

## СРАВНИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ТИПОВ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В СОСТАВЕ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

© 2012 В. М. Кульков<sup>1</sup>, В. А. Обухов<sup>1</sup>, Ю. Г. Егоров<sup>1</sup>, А. А. Белик<sup>1</sup>, А. М. Крайнов<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики  
Московского авиационного института (национального исследовательского университета)

<sup>2</sup>Научно-производственное объединение имени С.А. Лавочкина, г. Москва

Статья содержит сравнительный анализ эффективности применения малых космических аппаратов с электроракетными двигательными установками на базе ионных, стационарных плазменных и импульсных плазменных двигателей.

*Малый космический аппарат, электроракетная двигательная установка, ионный двигатель, стационарный плазменный двигатель, импульсный плазменный двигатель.*

### Введение

Наблюдающийся значительный интерес к электроракетным двигателям (ЭРД) малой мощности (до 500 Вт) обусловлен быстрым развитием малых космических аппаратов (МКА) с массами от 50 до 500 кг, способными решать широкий круг научных и прикладных задач в космосе.

Высокий удельный импульс, возможность регулирования в широких пределах выходных характеристик, приемлемые значения массы и габаритов электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) на базе ионных двигателей (ИД), стационарных плазменных двигателей (СПД) и импульсных плазменных двигателей (ИПД) определяют эффективность их применения в составе МКА.

Обоснование возможности использования малых космических аппаратов с ЭРД в составе околоземных космических систем предполагает разработку проектно-конструкторских принципов создания малых космических аппаратов с ЭРД на базе СПД, ИПД и ИД. Исследование возможности применения ЭРД малой мощности с повышенной тяговой эффективностью для перспективных МКА позволяет дать рекомендации по выбору рациональных схем и характеристик ЭРДУ [1].

Одной из особенностей ЭРДУ является возможность малой величины единичного импульса тяги, высокая точность дозирования импульсов, практическое отсутствие импульса последствия, что обеспечивает точность поддержания орбиты и выполнение особо точной ориентации. Кроме того, высо-

кий уровень удельной тяги приносит выигрыш по массе МКА при длительном времени функционирования (свыше 5 лет).

Для сравнительной оценки эффективности применения таких типов ЭРДУ определяются возможные варианты использования МКА с ЭРД в составе космических систем, функционирующих в околоземном космическом пространстве при использовании ЭРД в составе МКА различных типов. При этом формируется типовой состав, структура и проектный облик перспективных МКА с ЭРД, что позволяет обосновать эффективность их применения для решения задач в околоземном космическом пространстве.

### Задачи применения ЭРДУ в составе МКА и основные требования к их характеристикам

ЭРД могут быть использованы в качестве маршевых двигателей при полётах в околоземном космосе, переводе МКА с промежуточной на рабочую орбиту (довыведение МКА), для поддержания орбиты отдельного спутника или орбитальной структуры спутников в системах глобальной связи и наблюдения, а также в системе ориентации МКА. В последние годы в связи с ростом сроков активного существования КА (до 10 лет и более), повышением требований к точности поддержания их положения на орбите, а также применением на МКА высокоточных систем ориентации, интерес к ЭРД значительно возрос.

Одной из характерных задач применения МКА является довыведение на геоста-

ционарную орбиту спутников связи с промежуточной орбиты, сформированной разгонным блоком большой тяги. Это требует значительных энергозатрат (порядка 1000...3000 м/с). При выполнении задачи перевода геостационарного спутника в точку стояния и его удержания в заданных границах по широте и долготе при значительном ресурсе работы спутника (до 10...15 лет) характеристическая скорость операции возрастает на 500...700 м/с. Другой прикладной задачей использования электроракетных двигателей является управление размещением на орбите группировки спутников дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ),

коррекция орбиты спутников при компенсации аэродинамического сопротивления и других возмущающих факторов. В зависимости от высоты орбиты, уровня солнечной активности, требований к точности орбитального построения системы МКА и времени функционирования МКА затраты характеристической скорости оцениваются величиной до 500...1000 м/с.

Требуемые характеристики ЭРДУ для МКА с массой 50 и 500 кг с разбросом в зависимости от требований к точности коррекции и ориентации МКА, логики управления, типа исполнительных органов и режимов их работы, приведены в табл. 1.

Таблица 1. Оценка технических требований к ЭРДУ МКА

Параметр	Тип электроракетного двигателя			
	Маршевый ЭРД		Управляющий ЭРД	
Масса МКА, кг	50	500	50	500
Потребление энергии, Вт	50-100	100-500	10-50	50-200
Тяга, мН	< 10	< 100	< 5	< 50
Удельный импульс тяги, кН·с/кг	5-10	10-30	5-10	10-30
Суммарный импульс тяги, кН·с	5-20	50-200	2-10	20-100
Минимальный импульс тяги, мН·с	1-10	10-100	0,1-2	2-50

### Анализ возможности применения ЭРД в составе МКА

ЭРД представленного ряда (СПД, ИД и ИПД) в настоящее время находятся в штатной эксплуатации, на стадии летных испытаний или в процессе разработки (лабораторные или инженерные модели). ЭРД этих типов являются наиболее вероятными кандидатами для использования в составе ЭРДУ МКА при выполнении околоземных задач ближайшей перспективы.

Для широкого спектра задач, выполняемых МКА, перспективно использовать ионные двигатели. Ионные двигатели малой мощности в настоящее время используются на зарубежных МКА в качестве двигателей коррекции и ориентации (табл. 2).

Из отечественных разработок для МКА применимы ИД разработки Центра Келдыша с использованием ксенона в качестве рабочего тела (табл. 3).

Таблица 2. Технические и эксплуатационные характеристики ИД семейства RIT [2]

Характеристики, размерность	Тип ИД				
	RIT-1	RIT-2	RIT-3	RIT-4	RIT-10
Тяга, мН	0,1	0,35	1	2,5	15
Удельный импульс тяги, Нс/кг	18600	25700	29700	31900	33000
Потребная мощность, Вт	4,4	14	36	82	до 720
Ресурс, ч	-	-	-	-	20000
Суммарный импульс тяги, Нс	-	-	-	-	10 <sup>6</sup>
Масса, кг	-	-	-	-	3,9
Состояние разработки	-	-	-	-	Лётные испытания

Таблица 3. Технические и эксплуатационные характеристики ИД центра Келдыша [2]

Характеристики, размерность	Тип ИД	
	ИД-50	ИД-100
Тяга, мН	1-5	6-19
Удельный импульс тяги, Нс/кг	31000-3700	25000-35000
Потребная мощность, Вт	50-140	150-500
КПД, %	0,5-0,6	0,45-0,55
Состояние разработки	Лаб. модель	Лаб. модель

ИД следует признать одним из наиболее перспективных типов ЭРД для МКА с ЭРДУ.

Для ИД является возможным увеличение удельного импульса до 30000 Нс/кг и выше и тягового КПД до 0.6 и более.

С учётом масштабного фактора для ИД малой мощности один из недостатков - ограничение по плотности ионного тока - не приводит к относительно большим требуемым диаметрам ионных оптических систем. Важным преимуществом ИД является сравни-

тельно высокий ресурс. На отдельных образцах ИД подтверждён рабочий ресурс до 20000 ч.

Для применения в составе ЭРДУ мало-размерных КА разрабатываются холловские двигатели малой мощности (<0,5 кВт) СПД-25 (НИИ ПМЭ МАИ, ОКБ "Факел") СПД-35, СПД-50 (ОКБ "Факел"), двигатели КМ-37 и КМ-45 (Центр Келдыша) Д-27, Д-38 (ЦНИИмаш) [3,4]. В табл. 4 приведены характеристики СПД малой мощности.

Таблица 4. Технические и эксплуатационные характеристики СПД [5]

Характеристики, размерность	Тип СПД		
	СПД-25	СПД-35	СПД-50
Тяга, мН	7	10	20
Удельный импульс тяги, Нс/кг	8000...10000	12000	до 17500
Потребная мощность, Вт	100	200	200...600
Ресурс, ч	1500	2500	2500
Суммарный импульс тяги, Нс	$3,5 \cdot 10^4$	$9 \cdot 10^4$	$1,8 \cdot 10^5$
КПД, %	20	30	45
Масса, кг	0,3	0,4	1,4
Состояние разработки	Лаб.модель	Инж. модель	Летный образец

Двигатели малой мощности, к которым относится СПД, имеют преимущества для МКА по техническим характеристикам, массе, степени отработанности.

Двигатели семейства СПД обладают приемлемыми для рассматриваемых задач значениями мощности, тяги и удельного импульса с возможностью их регулирования в широком диапазоне [4]. Они имеют массу и габариты, позволяющие разместить ЭРДУ на МКА с учётом массовых и габаритных ограничений.

Разработка и совершенствование СПД малой мощности направлены на повышение

КПД, динамических характеристик (время выхода на режим, время выключения, минимальный импульс) и ресурса двигателей с целью их внедрения в системы управления, ориентации и стабилизации МКА.

Для уровня мощности до 100 Вт в НИИ ПМЭ МАИ разработана серия импульсных плазменных двигателей эрозионного типа с использованием в качестве рабочего тела тефлона [6, 7]. Технические и эксплуатационные характеристики абляционных импульсных плазменных двигателей (АИПД) малой мощности разработки НИИ ПМЭ совместно с НИИЭМ приведены в табл. 5.

Таблица 5. Технические и эксплуатационные характеристики ИПД

Характеристики, размерность	Тип ИПД				
	ИПД-5	ИПД-20	ИПД-35	ИПД-90	ИПД-110
Энергия, Дж	5	20	35	90	110
Удельный импульс тяги, Нс/кг	3000	7000	9000	14000	16000
Единичный импульс тяги, мН·с	0,11	0,4	0,7	2,0	2,35
Суммарный импульс тяги, Нс	-	-	$5 \cdot 10^3$	$3 \cdot 10^4$	$5,2 \cdot 10^4$
КПД, %	3	7	10	15	20
Состояние	Лаб. модель	Лаб. модель	Прототип лётной модели	Прототип лётной модели	Прототип лётной модели

Основным преимуществом импульсных плазменных двигателей (ИПД) при использовании их в системах коррекции орбиты, ориентации и стабилизации МКА является способность прецизионного регулирования тяги при минимально возможном единичном импульсе тяги, благодаря чему практически отсутствует импульс последствия, а энергопотребление и расход рабочего тела двигателя могут быть сведены к минимальным.

При суммарном импульсе до  $10^4$ - $10^5$  Н·с эти двигатели конкурентоспособны с другими типами ЭРД. ИПД имеют преимущество по минимальному импульсу, простоте конструктивного исполнения и возможности управления в составе МКА [8].

Недостатком ИПД является относительно низкая тяговая эффективность. Тяговая эффективность ИПД, однако, постоянно повышается и в настоящее время для двигателя с запасаемой энергией  $\sim 100$  Дж составляет  $\sim 20\%$ . В целом, отечественные разработки ИПД по уровню эффективности не уступают зарубежным аналогам, характеризуются высоким уровнем рабочих параметров в сочетании с простотой конструкции и низкой стоимостью и способны обеспечить как решение задач поддержания параметров орбит МКА и контроля их углового положения, так и довыведения аппаратов на рабочие орбиты.

### Области возможного применения ЭРД

Потребности ЭРД в электроэнергии принято оценивать отношением потребляемой двигателем мощности  $N$  к создаваемой тяге  $R$ :  $C_m = N/R$ .

Величина  $C_T$  связана с основными параметрами двигателя: удельным импульсом  $J_{y\delta}$  и полным тяговым КПД -  $\eta_m$ :  $C_m = J_{y\delta} / 2\eta_m$ .

Для каждого типа ЭРД характерен диапазон  $C_m$ ,  $J_{y\delta}$  и  $\eta_m$ , в котором обеспечивается необходимая эффективность работы двигателя. Так, ионные двигатели имеют  $J_{y\delta} = 20000 \dots 30000$ ,  $C_m = 15 \dots 25$  кВт/Н, для стационарных плазменных двигателей характерны  $J_{y\delta} = 10000 \dots 20000$ ,  $C_m = 10 \dots 20$  кВт/Н, а для ИПД  $J_{y\delta} = 5000 \dots 10000$ ,  $C_m = 30 \dots 40$  кВт/Н.

Для сравнительной оценки массы ЭРДУ различных типов в качестве параметров принимаются тяга  $R$  и суммарный импульс тяги  $J_\Sigma$ :

$$m = \frac{J_{y\delta}}{2\eta_T} \left( \gamma_{ЭРД} + \frac{\gamma_{ЭУ}}{\eta_{ВП}\eta_K K_\delta} + \frac{\gamma_{ВП}}{\eta_{ВП}} \right) R + \frac{(1+a_\delta)}{J_{y\delta}} J_\Sigma,$$

где  $\gamma_{ЭРД}, \gamma_{ЭУ}, \gamma_{ВП}$  – удельные массы ЭРД,

энергетической установки и установки вторичного питания (кг/Вт);

$\eta_T, \eta_{ВП}, \eta_K, K_\delta$  – коэффициенты потерь;

$a_\delta$  – относительный баковый коэффициент.

Области предпочтительного применения ЭРД показаны на рис. 1 [9].

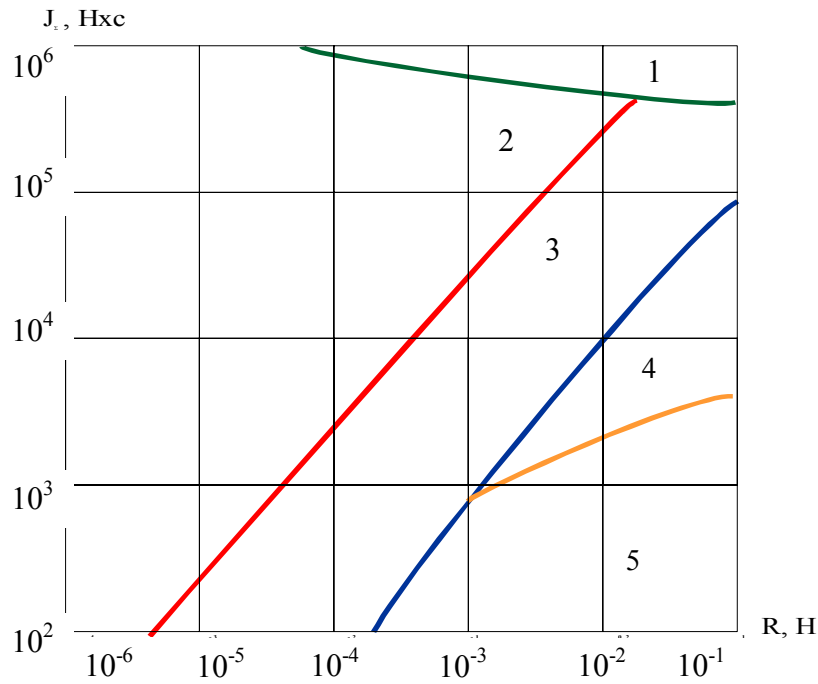


Рис. 1. Области применения ЭРД:

1 – ИД; 2 – ИД, СПД; 3 – СПД, ИПД; 4 – ИПД; 5 – электротермические двигатели

**Типовой состав электроракетной двигательной установки МКА**

Проведение исследований по двигательной установке (ДУ) ориентации, стабилизации и коррекции траектории малых космических аппаратов на базе ракетных двигателей малой тяги (МТ) ставит целью выявление оптимальных схем ДУ МКА и формирование рекомендаций для выбора рационального варианта ДУ. На базе анализа информации по характеристикам ЭРД и двигательных установок коррекции и ориентации на их основе определены основные тенденции их совершенствования, выявлены рациональные диапазоны их характеристик при выполнении типовых задач в околоземном космосе. На основании такого анализа может быть сделан обоснованный вывод о рациональном выборе варианта двигательной установки ориентации, стабилизации и коррекции МКА. Анализ технических решений позволяет выработать рекомендации по оптимальным типам двигательных установок ориентации, стабилизации и коррекции МКА с учетом технических требований к ЭРДУ МКА.

**Энергодвигательная установка МКА на базе СПД**

Для характерного диапазона масс МКА 100-300 кг ЭРДУ строится на базе СПД-25 и СПД-50 [5] (рис. 2, 3).

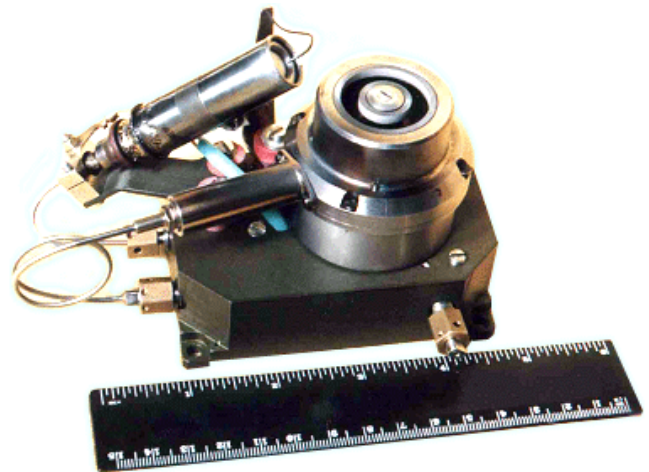


Рис. 2. Электроракетный двигатель СПД-25

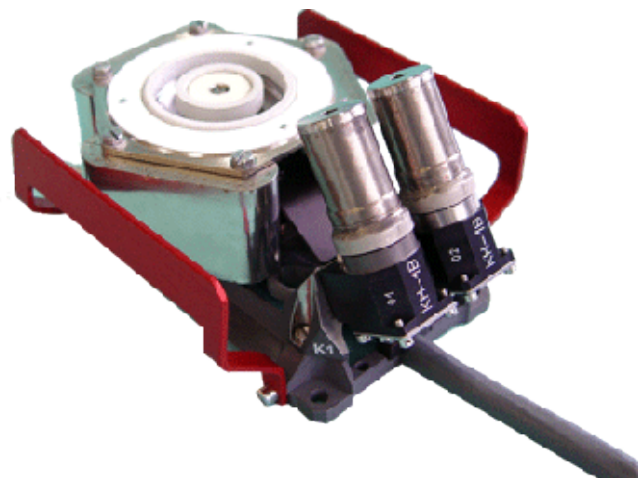


Рис. 3. Электроракетный двигатель СПД-50

Электроракетная двигательная установка содержит:

- двигательные модули (ДМ);
- систему преобразования и управления (СПУ);
- систему хранения и подачи рабочего тела (СХП);

–элементы конструкции и кабельную сеть (КБС) для соединения подсистем ЭРДУ между собой и (или) с элементами конструкции и подсистемами космического аппарата.

Массовая сводка ЭРДУ на базе СПД-25 приведена в табл. 6.

Таблица 6. Массовые характеристики ЭРДУ на базе СПД-25 [ 9 ]

Подсистема	Масса, кг	
	Современный уровень	Перспективный уровень
Двигатель (8 шт.)	$0,3 \times 8 = 2,4$	$0,2 \times 8 = 1,6$
Система подачи рабочего тела	1,5	0,8
Система преобразования и управления	$2,0 \times 2 = 4,0$	$1,0 \times 2 = 2,0$
Бак рабочего тела	0,3	0,2
Система терморегулирования	0,5	0,5
Конструкция	0,6	0,5
Сухая масса ЭРДУ	9,3	5,6
Запас рабочего тела (ксенон)	0,3	0,3
Масса заправленной ЭРДУ	9,6	5,9

Двигатель СПД-50 обладает приемлемыми для рассматриваемой задачи значениями мощности, тяги и удельного импульса с возможностью их регулирования в широком

диапазоне. Он имеет массу и габариты, позволяющие разместить ЭРДУ на МКА с учётом массовых и габаритных ограничений (табл. 7).

Таблица 7. Масса ЭРДУ на базе СПД-50 [10]

Подсистема	Масса, кг	
	Современный уровень	Перспективный уровень
Двигатель (2 шт.)	$1.4 \times 2 = 2.8$	$0.8 \times 2 = 1.6$
Система подачи рабочего тела	1.5	0.8
Система преобразования и управления	$2.0 \times 2 = 4.0$	$1.0 \times 2 = 2.0$
Бак рабочего тела	0.9	0.5
Система управления вектором тяги	0.3	0.3
Система терморегулирования	1.1	1.1
Конструкции	1.2	1.1
Резерв	2.2	1.6
Сухая масса ЭРДУ	13.0	9
Запас рабочего тела (ксенон)	6.0	6.0
Масса заправленной ЭРДУ	20	15

### Энергодвигательная установка МКА на базе ИПД

Состав ЭРДУ на базе ИПД иллюстрируется на примере АИПД-5.3 [7] и ФИПД-50 (рис. 4, 5).

Массовая сводка ИПД на базе АИПД-5.3 приведена в табл.8.

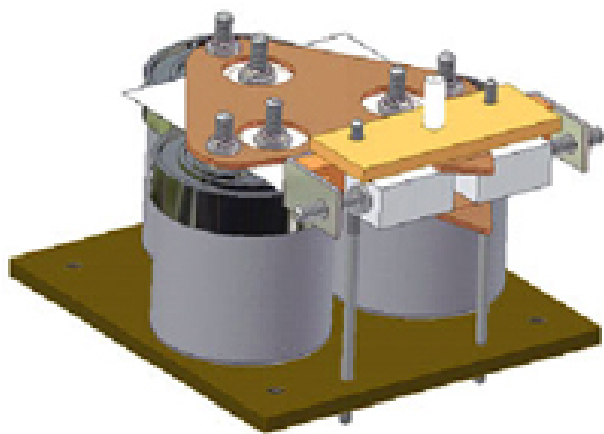


Рис. 4. Электроракетный двигатель АИПД-5.3

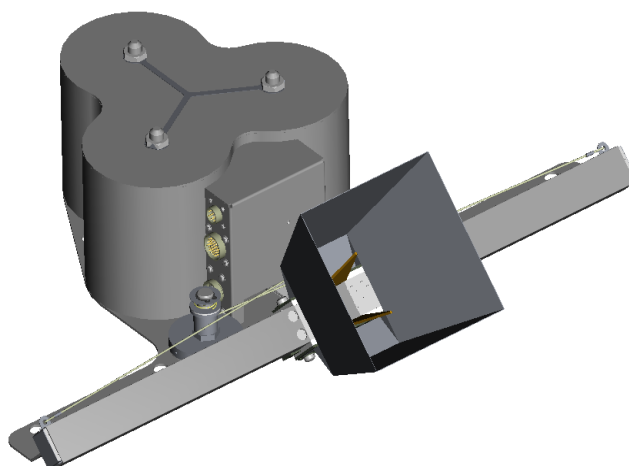


Рис. 5. Электроракетный двигатель АИПД-50

Таблица 8. Массовые характеристики ИПД на базе АИПД-5.3

Подсистема	Масса, кг	
	Современный уровень	Перспективный уровень
Двигатель (4 шт.)	$1,5 \times 4 = 6,0$	$1,2 \times 4 = 4,8$
Система терморегулирования	0,5	0,5
Конструкция	0,6	0,5
Масса ЭРДУ	7,1	5,8

### Заключение

На базе анализа информации по характеристикам ЭРД определены основные тенденции их совершенствования, выявлены рациональные диапазоны их характеристик при выполнении типовых задач в околоземном космосе. На основании такого анализа может быть сделан обоснованный вывод о рациональном выборе варианта двигательной установки ориентации, стабилизации и коррекции МКА

### Библиографический список

1. Electric Propulsion Activity in Russia [Text] / V. Kim, A. Koroteev, V. Muroshko [et al.] // 27-th IEPC. Pasadena, USA, 2001.
2. Juergen Mueller. Thruster Options for Microspacecraft: A Review and Evaluation of State-of-the-Art and Emerging Technologies. Progress in Astronautic and Aeronautic. Vol. 187. 2000, pp. 45-137.
3. Ким, В. Разработка и исследование малых СПД [Текст] / В. Ким [и др.] // AIAA-98-3335, Cleveland, USA. Paper AIAA-2003-5002, 39-th Joint Propulsion Conference, Huntsville (USA), 2003.
4. Evaluation of low power Hall thruster propulsion [Text] / V. Kim, A. Semenkin [et al.] // AIAA, ASME, SAE and ASEE Joint Propulsion

Conference and Exhibit, 32 nd, Lake Buena Vista, FL, July, 1-3, 1996.

5. Интернет-сайт: [www.fakel-russia.com](http://www.fakel-russia.com).
6. Laboratory Investigation of Pulsed Plasma Thrusters with Gas Valves [Text] / N. Antropov, G. Diakonov, O. Lapaev [et al.] // Micropropulsion for Small Spacecraft. Progress in Astronautic and Aeronautic. 2000. -Vol. 187. - P. 369-377.
7. Дьяконов, Г.А. Экспериментальные исследования моделей АИПД малой мощностью [Текст] / Г.А. Дьяконов, Н.В. Любинская, С.А. Семенихин // Авиационно-космическая техника и технология. - 2009. - №9 (66). - С. 136-138.
8. Pulsed plasma thrusters for spacecraft attitude and orbit control system / N.N. Antropov [et. al.]. Paper IEPC-99-192. - P. 1129-1135.
9. Разработка вариантов малых космических аппаратов с электроракетными двигателями и режимов управления ими для решения задач в околоземном космическом пространстве [Текст] / Г.А. Попов, В.А. Обухов, В.М. Кульков [и др.] // IV Междунар. конф.-выставка "Малые спутники. Новые технологии. Миниатюризация, Области эффективного применения в XXI веке. - Королёв, Моск. обл, 2004.

10. Сравнительный анализ двигательных установок для низкоорбитальной группировки малых КА [Текст] / Ю.Г. Егоров, В.М. Кульков, В.А. Ламзин [и др.] // III-я междунар. конф. по малым спутникам. – Королев, Моск. обл. -2002.

## **COMPARATIVE EVALUATION OF THE EFFECTIVENESS OF THE APPLICATION OF PERSPECTIVE TYPES OF ELECTRIC PROPULSION THRUSTERS IN THE SMALL SPACECRAFT**

© 2012 V. M. Kulkov<sup>1</sup>, V. A. Obukhov<sup>1</sup>, Y. G. Yegorov<sup>1</sup>, A. A. Belik<sup>1</sup>, A. M. Krainov<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics of the Moscow Aviation Institute

<sup>2</sup>Scientific-Production Association named after S. A. Lavochkin, Moscow

The report includes comparative analysis of efficiency in the use of small spacecraft with electric propulsion based on ion thrusters, stationary plasma thrusters and pulsed plasma thrusters.

*Small spacecraft, electric propulsion, ion thrusters, stationary plasma thrusters, pulsed plasma thrusters.*

### **Информация об авторах**

**Кульков Владимир Михайлович**, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, начальник отдела Научно-исследовательского института прикладной механики и электродинамики, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: [riame@sokol.ru](mailto:riame@sokol.ru). Область научных интересов: проектирование космических аппаратов.

**Обухов Владимир Алексеевич**, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, заместитель директора Научно-исследовательского института прикладной механики и электродинамики, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: [riame@sokol.ru](mailto:riame@sokol.ru). Область научных интересов: проектирование космических аппаратов.

**Егоров Юрий Григорьевич**, ведущий конструктор Научно-исследовательского института прикладной механики и электродинамики, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: [riame@sokol.ru](mailto:riame@sokol.ru). Область научных интересов: проектирование космических аппаратов.

**Белик Александр Александрович**, кандидат технических наук, старший научный сотрудник, начальник сектора Научно-исследовательского института прикладной механики и электродинамики, Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: [riame@sokol.ru](mailto:riame@sokol.ru). Область научных интересов: проектирование космических аппаратов.

**Крайнов Анатолий Михайлович**, ведущий специалист, Научно-производственное объединение им. С. А. Лавочкина, г. Москва. E-mail: [ztk-tol@mail.ru](mailto:ztk-tol@mail.ru). Область научных интересов: проектирование космических аппаратов.

**Kulkov Vladimir Mikhailovich**, Candidate of Engineering Science, senior researcher. Head of Department of Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics of Moscow Aviation Institute (National Research University). E-mail: [riame@sokol.ru](mailto:riame@sokol.ru). Area of research: Design of Spacecraft.

**Obukhov Vladimir Alekseevich**, Candidate of Engineering Science, senior researcher. Vice Director of Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics of Moscow Aviation Institute (National Research University). E-mail: [riame@sokol.ru](mailto:riame@sokol.ru). Area of research: Design of Spacecraft.



**Yegorov Yury Grigorievich**, designer of Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics of Moscow Aviation Institute (National Research University). E-mail: [riame@sokol.ru](mailto:riame@sokol.ru). Area of research: Design of Spacecraft.

**Belik Alexander Alexandrovich**, Candidate of Engineering Science, senior researcher. Head of Sector of Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics of Moscow Aviation Institute (National Research University). E-mail: [riame@sokol.ru](mailto:riame@sokol.ru). Area of research: Design of Spacecraft.

**Krajnov Anatoly Michailovich**, senior specialist of Federal State Unitary Enterprise “Scientific-Production Association named after S.A.Lavochkin”. E-mail: [ztk-tol@mail.ru](mailto:ztk-tol@mail.ru). Area of research: Design of Spacecraft.