

## ДВИГАТЕЛЬНЫЕ УСТАНОВКИ И РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ МАЛОЙ ТЯГИ НА РАЗЛИЧНЫХ ФИЗИЧЕСКИХ ПРИНЦИПАХ ДЛЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ МАЛЫХ И СВЕРХМАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

© 2018

**В. В. Рыжков** кандидат технических наук, руководитель Научно-исследовательского центра космической энергетики; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [ke\\_src@ssau.ru](mailto:ke_src@ssau.ru)

**А. В. Сулинов** кандидат технических наук, старший научный сотрудник Научно-исследовательского центра космической энергетики; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва; [ke\\_src@ssau.ru](mailto:ke_src@ssau.ru)

Проведён анализ применения двигательных установок и ракетных двигателей малой тяги на различных физических принципах в составе космических аппаратов малого и сверхмалого классов. Рассмотрены параметры рациональных двигательных установок и ракетных двигателей малой тяги с позиций применения в составе космических аппаратов: на сжатом газе, на монотопливе, включая перспективные композиции на основе нитрата гидроксиламмония, на двухкомпонентном топливе; специальные установки и двигатели на закиси азота, аммиаке, газообразных водороде и кислороде; электроракетные системы на базе импульсных плазменных, ионных и стационарных плазменных двигателей. С учётом рассмотренных данных распределены двигательные установки и ракетные двигатели малой тяги по аппаратам различных классов. Высказаны предпочтения использования в маломассогабаритных космических аппаратах различных двигательных установок и двигателей.

*Малые и сверхмалые космические аппараты; двигательные установки; ракетные двигатели малой тяги на различных физических принципах; суммарный импульс тяги; удельный импульс тяги; тяга; потребление электрической энергии; масса двигательной установки; масса космического аппарата.*

---

*Цитирование:* Рыжков В.В., Сулинов А.В. Двигательные установки и ракетные двигатели малой тяги на различных физических принципах для систем управления малых и сверхмалых космических аппаратов // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 4. С. 115-128. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-115-128

Одним из актуальных направлений развития космической техники в настоящее время является разработка и создание малых и сверхмалых космических аппаратов различного целевого назначения.

Серьёзным недостатком малых и сверхмалых космических аппаратов является, как правило, отсутствие в их составе активных систем управления, что существенно ограничивает сроки функционирования на орбите и потенциальные возможности аппаратов.

Существуют отдельные примеры космических аппаратов (КА) с системами управления. Однако выбор рабочих тел, схем двигательных установок (ДУ) и ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) осуществлён индивидуально без оценки перспектив использования технических решений в подобных и других космических аппаратах.

Проблема в целом характеризуется:

- сложностью решения задачи на основе традиционных подходов во всём спектре аппаратов;
- потребностью апробации ДУ и РДМТ на различных физических принципах и обоснование областей их рационального применения;

– необходимостью расширения системы критериев (показателей) для выбора ДУ и РДМТ с учётом задач, решаемых малыми и сверхмалыми космическими аппаратами.

В работе проводится анализ и оценка некоторых физических принципов создания ДУ и РДМТ для различных КА.

Условное распределение космических аппаратов по массе представлено в табл. 1 [1].

Таблица 1. Классификация космических аппаратов по массе

№ п/п	Класс КА	Масса КА (кг)	Примечания
1	Тяжёлый класс	$\geq 6000$	ДУ и РДМТ для этого класса КА определены и апробированы
2	Средний класс	1500...6000	ДУ и РДМТ для этого класса КА определены и апробированы
3	Малый класс (МКА)	500...1500	
4	Класс «Мини»	100...500	
5	Класс «Микро»	10(20)...100	
6	Класс «Нано»	1...10(20)	
7	Класс «Пико»	$< 1,0$	ДУ и РДМТ для этого класса КА не созданы
8	Класс «Фемто»	$< 0,1$	ДУ и РДМТ для этого класса КА не созданы

Диапазон малых (МКА) и сверхмалых космических аппаратов объединяет КА до 1500 кг.

Малые космические аппараты, так же как и КА тяжёлых классов, нацелены на выполнение следующих задач на орбите: дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ), обнаружение и мониторинг техногенных катастроф, обеспечение различных средств связи, поиск полезных ископаемых, решение задач метеорологии и ряд других в интересах науки, экономики и обороноспособности страны.

Учитывая возможности такого типа аппаратов, удобно с их помощью решать и новые задачи в космосе, такие как мониторинг технического состояния долгоживущих космических объектов, например космических станций; продление на орбите «жизни» важным дорогостоящим объектам, выполняя функции буксиров; решение проблем «космического мусора» (подготовка к уничтожению в плотных слоях атмосферы, затопление в специальных зонах океана фрагментов или аппаратов в целом) и другие.

Для реализации управления и, главным образом, коррекции орбиты применяются ракетные двигатели малой тяги тягой ( $P$ ) до  $P \leq 10$  Н, суммарный импульс тяги двигательных установок ( $I_{\Sigma}$ ) может достигать уровня  $I_{\Sigma} = 5 \cdot 10^5$  Н·с, суммарное потребление электроэнергии ( $W$ ) не более 500 Вт. Имеются и другие ограничения, например, экологического характера.

В работе приводятся результаты параметрического анализа существующих и разрабатываемых ДУ активных систем управления малых и сверхмалых КА и некоторые данные в обоснование использования перспективных рабочих тел.

В качестве двигательных установок в настоящее время рассматриваются ДУ на сжатом газе, ДУ с использованием термokatалитических РДМТ на гидразине (нитрате гидроксиламмонии), двухкомпонентные ДУ, электроракетные ДУ (на ксеноне) и неко-

торые специальные ДУ и РДМТ. Существующие типы ДУ и РДМТ для малых и сверхмалых КА приведены в табл. 2, 3.

Таблица 2. Традиционные ДУ и РДМТ

№ п/п	Наименование (рабочее тело)	Назначение, параметры	Источники информации
1	ДУ на сжатом газе (азот, гелий)	КА ДЗЗ и малых КА связи, $P \sim 1 \text{ Н}$ , $I_y = 670 \text{ м/с}$ (1650 м/с), $I_\Sigma \leq 10^3 \text{ Н}\cdot\text{с}$	[2], [3]
2	ДУ на монотопливе (гидразин, нитрат гидроксил аммония)	МКА, $P \sim 0,1 \dots 25 \text{ Н}$ , $I_y \sim 2140 \text{ м/с}$ , $I_\Sigma \leq 5 \cdot 10^5 \text{ Н}\cdot\text{с}$	[3], [4], [5]
3	Двухкомпонентные ДУ (азотный тетраоксид (АТ) + несимметричный диметилгидразин (НДМГ))	МКА, $P \sim 6 \dots 400 \text{ Н}$ , $I_y \sim 2750 \text{ м/с}$ , $I_\Sigma \leq 5 \cdot 10^5 \text{ Н}\cdot\text{с}$	[3], [4], [6], [7]
4	Электроракетные ДУ (ксенон)	МКА, $P \sim 0,014 \dots 0,1 \text{ Н}$ , $I_y \sim 12000 \text{ м/с}$ , $I_\Sigma \leq 5 \cdot 10^5 \text{ Н}\cdot\text{с}$	[3]

Таблица 3. Специальные ДУ и РДМТ

№ п/п	Наименование (рабочее тело)	Параметры	Источники информации
1	ДУ с РДМТ (закись азота)	МКА, КА класса «Микро», $P \sim 0,5 \dots 50 \text{ Н}$ , $I_y \sim 1950 \text{ м/с}$ , $I_\Sigma \leq 5 \cdot 10^2 \text{ Н}\cdot\text{с}$ ( $W = 100 \text{ Вт}$ )	[8]
2	ДУ с электронагревными двигателями (аммиак)	КДУ для МКА, КА класса «Нано», $P \sim 5 \cdot 10^{-2} \text{ Н}$ , $I_y = 1800 \text{ м/с}$ , $V_{хар} \sim 60 \text{ м/с}$ , ( $W = 360 \text{ Вт}$ )	[9 – 13]
3	ДУ с абляционными импульсными плазменными двигателями (тефлон)	КДУ для МКА, КА массой 20...500 кг, $P \sim 3 \cdot 10^{-3} \text{ Н}$ , $I_y = 11000 \text{ м/с}$ , $I_\Sigma \leq 5 \cdot 10^2 \text{ Н}\cdot\text{с}$ , ( $W = 150 \text{ Вт}$ )	[14; 15]
4	ДУ со стационарными плазменными двигателями (ксенон)	МКА, $P \sim 0,1 \text{ Н}$ , $I_y \sim 10000 \text{ м/с}$ , $I_\Sigma \leq 5 \cdot 10^4 \text{ Н}\cdot\text{с}$	[16 – 20]
5	ДУ с РДМТ на газообразных водороде и кислороде – продуктах электролиза воды	От МКА до КА «Нано» класса, $P \sim 0,8(1) \text{ Н}$ , $I_y \sim 3000 \text{ м/с}$ , $I_\Sigma \leq 10^4 \text{ Н}\cdot\text{с}$	[21 – 23]

В табл. 2, 3 используется символ  $I_y$  – удельный импульс тяги двигателей.

Анализ эффективности применения различных типов ДУ и РДМТ (традиционные установки, табл. 2) удобно вести по результатам сравнения масс заправленных двигательных установок в зависимости от суммарного импульса тяги. Такие данные представлены, например, в [3], [4], [6], [7] и других источниках.

Для МКА параметры ДУ и РДМТ в различных диапазонах изменения суммарного импульса тяги приведены в табл. 4 [3].

Таблица 4. Масса заправленных ДУ коррекции различных типов для малых КА

Масса заправленной ДУ, кг	Суммарный импульс, кгс·с (кН·с)			
	100(1,0)	500(5,0)	1000 (10)	1500 (15)
ДУ на сжатом газе	10,6	29,1	37,6	73,4
Монотопливная ДУ	–	7,5	11,9	14,1
Двухкомпонентная ДУ	–	7,3	12,3	17,5
Электроракетная ДУ на базе стационарных плазменных двигателей	–	8,9	9,3	9,8

Представленные в цитируемых источниках результаты позволяют заключить:

– пневмосистемы на холодном газе приемлемы при суммарных импульсах менее  $I_{\Sigma} \leq 10^3 \text{ Н}\cdot\text{с}$ ;

– в диапазоне суммарного импульса тяги  $5,0 \dots 15 \cdot 10^3 \text{ Н}\cdot\text{с}$  равноостребованы ДУ на однокомпонентном, двухкомпонентном топливе и электроракетные двигательные установки (ЭРДУ);

– при суммарных импульсах тяги  $I_{\Sigma} \geq 15 \cdot 10^3 \text{ Н}\cdot\text{с}$  преимущества по массе двигательной установки обладают ДУ с электроракетными двигателями, но по некоторым дополнительным критериям (простота конструкции, надёжность, запас мощности на борту, абсолютная тяга РД и др.) равновероятно применение как ЭРДУ, так и ДУ с ракетными двигателями на химическом топливе.

Исходя из требований эксплуатации в блоке традиционных двигателей и двигательных установок, целесообразнее применять монотопливные ДУ. Следует также учесть и то обстоятельство, что в линейке гидразиновых жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРДМТ) представлены отработанные двигатели с тягой  $P \leq 1 \text{ Н}$ .

Усиливает аргументацию по использованию монотоплива для МКА ДЗЗ, связи и другого назначения на низких круговых орбитах с целью, как минимум, коррекции аппаратов, возможность применения нового топлива (так называемого «зелёного топлива») [5], которое, по сравнению с гидразином, обладает рядом достоинств: более высокий удельный импульс; отсутствие признаков токсичности; низкая температура замерзания ( $-87^\circ\text{C}$ ); высокая плотность ( $\rho = 1360 \text{ кг/м}^3$ ) и др.

Представляет интерес рассмотрение специальных двигательных установок с ракетными двигателями малой тяги для малых и сверхмалых космических аппаратов (табл. 3).

Отличительной особенностью специальных ДУ и РДМТ являются:

- наличие бортовых источников электропитания с мощностями 100 и более Вт;
- нетрадиционные рабочие тела и способы организации рабочего процесса;
- специальные бортовые устройства (системы) для хранения, вытеснения и преобразования рабочих тел и некоторые другие.

Анализ сравнения специальных двигательных установок требует использования дополнительных критериев (показателей), обобщение которых может составить основу системы выбора ДУ для малых и сверхмалых КА.

В [8] представлены результаты определения границ применения закиси азота ( $\text{N}_2\text{O}$ ) в качестве компонента топлива для двигательных установок космических аппаратов класса «Микро».

Наиболее важными преимуществами  $\text{N}_2\text{O}$  являются: возможность разложения её на свободные кислород и азот с выделением тепловой энергии, возможность хранения в сжиженном состоянии, упрощение схемы подачи за счёт эффекта самовытеснения собственными насыщенными парами с давлением более 4 МПа при 290 К, а также нетоксичность.

Определение области эффективного применения систем на закиси азота в ДУ МКА проведено на основе сравнения с аналогами: на гидразине, газообразных  $H_2/O_2$ , НДМГ/АТ и РД на холодном газе. При этом принято: тяга маршевых РД –  $P_m = 50$  Н, управляющих РД –  $P_y = 0,5$  Н; диапазон массы МКА –  $m_{КА} = 10...100$  кг; полный импульс тяги ДУ –  $I_\Sigma = 10...500$  Н·с, 60%  $I_\Sigma$  приходится на маршевые РД и 40%  $I_\Sigma$  – на управляющие.

Показано, что применение ДУ на закиси азота эффективно, если диапазон значений полного импульса ДУ составляет  $I_{IT} = 100...500$  Н·с. Расчётными методами показано, что применение закиси азота даёт возможность снижения массы ДУ МКА на 10...15% относительно ДУ традиционных схем, применяемых в настоящее время.

Одним из направлений создания маневрирующих малых и сверхмалых космических аппаратов является разработка наноспутниковых платформ (МНП) для формирования на их основе маневрирующих наноспутников (МН) общей массой до 10 кг для решения задач в космическом пространстве с использованием аммиачных корректирующих двигательных установок (КДУ) на основе электротермических микродвигателей (ЭТМД) [9 – 13].

Показано, что применение аммиачной КДУ с ЭТМД в качестве основной структуры для МНП массой до 10 кг позволит реализовать запас характеристической скорости до  $V_{хар} \leq 60$  м/с при общем энергопотреблении КДУ  $W \sim 15...20$  Вт и бортовым запасом топлива в пределах  $m_T \leq 0,5$  кг.

При этом электротермические двигатели с автономным нагревательным элементом с совмещённой с испарителем схемой с подключением внешних устройств при различной подаваемой мощности при «горячей» схеме запуска обеспечивают:

- время выхода на стационарный режим работы ЭТМД до достижения стационарной температуры  $300^\circ$  С для всего диапазона мощностей 5...30 Вт – 30 с;
- максимальные температуры ЭТМД в зависимости от мощности –  $120...490^\circ$  С;
- расход рабочего тела (аммиака) для ЭТМД – 1,2 л/ч;
- достигнутую тягу ЭТМД с автономным нагревательным элементом, потребляемой мощностью 60 Вт, – 30...50 мН;
- при температурах стационарного режима и энергопотребления 5...30 Вт для «горячего» способа запуска удельный импульс тяги ЭТМД – 1200...1800 м/с;
- повышение удельного импульса тяги на 30...35 % за счёт увеличения энергопотребления в пределах имеющегося запаса на МКА.

Дальнейшее совершенствование аммиачного корректирующего электротермического двигателя связано со сверхвысокочастотным (СВЧ-воздействием) на рабочее тело, а также с созданием дугового электротермического двигателя для малых космических аппаратов.

Современные функциональные требования к низкоорбитальным МКА диктуют необходимость использования в КДУ двигателей с высоким удельным импульсом тяги, способных обеспечить необходимую точность управления движением аппарата в течение всего срока активного существования в условиях ограничений на массогабаритные параметры и потребление электроэнергии.

В связи с этим целесообразно рассмотреть использование электроракетных двигателей (ЭРД) мощностью 50...200 Вт и среди них – абляционные импульсные плазменные двигатели (АИПД) [14; 15].

Представим следующие полученные характеристики электроракетными двигательными установками (ЭРДУ) с абляционным импульсным плазменным двигателем: энергия разряда  $\sim 50$  Дж, частота импульсов – 1 Гц, потребляемая мощность – 60 Вт,

удельный импульс тяги – 10400 м/с, средняя тяга – 0,86 мН, суммарный импульс – 0,46 кН·с, масса с рабочим телом (фторопласт) – 4,95 кг.

Основываясь на результатах, представленных в литературных источниках, можно сделать вывод о том, что в настоящее время созданы образцы электроракетных двигательных установок на основе абляционных импульсных плазменных двигателей, предназначенные для использования в качестве корректирующих двигательных установок в составе малых космических аппаратов массой от 20 до 500 кг. Тяговые, удельные и эксплуатационные характеристики ЭРДУ делают их конкурентоспособными в диапазоне потребляемых мощностей от 10 до 200 Вт.

Дальнейшее совершенствование АИПД, в частности повышение удельных характеристик, связано с разработкой новых схем ускорительного канала, где будет реализовано разделение функций дозирования и ускорения плазмы.

Значительный интерес к электроракетным двигателям [14 – 20], включая стационарные двигательные системы: стационарные плазменные двигатели (СПД) и ионные двигатели (ИД), обусловлен структурой параметров этих двигателей.

Высокий удельный импульс, возможность регулирования выходных характеристик, известные и прогнозируемые значения массы и габаритов электроракетной двигательной установки определяют эффективность её применения в МКА.

Выбор основных проектных параметров ЭРДУ базируется на заданных в качестве исходных данных: потребной тяге  $P$ , суммарного импульса тяги  $I_{\Sigma}$  (характеристической скорости  $V_{хар}$ ), удельного импульса тяги  $I_{уд}$ , времени работы двигателя при выполнении программы полёта  $t$  и некоторых других.

Проектный облик систем различной размерности и варианты систем различного масштаба имеют качественно одинаковый вид и могут быть использованы при проектировании объекта (объектов) ракетно-космической техники.

Для каждого типа ЭРД характерен диапазон параметров, в котором обеспечивается необходимая эффективность работы двигателя.

Так, потребности ЭРД в электроэнергии, оцениваемые отношением потребляемой двигателем мощности  $N$  к создаваемой тяге  $P$ :  $C_T = N/P$ , распределены следующим образом:

- ионные двигатели имеют  
 $I_{уд} = 20000...30000$  м/с,  $C_T = 15...25$  кВт/Н;
- стационарные плазменные двигатели имеют  
 $I_{уд} = 10000...20000$  м/с,  $C_T = 10...20$  кВт/Н;
- импульсные плазменные двигатели имеют  
 $I_{уд} = 5000...10000$  м/с,  $C_T = 30...40$  кВт/Н.

Типы ЭРД по удельному импульсу тяги распределены следующим образом: ионные двигатели – стационарные плазменные двигатели – импульсные плазменные двигатели; а по потребляемой электрической энергии – практически в обратном порядке.

Сравнение массовых параметров двигательных установок с электроракетными двигателями приводит к следующему распределению: масса ЭРДУ на базе импульсных плазменных двигателей составляет  $M = 7,1$  кг (5,8 кг), в скобках здесь и далее указан уровень перспективных разработок; масса ЭРДУ на базе стационарных плазменных двигателей (СПД-25) около  $M = 9,6$  кг (5,9 кг), на базе СПД-70 –  $M = 25$  кг (15 кг).

Учитывая, что масса двигательной установки может составлять до 50% массы МКА, возможно определение массы космических аппаратов, в составе которых применены двигательные установки с электроракетными двигателями.

Другие основные параметры ЭРДУ (тяга и суммарный импульс тяги) на стадии проектирования космических аппаратов удобно определять, используя области предпочтительного применения ЭРД.

Так, при  $I_{\Sigma} = 5 \cdot 10^2 \dots 10^6$  Н·с рационально использовать ионные двигатели и стационарные плазменные двигатели тягой  $P = 10^{-5} \dots 10^{-4}$  Н; при  $I_{\Sigma} = 10^3 \dots 5 \cdot 10^4$  Н·с предпочтительно использовать стационарные плазменные двигатели; при  $I_{\Sigma} = 5 \cdot 10^4 \dots 10^6$  Н·с – СПД и ИД тягой  $P \sim 10^{-3}$  Н. Импульсные плазменные двигатели тягой  $P \sim 10^{-1}$  Н применяются на аппаратах, обеспечивающих суммарный импульс тяги от  $I_{\Sigma} = 10^2$  до  $I_{\Sigma} = 10^5$  Н·с.

На базе информации о параметрах и характеристиках электроракетных двигателей, а также о рациональных областях их применения при решении различных задач в околоземном пространстве может быть сделан обоснованный выбор варианта двигательной установки ориентации, стабилизации и коррекции малых и сверхмалых КА с электроракетными двигателями.

Представляет интерес рассмотрение перспективных двигательных установок на основе электролиза воды и ракетных двигателей малой тяги на газообразных водороде и кислороде – продуктах электролиза воды в контексте их применения в системах управления малых и сверхмалых космических аппаратов [21 – 23]. Показано, что установки, в качестве рабочего тела в которых применяется вода, обладают как существенными преимуществами по сравнению с другими химическими топливами (в частности, штатными), так и рядом недостатков (в частности, увеличенным энергопотреблением). В то же время следует считать установки этого принципа действия весьма перспективными, поскольку они могут быть применены в широком спектре космических аппаратов, по крайней мере, от МКА до космических аппаратов формата «Cube Sat».

Примеры ДУ с приемлемыми габаритно-массовыми параметрами для класса наноспутников проходят экспериментальную апробацию.

Двигатель коррекционной двигательной установки КА формата «Cube Sat» имеет следующие параметры:

- тяга – 1 Н (0,8Н);
- минимальный импульс тяги – 0,1 мН·с;
- удельный импульс тяги – 3000 м/с;
- габариты ДУ (включая бак с водой, электролизный модуль, двигатель на продуктах электролиза воды, необходимые системы) – не более 3У.

Имеет смысл рассмотреть некоторые исходные данные, необходимые для проектирования двигательных установок малых и сверхмалых космических аппаратов, представленные в табл. 5.

Таблица 5. Запасы характеристической скорости для манёвров КА класса «Нано» на орбите

№	Манёвр	$V_{хар}$ , м/с
1	Достижение высоты рабочей орбиты	4,75
2	Компенсация дрейфа	15
3	Предотвращение столкновений	5
4	Ориентация на объект	15-75
5	Непредвиденные ситуации	25
	Общий запас	65-125

Представленный минимальный перечень манёвров КА показывает с одной стороны собственно программу полёта космического аппарата, а с другой – ориентировочное распределение характеристической скорости между совершаемыми эволюциями аппарата в космосе.

В условиях существенной неопределённости от момента выведения аппарата до его уничтожения запасы характеристической скорости могут быть перераспределены в пределах общего запаса  $V_{хар}$ .

Удобно информацию по двигательным установкам и ракетным двигателям малой тяги на различных физических принципах, ориентированных на соответствующие классы космических аппаратов, представить в виде табл. 6.

Таблица 6. Двигательные установки и ракетные двигатели малой тяги, которые могут быть использованы на космических аппаратах

Тип КА \ Тип ДУ	ДУ на сжатом газе (азот, гелий)	ДУ на монопопливе (гидразин)	Двухкомпонентные ДУ (АГ +НДМГ)	ДУ с РДМТ на закиси азота	ДУ с РДМТ на $H_2 + O_2$	ДУ с электронагр. РДМТ на аммиаке	ДУ с АИПД	ДУ с СПД
Малого класса		+	+		+	+	+	+
Класса «Мини»		+		+	+	+	+	
Класса «Микро»		+		+	+	+		
Класса «Нано»					+	+		+

Отметим классы космических аппаратов (например, тяжёлого и среднего), для которых вопросы активного управления в околоземном пространстве практически решены, ДУ и РДМТ для них созданы, апробированы и в ближайшее время изменения в этих системах не предвидятся. Для КА классов «Пико» и «Фемто» принципов построения систем активного управления КА в настоящее время не выработано.

Для остальных классов малых и сверхмалых аппаратов показаны существующие и разрабатываемые перспективные ДУ различных типов.

Можно видеть, что число двигательных установок, которые могут быть применены в КА, с уменьшением массы аппарата снижается. Не вдаваясь в детали этой закономерности, обратим внимание на то обстоятельство, что отсутствуют механизмы (критерии), позволяющие из представленных типов выбрать наиболее эффективную двигательную установку и двигатели для решения задач, стоящих перед малым аппаратом по одному или нескольким отличительным признакам.

Проведённый обзор литературных источников по проблемам создания систем управления для малых и сверхмалых космических аппаратов показал, что даже в рамках одного класса аппаратов возможно применение нескольких типов ДУ и РДМТ.

В пределах существующих критериев эффективности не удаётся оценить рациональность использования той или иной двигательной установки, что требует расширения перечня критериев (показателей), которые позволили бы решить задачу выбора оптимальных ДУ и РДМТ.



Дополнительно к общепринятым критериям эффективности двигательных установок – массе и суммарному импульсу тяги – при оценке ДУ и двигателей на различных физических принципах следует учитывать следующие показатели:

- функциональный –  $\bar{I}_\Sigma = I_\Sigma / I_{\Sigma \text{э}}$  (отношение суммарных импульсов тяги);
- массового совершенства –  $\bar{m} = m_{\text{дв}} / m_{\text{дв \text{э}}}$  (отношение масс ДУ);
- динамических свойств –  $\bar{P} = P / P_{\text{э}}$  (отношение тяг двигателей системы управления);
- эффективности двигателей –  $\bar{I}_{\text{уд}} = I_{\text{уд}} / I_{\text{уд \text{э}}}$  (отношение удельных импульсов тяги);
- потребления электроэнергии –  $\bar{W} = W / W_{\text{э}}$  (отношение электрической мощности системы электрического питания КА).

Здесь индекс «э» означает эталонные значения величин, в качестве которых применены параметры ДУ класса малых космических аппаратов (до 1500 кг), достаточно стабильные, отработанные и универсальные – по назначению.

Кроме основных удобно использовать и дополнительные показатели, включающие:

- состав ДУ (двигатели коррекции и управления или только двигатели коррекции);
- необходимость и возможность обеспечения импульсного режима работы;
- динамика исполнения команд (высокая, задержка исполнения);
- экологичность (экологически «чистая» ДУ, использование вредных компонентов топлива, рабочих тел и технологий);
- состояние разработки (стадия проектирования, отработки, эксплуатации).

Количественные (основные) и качественные (дополнительные) показатели в зависимости от назначения КА могут быть сокращены или увеличены, но в целом представленный объём позволит сравнить и выявить слабые и сильные стороны принципиально разных по способу организации рабочего процесса двигательных установок и ракетных двигателей малой тяги.

Рассмотрим показатели эффективности ДУ и РДМТ на различных физических принципах, например для КА класса «Нано», сведённые в табл. 7.

Таблица 7. Показатели эффективности ДУ и РДМТ на различных физических принципах для КА класса «Нано»

Показатели Тип ДУ	Основные					Дополнительные				
	$\bar{I}_\Sigma$	$\bar{m}$	$\bar{P}$	$\bar{I}_{\text{уд}}$	$\bar{W}$	Состав ДУ	Наличие импульсного режима	Динамика исполнения команд	Экологические	Состояние разработки
ДУ с РДМТ на $\text{H}_2 + \text{O}_2$	$10^{-2}$	$10^{-2}$	$10^{-2}$	~1,0	10	+	+	+	+	+
ДУ с электронагревными РДМТ на аммиаке	$10^{-3}$	$2 \cdot 10^{-2}$	$10^{-5}$	0,5	4,0	–	–	–	+	+
ДУ с СПД на ксеноне	$10^{-2}$	$10^{-2}$	$5 \cdot 10^{-4}$	~5,0	50,0	–	–	–	+	–

Сравнение показателей позволяет сразу вывести из рассмотрения двигательную установку и РДМТ на аммиаке из-за более низкого суммарного импульса тяги, реализуемого двигательной установкой ограниченной массы; низких значений тяги и удельного импульса тяги двигателей.

Более сложной задачей выбора типа ДУ и РДМТ является определение эффективной двигательной установки, одна из которых создаётся на основе электролиза воды и РДМТ на  $H_{2r} + O_{2r}$  – продуктах электролиза воды, а другая – на базе стационарных плазменных двигателей (СПД-25) на ксеноне.

У первой из них, при практически одинаковых с ДУ на основе СПД значениях относительного суммарного импульса тяги и относительной массы ДУ космического аппарата, остальные показатели характеризуются следующим образом.

Тяговооружённость двигателей коррекции (кислородно-водородные РДМТ на продуктах электролиза воды), а значит и динамика аппарата, существенно выше, чем у ДУ с СПД; параметры удельного импульса тяги – существенно ниже, что говорит о большей доле используемого топлива в общем балансе масс двигательной установки. Отметим, что двигательная установка на основе электролиза воды требует для своего функционирования меньших мощностей электроэнергии, генерируемой на борту КА. По дополнительным показателям практически по всему ряду очевидно преимущество этого типа двигательных установок над ДУ со стационарными плазменными двигателями. Учитывая перспективы развития двигательных установок на воде, в частности применение РДМТ с дуговым разрядом, показатели по удельному импульсу тяги резко вырастут, но при этом снизятся динамические свойства космических аппаратов из-за снижения тяги двигателей при том же энергопотреблении.

Для МКА и КА класса «Мини» возможно создание традиционных ДУ и РДМТ. По совокупности параметров предпочтение может быть отдано ДУ на монотопливе (гидразин), а в перспективе – на «зелёном топливе».

Для космических аппаратов классов «Микро» и «Нано» целесообразным будет применение перспективных разработок ДУ и РДМТ на базе электролиза воды и электроракетных двигательных установок с дуговым разрядом, а также с разработанными стационарными плазменными двигателями.

Следует развивать систему критериев, характеризующих эффективность той или иной двигательной установки и ракетных двигателей малой тяги для выбора даже в пределах одного класса КА.

### **Библиографический список**

1. Банго В.И., Разумовский Ю.К., Зайцев И.В. Анализ современных тенденций и направлений развития малых космических аппаратов за рубежом // Сборник трудов III международной конференции-выставки «Малые спутники, новые технологии, миниатюризация. Области эффективного применения в XXI веке» (27-31 мая 2002 г., Королёв, Московская обл.). Кн. 1. М., 2002. С. 381-387.
2. Беляев Н.М., Уваров Е.И. Расчёт и проектирование ракетных систем управления космических летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1974. 200 с.
3. Ермошкин Ю.М. Области рационального применения электроракетных двигательных установок на космических аппаратах прикладного назначения // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. академика М.Ф. Решетнёва. 2011. № 2 (35). С. 109-113.
4. Агеенко Ю.И., Панин И.Г., Пегин И.В., Смирнов И.А. Основные достижения в ракетных двигателях малой тяги разработки конструкторского бюро химического машиностроения им. А.М. Исаева // Двигатель. 2014. № 2 (92). С. 24-27.

5. Кондриков Б.Н., Анников В.Э., Егоршев В.Ю., Де Лука Л.Т. Горение нитрата гидроксиламмония // Физика горения и взрыва. 2000. Т. 36, № 1. С. 149-160.
6. Официальный сайт «КБ ХимМаш имени А.М. Исаева». <http://www.kbhmisaeva.ru>
7. Официальный сайт ФГУП «НИИМаш». <http://niimashspace.ru>
8. Воронецкий А.В., Арефьев К.Ю. Анализ области эффективного применения азота в качестве компонента топлива для двигательных установок малых космических аппаратов // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2012. № 9. С. 97-106. DOI: 10.7463/0912.0450400
9. Блинов В.Н., Вавилов И.С., Косицын В.В., Лукьянчик А.И., Рубан В.И., Ячменёв П.С. Перспективы создания маневрирующей наноспутниковой платформы с аммиачной корректирующей двигательной установкой // Сб. материалов X Всероссийской научной конференции, посвящённой памяти главного конструктора ПО «Полёт» А.С. Клинышкова «Проблемы разработки, изготовления и эксплуатации ракетно-космической техники и подготовки инженерных кадров для авиакосмической отрасли» (30-31 мая, 2016 г., Омск). Омск: ОмГТУ, 2016. С. 23-29.
10. Блинов В.Н., Вавилов И.С., Косицын В.В., Лукьянчик А.И., Рубан В.И., Ячменёв П.С. Экспериментальные исследования электротермических микродвигателей для корректирующей двигательной установки маневрирующего наноспутника // Сб. материалов X Всероссийской научной конференции, посвящённой памяти главного конструктора ПО «Полёт» А.С. Клинышкова «Проблемы разработки, изготовления и эксплуатации ракетно-космической техники и подготовки инженерных кадров для авиакосмической отрасли» (30-31 мая, 2016 г., Омск). Омск: ОмГТУ, 2016. С. 16-23.
11. Блинов В.Н., Шалай В.В. Конструкция и экспериментальные исследования электротермического микродвигателя совмещённой схемы // Сб. материалов VIII Всероссийской научной конференции, посвящённой памяти главного конструктора ПО «Полёт» А.С. Клинышкова «Проблемы разработки, изготовления и эксплуатации ракетно-космической техники и подготовки инженерных кадров для авиакосмической отрасли» (03-04 октября, 2013 г., Омск.). Омск: ОмГТУ, 2013. С. 25-30.
12. Блинов В.Н., Вавилов И.С., Косицын В.В., Лукьянчик А.И., Рубан В.И., Шалай В.В., Ячменёв П.С., Миронов Ю.М. Конструктивные особенности и экспериментальные исследования дугового электротермического микродвигателя для малых космических аппаратов // Динамика систем, механизмов и машин. 2016. № 2. С. 18-29.
13. Вавилов И.С., Косицын В.В., Блинов В.Н., Лукьянчик А.И., Ячменёв П.С., Власов А.С., Лысаков А.В. О возможности разложения аммиака СВЧ-воздействием в корректирующем микродвигателе малого космического аппарата // Омский научный вестник. 2016. № 6 (150). С. 58-63.
14. Антропов Н.Н., Дьяконов Г.А., Попов Г.А., Харламов В.С., Богатый А.В., Любинская Н.В., Даньшов Ю.Т., Нечаев И.Л., Семенихин С.А., Яковлев В.Н., Тютин В.К. Корректирующая двигательная установка с абляционным импульсным плазменным двигателем для малых космических аппаратов // Вестник «НПО им. С.А. Лавочкина». 2013. № 5 (21). С. 33-37.
15. Антропов Н.Н., Богатый А.В., Дьяконов Г.А., Любинская Н.В., Попов Г.А., Семенихин С.А., Тютин В.К., Хрусталёв М.М., Яковлев В.Н. Новый этап развития абляционных импульсных плазменных двигателей в НИИ ПМЭ // Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». 2011. № 5. С. 30-40.
16. Кульков В.М., Обухов В.А., Егоров Ю.Г., Белик А.А., Крайнов А.М. Сравнительная оценка эффективности применения перспективных типов электроракетных двигателей в составе малых космических аппаратов // Вестник Самарского государ-

ственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2012. № 3 (34), ч. 1. С. 187-195.

17. Кульков В.М. Построение комплекса проектных моделей для параметрического анализа малых космических аппаратов с электроракетными двигателями // Вестник Московского авиационного института. 2012. Т. 19, № 4. С. 44-55.

18. Ходненко В.П., Хромов А.В. Корректирующие двигательные установки для малого космического аппарата // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2009. Т. 109, № 2. С. 27-32.

19. Гордеев К.Г., Остапущенко А.А., Галайко В.Н., Волков М.П. Системы питания и управления электроракетными двигательными установками автоматических космических аппаратов // Известия Томского политехнического университета. 2009. Т. 315, № 4. С. 131-136.

20. Официальный сайт ФГУП ОКБ «Факел». <http://www.fakel-russia.com>

21. Гуртов А.С., Лапшин Е.А., Макарьянц М.В., Рыжков В.В., Силютин М.В. Кислородно-водородная двигательная установка на основе электролиза воды на компонентах  $H_2$  +  $O_2$  для системы управления МКА // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2009. № 3(19), ч. 3. С. 49-58.

22. Титов Б.А., Кольцов И.В. Оценка потребного импульса тяги для системы управления малого космического аппарата с двигательной установкой на газовых компонентах топлива // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2011. № 6 (30). С. 31-38.

23. Tethers Unlimited. <http://www.tethers.com/HYDROS.html>

## **PROPULSION SYSTEMS AND LOW-THRUST ROCKET ENGINES BASED ON VARIOUS PHYSICAL PRINCIPLES FOR CONTROL SYSTEMS OF SMALL AND MICRO-SPACECRAFT**

© 2018

**V. V. Ryzhkov** Candidate of Science (Engineering), Head of the Research Center of Space Power; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [ke\\_src@ssau.ru](mailto:ke_src@ssau.ru)

**A. V. Sulinov** Candidate of Science (Engineering), Senior Researcher of the Research Center of Space Power; Samara National Research University, Samara, Russian Federation; [ke\\_src@ssau.ru](mailto:ke_src@ssau.ru)

The article presents an analysis of the possibility of using propulsion systems and rocket thrusters based on various physical principles and used as part of small and very small spacecraft. The parameters of efficient propulsion systems and low-thrust rocket engines are examined from the standpoint of being used as components of spacecraft fueled by various kinds of propellant: gaseous fuel, mono-fuel, including advanced compositions based on hydroxyl-ammonium nitrate, bipropellant fuel; xenon electric rocket systems, as well as special propulsion systems and low-thrust rocket engines operating on nitrous oxide, ammonia, gaseous hydrogen and oxygen; electric-powered systems based on pulsed plasma thrusters, ion and steady-state plasma engines. Taking into account the data analyzed, an attempt was made to categorize the propulsion systems and low-thrust rocket engines. Their use in small spacecraft, spacecraft of the "Mini", "Micro", "Nano" classes in various propulsion systems and low-thrust rocket engines was found to be preferable.

*Small and ultra-small spacecraft; propulsion systems; low-thrust rocket engines operating on various physical principles; total thrust impulse; specific thrust impulse; thrust; electric energy consumption; propulsion-system mass; spacecraft mass.*

---

*Citation:* Ryzhkov V.V., Sulinov A.V. Propulsion systems and low-thrust rocket engines based on various physical principles for control systems of small and micro-spacecraft. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2018. V. 17, no. 4. P. 115-128. DOI: 10.18287/2541-7533-2018-17-4-115-128

## References

1. Bango V.I., Razumovskiy Yu.K., Zaytsev I.V. Analiz sovremennykh tendentsiy i napravleniy razvitiya malykh kosmicheskikh apparatov za rubezhom. *Sbornik trudov III mezhdunarodnoy konferentsii-vystavki «Malye sputniki, novye tekhnologii, miniatyurizatsiya. Oblasti effektivnogo primeneniya v XXI veke» (May, 27-31, 2002, Korolev)*. Book 1. Moscow, 2002. P. 381-387. (In Russ.)
2. Belyaev N.M., Uvarov E.I. *Raschet i proektirovanie raketnykh sistem upravleniya kosmicheskikh letatel'nykh apparatov* [Calculation and design of rocket control systems for space vehicles]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1974. 200 p.
3. Yermoshkin Yu.M. Electric propulsions rational application range on the applied spacecrafts. *Vestnik SibGAU*. 2011. No. 2 (35). P. 109-113. (In Russ.)
4. Ageenko Yu.I., Panin I.G., Pegin I.V., Smirnov I.A. Key accomplishments in the design of low-thrust rocket engines developed by the Design Bureau of Chemical Engineering named after A.M. Isaev. *Dvigatel'*. 2014. No. 2 (92). P. 24-27. (In Russ.)
5. Kondrikov B.N., Annikov V.E., Egorshv V.Yu., De Luca L.T. Burning of hydroxylammonium nitrate. *Combustion, Explosion and Shock Waves*. 2000. V. 36, Iss. 1. P. 135-145. DOI: 10.1007/BF02701522
6. *Ofitsial'nyy sayt «KB KhimMash imeni A.M. Isaeva»* [Official website Design Bureau of Chemical Engineering named after A.M. Isayev]. Available at: <http://www.kbhmisaeva.ru>
7. *Ofitsial'nyy sayt FGUP «NIImash»* [Official website of the Federal State Unitary Enterprise Niimash]. Available at: <http://niimashspace.ru>
8. Voroneckii A.V., Arefev K.Yu. Analysis of effective use of nitrous oxide as a fuel component for propulsion systems of small spacecrafts. *Science and Education*. 2012. No. 9. P. 97-106. DOI: 10.7463/0912.0450400. (In Russ.)
9. Blinov V.N., Vavilov I.S., Kositsyn V.V., Luk'yanchik A.I., Ruban V.I., Yachmenev P.S. Perspektivy sozdaniya manevriruyushchey nanospuznikovoy platformy s ammiachnoy korrektiruyushchey dvigatel'noy ustanovkoy. *Sb. materialov X Vserossiyskoy nauchnoy konferentsii, posvyashchennoy pamyati glavnogo konstruktora PO «Polet» A.S. Klinyshkova «Problemy razrabotki, izgotovleniya i ekspluatatsii raketno-kosmicheskoy tekhniki i podgotovki inzhenernykh kadrov dlya aviakosmicheskoy otrasli» (May, 30-31, 2016, Omsk)*. Omsk: Omsk State Technical University Publ., 2016. P. 23-29. (In Russ.)
10. Blinov V.N., Vavilov I.S., Kositsyn V.V., Luk'yanchik A.I., Ruban V.I., Yachmenev P.S. Eksperimental'nye issledovaniya elektrotermicheskikh mikrovdigatelay dlya korrektiruyushchey dvigatel'noy ustanovki manevriruyushchego nanospuznika. *Sb. materialov X Vserossiyskoy nauchnoy konferentsii, posvyashchennoy pamyati glavnogo konstruktora PO «Polet» A.S. Klinyshkova «Problemy razrabotki, izgotovleniya i ekspluatatsii raketno-kosmicheskoy tekhniki i podgotovki inzhenernykh kadrov dlya aviakosmicheskoy otrasli» (May, 30-31, 2016, Omsk)*. Omsk: Omsk State Technical University Publ., 2016. P. 16-23. (In Russ.)
11. Blinov V.N., Shalay V.V. Konstruktsiya i eksperimental'nye issledovaniya elektrotermicheskogo mikrovdigatelya sovmeshchennoy skhemy. *Sb. materialov VIII Vserossiyskoy nauchnoy konferentsii, posvyashchennoy pamyati glavnogo konstruktora PO «Polet» A.S. Klinyshkova «Problemy razrabotki, izgotovleniya i ekspluatatsii raketno-kosmicheskoy tekhniki i podgotovki inzhenernykh kadrov dlya aviakosmicheskoy otrasli» (Oktober, 03-04, 2013, Omsk)*. Omsk: Omsk State Technical University Publ., 2013. P. 25-30. (In Russ.)
12. Blinov V.N., Vavilov I.S., Kositsyn V.V., Luk'yanchik A.I., Ruban V.I., Shalay V.V., Yachmenev P.S., Mironov Yu.M. Design features and experimental studies of electro-thermal arc-jet thrusters for small spacecraft. *Dynamics of Systems, Mechanisms and Machines*. 2016. No. 2. P. 18-29. (In Russ.)

13. Vavilov I.S., Kositsin V.V., Lykyanchik A.I., Yachmenev P.S., Vlasov A.S., Lisakov A.V. On the possibility of ammonia microwave discharge decomposition for corrective thruster small spacecraft. *Omsk Scientific Bulletin*. 2016. No. 6 (150). P. 58-63. (In Russ.)

14. Antropov N.N., Dyakonov G.A., Popov G.A., Kharlamov V.S., Bogatyy A.V., Lyubinskaya N.V., Danshov Yu.T., Nechayev I.L., Semenikhin S.A., Yakovlev V.N., Tyutin V.K. Correcting propulsion system with ablative pulsed plasma thruster for small spacecraft. *Vestnik «NPO im. S.A. Lavochkina»*. 2013. No. 5 (21). P. 33-37. (In Russ.)

15. Antropov N.N., Bogatyy A.V., Dyakonov G.A., Lyubinskaya N.V., Popov G.A., Semenikhin S.A., Tyutin V.K., Khrustalev M.M., Yakovlev V.N. The new stage of ablative pulsed plasma thruster development at RIAME. *Vestnik FGUP «NPO im. S.A. Lavochkina»*. 2011. No. 5 (11). P. 30-40. (In Russ.)

16. Kulkov V.M., Obukhov V.A., Yegorov Yu.G., Belik A.A., Krainov A.M. Comparative evaluation of the effectiveness of the application of perspective types of electric propulsion thrusters in the small spacecraft. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2012. No. 3 (34), part 1. P. 187-195. (In Russ.)

17. Kulkov V.M. Creation of a complex of design models for the parametrical analysis of small spacecrafts with electric propulsion thrusters. *Vestnik Moskovskogo Aviatsionnogo Instituta*. 2012. V. 19, no. 4. P. 44-55. (In Russ.)

18. Hodnenko V.P., Hromov A.V. Vernier propulsion systems for small spacecraft. *Electromechanical Matters. VNIEM Studies*. 2009. V. 109, no. 2. P. 27-32. (In Russ.)

19. Gordeev K.G., Ostapuschenko A.A., Galayko V.N., Volkov M.P. Systems of feed and control of electrojet propulsion devices of automatic spacecrafts. *Bulletin of the Tomsk Polytechnic University*. 2009. V. 315, no. 4. P. 131-136. (In Russ.)

20. *Ofitsial'nyy sayt FGUP OKB «Fakel»* [Official website of the Federal State Unitary Enterprise Experimental Design Bureau "Fakel"]. Available at: <http://www.fakel-russia.com>

21. Gurtov A.S., Lapshin E.A., Makariants M.V., Ryzhkov V.V., Silyutin M.V. Oxyhydrogen propulsion device base on water electrolysis and LREST on component  $H_2r + O_2r$  for control system SS. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2009. No. 3 (19), part 3. P. 49-58. (In Russ.)

22. Titov B.A., Koltsov I.V. Estimation of the required thrust impulse for small spacecraft (SSC) control system with a propulsion system using fuel gas components. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2011. No. 6 (30). P. 31-38. (In Russ.)

23. Tethers Unlimited. Available at: <http://www.tethers.com/HYDROS.html>