

И. Н. Пятых, А. В. Румянцев

СОЗДАНИЕ СТАЦИОНАРНОГО ПЛАЗМЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ ПОВЫШЕННОЙ МОЩНОСТИ

Новые концепции мощных электрических двигателей для космических аппаратов направлены на создание силовых установок для транспортировки спутников большой массы, поддержки пилотируемых космических программ, межорбитальной транспортировки и миссии по изучению далекого космоса. В качестве маршевого двигателя для таких систем подходит стационарный плазменный двигатель (СПД) большой мощности. Представлен обзор СПД большой мощности и проблемные вопросы при их создании.

The new concept of powerful electric thrusters for spacecraft are aimed at creation of power plants for transportation of satellites with a large mass support manned space programs, space transportation and missions to study outer space. As the main engine for such systems, the choice of stationary plasma thruster (SPT) high power. This article presents an overview of SPT big power and issues when they are created.

Ключевые слова: стационарный плазменный двигатель, космический аппарат, разрядная камера, вакуумный стенд.

Key words: stationary plasma thruster, spacecraft, discharge chamber, vacuum stand.

СПД — это двигатель с замкнутым дрейфом электронов и протяженной зоной ускорения, еще называемый Холловским двигателем. Образец такого устройства был разработан в СССР под руководством профессора А. И. Морозова в Институте атомной энергии им. Курчатова [1; 2]. Принцип действия СПД основан на взаимодействии заряженных частиц плазмы с продольным электрическим и поперечным магнитным полями [1; 2].

Плазма создается за счет газового разряда, осуществляемого в коаксиальном канале разрядной камеры. Благодаря физическим особенностям разряда с замкнутым дрейфом электронов, который реализуется в двигателе данной схемы, происходит практически полная ионизация рабочего тела, например ксенона. Образовавшиеся ионы ксенона, ускоряясь в электрическом поле вдоль разрядной камеры, образуют направленный поток ионов (струю плазмы), создающий реактивную тягу. Электроны дрейфуют по азимуту, ионизируют атомы ксенона и частично выпадают на анод, а частично уходят вместе с ионами в плазменную струю. На выходе разрядной камеры электроны компенсируют ионный поток и пространственный заряд так, что автоматически выполняется условие равенства нулю полного тока плазменной реактив-



ной струи, истекающей из двигателя. Такое условие позволяет автоматически поддерживать потенциал космического аппарата (КА), лишь немногим отличающимся от потенциала окружающего космического пространства. Скорость истечения, тяга и потребляемая мощность скомпенсированного потока ионов (струи плазмы) на выходе из двигателя определяются разностью потенциалов, пройденной ионами в ускоряющем промежутке «анод-катод». Кроме того, тяга зависит также от расхода ксенона. Одним из свойств СПД является примерно прямая пропорциональность тяги расходу рабочего тела (разрядному току) [3].

Стационарные плазменные двигатели находят все более широкое применение на борту современных КА. СПД сегодня успешно выполняют задачи по коррекции и поддержанию орбиты, а также справляются с задачами довыведения или совершения межорбитального перелета КА.

На данный момент обсуждается идея разработки космического буксира, который позволит перемещать полезную нагрузку в заданную точку. Такой буксир также может быть использован для транспортировки тяжелых КА на геостационарную орбиту и доставки исследовательских станций к планетам. Возможно, в будущем, разработки космического буксира могут быть использованы для осуществления пилотируемых миссий. В качестве одного из вариантов двигателя для такого буксира рассматривается и СПД с большой мощностью разряда.

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 25 кВт [4].

Первые шаги по созданию стационарных плазменных двигателей большой мощности начались еще в прошлом веке: в СССР на ОКБ «Факел» был создан и испытан двигатель СПД-290, который работал в диапазоне мощностей от 5 до 30 кВт [5]. Также на «Факеле» был создан двигатель СПД-200 и испытан на мощности 13,2 кВт [7]. В России в ЦНИИмаш разработан двигатель ТМ-50 (ДАС) с мощностью от 10 до 50 кВт [6].

В настоящее время в мире ведется ряд работ по созданию двигателей большой мощности. Например, в Европе в рамках проекта HIPER был исследован, спроектирован и испытан двигатель с мощностью разряда до 25 кВт. В США в 90-е гг. был создан двигатель мощностью 10 кВт NASA T-220 [8]. В начале 2000-х гг. в США спроектирован двигатель NASA-457M с номинальной мощностью 50 кВт, этот двигатель был испытан при мощности разряда до 72 кВт [9]. В дальнейшем в США был создан двигатель меньшего размера NASA-300M с номинальной мощностью 20 кВт [10]. Также в США ведутся работы по созданию двигателя X3 с мощностью до 100 кВт [11].

В последние годы многие частные компании стали разрабатывать двигатели большой мощности. В компании Busek (США) разработан



двигатель ВНТ-20К с мощностью разряда от 5 до 20 кВт [12]. В компании Aerojet Rocketdyne создан двигатель XR-12 с мощностью 12 кВт [13]. В Европе компанией Spesma разработан двигатель PPS-20k ML мощностью 20 кВт [14; 15]. В таблице приведены основные характеристики двигателей, описанных выше.

Характеристики двигателей большой мощности

Марка двигателя	Мощность, кВт	Тяга, мН	Удельный импульс, с
СПД-200	до 13,2	до 552	до 2950
СПД-290	5,0 – 30,0	до 1500	до 3300
ТМ-50 (ДАС)	10 – 50	1000 – 1500	3000 – 7000
NASA T-220	6,2 – 10,7	318 – 524	1801 – 2550
NASA-300M	10 – 20	570 – 730	1709 – 3154
NASA-400M	4 – 47	460 – 720	1741 – 3245
NASA-457M	до 73	до 2950	до 3047
ВНТ-20К	5 – 20	510 – 690	1430 – 2630
XR 12	2 – 12	до 680	до 2550
PPS-20K ML	до 23,5	до 1050	до 2700

65

Основными проблемами технологического характера при создании СПД большой мощности являются разработка, изготовление разрядных камер больших размеров и создание базы для их наземной отработки. Необходимы стенды с большой скоростью откачки рабочих газов из их вакуумных камер. Также для испытаний двигателей такой мощности предпочтительно иметь вакуумную камеру с диаметром около 5 м и более.

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.

Испытательная база ОКБ «Факел» позволяет испытывать подобные двигатели на вакуумном стенде КВУ-120 при напряжениях разряда до 800 В в диапазоне расходов ксенона через анод до 35,0 мг/с.

Учитывая возрастающий интерес к двигателям большой мощности, нами будут продолжены разработка и экспериментальное исследование двигателя СПД-230 повышенной мощности.

Список литературы

1. Морозов А. И. Исследование стационарного электромагнитного ускорения плазмы : дис. ... д-ра физ.-мат. наук. М., 1965.
2. Морозов А. И. Физические основы космических электрореактивных двигателей. М., 1978.
3. Приданников С. Ю. Исследование характеристик стационарных плазменных двигателей при длительной работе : дис. ... канд. техн. наук. Калининград, 2003.
4. Ким В. Стационарные плазменные двигатели в России: проблемы и перспективы // Эл. журнал «Труды МАИ». № 60. URL: www.mai.ru/science/trudy/ (дата обращения: 20.10.2017).



5. Козубский К. Н., Корякин А. И., Мурашко В. М. История космических стационарных плазменных двигателей и их применение в России, США и Европе. Новые вызовы для стационарных плазменных двигателей. К 40-летию первых космических испытаний стационарных плазменных двигателей // Там же.

6. Гусев Ю. Г., Пильников А. В. Роль и место электроракетных двигателей в Российской космической программе // Там же.

7. Arhipov B., Krochak L., Maslennikov N., Scortecci F. Investigation of SPT-200 Operating Characteristics at Power Levels up to 12 kW // IEPC 97-132.

8. Robert S. Jankovsky, C. M., McVey J. Preliminary Evaluation of a 10kW Hall Thruster // AIAA 99-0456.

9. Manzella D., Jankovsky R., & Hofer R. Laboratory Model 50 kW Hall Thruster // AIAA 2002-3676.

10. Kamhawi H., Haag T., Jacobson D., Manzella D. Performance Evaluation of the NASA-300M 20 kW Hall Effect Thruster // AIAA 2011-5521.

11. Hall S. J., Cusson S. E., Gallimorez A. D. 30-kW Performance of a 100-kW Class Nested-channel Hall Thruster // IEPC 2015-125/ISTS 2015-b-125.

12. Szabo J., Pote B., Hruby V. et al. A Commercial One Newton Hall Effect Thruster for High Power In-Space Missions // AIAA 2011-6152.

13. Welander B., Monheiser J., Meckel N. et al. Demonstration of the XR-12 Hall Current Thruster // IEPC 2013-451.

14. Zurbach S., Cornu N., Lasgorceix P. Performance Evaluation of a 20 kW Hall Effect Thruster // IEPC-2011-020

15. Leporini A., Giannetti V., Andreussi T. et al. Development of a 20 kW-class hall effect thruster // Space Pripulsion. Rome, 2016.

Об авторах

Игорь Николаевич Пятых – инженер-конструктор, ОКБ «Факел», асп., Балтийский федеральный университет им. И. Канта, Россия.

E-mail: info@fakel-russia.com

Альберт Владимирович Румянцев – канд. физ.-мат. наук, проф., Балтийский федеральный университет им. И. Канта, Россия.

E-mail: albert37@list.ru

The authors

Igor Pyatykh. design engineer, EDB Fakel, PhD student, I. Kant Baltic Federal University, Russia.

E-mail: info@fakel-russia.com

Dr Albert Rumyantsev, Prof., I. Kant Baltic Federal University, Russia.

E-mail: albert37@list.ru