

УДК 533.9.07

Т.А. МАКСИМЕНКО, А.В. ЛОЯН, Н.Н. КОШЕЛЕВ

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского "ХАИ", Украина***ХОЛЛОВСКИЙ ДВИГАТЕЛЬ МАЛОЙ МОЩНОСТИ ДЛЯ СИСТЕМ КОРРЕКЦИИ ОРБИТЫ МАЛЫХ МИНИ И МИКРОСПУТНИКОВ**

Рассмотрены проблемы актуальности разработки СПД малой мощности. Представлены основные требования для этого класса двигателей, сравнительные характеристики модели СПД и холловских двигателей малой мощности, разработанных ведущими мировыми специалистами. Обсуждаются преимущества и недостатки ряда методов проектирования холловских двигателей малой мощности. Показаны результаты испытаний и основные параметры серии лабораторных моделей СПД-20М.

электрореактивный двигатель, стационарный плазменный двигатель, микроспутник, тяга, зондовые измерения, эрозия изолятора

Общая постановка проблемы и ее связь с научно-практическими задачами

Еще в 70-х годах прошлого века было доказано, что для коррекции и поддержания орбиты космических аппаратов (КА) преимуществами обладают двигательные установки (ДУ) на базе электрореактивных двигателей (ЭРД), в частности хорошо себя зарекомендовали стационарные плазменные двигатели (СПД) [2]. Так, например, в ОКБ ФАКЕЛ (Россия) разработан целый модельный ряд СПД с номинальной рабочей мощностью от 200 Вт до 20 кВт. Аналогичные работы проводятся в США и Франции. Однако основные усилия направлены на создание двигателей мощностью 1,5 – 3 кВт для аппаратов массой 1000 кг и более.

Однако известно, что настоящее время имеет место миниатюризация и увеличение надежности электроники спутниковых систем, и, как следствие, уменьшение веса полезной нагрузки и КЛА в целом (до 100 кг и до 100 Вт электрической мощности фотоэлектрических преобразователей), соответственно уменьшается и энерговооруженность КЛА. В то же время из-за отсутствия надежных и эффективных двигателей еще не решена проблема разработки систем активной коррекции и поддержания орбиты малых и микро КЛА.

Обзор публикаций и анализ нерешенных проблем

В настоящее время актуальной является проблема разработки СПД малой мощности с параметрами, приемлемыми для применения на малых КА типа микроспутник. Основными требованиями для проектирования является очень малая мощность двигателя – менее 100 Вт. Это накладывает существенные ограничения на геометрические размеры, что серьезно усложняет задачу разработки магнитной системы и двигателя в целом.

Рядом организаций принимались значительные усилия по созданию СПД мощностью до 100 Вт (табл. 1).

Однако легко увидеть, что все эти двигатели не удовлетворяют необходимым требованиям по уровню мощности или по параметрам двигателя.

Отдел перспективных разработок Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского "ХАИ" разработал серию моделей двигателя СПД-20М, последняя из которых, по мнению авторов, имеет приемлемые характеристики при уровне мощности до 100 Вт.

Целью исследований являлось создание и испытание МСПД с параметрами, приемлемыми для применения на малых КЛА в системах поддержания и коррекции орбиты.

Таблица 1

Характеристики СПД мощностью до 100 Вт

Разработчик, модель	$D_{\max}$, мм	N , Вт	P , мН	J_{sp} , с	КПД
ОКБ Факел, Россия СПД-25	25	59	3,2	554	0,14
СПД-30	30	90	4,9	819	0,19
СПД-50	50	86	5,3	850	0,21
Исслед. центр им. Келдыша, Россия КМ-37	37	100	5,7	895	0,24
КМ-32	32	160	10,4	1410	
Х-40	40	110	5,8	1160	
ЦНИИМАШ, Россия D-38	38	110	5,1	862	
T-27	27	114	5,3	1033	
Испания, MIT		100	1,6	773	0,063
		42	0,85	515	0,05
Busec Co Inc., США BHT-200		100	3,8	1100	0,15
Alta and Centropazio, Италия ХНТ-100	29	60–160	3,5–10	750-950	0,21–0,29
Украина, ХАИ, СПД-20М	23	<100	5	1350	~0,34

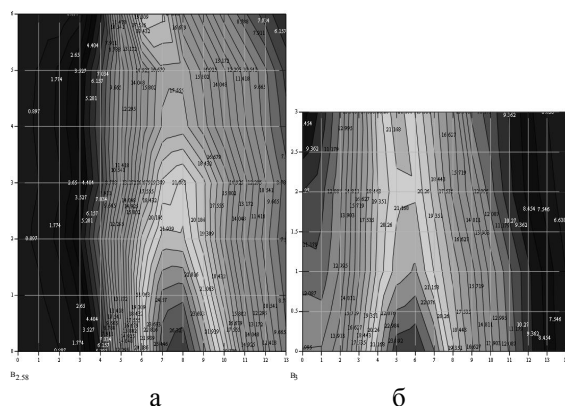


Рис. 1. Топограммы распределения магнитного поля
а – отработанной конструкции СПД-70,
б – конструкции СПД-20М3

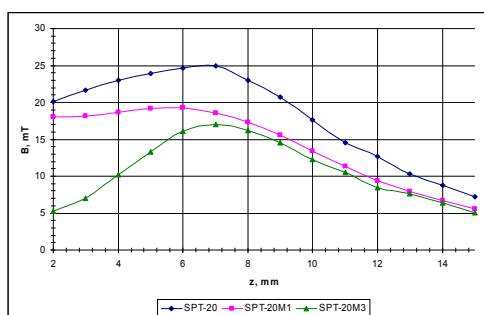


Рис. 2. Сравнительные результаты распределения радиального магнитного поля вдоль срединной поверхности разрядной камеры для трех вариантов СПД-20

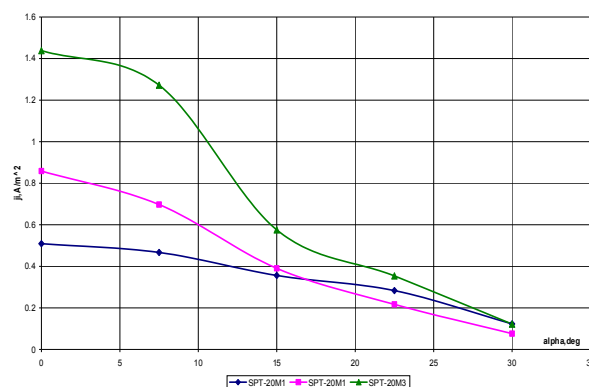


Рис. 3. Угловое распределение плотности ионного тока для различных модификаций двигателя СПД-20

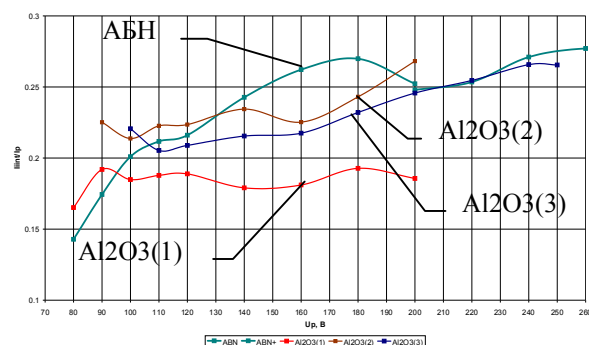


Рис. 4. Влияние материала разрядной камеры на отношение ионного тока двигателя к разряду при прочих равных условиях

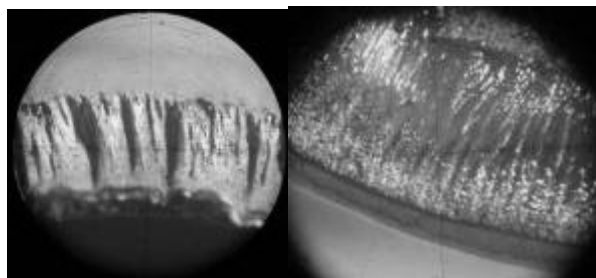


Рис. 5. Эрозия внутреннего диэлектрического кольца РК после 300ч работы (7:1):

а – АБН;
б – Al_2O_3

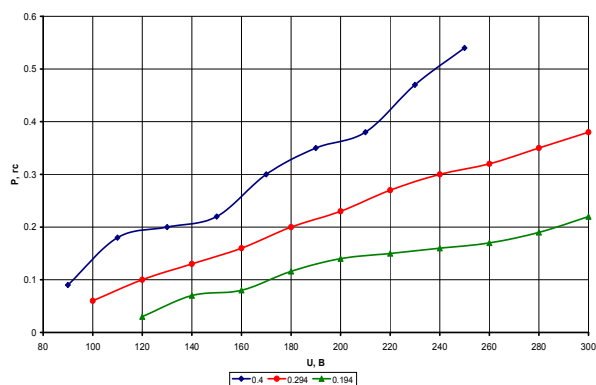


Рис. 6. Зависимость тяги от разрядного напряжения

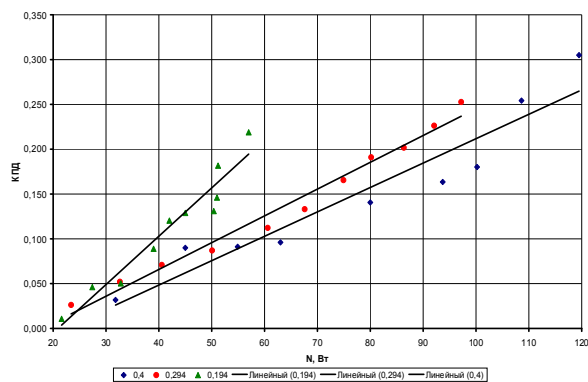


Рис. 7. Зависимость КПД от потребляемой мощности

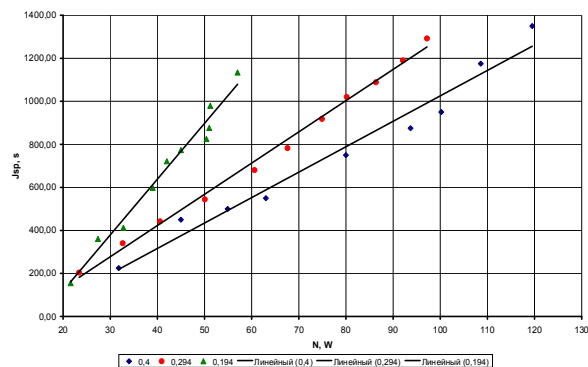


Рис. 8. Зависимость удельного импульса от потребляемой мощности

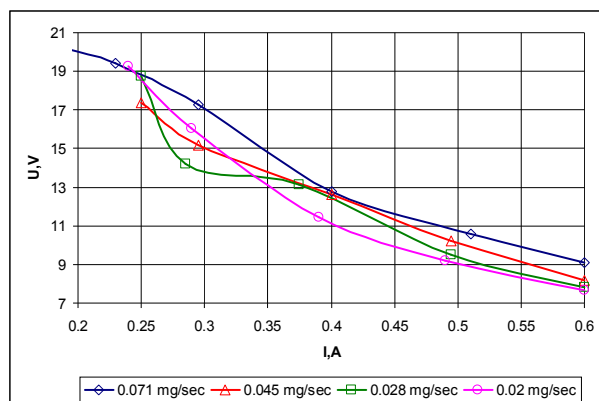


Рис. 9. Разрядные характеристики БНК М02 в диодном режиме на разных массовых расходах

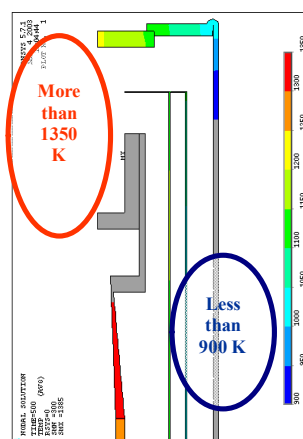


Рис. 10. Распределение температурных полей в конструкции БНК



Рис. 11. Лабораторная модель СЭП



Рис. 12. СХИПРТ на стенде с двигателем и катодом-компенсатором

Результаты исследований

Для создания ЭРДУ на базе МСПД были разработаны, изготовлены и испытаны следующие основные узлы:

1. Серия двигателей СПД-20М.
2. Катод-компенсатор БНК М02.
3. Система электропитания.
4. Система хранения и подачи рабочего тела.

Для оптимизации параметров МСПД в МНТЦ КЭД ХАИ исследования двигателя были проведены по следующим направлениям:

1. Магнитная система МСПД:
 - материал магнитопровода;
 - конфигурация магнитных силовых линий.
2. Материал изолятора разрядной камеры (РК).

Для реализации указанных исследований МСПД прошел комплексные испытания, в ходе которых проводились:

1. Построение топограмм магнитного поля в РК.
2. Измерение интегральных характеристик.
3. Автоматизированные зондовые измерения струи плазмы двигателя.
4. Ресурсные испытания.

Анализ свойств магнитомягких материалов показал, что при использовании специальных сплавов можно снизить энергопотребление на создание магнитного поля примерно в 3 раза.

Как известно, оптимальная ионная фокусировка обеспечивается колоколообразным видом магнитного поля вдоль оси разрядной камеры. На рис. 1 для сравнения показаны топограммы магнитного поля хорошо отработанной модели СПД-70 и последней версии СПД-20М. Очевидно, что последняя модификация имеет оптимальное распределение $\vec{B}$ не только вдоль срединной поверхности разрядной камеры (рис. 2), но и вблизи магнитных полюсов.

Для более полного представления о параметрах двигателя была проведена зондовая диагностика струи плазмы при помощи электростатического зонда.

В результате были получена информация о локальных характеристиках (потенциал плазмы, концентрация плазмы, температура электронов). На основании полученных данных вычислялись интегральные характеристики двигателя (угол раскрытия струи плазмы, интегральный ионный ток). На рис. 3 представлено угловое распределение плотности ионного тока для различных модификаций двигателя СПД-20.

Из диаграммы видно, что при всех прочих равных условиях работы фокусировка и величина плотности ионного тока для модификации двигателя СПД-20М3 в 2 раза лучше предыдущей модели СПД-20 М1 и в 3 раза лучше первой – СПД-20.

Известно, что материал диэлектрической камеры СПД является определяющим как для ресурса, так и эффективности двигателя. Поэтому была проведена целая серия экспериментов по поиску новых материалов.

Применяя материалы разрядной камеры с меньшим коэффициентом распыления, мы увеличиваем ресурс двигателя. Предпочтительнее использовать не керамику АБН, а Al_2O_3 .

Однако, по данным [1], чистый Al_2O_3 существенно ухудшает интегральные параметры двигателя за счет увеличения коэффициента вторичной электронной эмиссии. Нами были исследованы диэлектрические материалы, изготовленные из Al_2O_3 с различными присадками.

Как показали результаты исследований, при сохранении эффективности двигателя можно увеличить ресурс на порядок раз, применяя Al_2O_3 керамику с присадкой №2 (рис. 4, 5).

Так, объемная скорость уноса материала наиболее подвергнутого эрозии внутреннего кольца изолятора составила:

для АБН – $89 \cdot 10^{-6} \text{ см}^3/\text{ч}$, для Al_2O_3 – $6,2 \cdot 10^{-6} \text{ см}^3/\text{ч}$.

Двигатель прошел испытания на вакуумном стенде лаборатории ЭРД ФТИ ДНУ. В ходе испытаний варьировались значения анодного массового

расхода $\dot{m}_a$ и разрядное напряжение U_p при фиксированном токе катушки намагничивания. Данные, полученные в результате эксперимента, приведены на рис. 6 – 8.

Легко увидеть, что двигатель обладает хорошими характеристиками. Следует учесть, что это лабораторная модель, и решение отдельных технологических вопросов позволит улучшить параметры двигателя.

Также велась работа по оптимизации катода-компенсатора. Основные требования, предъявляемые к катоду-компенсатору – обеспечение при минимальных значениях массы, размера, массового расхода и работы выхода эмиттера максимальной энергетической эффективности.

Для работы с двигателем СПД-20 был спроектирован и изготовлен катод-компенсатор класса БНК М02, разрядные характеристики которого представлены на рис. 9.

Для определения тепловых режимов работы и способности выдерживать технологические и эксплуатационные нагрузки были проведены соответствующие расчеты в пакете ANSYS (рис. 10).

Для обеспечения стабильной работы двигателя была разработана и изготовлена система лабораторная модель системы электропитания (рис. 11).

Эта ЛМ СЭП прошла уже ряд модификаций по параметрам запуска и стабильности свойств и в настоящее время полностью удовлетворяет требуемым параметрам.

Для обеспечения подачи рабочего тела в газовый тракт двигателя и катода была спроектирована и изготовлена система хранения и подачи рабочего тела. Она включает в себя блок грубой и тонкой стабилизации (рис. 12).

СХПРТ обеспечивает такие параметры:

- катодный массовый расход 0,01 – 0,15 мг/с;
- анодный массовый расход 0,2 – 1,2 мг/с;
- максимальные флуктуации менее 0,3%.

Перспективы дальнейших исследований

В настоящее время ведется технологическая отработка отдельных узлов двигателя для создания летного варианта, на базе которого разрабатывается электрореактивная двигательная установка для коррекции и поддержания орбиты КА малого класса.

Заключение

Испытания разработанной лабораторной модели ЭРДУ на базе СПД-20М показали, что ее параметры удовлетворяют требованиям разработчиков малых и микро КА. При этом необходимо учитывать немаловажный технологический аспект, разрешение которого позволит создать летный вариант ЭРДУ и обеспечить решение задач коррекции орбиты и ориентации малых и микро КА. Что мы и планируем сделать в недалеком будущем.

Литература

1. Hruby V., Monheiser J., Pote B. “Low Power Hall Thruster Propulsion System” in Proceedings of the International Electric Propulsion Conference IEPC-99-092 26th. – Kitakyushu, Japan. – (1999, 17-21 October) – 1999. – Vol. 1. – P. 544 – 551.
2. Belikov M.B., Gorshkov O.A., Rizakhanov R.N. “The Output Parameters and Angular Plume Characteristics of Low Power Hall Thruster” in Proceedings of the International Electric Propulsion Conference IEPC-99-094 26th – Kitakyushu, Japan. – (1999, 17-21 October) – 1999. – Vol. 1. – P. 552 – 558.
3. Стационарные плазменные двигатели / Н.В. Белан, В.П. Ким, А.И. Оранский, В.Б. Тихонов: Уч. пособие. – Х.: ХАИ, 1989. – 315 с.

Поступила в редакцию 1.06.2005

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Н.В. Белан, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.