыше 300 двигателей, произведенных названным ОКБ. Таким образом, СПД стал работающим изделием космической техники. Поэтому представляет интерес рассмотреть перспективы дальнейшего его развития и научно-технические проблемы, которые в связи с этим необходимо решить, что и сделано в данном докладе.

1. Краткая характеристика состояния разработки и перспектив развития СПД

Выше уже отмечалось, что СПД успешно работают в космосе, и масштабы их применения возрастают. При этом до настоящего времени в основном применялись двигатели типа СПД-70 и СПД-100 разработки ОКБ «Факел» (рисунок 1, таблица 1 [2]). В настоящее время в ОКБ «Факел» разрабатываются также двигатели средней мощности СПД-

140 с удельным импульсом тяги ~ 1770 с, СПД-100Д и СПД - 140Д, способные работать на режимах с удельным импульсом тяги до 2750 с (таблица 2, [2]). Летные образцы СПД, в том числе, с повышенным удельным импульсом тяги разрабатываются и в ГНЦ «Исследовательский центр имени М.В. Келдыша» (таблица 3, [2]). Поэтому можно ожидать, что уже в ближайшее время двигатели, представленные в таблицах 2 и 3, также будут регулярно использоваться в космосе. В первую очередь, они будут обеспечивать решение традиционной для СПД задачи приведения геостационарных КА в «рабочую точку» и стабилизации их орбит в течение срока активного существования, изменения «рабочей точки» в случае необходимости и увода КА на орбиту захоронения по окончании его эксплуатации. К сказанному следует добавить, что Европейским космическим агентством (ЕКА) с помощью СПД реализован проект транспортировки КА Smart-1 с околоземной на окололунную орбиту [3], а в США начато применение СПД типа ВРТ 4000 для «довыведения» КА на рабочую орбиту (проект АЕНФ-1 [4]), т.е. началось применение СПД и для решения новых задач. Больше того, если учесть, что проект Hayabusa [5] был успешно реализован с помощью ионного двигателя (ИД) с относительно невысокими средними значениями удельного импульса тяги и тяговой эффективности, а также проработки разных проектов, таких как проект «Фобос-Грунт» с солнечной электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ) [6], то можно заключить что, по крайней мере, двигатели СПД-140 и СПД-140Д с приведенными в таблице 2 параметрами и с увеличенным ресурсом могут быть также использованы для реализации межпланетных перелетов и полетов в дальний космос.

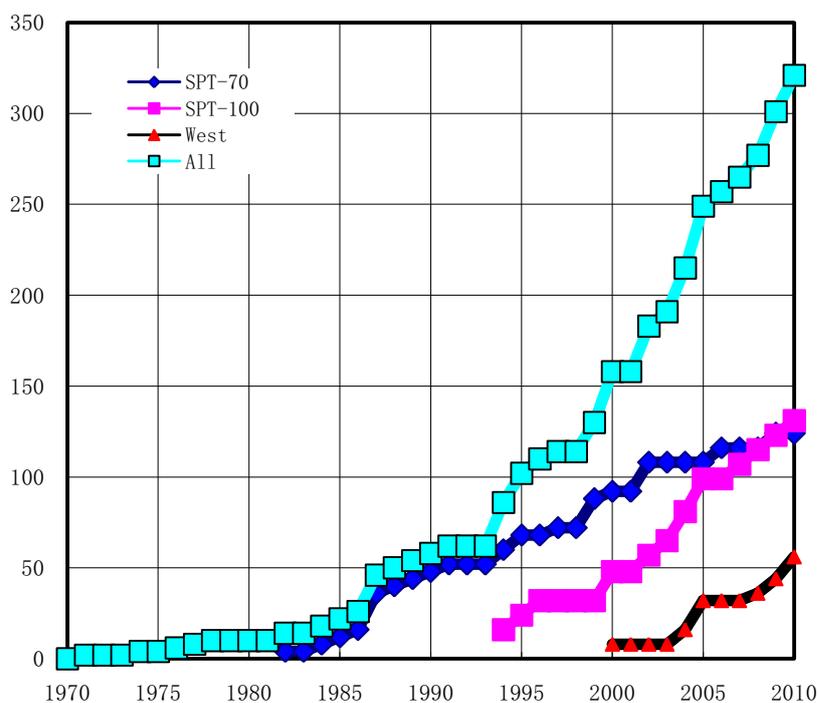


Рис.1. Динамика роста числа СПД разработки ОКБ «Факел», отработавших или работающих в космосе

Таблица 1

Параметры летных образцов СПД разработки ОКБ «Факел»

Параметры	СПД-50	СПД-70	СПД-100
Мощность разряда, Вт	~500	700	1350
Ток разряда, А	2.65	2.17	4.5
Напряжение разряда, В	190	300	300
Тяга, мН	30	40	83
Удельный импульс тяги, с	1300	1500	1600
Ресурс, часов	2500	3100	7500(9100)

Таблица 2

Параметры опытных образцов СПД, разработанных ОКБ «Факел» и проходящих квалификацию для летных применений

К	СПД-140	СПД-100Д	СПД-140Д
Мощность, Вт	3000-5000	600-2100	3000-5000
Номинальная мощность, Вт	4500	2100	4500/4800
Напряжение разряда, В	300	800	300/800
Тяга, мН	290	75	290/180
Удельный импульс тяги, с	1770	До 2750	1770/2750
Ресурс, часов	11000 (квал.)	7000 (квал.)	15000 (квал.)

Таблица 3

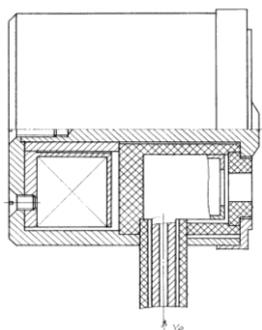
Параметры летных образцов СПД или двигателей, проходящих квалификацию для летных применений, разработанных центром Келдыша

Параметры	КМ-5	КМ-45	КМ-60	КМ-88	КМ-7
Мощность, Вт	1350-2500	200-450	450-1100	1000-2500	3500-6000
Тяга, мН	80-140	10-28	30-50	50-105	200-380
Удельный импульс тяги, с	1600-2100	1250-1500	1200-2200	2000-3000	1700-2650
Статус	Летный образец	Квалифицирован		Проходит квалификацию	Квалифицирован
Ресурс, часов	Нет данных		Более 4000		Нет данных

Таким образом, расширяется круг задач, в которых возможно эффективное применение СПД, и для реализации новых возможностей необходимо дальнейшее совершенствование организации рабочих процессов в нем и совершенствование конструкции двигателя, в первую очередь, с целью повышения его удельного импульса тяги и ресурса двигателей. Так, уже для современных геостационарных КА оптимальными являются значения удельного импульса тяги ~3000 с, а для реализации ряда полетов в дальний космос необходимы еще большие значения удельного импульса тяги и ресурса (не менее 15000 часов). С учетом изложенного, в Европейской космической программе разработан и прошел наземную отработку ионный двигатель Т-6 с мощностью до 6 кВт и с удельным импульсом тяги до 4500 с [7], а в США разрабатывается версия многорежимного ионного двигателя NEXT с мощностью до 7 кВт и с удельным импульсом тяги также до 4500 с [8]. Поэтому

помимо завершения работ по созданию двигателей типа СПД-100Д и СПД-140Д и повышению их ресурса актуальной представляется разработка многорежимного СПД средней мощности с максимальным удельным импульсом тяги не менее 3000 с и ресурсом не менее 15000 часов, который мог бы решать задачи, аналогичные тем, что будут решать названные ионные двигатели.

Следует также отметить, что КА развиваются как в сторону увеличения, так и в сторону уменьшения их массы. Для СПД представляют интерес малые КА с массой от 50 кг до 500 кг. Если принять, что КА может выделить для работы ЭРДУ мощность ~ 1 Вт/кг, то для такой ЭРДУ необходимы двигатели с мощностью в диапазоне 50...500 Вт. Для диапазона мощностей 200...500 Вт подходит уже существующий летный вариант двигателя СПД-50. Поэтому для России представляет интерес разработка СПД, способного эффективно работать с мощностями 50...200 Вт. Разработка таких СПД велась и ведется во многих странах и организациях [9]. Как будет показано в разделе 2 данной статьи, главной трудностью при разработке СПД малой мощности является создание оптимального магнитного поля в его ускорительном канале и невозможность использования традиционных решений. Поэтому результат зависит от искусства разработчика. В частности, специалистами НИИ ПМЭ МАИ в 1998-2000 годах было показано, что удовлетворительные тяговые характеристики моделей с диаметром ускорительного канала 20...25 мм могут быть получены при мощностях ~ 100 Вт с использованием простейшей однокатушечной магнитной системы (Рисунок 2) [10]. Дальнейшее совершенствование такой схемы двигателя в Харьковском авиационном институте (ХАИ) позволило получить приемлемую тяговую эффективность и достаточно большой ресурс двигателя при мощностях менее 100 Вт [11]. Естественно, рассматриваются и другие схемы двигателей. Так, например, в Италии разрабатывается вариант СПД малой мощности с постоянными магнитами, имеющими определенные преимущества при создании магнитного поля [12]. Специалисты ОКБ «Факел» также разрабатывают СПД малой мощности новой схемы [13]. Таким образом, к настоящему времени разработан ряд новых решений, и можно ожидать, что в ближайшее время СПД малой мощности начнут работать в составе малых КА.



**Рис.2. Конструктивная схема
СПД -20**



**Рис.3. Фото лабораторных моделей СПД-
100, СПД-25 и СПД-20**

Что касается СПД повышенной и большой мощности, то возможность разработки и создания достаточно эффективных СПД с мощностью до 35 кВт была показана еще в СССР [9], а в начале 2000-х годов в США была создана и испытана при мощностях до 95 кВт лабораторная модель СПД, достаточно эффективно работающая на ксеноне и криптоне и обеспечивающая получение удельного импульса тяги до 4500 с [14]. С учетом того, что в течение ближайших 20...30 лет доминирующими в космосе будут солнечные энергоустановки с фотоэлектрическими преобразователями энергии, можно оценить верхний предел мощностей бортовых установок большинства КА ближайшего будущего на уровне 100 кВт. Поэтому представляется, что на ближайшие 20-30 лет достаточным для решения большинства задач в околоземном пространстве будет уровень мощности СПД до 15...20 кВт, в том числе, версий таких двигателей с повышенным удельным импульсом тяги и большим ресурсом. На основе двигателя с такой мощностью можно будет создавать ЭРДУ и транспортные модули с мощностью до 100 кВт. Кроме того, в связи с начатой в России разработкой космической энергоустановки мегаваттного класса, представляет интерес разработка не только ионного двигателя большой мощности [15], но и разработка СПД с мощностью в диапазоне 50...100 кВт, способного работать с удельными импульсами тяги в диапазоне 2000...4000 с и имеющего большой ресурс. На базе упомянутых энергоустановки и двигателя можно будет создавать мощные космические транспортные модули для решения достаточно широкого круга задач.

Итак, представляется, что на ближайшие 20...30 лет актуальными являются следующие направления развития СПД:

- создание достаточно эффективных летных образцов СПД с мощностью ~100 Вт и меньше;
- разработка и наземная отработка многорежимного СПД с мощностью до 5...7 кВт, с максимальным удельным импульсом тяги не менее 3000 с и с ресурсом не менее 15000 часов для обеспечения полетов в дальний космос;

- разработка СПД с номинальной мощностью 15...20 кВт с ресурсом не менее 15000 часов, способного обеспечивать удельный импульс тяги в диапазоне 2000...3500 с и СПД с мощностью в диапазоне 50...100 кВт с удельным импульсом тяги 2000...4000 с, в том числе, на альтернативных рабочих телах, для мощных энергосиловых установок.

В следующем разделе будут рассмотрены наиболее существенные проблемные вопросы, которые необходимо разрешить для реализации названных разработок.

2. Проблемные вопросы дальнейшего развития СПД

Как было отмечено выше, основной проблемой при создании эффективных стационарно работающих СПД малой мощности является сложность обеспечения требуемого магнитного поля в ускорительном канале такого двигателя. Эта проблема обусловлена тем, что для уменьшения мощности двигателя необходимо уменьшать расход рабочего газа через ускорительный канал, поскольку в СПД разрядный ток в первом приближении пропорционален названному расходу. В свою очередь, при уменьшении расхода, необходимо уменьшать поперечное сечение ускорительного канала, т.е. уменьшать и средний диаметр d и ширину канала b_{ch} , для того, чтобы в нем получалась достаточно высокая концентрация n плазмы и длина $\lambda_i = V_a / \langle \sigma_i V_e \rangle n$ свободного пробега атомов до их ионизации была заметно меньше длины ускорительного канала, где $\langle \sigma_i V_e \rangle$ – коэффициент скорости ионизации атомов электронным ударом. При уменьшении длины и ширины канала для сохранения оптимальной топологии магнитного поля в рамках традиционной магнитной системы приходится уменьшать зазоры между элементами магнитной системы и сечения магнитопровода, но возможности этого уменьшения ограничены из-за того, что при этом приходится увеличивать магнитную индукцию B_r , [16-17], поскольку для оптимизированных двигателей при одинаковых разрядных напряжениях и одном и том же рабочем газе в первом приближении должно выполняться условие

$$B_r b_{ch} \approx const. \quad (1)$$

Последнее означает, что невозможно полностью оптимизировать магнитное поле при диаметрах ускорительного канала меньше 40...50 мм из-за насыщения элементов магнитной системы. Так что приходится использовать нетрадиционные магнитные системы, и, как было показано выше, некоторые решения для СПД малой мощности уже разработаны.

Как было показано выше, одним из важных направлений развития СПД является повышение его удельного импульса тяги. При этом одним из основных проблемных

вопросов по этому направлению развития является обеспечение большого его ресурса на режимах работы с большим удельным импульсом тяги. Дело в том, что наиболее простым и естественным способом повышения удельного импульса тяги СПД является повышение разрядного напряжения, а решение задачи обеспечения большого ресурса становится тем сложнее, чем выше разрядное напряжение. Действительно, с увеличением разрядного напряжения приходится уменьшать расход рабочего газа через ускорительный канал вследствие необходимости сохранения умеренной плотности мощности в ускорительном канале (рисунок 4, [9, 18]). А это приводит к снижению эффективности ионизации потока рабочего газа и тяговой эффективности из-за уменьшения концентрации плазмы в ускорительном канале [18]. Больше того, уменьшение расхода рабочего газа через ускорительный канал ниже определенного предела приводит к расширению слоя ионизации и ускорения, в котором реализуется основное падение потенциала, в направлении к аноду и к увеличению потерь ионов и энергии на стенках разрядной камеры, а также к увеличению скорости износа стенок разрядной камеры, более быстрому по сравнению с темпом увеличения разрядного напряжения (рисунок 5, [19])

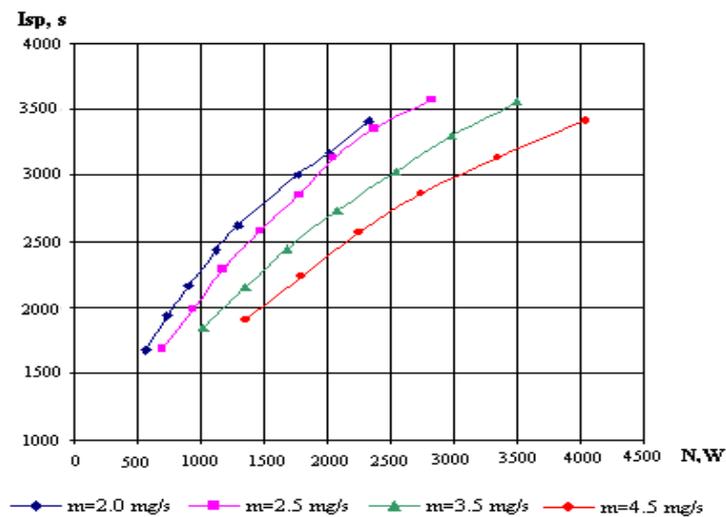


Рис.4. Зависимость удельного импульса тяги от расхода рабочего газа через ускорительный канал и разрядной мощности двигателя масштаба СПД-100

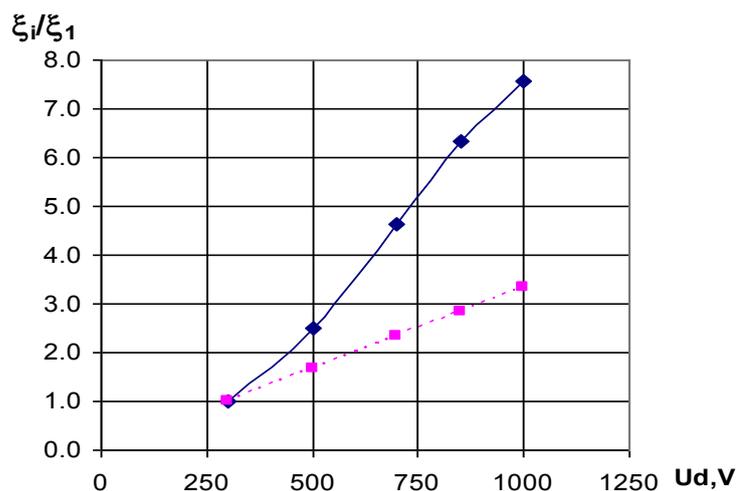


Рис.5. Относительное увеличение разрядного напряжения (нижняя кривая) и приведенной к единице расхода через ускорительный канал скорости износа стенок разрядной камеры (верхняя кривая) в модели двигателя масштаба СПД-100

Таким образом, проблема увеличения ресурса двигателя при увеличении его удельного импульса тяги за счет увеличения разрядного напряжения является достаточно сложной и требует комплексного подхода к ее решению, а именно: совершенствования организации процессов и конструкции двигателя, рационального выбора режима работы, применения новых материалов и т.д.

При этом важно отметить, что с увеличением масштаба двигателя решение проблемы обеспечения большого ресурса СПД упрощается. Действительно, как показали разработки и оптимизации СПД разных размеров, при увеличении масштаба модели можно в первом приближении сохранять геометрическое подобие элементов магнитной системы и продольного сечения ускорительных каналов двигателей разного масштаба [16, 17]. Кроме того, для оптимизированных и геометрически подобных двигателей разных размеров можно получить [16, 17] сопоставимые условия для ионизации атомов в моделях разного масштаба при

$$\frac{\dot{m}_a}{d} \approx const. \quad (2)$$

В результате в двигателях увеличенных размеров при одинаковой плотности мощности и при меньшей плотности расхода через ускорительный канал, чем в двигателе меньшего размера, можно получать сопоставимую вероятность ионизации атомов при большем разрядном напряжении, т.е. при большем удельном импульсе тяги [16, 17]. Кроме того, для таких двигателей при сопоставимых по плотности мощности режимах работы ресурс двигателя в первом приближении пропорционален масштабу двигателя [16, 17]. Приведенные рассуждения частично подтверждаются результатами разработки, параметрических и 100-часовых эрозионных испытаний в НИИ ПМЭ МАИ лабораторной

модели двигателя масштаба СПД-140 с наружным диаметром ускорительного канала 140 мм и шириной канала 20 мм, которые свидетельствуют о следующем [19]:

- тяги тяговую эффективность ~ 0.55 в этой модели удастся получить при разрядных напряжениях до 1000 В и расходах через ускорительный канал ~ 4 мг/с, т.е. при мощностях, близких к номинальной мощности двигателя СПД-140;
- на режиме работы с разрядным напряжением 950 В, полным удельным импульсом тяги двигателя ~ 3000 с и с мощностью ~ 4.2 кВт получается скорость износа стенок разрядной камеры, приемлемая для обеспечения ресурса двигателя не менее ~ 10000 часов.

Оценки показывают также, что в модели СПД-500 с диаметром ускорительного канала 500 мм при расходе ~ 25 мг/с и разрядном напряжении 2 кВ должны получаться значения тяговой эффективности не менее 0.6, удельного импульса тяги двигателя не менее 4000 с, ресурса - не менее ~ 30000 часов. Приведенные оценки свидетельствуют о том, что мощные СПД способны обеспечивать достаточно высокую тяговую эффективность и большие ресурсы на режимах работы со значениями удельного импульса тяги, по крайней мере, до 4000 с.

Естественно, для разработки СПД большой мощности, необходимо будет решить проблемы разработки и изготовления разрядных камер больших размеров и создания базы для их наземной отработки. В частности, необходимы стенды с большой скоростью откачки рабочих газов из их вакуумных камер. Так, для наземной отработки двигателя СПД-500 с мощностью разряда 50 кВт, расходе через него ~ 100 мг/с (удельный импульс тяги ~ 2000 с) и при допустимом максимальном давлении в вакуумной камере 1×10^{-5} мм. рт. ст. необходимая скорость откачки составляет около $1500 \text{ м}^3/\text{с}$. Оценки показывают также, что для испытаний двигателей такой мощности предпочтительно иметь вакуумную камеру с диаметром ~ 5 м и более.

К сказанному выше следует добавить, что разработка ЭРД с достаточно большим ресурсом требует большого времени. Так, разработка двигателей с ресурсом 5...10 тысяч часов при обычных масштабах финансирования и усилий занимает 5...10 лет. Поэтому необходимо опережающее развитие разработки таких ЭРД.

Заключение

Как следует из приведенных данных, СПД успешно освоен в космической технике, и есть еще направления, по которым он может развиваться и расширять область своих применений. Естественно, при этом необходимо решить ряд проблем, которые были рассмотрены в докладе.

Работа выполнена при поддержке Гранта Президента Российской Федерации для государственной поддержки ведущих научных школ Российской Федерации НШ-143.2012.8.

Библиографический список

1. Козубский К.Н., Мурашко В.М., Рылов Ю.П., Трифонов Ю.В., Ходненко В.П., Ким В., Попов Г.А., Обухов В.А. «СПД работают в космосе» - «Физика плазмы», т.29, №3, 2003, с.277-292.
2. Novikov I.K. Main directions of Electric Propulsion Development in Russia through 2015 - доклад от имени Роскосмоса на 32-ой Международной конференции по электрическим ракетным двигателям, 11-15 сентября 2011г., Висбаден, ФРГ.
3. Ch.R. Koppel, D.Estublier. The SMART-1 Hall Effect Thruster Around the Moon: In Flight Experience – paper IEPC-2005- 119, 29th International Electric Propulsion Conference, October 31 – November 4, 2005, Princeton University, Princeton, USA.
4. Интернет сайт spaceflightnow.com/atlas/av019/110814oneyear.html. посвященный состоянию ИСЗ АЕНФ-1 ВВС США.
5. H. Kuninaka*, K.Nishiyama†, Y. Shimizu et al. Hayabusa Asteroid Explorer Powered by Ion Engines on the way to Earth - paper IEPC-2009-267, 31st International Electric Propulsion Conference, September 20 – 24, 2009, University of Michigan, Ann Arbor, MI, USA
6. G.A.Popov, V.A.Obukhov, M.S.Konstantinov et al. Development of Electric Propulsion system based on SPT-140 for “Phobos-Soil” Mission – paper IAF-01-Q.03.b05, 52nd International astronomical Congress, 1-5 Oct. 3001, Toulouse, France.
7. Grubisic A.N., Clark Stephen, Wallace N. Oualification of the T-6 Ion Thruster for the BepiColombo Mission to the Planet Mercury - Paper IEPC -2011-234, 32nd International Electric Propulsion Conference? 1-15 September, Wiesbaden, Germany.
8. Schmidt G., Patterson V., Benson S.. NASA’s EvolutionaryXenon Thruster(NEXT): Development Status and Future Mission Applications - paper at Space Propulsion Conference, 3-6 May, 2010, San Sebastian, Spain.
9. Kim V., Kozubsky K.N., Murashko V.M., Semenkin A.V. History of the Hall Thrusters Development in USSR // Paper IEPC-2007-142 in Proceedings of the 30th International Electric Propulsion Conference, Florence, Italy, September 17-20, 2007.
10. Kim V., Kozlov V.I., Skrylnikov et al. Development and characterization of SPT-20 and SPT-25 - текст доклада на 2-ой международной конференции - выставки «Малые спутники. Новые технологии, достижения, проблемы и перспективы международного

сотрудничества в новом тысячелетии». Секция VI: МКА связи и навигации. Королев МО, 2000 г.

11. Loyan A.V., Maksymenko T.A. Performance Investigation of SPT-20M Low Power Hall Effect Thruster // Paper IEPC-2007-100 in Proceedings of the 30th International Electric Propulsion Conference, Florence, Italy, September 17-20, 2007.
12. Biagioni L., Cesari U., Saverdi M. et al. Development Status of the HT-100 Miniaturized Hall Effect Thruster System // Paper AIAA-2005-3875 in Proceedings of the 41st Joint Propulsion Conference, Tucson, Arizona, USA, July 10-13, 2005.
13. Potapenko M.Yu., Gopanchuk V.V. Characteristic relationship between dimensions and parameters of a hybrid plasma thruster- paper IEPC-2011-042, 32nd International Electric Propulsion Conference, September 11-15, Wiesbaden, Germany.
14. High-Power Krypton Hall Thruster Technology Being Developed for Nuclear-powered applications /Research and Technology 2003 Report // NASA Glenn Research Center at Lewis Field, Cleveland, OHIO, NASA/TM-2004-212729.
15. Loeb H.W., Feili D., Popov G.A., Obukhov V.A., Mogulkin A.I., Balashov V.V., Khartov S.A., Murashko V.M., Nesterenko A.N. Design of a High-Power, High –Specific Impulse RF-Ion thruster- paper IEPC -2011- 290, 32nd International Electric Propulsion Conference, 11-15 September 2011, Wiesbaden, Germany.
16. V.Kim. ‘Main Physical Features and Processes Determining the Performance of Stationary Plasma Thrusters’ – Journal of Propulsion and Power, v.14, N 5, 1998, pp. 736-743.
17. Kim V., Sidorenko E.K. On the stationary plasma thruster scaling laws//Proceedings of the Space Propulsion 2010 conference, 3-6 May, 2010, San Sebastian, Spain.
18. Kim V., Kozlov V., Popov G., Skrylnikov A., Sidorenko E, Umnitsin L.. High voltage SPT studies – paper in the Proceedings of the 5th International spacecraft conference, 5-9 May, 2008, Crete, Greece.
19. Kim V., Kozlov V.I., Obukhov V.A., Popov G.A., Sidorenko E.K. Investigation of the Possibility to Create Stationary Plasma Thrusters (SPT) with High Specific Impulse // Paper IAC-11-C4.4.7 in proceedings of the 62nd International Astronautical Federation Congress, Capetown, South Africa Republic, October 3-7, 2011.

Информация об авторе

Ким Владимир, главный научный сотрудник Научно-исследовательского института прикладной механики и электродинамики Московского авиационного института, д.т.н. МАИ, Волоколамское ш.,4, Москва, А-80, ГСП-3, 125993;

тел.: 84991582985, факс: 84991580367, e-mail: riame4@sokol.ru