

## **Особенности рационального управления двигательных установок для формирования спутниковой группировки**

*Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского  
«Харьковский авиационный институт»*

Описаны особенности рационального управления двигательных установок для формирования спутниковой группировки на базе электроракетных, стационарных плазменных двигателей. Приведены характеристики ЭРДУ. Проанализирована возможность применения ЭРД в группировке МКА. Рассмотрены характеристики СПД, ИД, АИПД. Определены преимущества использования двигателей малой мощности, устанавливаемых на МКА. Описана область и диапазон рационального применения ЭРД на МКА.

**Ключевые слова:** группировка малых космических аппаратов, электроракетный двигатель, холловский двигатель, стационарный плазменный двигатель, ионный двигатель, импульсный плазменный двигатель.

### **Введение**

В настоящее время наблюдается интерес к электроракетным двигателям (ЭРД) малой мощности (до 500 Вт), вызванный стремительным развитием малых космических аппаратов (МКА) с массами от 50 до 500 кг [1], способных решать большой объем научных и прикладных задач в космическом пространстве.

Широкие пределы регулирования выходных характеристик, высокий удельный импульс, одно из лучших соотношений массы и габаритов электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) на базе стационарных плазменных двигателей (СПД), ионных двигателей (ИД) и импульсных плазменных двигателей (ИПД) определяют дальнейшее их применение в группировках МКА [2].

Существующие на сегодняшний день группировки, такие, как RapideEye, Ikonos, EROS, используют МКА с установленными на них ЭРДУ [3]. Это означает, что интерес к ЭРДУ в настоящем и дальнейшем времени будет только усиливаться, что предполагает разработку проектно-конструкторских принципов создания малых космических аппаратов с ЭРД на базе СПД, ИД и ИПД. Исследование возможностей применения ЭРД малой мощности с повышенной тяговой эффективностью для группировок МКА предоставляет возможность рекомендации по выбору рациональных схем и характеристик ЭРДУ.

Малая величина единичного импульса тяги, высокая точность дозирования импульсов дают высокую точность поддержания орбиты группировки МКА и выполнение особой точности ориентации. Помимо этого, высокий уровень удельной тяги приводит к выигрышу по массе каждого отдельно взятого МКА при длительном времени функционирования (свыше восьми лет).

### **Постановка задачи**

ЭРД решают широкий спектр задач в околоземном космосе, могут быть использованы в качестве маршевых двигателей, переводе МКА с промежуточных на рабочие орбиты (довыведение), для поддержания орбиты отдельных спутников в группировке, а также в системе ориентации. В связи с ростом активного существования спутника (более десяти лет) [4], повышением требований точности

положения на орбите, применением высокоточных систем ориентации повышается интерес к ЭРД.

В зависимости от высоты орбиты, требований точности орбитального пространства группировки МКА и времени ее функционирования затраты характеристической скорости оцениваются величиной от 500 до 1000 м/с.

Характеристики ЭРДУ для МКА с массами от 50 до 500 кг с разбросом в зависимости от требований к ориентации точности коррекции МКА типа исполнительных органов, логики управления представлены в табл. 1 [5].

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 группировке МКА.** Ионные двигатели малой мощности используют в качестве двигателей коррекции и ориентации. Табл. 2 иллюстрирует ИД Центра Келдыша с использованием ксенона в качестве рабочего тела [8].

В настоящее время ИД - одни из наиболее перспективных типов ЭРД для МКА с ЭРДУ. Увеличение удельного импульса и тяги возможно для ИД. Хотя одним из недостатков ИД малой мощности можно считать ограничение по плотности ионного потока. Важное преимущество ИД - это высокий ресурс. На отдельных образцах ИД, таких, как двигатель Next, разработанный NASA, время безостановочной работы - 5,5 лет, что подтверждает ресурс в 48 000 часов [7].

В составе ЭРДУ МКА применяют также холловские двигатели малой мощности. В табл. 3 [6] приведены характеристики холловских двигателей Центра Келдыша.

Двигатели малой мощности СПД имеют ряд преимуществ для МКА по степени отработанности, массе и техническим характеристикам. Двигатели СПД подходят для рассматриваемых задач показателями тяги, удельного импульса и мощности с возможностью их регулирования в необходимом диапазоне. Масса и габариты СПД позволяют разместить ЭРДУ на МКА с учетом ограничения массы и габаритов. Основные направления развития двигателей СПД связаны с повышением КПД, оптимизацией динамических характеристик (минимальный импульс, время включения и выхода на режим, время выключения) и ресурсом двигателя в целях их применения в системах коррекции и ориентации группировок МКА.

В настоящее время в НИИ ПМЭ МАИ разработан ряд ЭРДУ с энергией разряда от 8 до 155 Дж. Рассмотрим ИПД на примере абляционных импульсных плазменных двигателей АИПД. Основные характеристики двигательных установок представлены в табл. 4 [9].

Таблица 2

Технические и эксплуатационные характеристики ИД Центра Келдыша

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

Таблица 3

Технические и эксплуатационные характеристики СПД Центра Келдыша

Двигатель КМ	45 КМ	60 КМ	88 КМ	5 КМ	7
Мощность, кВт 0,2	0,45 0,45	1,1 1	2,5 1,35	2,5 3,5	6
Тяга, мН 10	28 30	50 50	105 80	140 200	380
Удельный импульс, с 1250	1500 1250	2200 2000	3000 1600	2100 1700	2650

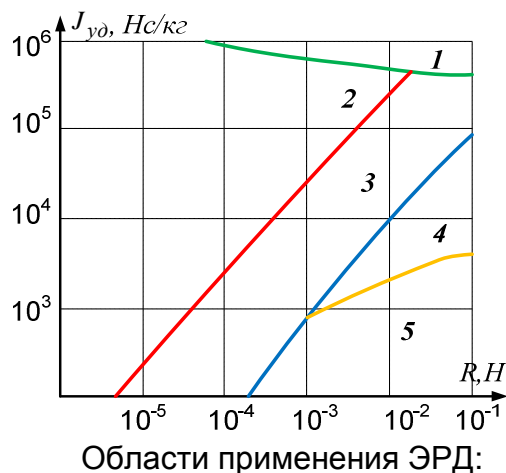
АИПД является наиболее перспективным двигателем для МКА с точки зрения простоты конструкции, надежности, дешевизны и способности нормально функционировать при потребляемой мощности от единиц до сотен Вт. Кроме того, ИПУ обеспечивает наивысшую точность управления КЛА по сравнению с иными типами двигательных установок, используемых в качестве исполнительных органов. Однако эффективность известных ИПУ не удовлетворяет действующим требованиям для решения большинства задач по управлению МКА. Существенное повышение эффективности работы ИПУ, прежде всего в диапазоне потребляемой мощности от 20 до 300 Вт, в котором осуществляется и будет осуществляться в ближайшем будущем решение основных задач по контролю орбитальных параметров МКА, принципиально важно для расширения диапазона функционирования МКА. Основными техническими проблемами ИПУ в настоящее время является чрезмерное запаздывание по отношению к разрядному току испарения рабочего вещества и связанное с этим обстоятельством неэффективное ускорение значительной части генерируемой плазмы, что в целом отрицательно влияет на эффективность ускорителя (эффективность ускорения плазмы) [9].

Необходимое количество электроэнергии для ЭРД принято оценивать отношением потребляемой двигателем мощности  $N$  к создаваемой тяге  $R$ :  $C_T = N/R$ . Величина  $C_T$  связана с основными параметрами двигателя: полным тяговым КПД –  $\eta_T$ :  $C_T = \frac{J_{y\delta}}{2\eta_T}$ . Для каждого типа ЭРД характерен диапазон  $C_T$ ,  $J_{y\delta}$ ,  $\eta_T$ , в котором обеспечивается необходимая эффективность работы двигателя. Для ИД  $J_{y\delta} = 20000...30000$  Нс/кг,  $C_T = 15...25$  кВт/Н, для СПД  $J_{y\delta} = 10000...20000$  Нс/кг,  $C_T = 10...20$  кВт/Н, а для ИПД  $J_{y\delta} = 5000...10000$  Нс/кг,  $C_T = 30...40$  кВт/Н. Тягу  $R$  и суммарный импульс тяги  $J_{\Sigma}$  принимают в качестве параметров для сравнительной оценки массы различных ЭРДУ:

$$m = \frac{J_{уд}}{2\eta_T} \left( \gamma_{ЭРД} + \frac{\gamma_{ЭУ}}{\eta_{ВП}\eta_K K_\delta} + \frac{\gamma_{ВП}}{\eta_{ВП}} \right) R + \frac{(1+a_\delta)}{\gamma_{УД}} J_\Sigma$$
 , 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 базовый коэффициент. Предпочтительное применение ЭРД различных типов показано на рисунке.

Таблица 4.  
Технические и эксплуатационные характеристики АИПД,  
разработанных в НИИ ПМЭ МАИ

Тип ЭРДУ	АИПД-8	АИПД-120	АИПД-45-2	АИПД-155	АИПД-95
Состояние обработки	Лабораторный образец	Прототип летного образца	Летный образец	Летный образец	Лабораторный образец
Назначение	Технологический наноспутник типа ТНС РКС [5]	Микроспутник массой до 100 кг	МКАФКИ ПН-2 НПОЛ [6]	МС [12] СоюзСат ОНИИКС ПО «Полет»	УКП-250 ВНИИЭ М; НИИЭМ [7]
Энергия разряда, Дж	8	20	55	88	155
Потребляемая мощность, Вт	10...20	60	75...150	70...140	170
Число импульсов (ресурс)	5,5·10 <sup>6</sup>	2·10 <sup>6</sup>	1,67·10 <sup>7</sup>	1,5·10 <sup>7</sup>	1,5·10 <sup>7</sup>
Удельный импульс тяги, м/с	5200	7160	11000	13200	16000
Средняя тяга, мН	0,11...0,22	0,9	1,44...2,9	1,4...2,8	3,5
Суммарный импульс тяги, кНс	0,6	0,7	20	30	52
Полная масса ЭРДУ, кг	2,0	3,0	10,5	14	20
Тяга / масса ЭРДУ, мкН/кг	110	300	274	200	175
Эффективный удельный импульс тяги, Нс/кг	300	233	1900	2140	2600



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

### Заключение

При анализе информации по характеристикам ЭРД определены основные направления их совершенствования. Выявлены диапазоны рационального применения ЭРД при решении типовых задач в околоземном космосе. На основании такого анализа можно сделать обоснованный вывод о рациональном выборе вариантов двигательных установок ориентации, стабилизации и коррекции группировки МКА.

### Список литературы

1. Овчинников, М. Ю. Малые мира сего [Текст] / М. Ю. Овчинников // Компьютерра. – 2007. – № 15. – С.37-43.
2. Петухов, В. Г. Оптимизация межпланетных траекторий космических аппаратов с идеально-регулируемым двигателем методом продолжения [Текст] / В. Г. Петухов // Космические исследования. – 2008. – Т. 46, № 3. – С. 224-237.
3. Волошин, В. И. Состояние и тенденции развития мирового рынка услуг дистанционного зондирования Земли [Электронный ресурс] / В. И. Волошин, В. И. Драновский, Э. И. Бушуев – Режим доступа: <http://urlid.ru/alqj>. – 28.07.2016.
4. ГОСТ Р 56526-2015. Требования надежности и безопасности космических систем, комплексов и автоматических космических аппаратов единичного (мелкосерийного) изготовления с длительными сроками активного существования [Текст]. – Введ. 2016-04-01. – М.: Изд-во стандартов, 2016. – 52 с.
5. Choueiri, E. Y. Efficient electric plasma engines are propelling the next generation of space probes to the outer solar system [Electronic resource] / Edgar Y. Choueiri // Scientific American. – 2009. – Режим доступа: <http://alfven.princeton.edu/papers/sciam2009.pdf>. – 28.07.2016.
6. Васин, А. И. Обзор работ по электроракетным двигателям в Государственном научном центре ФГУП «Центр Келдыша» [Электронный ресурс] / А. И. Васин, А. С. Коротеев, А. С. Ловцов и др. // Электронный журнал «Труды МАИ». – № 60. – Режим доступа: [https://www.mai.ru/upload/iblock/152/obzor-rabot-po-elektroraketnym-dvigatelyam-v-gosudarstvennom-nauchnom-tsentre-fgup\\_tsentrikeldysha\\_.pdf](https://www.mai.ru/upload/iblock/152/obzor-rabot-po-elektroraketnym-dvigatelyam-v-gosudarstvennom-nauchnom-tsentre-fgup_tsentrikeldysha_.pdf) – 28.07.2016.

7. Anderson, G. NASA Works to Improve Solar Electric Propulsion for Deep Space Exploration [Электронный ресурс] / Gina Anderson, Lori Rachul – Режим доступа: <http://www.nasa.gov/press-release/nasa-works-to-improve-solar-electric-propulsion-for-deep-space-exploration> – 28.07.2016.

8. Mueller, J. An overview of mems-based micropropulsion developments at JPL [Электронный ресурс] / Juergen Mueller // Acta Astronautica. – 2003. – № 52. – P.881-895 – Режим доступа: <https://web.stevens.edu/ses/documents/fileadmin/documents/pdf/Juergen.pdf> – 28.07.2016.

9. Казеев, М. Н. Импульсные плазменные двигатели в России [Электронный ресурс] / М. Н. Казеев // Электронный журнал «Труды МАИ». – № 60. – Режим доступа: <http://www.mai.ru/upload/iblock/e76/impulsnyye-plazmennyye-dvigateli-v-rossii.pdf> – 28.07.2016.

10. Ишков, С. А. Оценка эффективности перелётов на высокие околоземные орбиты с использованием разгонных блоков с химическими и электроракетными двигателями [Текст] / С. А. Ишков, П. В. Фадеенков, В. Л. Балакин // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. – 2012. – № 2(33). – С.48-55.

Поступила в редакцию 12.10.2017

## **Особливості раціонального управління рухових установок для формування супутникового угруповання**

Описано особливості раціонального управління рухових установок для формування супутникового угруповання на базі електроракетних, стаціонарних плазмових двигунів. Наведено характеристики ЕРДУ. Проаналізовано можливості застосування ЕРД в угрупованні МКА. Розглянуто характеристики СПД, ВД, АІПД. Визначено переваги використання двигунів малої потужності, встановлюваних на МКА. Наведено область і діапазон раціонального застосування ЕРД на МКА.

**Ключові слова:** угруповання малих космічних апаратів, електроракетний двигун, холлівський двигун, стаціонарний плазмовий двигун, іонний двигун, імпульсний плазмовий двигун.

## **Features of the Rational Control of Propulsion Systems for the Formation of a Satellite Constellation**

The article contains an assessment of the features of rational control of propulsion systems for the formation of a satellite constellation based on electric propulsion and stationary plasma engines. The characteristics of ERDU are given. An analysis of the possibility of using ERD in the ICA grouping was carried out. The characteristics of SPD, ID, AIPD are considered. The advantages of using low-power engines installed on the MCA are determined. The region and range of rational application of ERD to MCA is given.

**Keywords:** grouping of small space vehicles, electric propulsion system, Hall engine, stationary plasma engine, ion engine, pulse plasma engine.

**Погудин Андрей Владимирович** – аспирант кафедры космической техники и нетрадиционных источников энергии Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт».

**Губин Сергей Викторович** – кандидат технических наук, профессор кафедры космической техники и нетрадиционных источников энергии Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт».