

УДК 621.455.32

ПРОБЛЕМА ОПТИМАЛЬНОЙ ЭНЕРГИИ РАЗРЯДА В АБЛЯЦИОННОМ ИМПУЛЬСНОМ ПЛАЗМЕННОМ ДВИГАТЕЛЕ

© 2023 г. А. В. Богатый¹, *, Г. А. Дьяконов¹, Н. В. Любинская¹,
Д. А. Муратаева¹, Г. А. Попов¹, С. А. Семенихин¹

¹Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики
Московского авиационного института, Москва, Россия

*boga-alex@yandex.ru

Поступила в редакцию 20.03.2023 г.

После доработки 09.04.2023 г.

Принята к публикации 12.04.2023 г.

Одно из перспективных направлений развития малых космических аппаратов (МКА) — создание малоразмерных электроракетных двигательных установок (ЭРДУ) на основе абляционных импульсных плазменных двигателей (АИПД). Рассмотрена проблема оптимальной энергии разряда в АИПД, обеспечивающая минимальную полную массу ЭРДУ. Показано, что при заданном суммарном импульсе тяги энергия разряда АИПД имеет оптимум, зависящий от удельной энергоемкости силовых конденсаторов, удельного импульса тяги двигателя, а также от массы блоков электроники и других элементов структурной схемы двигательной установки. Сделан вывод, что при проектировании ЭРДУ на базе АИПД расчет оптимальной энергии разряда позволяет снизить полную массу двигательной установки.

DOI: 10.31857/S0023420623700139, EDN: HJVTLE

ВВЕДЕНИЕ

Создание малоразмерных электроракетных двигательных установок (ЭРДУ) на основе абляционных импульсных плазменных двигателей (АИПД) представляется одним из перспективных направлений развития двигательных установок.

Исторически АИПД — это первые ЭРДУ, нашедшие практическое применение на борту космических аппаратов. 14 декабря 1964 г. на автоматической межпланетной станции “Зонд-2” в качестве исполнительных органов системы ориентации в космосе впервые были испытаны АИПД с электротермическим ускорением плазмы, созданные в Институте атомной энергии имени И.В. Курчатова [1]. В 1968 г. на борту американского спутника *LES-6* (англ. Lincoln Experimental Satellite) успешно работал созданный в США АИПД с электродинамическим ускорением плазмы [2]. В обоих случаях в качестве плазмообразующего вещества использовался фторопласт-4 (тефлон). Успешные летные испытания первых АИПД способствовали дальнейшему развитию работ в этой области. Были проведены исследования и получены результаты, свидетельствовавшие о целесообразности практического применения двигательных установок данного типа.

Сейчас можно говорить о начале нового этапа в развитии АИПД в России — этапа разработки и летных испытаний двигательных установок, предназначенных для выполнения конкретных задач на перспективных космических аппаратах. В Научно-исследовательском институте прикладной механики и электродинамики Московского авиационного института (национальном исследовательском университете) (НИИ ПМЭ МАИ) создан ряд таких электроракетных двигательных установок, представленных в табл. 1 [3, 4]. Часть из них успешно прошла полный объем наземной экспериментальной отработки. ЭРДУ АИПД-45-2 в 2014 г. была выведена на орбиту в составе малого космического аппарата научного назначения *МКА-ФКИ ПН2* (“Вернов”) (ФКИ — фундаментальные космические исследования; ПН — порядковый номер), разработанного в Научно-производственном объединении им. С.А. Лавочкина [5, 6]. В Научно-исследовательском институте электромеханики совместно с НИИ ПМЭ МАИ создана самая мощная в мире ЭРДУ на основе АИПД — АИПД-95М, предназначенная для МКА научного назначения “*Ионосфера-М*” [7]. В настоящее время проводятся ресурсные испытания АИПД-95М. За рубежом наиболее активно АИПД развиваются в США, где в 2000-е гг. были проведены летные испытания АИПД, использовавшегося в системе точной ориентации космического аппарата

Таблица 1. Характеристики ЭРДУ на базе АИПД

ЭРДУ	АИПД-130	АИПД-350	АИПД-250	АИПД-45-2	АИПД-155	АИПД-95М	ЕО-1 (США)
Энергия разряда W , Дж	33	50	66	60	88	155	56
Потребляемая мощность N , Вт	75*	85	70	75	70	180	60
Удельный импульс тяги J_{sp} , м/с	9000*	12000	12000	11000	13200	13600	10400
Средняя тяга P , мН	1.5*	1.5	1.2	1.45	1.4	3.0	0.86
Суммарный импульс тяги J_{Σ} , кН с	10.0*	15.6	15.6	20.0	30.0	60.5	0.46
Запас рабочего тела m_p , кг	1.2	1.3	1.3	1.8	2.2	4.5	0.045
Полная масса ЭРДУ с запасом рабочего тела M , кг	5.0	7.5	8.2	10.5	14.0	20.63	4.95
Тяговая эффективность	0.10*	0.12	0.12	0.11	0.15	0.15	0.075
Цена тяги C_p , Вт/мН	50*	57	58	52	50	60	70
Частота импульсов f , Гц	2.0	1.5	0.9	1.2	0.7	0.9	1.0
Ресурс по числу импульсов	$1.3 \cdot 10^7$	$1.5 \cdot 10^7$	$1.2 \cdot 10^7$	$1.6 \cdot 10^7$	$2.0 \cdot 10^7$	$1.8 \cdot 10^7$	$5.3 \cdot 10^5$

* Расчетные значения.

дистанционного зондирования Земли *Earth Observer-1 (EO-1)* [8]. Двигатель *EO-1* имеет довольно высокую энергию разряда и потребляемую мощность, но существенно меньший, по сравнению с отечественными аналогами, суммарный импульс тяги.

ЭРДУ на основе АИПД обладают следующими основными преимуществами:

- отсутствие зависимости удельных характеристик ЭРДУ от потребляемой мощности (линейная зависимость тяги от мощности);
- простота конструкции и электрической схемы, отсутствие дорогих материалов, что приводит к низкой стоимости ЭРДУ в целом;
- малая масса и простота системы питания и управления;
- простота и надежность системы хранения и подачи твердого рабочего тела;
- дешевое и недефицитное рабочее тело (фторопласт-4);
- постоянная готовность к работе и точное значение импульса тяги, что объясняется малой величиной единичного импульса.

СУЩЕСТВУЮЩИЙ РЯД ИМПУЛЬСНЫХ ПЛАЗМЕННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ И ПРОБЛЕМА ОПТИМАЛЬНОЙ ЭНЕРГИИ РАЗРЯДА

В настоящее время в НИИ ПМЭ МАИ разработан ряд ЭРДУ на основе АИПД с энергией разряда от 33 до 155 Дж (табл. 1). Все они двухканальные, имеют общую компоновочную схему, показанную на рис. 1.

В состав типовой двухканальной ЭРДУ на основе АИПД входят два разрядных канала рельсового типа с боковой подачей твердого плазмообразующего вещества (фторопласт-4), две системы хранения и подачи рабочего тела (СХПРТ) с пружинными толкателями фторопластовых шашек, два высоковольтных блока инициирования разряда (БИР) со свечами поджига, двухканальная система питания и управления (СПУ), блок конденсаторного накопителя энергии (БНЭ). Все блоки ЭРДУ, за исключением БНЭ, дублированы, что повышает вероятность безотказной работы, а кроме того, увеличивает суммарный импульс тяги ЭРДУ за счет удвоенного запаса рабочего тела. В состав БНЭ входят включенные

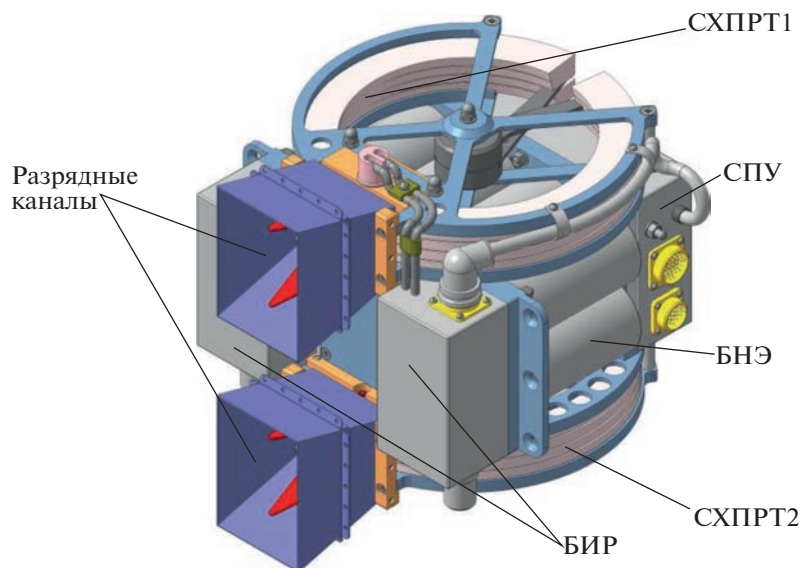


Рис. 1. Внешний вид ЭРДУ с АИПД.

параллельно от 4 до 18 импульсных конденсаторов, обрыв одного из которых не приводит к выходу из строя накопителя в целом, поэтому этот блок не требует резервирования [9].

Обращает на себя внимание обстоятельство, что при существенно различающихся энергии разряда (от 33 до 88 Дж), суммарных импульсах тяги (от 10 до 30 кН с) и массогабаритных характеристиках (полная масса ЭРДУ от 5 до 14 кг) потребляемая мощность и средняя тяга большинства двигательных установок примерно одинаковы (70...85 Вт и 1.2...1.5 мН). Это объясняется тем, что двигательные установки рассматриваемого ряда предназначены для КА с мощностью бортовой системы электропитания не более 100 Вт, а потребляемая мощность и средняя тяга регулируются частотой импульсов.

Таким образом, при близких тяговых характеристиках рассматриваемые двигатели имеют существенно различающуюся энергию разряда конденсаторного накопителя энергии, что неизбежно отражается на полной массе двигательных установок. Вместе с тем, известно, что от энергии разряда зависят удельные характеристики двигателей, такие как удельный импульс тяги и тяговая эффективность.

В настоящее время из-за сложности и нестационарности рабочих процессов в разрядном канале АИПД получить зависимость удельного импульса тяги от энергии разряда расчетным путем не представляется возможным. Имеющиеся аналитические и численные модели ускорения плазмы в импульсных плазменных ускорителях, например модель, описываемая в статье [10], включают варьируемые эмпирические коэффициенты, позволяющие подогнать расчетные осциллограммы тока и напряжения под экспериментально измеренные.

Однако имеющийся в НИИ ПМЭ МАИ большой опыт разработки и испытаний импульсных плазменных двигателей позволил выявить простые эмпирические закономерности, общие для всего ряда летных АИПД и их прототипов, представленных в табл. 1. В частности, зависимость удельного импульса тяги J_{sp} от энергии разряда W подчиняется простой эмпирической формуле, впервые предложенной в работе [11]:

$$J_{sp} = K \sqrt[3]{W}, \quad (1)$$

где K — некоторый размерный коэффициент, величина которого зависит от конструктивных особенностей двигателя. В частности, для АИПД рельсовой геометрии с боковой подачей плазмообразующего вещества и энергией разряда от 5 до 200 Дж коэффициент K равен:

$$K \approx 3 \cdot 10^3 \text{ кг}^{1/3} \text{ м}^{1/3} \text{ с}^{1/3}. \quad (2)$$

Графически эта зависимость представлена на рис. 2, где на кривую, определяемую формулой (1), нанесены точки, соответствующие представленным в табл. 1 двигательным установкам. Часть точек лежит немного выше или ниже кривой, что определяется степенью совершенства разрядного контура АИПД.

Таким образом, хотя масса ЭРДУ с ростом энергии разряда увеличивается, при этом увеличивается и удельный импульс тяги, что приводит при заданном суммарном импульсе к уменьшению необходимого запаса рабочего тела. Это позволяет предположить, что существует некоторая оптимальная энергия разряда, при которой полная масса ЭРДУ минимальна.

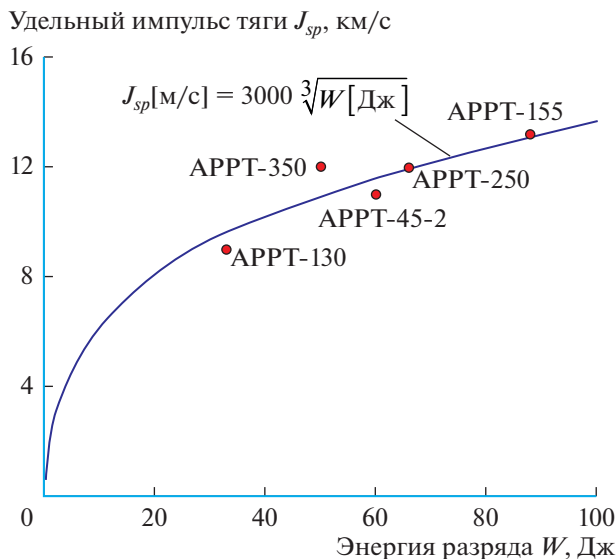


Рис. 2. Эмпирическая зависимость удельного импульса тяги АИПД от энергии разряда.

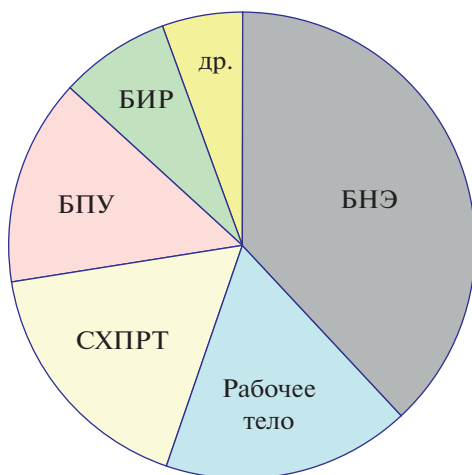


Рис. 3. Структура полной массы ЭРДУ на основе АИПД.

СТРУКТУРА ПОЛНОЙ МАССЫ ЭРДУ НА ОСНОВЕ АИПД И РАСЧЕТНАЯ ОПТИМАЛЬНАЯ ЭНЕРГИЯ РАЗРЯДА

Основные закономерности, влияющие на величину полной массы ЭРДУ, рассмотрены в работе [11]. Структура полной массы ЭРДУ наглядно показана на рис. 3.

Как следует из диаграммы, основными составляющими полной массы ЭРДУ с АИПД выступают масса блока накопителя энергии и масса рабочего тела с системой его хранения и подачи. Вместе они составляют 70...75% его полной массы.

Масса блока накопителя энергии. Масса БНЭ определяется удельной энергоемкостью накопительных конденсаторов, а также массой разрядных шин, изоляторов, силовых элементов конструкции

и плотностью компаунда, используемого для заливки высоковольтных цепей. Удельная энергоемкость лучших современных сильноточных импульсных конденсаторов составляет $\omega_c = 25...30$ Дж/кг.

Из опыта конструирования АИПД следует, что масса остальных элементов конструкции БНЭ приблизительно пропорциональна суммарной массе конденсаторов M_c :

- масса разрядных шин, электродов разрядных каналов и других медных элементов разрядной цепи 20...30% массы конденсаторов M_c ;
- масса изоляторов, наибольший вклад в которую вносит масса заливочного компаунда 20...30% M_c ;
- масса силовых элементов конструкции (БНЭ, как правило, служит основным силовым элементом АИПД в целом) 40...50% M_c .

Масса БНЭ $M_{БНЭ}$ в целом приблизительно равна удвоенной массе конденсаторов и пропорциональна энергии разряда:

$$M_{БНЭ} \approx \frac{(1.0 + 0.3 + 0.2 + 0.5)W}{\omega_c} = 2 \cdot W / \omega_c.$$

Таким образом, основными направлениями снижения массы БНЭ следует считать уменьшение (оптимизацию) энергосодержания конденсаторной батареи и применение конденсаторов повышенной энергоемкости.

Масса рабочего тела и системы хранения и подачи рабочего тела. Масса запасаемого рабочего тела M_p определяется заданным суммарным импульсом тяги J_Σ и характерным для данного двигателя удельным импульсом тяги J_{sp} в соответствии с соотношением:

$$M_p = J_\Sigma / J_{sp}. \quad (3)$$

При этом зависимость удельного импульса тяги от энергии разряда определяется приближенной формулой (1).

Как показывает опыт конструирования АИПД, сухая масса системы хранения и подачи рабочего тела, включающая массу направляющих для подачи шашек, рычажно-пружинных механизмов и т.п., получается приблизительно равной массе запасаемого рабочего тела:

$$M_{СХПРТ} \approx M_p. \quad (4)$$

Таким образом, масса рабочего тела с системой его хранения и подачи составляет приблизительно

$$M_p + M_{СХПРТ} \approx 2 J_\Sigma / J_{sp}. \quad (5)$$

Основными резервами снижения массы рабочего тела и СХПРТ служат, как следует из соотношения (5), повышение удельного импульса тяги и снижение массы конструктивных элементов СХПРТ.

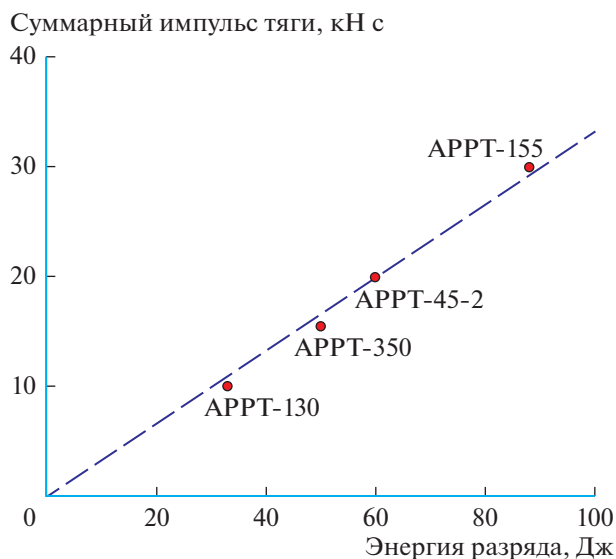


Рис. 4. Зависимость суммарного импульса тяги ЭРДУ с АИПД от энергии разряда.

Таким образом, так как масса БНЭ пропорциональна энергии разряда, следует рассмотреть возможность снижения запасаемой энергии, естественно, при сохранении средней тяги и суммарного импульса тяги двигательной установки. Сохранение заданной средней тяги при уменьшении запасаемой энергии и единичного импульса тяги достигается простым увеличением частоты импульсов. Сложнее сохранить суммарный импульс тяги J_{Σ} , так как он пропорционален удельному импульсу J_{sp} , в свою очередь зависящему от энергии разряда. Снижение удельного импульса J_{sp} влечет за собой пропорциональное увеличение массы запасаемого рабочего тела в соответствии с соотношением (5). Соответственно, полная масса ЭРДУ равна

$$M_{\text{ЭРДУ}} \approx M_{\text{констр}} + 2W/\omega_c + 2J_{\Sigma}/J_{sp}, \quad (6)$$

где масса конструктивно-силовых элементов двигательной установки $M_{\text{констр}} \approx 0.25M_{\text{ЭРДУ}}$, $J_{sp} [\text{м/с}] = 3000\sqrt[3]{W [\text{Дж}]}$ по формуле (1).

Из формулы (6), если найти и приравнять к нулю ее производную по энергии разряда W , следует, что энергия конденсаторного накопителя имеет оптимум по полной массе ЭРДУ, определяемый простым соотношением:

$$W_{\text{opt}} [\text{Дж}] = \left(\frac{\omega_c [\text{Дж/кг}] \cdot J_{\Sigma} [\text{Нс}]}{9000} \right)^{3/4}. \quad (7)$$

Оценочные расчеты энергии разряда по формуле (7) проводились для удельной энергоемкости конденсаторов $\omega_c = 28 \text{ Дж/кг}$. При этом сум-

марный импульс тяги J_{Σ} принимался равным 10, 20 и 30 кН·с. Рассчитанная энергия разряда W_{opt} составила соответственно 13.2, 22.2 и 30.0 Дж.

Таким образом, можно сделать вывод, что, несмотря на приближенный характер расчетов, опирающихся на эмпирическую формулу (1), энергия разряда существующих образцов АИПД существенно выше оптимальной с точки зрения получения минимальной массы ЭРДУ. Однако опыт разработки и испытаний АИПД в НИИ ПМЭ МАИ показывает, что снижение энергии разряда сопровождается увеличением цены тяги. Кроме того, снижение энергии разряда при условии получения заданной тяги неизбежно приводит к повышению частоты импульсов. Поэтому необходимо также учитывать ограничение срока службы электронных компонентов по числу разрядных импульсов. В настоящее время этот фактор считается основным препятствием на пути снижения массы ЭРДУ на базе АИПД.

ОПЫТ СНИЖЕНИЯ ПОЛНОЙ МАССЫ ЭРДУ С АИПД ЗА СЧЕТ ПРИБЛИЖЕНИЯ ЭНЕРГИИ РАЗРЯДА К ОПТИМАЛЬНОЙ

В 2020 г. в НИИ ПМЭ МАИ разработан экспериментальный образец абляционного импульсного плазменного двигателя АИПД-350. От ранее созданного образца АИПД-250 того же класса тяги и потребляемой мощности новый двигатель отличается:

- модульной конструкцией, допускающей раздельную сборку, регулировку и испытания двигательных блоков и блока накопителя энергии;
- приближенным к оптимальному для данного класса тяги энергосодержанием накопительной конденсаторной батареи;
- характеристиками разрядной цепи, обеспечивающими лучшее локально-временное согласование ввода энергии и массы плазмообразующего вещества в разрядные каналы.

Указанные особенности позволили уменьшить полную массу двигательной установки с СПУ и запасом рабочего тела с 8.2 до 7.5 кг при сохранении удельного импульса тяги 12 000 м/с и суммарного импульса тяги 15.6 кН·с.

Вместе с тем, на диаграммах, представленных на рис. 4 и 5, видно, что сохраняется прямо пропорциональная зависимость суммарного импульса тяги и полной массы ЭРДУ с АИПД от энергии разряда конденсаторного накопителя энергии. Полная масса АИПД-350 лишь незначительно меньше ожидаемой для заданного суммарного импульса тяги. С одной стороны, это позволяет уверенно прогнозировать массогабаритные характеристики ЭРДУ с АИПД на стадии эскизного проектирования, с другой — дальнейшее снижение массы возможно только при совершенствовании

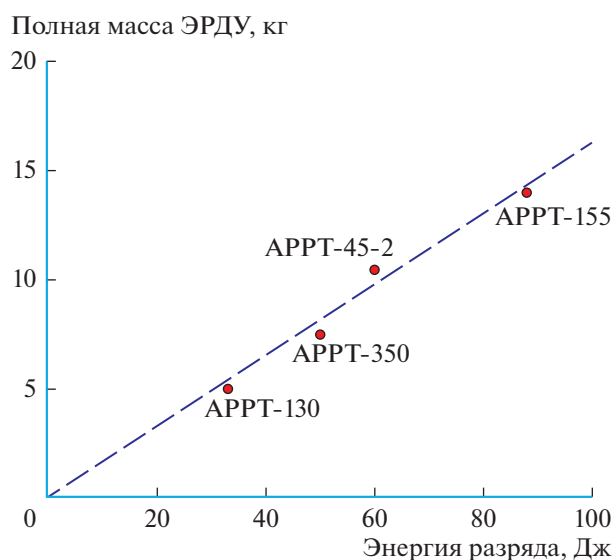


Рис. 5. Зависимость полной массы ЭРДУ с АИПД от энергии разряда.

электронной компонентной базы или при развитии новых схем импульсного ускорения плазмы, таких как двухступенчатые, многоканальные схемы, схемы с усилением магнитного поля и т.п., часть из которых рассмотрена в работе [12].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе [11] показано, что наиболее перспективным способом улучшения массогабаритных характеристик ЭРДУ с АИПД представляется снижение массы конденсаторного накопителя энергии за счет оптимизации его энергосодержания и использования силовых конденсаторов с повышенной удельной энергоемкостью. Однако вопрос об оптимальной энергии разряда АИПД, предназначенных для различных целей, оставался открытым. Показано, что если в качестве критерия оптимальности использовать суммарную массу ЭРДУ при заданном суммарном импульсе тяги, то энергия разряда АИПД будет иметь оптимум в зависимости от удельной энергоемкости силовых конденсаторов, удельного импульса тяги двигателя и массы электронных блоков и других конструктивных элементов двигательной установки.

По результатам анализа структуры полной массы ЭРДУ с АИПД и возможности ее снижения можно сделать вывод, что энергия разряда в пределах от 30 до 60 Дж близка к оптимуму по минимальной полной массе ЭРДУ при энергоемкости существующих конденсаторов от 28 до 35 Дж/кг и при сохранении приемлемых удельных характеристик двигателя. При дальнейшем улучшении массогабаритных характеристик конденсаторов оптимум энергии разряда сместится в сторону больших значений при соответствующем увеличении удельного

импульса тяги и снижении цены тяги. При расчете оптимальной энергии разряда необходимо также учитывать ограничение срока службы электронных компонентов по числу разрядных импульсов.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Пец Л.А., Симонов А.И., Храбров В.А. Как создавали первые ЭРД // Земля и Вселенная. 2005. № 6. С. 57–60.
2. Vondra R., Tomassen K., Solbes A. Analysis of Solid Teflon Pulsed Plasma Thruster // J. Spacecraft and Rockets. 1970. V. 7. Iss. 12. P. 1402–1406. <https://doi.org/10.2514/3.30181>
3. Antropov N.N., Bogatyuy A.V., Boykachev V.N. et al. Development of Russian Next-generation Ablative Pulsed Plasma Thrusters // Procedia Engineering. 2017. V. 185. P. 53–60. <https://doi.org/10.1016/j.proeng.2017.03.291>
4. Богатый А.В., Дьяконов Г.А., Любинская Н.В. и др. Современное состояние работ по созданию ЭРДУ с АИПД в НИИ ПМЭ МАИ // Изв. РАН. Энергетика. 2019. № 3. С. 96–109. <https://doi.org/10.1134/S0002331019030075>
5. Антропов Н.Н., Богатый А.В., Дьяконов Г.А. и др. Новый этап развития абляционных импульсных плазменных двигателей в НИИ ПМЭ // Вестн. НПО им. С.А. Лавочкина. 2011. № 5. С. 30–40.
6. Antropov N.N., Bogatyi A.V., Dyakonov G.A. et al. New Stage in the Development of Ablative Pulsed Plasma Thrusters at RIAME MAI // The Solar System Exploration. 2012. V. 46. Iss. 7. P. 531–541. <https://doi.org/10.1134/S0038094612070064>
7. Макриденко Л.А., Волков С.Н., Горбунов А.В. и др. Космический комплекс “Ионозонд” // Вопросы электромеханики. Тр. ВНИИЭМ. 2019. Т. 170. № 3. С. 40–48.
8. Zakrzewski C., Benson S., Sanneman P., Hoskins A. On-Orbit Testing of the EO-1 // 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conf. and Exhibit. Indianapolis, Indiana, 7–10 July 2002. Art. ID. AIAA 2002-3973. <https://doi.org/10.2514/6.2002-3973>
9. Антропов Н.Н., Богатый А.В., Данышов Ю.Т. и др. Корректирующая двигательная установка с абляционным импульсным плазменным двигателем для малых космических аппаратов // Вестн. НПО им. С.А. Лавочкина. 2013. № 5. С. 33–37.
10. Popov G.A., Khrustalev M.M., Khrabrov V.A. et al. Physicomathematical Model of Plasma Acceleration in an Ablative Pulsed Plasma Thruster // Plasma Physics Reports. 2014. V. 14. Iss. 5. P. 336–342.
11. Богатый А.В., Дьяконов Г.А., Нечаев И.Л. и др. Перспективы улучшения массогабаритных характеристик абляционных импульсных плазменных двигателей // Вопросы электромеханики. Тр. ВНИИЭМ. 2013. Т. 133. С. 19–26.
12. Богатый А.В., Дьяконов Г.А., Нечаев И.Л. Абляционный импульсный плазменный двигатель с раздельным механизмом ионизации и ускорения рабочего тела // Тр. МАИ. 2012. Т. 52. С. 20.