

УДК 621.455

ГИБРИДНАЯ ЭРДУ НА ОСНОВЕ СТАЦИОНАРНОГО И ИМПУЛЬСНОГО ПЛАЗМЕННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

М.Н. Казеев¹, В.П. Ходненко²¹НИИЦ «Курчатовский институт», Москва, Россия²АО «Корпорация ВНИИЭМ», Москва, Россия

В зависимости от требований миссии электрореактивная двигательная установка (ЭРДУ) может состоять из различных типов двигателей. В данной работе предлагается гибридная ЭРДУ на основе стационарного плазменного двигателя (СПД) и абляционного импульсного плазменного двигателя (АИПД). Целью создания гибридной ЭРДУ является получение высокой точности тяги и высокой точности взаимного расположения космических аппаратов (КА) в космической группировке. СПД производит начальную коррекцию запуска на рабочую орбиту, компенсирует влияние атмосферного торможения и поддерживает угловое положение КА. АИПД служит для формирования тяги с повышенной точностью. Это достижимо благодаря возможности точной регулировки единичного импульса тяги и его небольшому минимальному значению. Для точной коррекции орбиты необходимо поддерживать импульс тяги с точностью до 0,1 мН·с. АИПД охватывают диапазон энергии разряда от единиц до сотен джоулей и работают с рабочей частотой до 10 с⁻¹. Разработанные модели имеют эффективность тяги на уровне до 30% и максимальную тягу около 4 мН. Рассматриваемые эталонные миссии расположены на низких околоземных орбитах, типичных для КА дистанционного зондирования. Анализ использования АИПД в рассматриваемых ЭРДУ позволяет оценить возможности применения такого двигателя для точного формирования орбиты КА. Оценки показывают, что АИПД в составе гибридной ЭРДУ является конкурентным устройством для формирования космических группировок.

Ключевые слова: плазменные двигатели, космические аппараты, группировки, орбитальные манёвры, гибридные системы.

HYBRID EPS ON THE BASIS OF A STATIONARY AND A PULSED PLASMA THRUSTERS

M.N. Kazeev¹, V.P. Khodnenko²¹NRC «Kurchatov Institute», Moscow, Russia²«VNIIEEM Corporation» JSC, Moscow, Russia

Depending on mission requirements electric propulsion system (EPS) may consist of various type thrusters. This paper proposes a hybrid electric propulsion system based on a Stationary Plasma Thruster (SPT) and an Ablative-fed Pulsed Plasma Thruster (APPT). The objective of creating a hybrid EPS is to obtain high thrust accuracy and to ensure high accuracy of the mutual arrangement of spacecraft in the space constellation. SPT produces initial correction of launching to the working orbit, compensation the effects of atmospheric braking and maintaining SSC latitude angular location. APPT serves for forming the thrust with increased precision. This is possible due to the opportunity of precise impulse bit adjustment and its small minimal value. For precision orbit correction necessary to support thrust impulse with accuracy of 0.1 mN·s. APPT cover 1—100 J bank energy range and work with operation frequency up to 10 s⁻¹. Developed thruster models have thrust efficiency at the level up to 30% and maximal thrust near 4 mN. The considered reference missions are a low Earth orbit typical for observation satellites. Analysis of APPT potential use in considered EPS allows outlining the application possibilities of such thruster for accurate formation of SC orbit. Estimates show that APPT as part of hybrid EPS is a competitive device for the formation of the space constellation.

Key words: plasma thrusters, spacecraft, constellations, orbital maneuvers, hybrid systems.

DOI: 10.21517/0202-3822-2020-43-4-88-95

ВВЕДЕНИЕ

30 ноября 1964 г. в СССР с космодрома Байконур в направлении Марса был запущен КА «Зонд-2» с электрореактивной двигательной установкой на основе АИПД, которая 14 декабря была использована в системе ориентации КА [1]. После успешного запуска и космических испытаний интерес к исследованию и разработке различных типов ЭРД существенно возрос. В эту работу были вовлечены различные организации и большое количество специалистов. В настоящее время ЭРД являются хорошо разработанной технологией орбитальной коррекции КА, которая успешно применяется на большом количестве КА с солнечной энергетической установкой. Использование ЭРД в большинстве случаев позволяет существенно увеличить массу выводимой полезной нагрузки и продлить срок активного существования КА различного назначения.

Информация, получаемая с космических аппаратов, очень важна для изучения процессов, происходящих на Земле и в околоземном космическом пространстве. Наблюдения из космоса дают информацию о процессах на Солнце, в межпланетном пространстве, в атмосфере, на поверхности Земли и в литосфере Земли. Отклик состояния ионосферы на солнечные и магнитосферные возмущения, поведение токовых систем в полярной и экваториальной областях, динамика циркуляции средней и верхней атмосферы являются хорошо известными факторами. В последние годы появилась новая информация о различных изменениях ионосферы, связанных с её тепловыми процессами, приближающимися землетрясениями, наземными химическими и подземными ядерными взрывами, запуском и эксплуатацией космических объектов [2]. Использование группировок малых и средних КА для дистанционного зондирования Земли имеет большой интерес в связи с относительно невысокой стоимостью их разработки и изготовления, а также снижением стоимости запуска на орбиту. В настоящее время в России находится на стадии рассмотрения и разработки целый ряд низкоорбитальных группировок с массой КА от 60 до 1400 кг.

В данной работе рассматривается гибридная ЭРДУ на основе СПД и АИПД. Целью создания гибридной ЭРДУ является обеспечение высокой точности взаимного расположения космических аппаратов в космической группировке. СПД производит начальную коррекцию запуска на рабочую круговую орбиту, компенсирует влияние атмосферного торможения и поддерживает угловое местоположение КА. АИПД служит для создания тяги с повышенной точностью.

РЕФЕРЕНТНЫЕ МИССИИ

2 КА МЕТЕОР. Данная космическая группировка предлагается в конфигурации 2 космических аппаратов дистанционного зондирования Земли МЕТЕОР (рис. 1), расположенных в одной плоскости солнечно-синхронной орбиты с высотой $H = 820$ км и разведённых друг от друга по фазе на 180° . Высота орбиты, время пересечения восходящего узла и фазовый угол между космическими аппаратами должны быть стабилизированы в течение 10-летнего срока службы. Космические аппараты расположены в плоскости орбиты с равным фазовым интервалом, что обеспечивает скорость получения целевой информации и облегчает работу центра управления полётом. Расчётная величина характеристической скорости для необходимых видов коррекции составляет 81,28 м/с. С учётом 10%-ного разброса тяги двигателя СПД-100 требуемый запас характеристической скорости был определён равным 88,5 м/с, что для космического корабля массой 1400 кг соответствует общему



Рис. 1. КА МЕТЕОР

импульсу тяги, равному 125 кН·с. Чтобы компенсировать влияние изменений в уровне солнечной активности и с учётом резерва, было принято, что ЭРДУ должна обеспечивать интегральный импульс не менее 135 кН·с. Для КА этой группировки была выбрана комбинация двух ЭРДУ: основной на базе СПД-100 и дополнительной на базе АИПД для точной установки КА на орбите. В результате СПД с тягой 0,08 Н и её разбросом 1—3% обеспечивает эффективность корректирующих манёвров при компенсации атмосферного торможения, в то время как АИПД устанавливает положение космического корабля на орбите с точностью установки импульса тяги на витке на уровне 10^{-3} Н·с. Эта ЭРДУ позволяет поддерживать фазовое положение космического корабля на орбите с точностью $\pm 0,01^\circ$, сохраняя при этом время пересечения восходящего узла ± 1 мин.

Малые космические аппараты. В последние десятилетия на научном и коммерческом рынке имеет место интерес к использованию малых КА, поскольку современные технологии позволили уменьшить массы сложных полезных нагрузок. Таким образом, миниатюризация космического оборудования предполагает применение приемлемых двигателей, чтобы удовлетворить требованиям новых задач. Типичные суммарные импульсы тяги, необходимые для ЭРДУ, уменьшаются в несколько раз. В настоящее

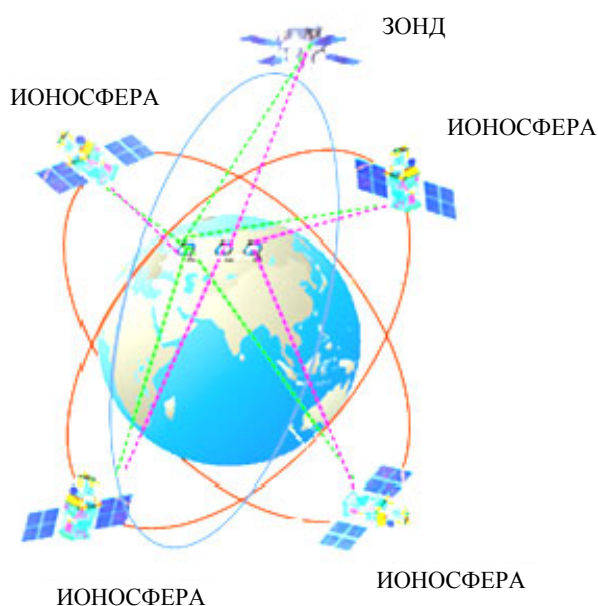


Рис. 2. Космическая группировка ИОНОЗОНД

сание миссии ИОНОЗОНД приведено в [3]. Характеристики КА ИОНОСФЕРА и КА ЗОНД представлены в табл. 1.

Таблица 1. Основные характеристики КА ИОНОСФЕРА и КА ЗОНД

Параметр	ИОНОСФЕРА	ЗОНД
Орбита	Круговая солнечно-синхронная	Круговая солнечно-синхронная
Средняя высота орбиты, км	800	~650
Наклонение, град	98	97
Масса/полезная нагрузка, кг	400/100	500/105
Размер, мм	1200×1200×800	1600×1400×1400
Ориентация	Трёхосная, к Земле, к скорости КА	Трёхосная, Солнце, Земля
Точность ориентации, град	Лучше, чем 0,1	Лучше 3°
Точность стабилизации, град/с	Лучше, чем 5×10^{-3}	Лучше 10^{-3}
Задача коррекции орбиты	Для поддержания фазы орбиты КА, расположенной в одной плоскости	Для поддержания фазы орбиты КА, расположенной в одной плоскости
Точность орбитального положения центра масс КА, м	100 (только бортовое оборудование), 10 (бортовое и наземное)	100 (только бортовое оборудование), 10 (бортовое и наземное)
Среднее потребление сервисного оборудования, Вт	До 10	100/120
Среднее потребление целевого оборудования, Вт	До 150	100/255
Мощность солнечной батареи, Вт	>700	>700
Передача информации, Гб/день	До 20	До 20
Тип запуска	Совместный	Совместный
Время работы, лет	Не менее 8	Не менее 8

Существует множество ЭРД, удовлетворяющих требованиям миссии. Анализ показал, что целый ряд двигателей могут обеспечить относительно небольшой суммарный импульс (26 кН·с), необходимый для поддержания фазового сдвига между двумя КА [4]. Минимальную массу и энергопотребление имеет ЭРДУ на основе АИПД. В этом случае гибридная установка не требуется, поскольку АИПД может обеспечить этот интегральный импульс с высокой точностью установки импульса и тяги. Если для поддержания целевой орбиты КА требуется интегральный импульс на уровне 50—100 кН·с и выше, представляется целесообразным использовать гибридную электрическую двигательную установку.

ОПИСАНИЕ ГИБРИДНЫХ ЭРДУ

СПД. Целью создания гибридной ЭРДУ является получение высокой точности тяги и высокой точности взаимного расположения космических аппаратов в космической группировке. Задачами СПД являются осуществление начальной коррекции запуска на рабочую орбиту, компенсация влияния атмосферного торможения и поддержка углового положения КА. Выбор СПД обусловлен не только тяговыми характеристиками,

время в России находится на стадии рассмотрения и разработки целый ряд малых КА (МКА) массой от 60 до 500 кг.

КАНОПУС-В — российский КА, разработанный для дистанционного зондирования Земли. Корпорация ВНИИЭМ производила его совместно с британской компанией Surrey Satellite Technology Limited. Масса КАНОПУС-В составляет 450 кг. Космический сегмент ИОНОЗОНД (рис. 2) включает в себя четыре КА ИОНОСФЕРА и один КА ЗОНД. Спутники ИОНОСФЕРА предназначены для оперативного мониторинга магнитосферы и ионосферы. Существование одиночного спутника ИОНОСФЕРА на целевой орбите в течение срока службы возможно в нескорректированном режиме, однако, если необходимо поддерживать фазовое положение двух устройств, требуется использование ЭРДУ. Описание миссии ИОНОЗОНД приведено в [3]. Характеристики КА ИОНОСФЕРА и КА ЗОНД представлены в табл. 1.

но и высокой надёжностью и опытом, продемонстрированными в условиях космоса. Первые космические испытания были начаты в декабре 1971 г., когда был запущен КА МЕТЕОР с корректирующей двигательной установкой на базе СПД. С тех пор СПД регулярно используются в системах коррекции орбит КА. Основным разработчиком лётных конструкций и поставщиком таких СПД в России и мире является опытное конструкторское бюро (ОКБ) «Факел» (Калининград, Россия). К настоящему времени в космосе отработали или работают свыше 300 двигателей этого типа. Таким образом, имея 50-летнюю историю успешных космических применений, СПД является классическим изделием космической техники [5, 6].

ЭРДУ на базе стационарных плазменных двигателей СПД-50 и СПД-100 (рис. 3) [7, 8], разработанных ОКБ «Факел», часто используется для КА на основании достигнутых характеристик и уровня опыта в условиях космоса. ЭРДУ содержит два СПД, один из которых является резервным. Характеристики СПД-100 и СПД-50 приведены в табл. 2.

АИПД. Несмотря на то, что первым ЭРД в космосе был именно АИПД, этот двигатель имеет относительно небольшую историю космических испытаний. АИПД использовались, в основном, для

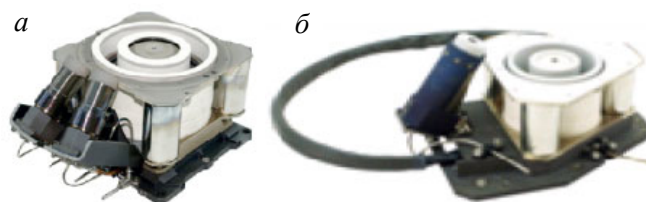


Рис. 3. СПД-100 (а) и СПД-50 (б)

Таблица 2. Характеристики СПД-100 и СПД-50

Параметр	СПД-100	СПД-50
Мощность, Вт	1350	317
Напряжение разряда, В	300	180
Тяга, мН	83	14
Удельный импульс, с	1600	860
КПД, %	45	26
Срок службы, ч	>9000	2500
Масса, кг	3,5	1,23
Размер, мм	225×150×125	100×120×91

управления ориентацией КА [1, 9]. В начале 1990-х годов возможности применения АИПД были расширены в связи с миниатюризацией космической техники и появлением малых КА, что значительно расширило круг решаемых задач. Были разработаны высокоэффективные АИПД с потребляемой мощностью на уровне 100 Вт и производимым интегральным импульсом тяги до нескольких десятков килоньютон-секунд. Оптимизация параметров электрической цепи и геометрии ускорительного канала АИПД позволяет получить максимально возможный вклад в КПД при относительно высоком удельном импульсе [10]. Для дальнейшего повышения эффективности АИПД, особенно для двигателя, имеющего низкую запасаемую энергию, а также для сохранения достигнутой эффективности при разработке лётных моделей АИПД необходимо адекватное понимание физических процессов в ускорительном канале двигателя.

В частности, требуется иметь модель абляции и ионизации рабочего тела на входе в АИПД. Разработка АИПД, обладающего высокой эффективностью, включает в себя уменьшение расхода рабочего тела, оптимизацию разряда, геометрии ускоряющего канала и параметров электрической цепи. Лётные модели, разработанные в США, России, Японии, Китае и др., охватывают широкий спектр интегральных импульсов тяги и удельных импульсов. Энергетические зависимости единичного импульса от энергии источника питания для ряда разработанных экспериментальных и космических АИПД [1, 11—16] показаны на рис. 4. Видно, что в широком диапазоне изменения запасённой энергии единичный импульс тяги линейно увеличивается с

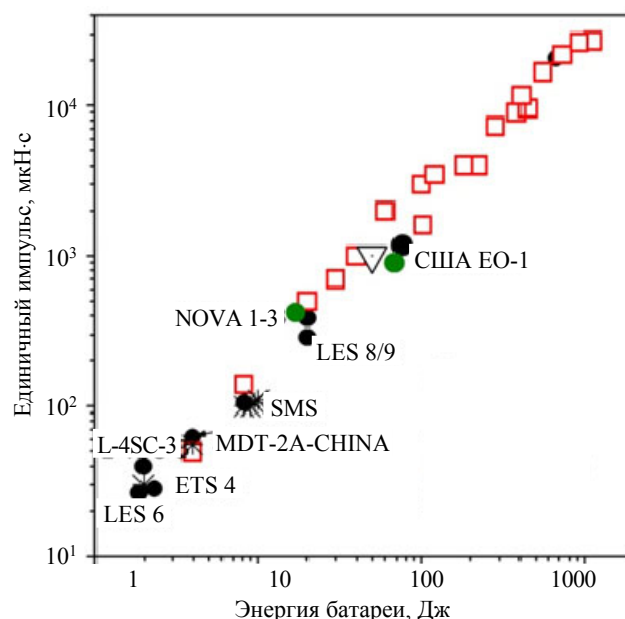


Рис. 4. Зависимость единичного импульса от энергии конденсаторной батареи для некоторых экспериментальных и космических АИПД: ● — США; □ — Россия; ▽ — «Зонд-2»; ● — Германия; * — Китай

энергией конденсаторной батареи. Исключением являются низкие энергии, при которых реализуется тепловой режим ускорения рабочего тела. Современные АИПД с энергией батареи в диапазоне 20—100 Дж являются двигателями, которые имеют повышенный удельный импульс на уровне 850—2200 с и работают, в основном, в электромагнитном режиме [11, 17]. Эксперименты показали относительно высокую эффективность передачи входной энергии в энергию направленного потока плазмы. Основные каналы потерь энергии находятся в электродах, источнике энергии и в излучении плазмы. Оптимизация характеристик АИПД была проведена за счёт нахождения оптимальных соотношений между параметрами электрической цепи и размерами канала разряда, реализации квазипериодического разряда в двигателе и оптимизации распределения тока в разрядном канале [18, 19]. Модернизированные АИПД имеют конкурентоспособные характеристики среди других двигателей, запланированных для малых КА. На самом деле, сегодня АИПД является одной из самых многообещающих технологий, имеющих перспективные характеристики для бортовых ЭРДУ.

Инженерные образцы АИПД с повышенной эффективностью вызвали интерес в организациях космической отрасли, что позволило перенести работы на этап НИОКР, создать технические спецификации и изготовить лётные образцы ЭРДУ на основе АИПД. В настоящее время разработан ряд двигательных установок с энергией разряда от 8 до 155 Дж [11]. Основные характеристики некоторых АИПД представлены в табл. 3. В целом семейство высокоэффективных АИПД достаточно хорошо изучено и разработано.

Таблица 3. Характеристика нескольких российских АИПД [11]

Параметр	АИПД-5	АИПД-8	АИПД-20	АИПД-45-2	АИПД-95
Энергия батареи, Дж	3,8	8,4	20	55	155
Максимальная мощность, Вт	16,9	42,18	60	75—150	170
Единичный импульс тяги, мН·с	0,05	0,14	0,9	1,44—2,9	3,5
Удельный импульс, с	300	340	716	1100	1600
Тяга, мН	0,2	0,7	0,9	1,44—2,9	3,5
Суммарный импульс, кН·с	1,4	3	7	20	52
Общая масса ЭРДУ, кг	1	1,5	3,0	10,5	20
Тяга/масса, мН/кг	0,2	0,47	0,3	0,274	0,175

Цена тяги ЭРДУ на основе АИПД в зависимости от потребляемой мощности и отношение интегрального импульса к массе ЭРДУ в зависимости от массы ЭРДУ для ряда лётных моделей ЭРДУ, разработанных в НИИПМЭ МАИ, представлены на рис. 5, 6. Видно, что, начиная с потребления энергии на уровне 50 Вт, цена тяги стабилизируется на уровне 50—60 Вт/мН. Таким образом, для АИПД высокой мощности средняя тяга почти линейно зависит от потребляемой мощности. Небольшое отклонение от линейности связано с увеличением удельного импульса при увеличении энергии разряда. При этом удельный импульс превышает 1000 с, что обеспечивает значительную экономию массы рабочего тела. Рис. 6 иллюстрирует современное состояние массовых характеристик ЭРДУ на основе АИПД. Видно, что они являются оптимальными при массе ЭРДУ на уровне более 7—10 кг. Соответственно конкурен-

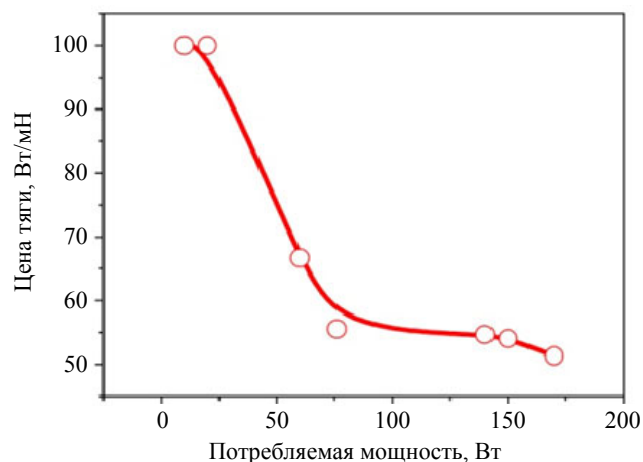
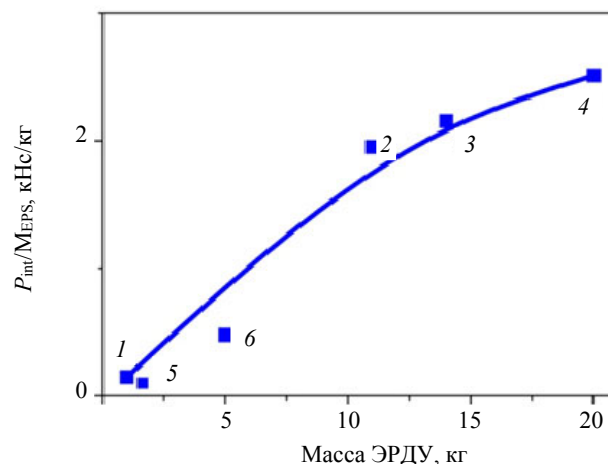


Рис. 5. Зависимость цены тяги АИПД от потребляемой мощности

Рис. 6. Отношение интегрального импульса P_{int} к массе ЭРДУ M_{EPRs} в зависимости от массы ЭРДУ: 1—4 [11], 5 [9], 6 [20]

тоспособность рассматриваемой ЭРДУ относительно высока, особенно для КА массой более 100 кг. Многочисленные экспертные оценки показывают, что многие научные и прикладные задачи в космосе в ближайшем будущем будут решаться с помощью КА, масса которых составляет 50 кг или менее, в том числе так называемых космических микроаппаратов (МкКА) массой до 10 кг. Такие КА наиболее эффективно используются в орбитальных группировках, число которых варьируется от нескольких единиц до нескольких сотен. Необходимость проводить регулярные корректировки и удерживать орбиту микрокосмических аппаратов в течение всего срока их эксплуатации подразумевает разработку высокоэффективных малогабаритных двигателей.

Лёгкие и недорогие ЭРДУ предпочтительны благодаря снижению производственных затрат и эксплуатационных ограничений, а также из-за ограничения массы и доступности электрической энергии на борту КА. Этот вид устройств имеет энергопотребление до 20 Вт. АИПД является уникальным, потому что он способен поддерживать эффективность работы и стабильность рабочего процесса, используя энергоснабжение за импульс ~ 1 Дж. Уникальная конструкция и технологическая простота, предопределяющие низкую стоимость производства и эксплуатации, эксплуатационные возможности при потребляемой мощности около нескольких Вт и возможность точного управления импульсами тяги, объективно обеспечивают определённые преимущества АИПД с энергией разряда до 10 Дж. Данные двигатели могут быть использованы как в составе гибридной ЭРДУ малых КА, так и в качестве основного двигателя. Типичные параметры некоторых моделей микро-АИПД приведены в табл. 4.

Т а б л и ц а 4. Типичные параметры некоторых моделей АИПД малой мощности

Параметр	АИПД-2-20	АИПД-5-20	АИПД-10-5
Энергия батареи, Дж	1,6	5	10
Рабочая частота, с^{-1}	5—20	5—10	5
Суммарный импульс (не более $1,3 \cdot 10^7$ импульсов), кН·с	0,26	1,4	3,25
Единичный импульс, мН·с	0,02	0,11	0,25
Масса топлива, кг	0,01	0,045	0,08
Масса за импульс, кг	$7,5 \cdot 10^{-9}$	$3,5 \cdot 10^{-8}$	$6 \cdot 10^{-8}$
Масса ЭРДУ, кг	1	1	1,5

ГИБРИДНЫЕ ЭРДУ

В табл. 5 приведены данные гибридной двигательной установки для референтной миссии на основе 2КА МЕТЕОР. Для каждого КА этой группировки была выбрана комбинация двух двигательных установок: основной на базе СПД-100 и дополнительной на базе АИПД для точной установки КА на орбите. Сравнение гибридной ЭРДУ с ЭРДУ на основе СПД показывает, что присутствие АИПД в составе гибридной ЭРДУ, основой которой является СПД, незначительно увеличивает массу и потребляемую мощность. Однако точности установки высоты орбиты, времени пересечения восходящего узла и фазового положения между космическими аппаратами значительно возрастают. Так, точность установки фазы между КА МЕТЕОР составит $\pm 0,01^\circ$, а точность пересечения восходящего узла ± 1 мин.

Т а б л и ц а 5. Параметры гибридной двигательной установки для референтной миссии на основе 2КА МЕТЕОР

Параметр	Гибридная ЭРДУ
Мощность, Вт	1400
Тяга, мН	82,5
Суммарный импульс, кН·с	138
Удельный импульс, с	1600
КПД, %	42
Масса, кг	32,5
Точность установки импульса тяги на витке, мН·с	1

Если космическая группировка состоит из МКА массой от 60 до 500 кг и для поддержания целевой орбиты КА требуется интегральный импульс на уровне 100 кН·с, масса и мощность гибридной ЭРДУ заметно уменьшаются. В частности, согласно табл. 4 вклад ЭРДУ на основе АИПД в общую массу ЭРДУ может составить около 1 кг, что является вполне приемлемым. При этом будет достигнуто значи-

тельное повышение точности установки фазы между КА. Так, для КА ИОНОСФЕРА точность установки фазы между КА составит $\pm 0,01^\circ$.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

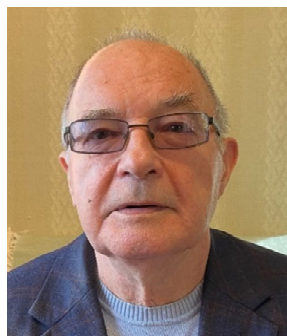
В работе сделаны оценки применимости использования гибридной электрореактивной двигательной установки на основе СПД и АИПД для низкоорбитальных группировок КА. Рассмотрены две типичные миссии. Космическая группировка, состоящая из двух КА ДЗЗ МЕТЕОР, позволяет сохранять фазовое положение космического корабля на орбите с точностью до $0,01^\circ$, сохраняя при этом время пересечения восходящего узла 1 мин. Для второй миссии, основанной на КА типа ИОНОСФЕРА, точность фазового положения на орбите также значительно возрастает. В целом гибридная ЭРДУ на основе СПД и АИПД представляется перспективной для использования в КА с повышенными требованиями к точности тяги.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Burton R.L., Turchi P.J.** Pulsed plasma thruster. — J. of Propulsion and Power, 1998, vol. 14, p. 716—735.
2. **Авдюшин С.И., Данилкин Н.П., Котонаева Н.Г., Никитский В.П., Абрамов В.В., Арманд Н.А.** Опыт и результаты радиозондирования ионосферы с борта орбитального космического комплекса «Мир» в свете использования малых космических аппаратов на низких орбитах. — Космонавтика и ракетостроение, 2005, т. 40, вып. 3, с. 9—17.
3. **Antropov N.N., Kazeev M.N., Khodnenko V.P.** SSC ZOND with APPT-95 Based EPS. — In: 34rd International Electric Propulsion Conference. Kobe, Japan, July 6—10, 2015, IEPC-2015-18 /ISTS-2015-b-18; http://erps.spacegrant.org/uploads/images/2015Presentations/IEPC-2015-18_ISTS-2015-b-18.pdf.
4. **Antropov N.N., Kazeev M.N., Khodnenko V.P.** IONOSFERE Satellite with APPT Based EPS. — In: 33rd International Electric Propulsion Conference. Washington, D.C., USA, October 6—10, 2013, IEPC-2013-66.
5. **Козубский К.Н., Мурашко В.М., Рылов Ю.П., Трифонов Ю.В., Ходненко В.П., Ким В., Попов Г.А., Обухов В.А.** СПД работают в космосе. — Физика плазмы, 2003, т. 29, № 3, с. 277—292.
6. **Ким В.П.** Стационарные плазменные двигатели в России: проблемы и перспективы [Электронный ресурс]. — М.: МАИ, 2013, № 60, с. 1—12. Режим доступа: <https://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=35374>. - 1.04.2016 г.
7. **Arkhipov B., Kim V., Koryakin A. et al.** Small SPT development and tests. — In: Proc. of the 3rd International Conference on Spacecraft Propulsion. Cannes, France, 2000, p. 399—401.
8. **Gorbunov A.V., Khodnenko V.P., Murashko V.M., Katasonov N.M.** Vernier propulsion system for small earth remote sensing satellite «KANOPUS-V». — In: 32nd International Electric Propulsion Conference. Wiesbaden, Germany September 11—15, 2011, IEPC-2011-001.
9. **Rezaeiha A., Schonher T.** — Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2012, vol. 84, p. 231.
10. **Alexeev Y.A., Kazeev M.N.** High power ablative pulse plasma thruster facility. — In: Proc. of the Second European Spacecraft Propulsion Conference, ESTEC. Noordwijk, Netherlands, 27—29 May 1997, ESA SP-398, p. 383—390.
11. **Antropov N.N., Kazeev M.N., Popov G.A.** Ablative pulsed plasma thrusters R&D in Russia since the beginning of the 90s. — In: 33rd International Electric Propulsion Conference. Washington, D.C., USA, October 6—10, 2013, IEPC-2013-68.
12. **Vondra R.J., Thomassen K.I., Solbes A.** A pulsed electric thruster for satellite control. — In: Proc. of the IEEE, 1971, vol. 59, p. 271—277.
13. **Guman W.J., Williams T.E.** Pulsed plasma microthruster for synchronous meteorological satellite (SMS). — In: 10th EPC. Lake Tahoe, NV, USA, AIAA-1973-1066, October—November 1973.
14. **Henrikson E.M., Mikellides P.G., Kamhawi H.** Experimental and numerical characterization of ablation-fed pulsed plasma thruster prototype. — In: 31st International Electric Propulsion Conference. Ann Arbor, MI, USA, IEPC-2009-246, September 2009.
15. **Edamitsu T., Tahara H.** Experimental and numerical study of an electrothermal pulsed plasma thruster for small satellites. — Vacuum, September 2006, vol. 80, p. 1223—1228.
16. **Umeda K., Shintani K., Kubota Y., Kitazono Y., Aoyagi J., Takegahara H.** Research and development on coaxial pulsed plasma thruster with feed mechanism. — In: 31st International Electric Propulsion Conference. Ann Arbor, MI, USA, IEPC-2009-255, September 2009.
17. **Koizumi H., Noji R., Komurasaki K.** Plasma flow behaviors and their effects on the performance of pulsed plasma thrusters. — In: Proc. of the 30th International Electric Propulsion Conference on Disc [CD-ROM]. Florence, Italy, September 17—20, 2007, IEPC-2007-189.
18. **Antropov N., Diakonov G., Orlov M., Popov G., Tyutin V., Jakovlev V., Alexeev Yu., Kazeev M., Darnon F.** High efficiency ablative pulsed plasma thruster characteristics. — In: 3rd International Conference on Space Propulsion, Cannes, France, 2000, paper № 206.
19. **Schönherr T., Nawaz A., Lau M., Petkow D., Herdrich G.** Review of Pulsed Plasma Thruster Development at IRS. Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences, Aerospace Technology Japan. 01/2011; 8(ists27):Tb_11-Tb_16. DOI:10.2322/tastj. 8. Tb_11.
20. **Benson S.W., Arrington L.A., Hoskins W.A., Meckel N.J.** Development of a PPT for the EO-1 spacecraft. — In: 35th JPC. Los Angeles, CA, USA, AIAA-1999-2276, June 1999.



Михаил Николаевич Казеев, начальник лаборатории, к.ф.-м.н., ветеран атомной энергетики и промышленности, лауреат премий им. И.В. Курчатова; НИЦ «Курчатовский институт», 123182 Москва, пл. Академика Курчатова 1, Россия
Kazeev_MN@nrcki.ru



Владимир Павлович Ходненко, главный научный сотрудник, д.ф.-м.н., академик Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского; АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 107078 Москва, Хоромный тупик 4, Россия
vniiem2108@mcc.vniiem.ru

Статья поступила в редакцию 25 июля 2020 г.

После доработки 28 августа 2020 г.

Принята к публикации 24 сентября 2020 г.

Вопросы атомной науки и техники.

Сер. Термоядерный синтез, 2020, т. 43, вып. 4, с. 88—95.