

УДК 629.78:621.368

**СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ РАБОТ ПО СОЗДАНИЮ ЭРДУ  
С АИПД В НИИ ПМЭ МАИ****© 2019 г. А. В. Богатый<sup>1</sup>, \* Г. А. Дьяконов<sup>1</sup>, Н. В. Любинская<sup>1</sup>, И. Л. Нечаев<sup>1</sup>,  
Г. А. Попов<sup>1</sup>, С. А. Семенихин<sup>1</sup>, В. К. Тютин<sup>1</sup>, В. Н. Яковлев<sup>1</sup>**

<sup>1</sup>*Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования “Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)” (НИИ ПМЭ МАИ), Москва, Россия*

*\*e-mail: riame3@sokol.ru*

Поступила в редакцию 03.04.2019 г.

После доработки 19.04.2019 г.

Принята к публикации 27.04.2019 г.

В статье рассматривается история развития электроракетных двигательных установок на базе абляционных импульсных плазменных двигателей с начала их появления и до наших дней. Освещен современный этап их развития, показаны работы, ведущиеся в настоящее время в НИИ ПМЭ МАИ, и имеющиеся достижения в этой области. В статье показана актуальность и перспективность использования АИПД в составе ЭРДУ для МКА с уровнем электрической мощности 100 Вт и ниже.

*Ключевые слова:* абляционный импульсный плазменный двигатель, ускорение плазмы, электроракетная двигательная установка

**DOI:** 10.1134/S0002331019030075

В нашей стране впервые в мире была сформулирована идея электроракетного двигателя (ЭРД) и высказал ее К.Э. Циолковский еще в 1903 г.: “Может быть, с помощью электричества можно будет со временем придавать громадную скорость выбрасываемым из реактивного прибора частицам... Это обеспечило бы такую скорость реактивного прибора, при которой достижение ближайшей звезды сократится до 10–40 лет...” (“Вестник воздухоплавания”, 1912). В Газодинамической лаборатории в 1929–1933 гг. будущий академик В.П. Глушко сконструировал экспериментальный ЭРД с электротермическим ускорением плазмы [1].

В октябре 1957 г., вскоре после запуска первого искусственного спутника Земли, С.П. Королев обратился к И.В. Курчатову с предложением начать в Институте атомной энергии (ИАЭ) исследования с целью создания электроракетных двигателей, различных типов и различного назначения. В 1956–1957 гг. Л.А. Арцимович предложил и экспериментально обосновал электродинамический метод ускорения плазмы. Созданием стендового оборудования, изготовлением летных образцов и испытаниями двигателей занимались ИАЭ и ОКБ-1 (ныне ПАО “РКК “Энергия”) [1].

Важную роль в истории создания плазменных ЭРД сыграл академик Б.В. Раушенбах (“Земля и Вселенная”, 2001, № 5). В 1959 г. его отдел в НИИ-1 (ныне Исследовательский центр им. М.В. Келдыша) приступил к исследованию проблемы использования ЭРД малой тяги с энергопитанием от солнечных батарей в системах ориентации и стабилизации космических аппаратов и доказал их перспективность. Под его руководством были обоснованы и сформулированы требования к плазменной системе

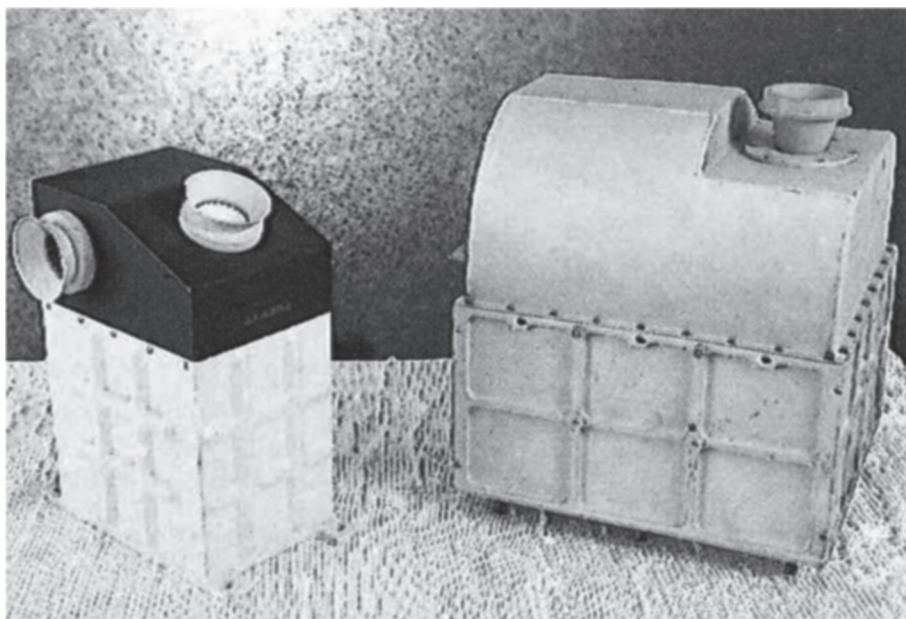


Рис. 1. Внешний вид ИПИ-600 и ИПИ-2000.

ориентации. Впервые предлагалось ее испытать при полетах автоматических межпланетных станций серии “Зонд” и “Марс-Венера” в 1962–1966 гг. [1].

Благоприятные условия для создания ЭРД в нашей стране быстро принесли свои плоды. В этом году исполнится 55 лет, как электроракетные двигатели впервые в мире были использованы в качестве исполнительных органов систем ориентации на автоматической межпланетной станции “Зонд-2”. Это был абляционный импульсный плазменный двигатель (АИПД) с электротермическим ускорением плазмы, созданный в ИАЭ им. И.В. Курчатова. В дальнейшем серия двигателей подобного типа была выпущена в ОКБ “Факел”. Огромный вклад в создание ЭРД внесли академики И.В. Курчатов, М.В. Келдыш, С.П. Королев, Л.А. Арцимович, А.П. Александров, М.Д. Миллионщиков, Б.Е. Черток, Б.В. Раушенбах и В.П. Легостаев [1].

Следом, в 1968 г., на борту уже американского спутника LES-6 также успешно отработал АИПД с электродинамическим ускорением плазмы, созданный в США [2]. Проведенные летные испытания и полученные результаты свидетельствовали о возможности практического применения двигательных установок данного типа и способствовали дальнейшему развитию АИПД.

К сожалению, в дальнейшем по объективным причинам исследования АИПД в СССР были ограничены. Продолжались они, но с меньшей интенсивностью, только в МАИ, а затем НИИ ПМЭ МАИ. Так с начала 70-х гг. в МАИ проводятся работы по использованию импульсных плазменных двигателей для активных экспериментов в космосе, которые имеют большое значение при изучении физики ионосферы и магнитосферы. Эти эксперименты проводились на геофизических ракетах и на орбитальной станции “Мир”, а затем продолжились на МКС. На “Мире” были последовательно установлены ИПИ-600 и ИПИ-2000 (рис. 1 [3]). На МКС успешно отработал не менее девяти месяцев ИПИ-СМ и в настоящий момент проводятся наземные комплексные испытания ИПИ-500 (рис. 2) для установки на борт Международной космической станции. Характеристики всех четырех инжекторов отражены в табл. 1.

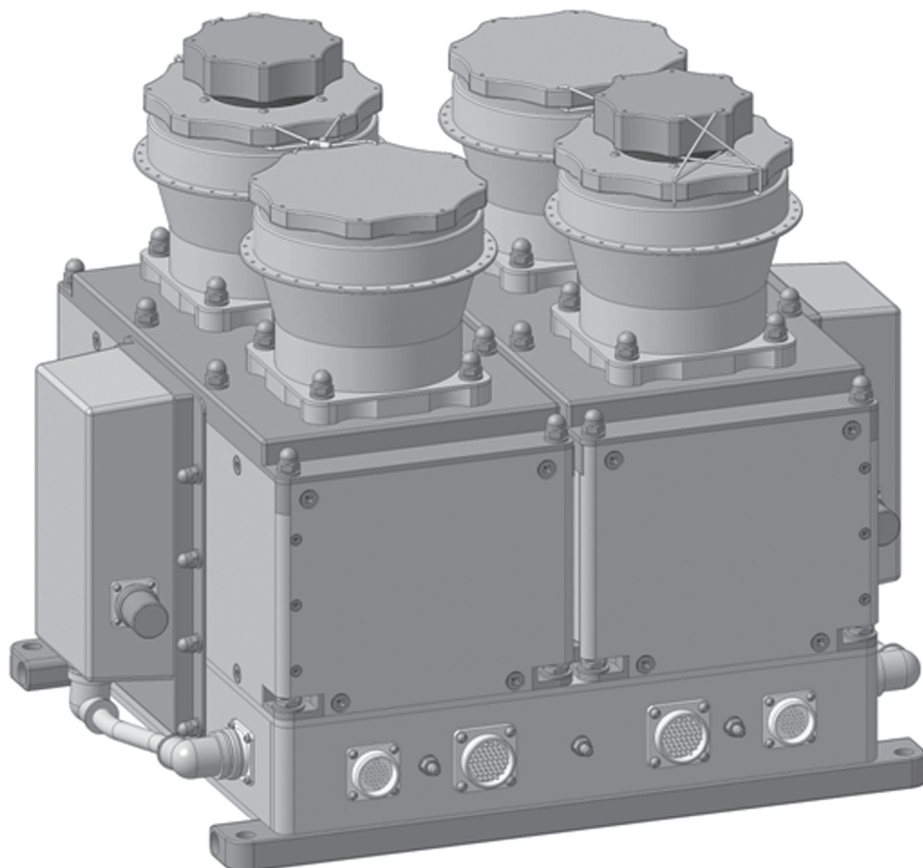


Рис. 2. Внешний вид ИПИ-500.

С появлением нового направления космической техники — малых космических аппаратов (МКА), связан следующий этап развития АИПД, который приходится на 90-е гг. прошлого века. Возникла потребность в создании электрического ракетного двигателя (ЭРД), способного функционировать и управлять движением космических аппаратов при потребляемой мощности не более 100 Вт. Наиболее простым и дешевым двигателем такого класса является АИПД, уникальной особенностью которого является отсутствие зависимости удельных характеристик двигателя, таких как удельный импульс тяги и тяговая эффективность, от потребляемой мощности. Именно это и предопределило возрождение интереса к двигателю. В 2002 г. в США начались летные испытания АИПД, установленного на МКА Earth Observer 1 (EO-1) [5]. В конце 90-х были возобновлены работы над АИПД и в России. К началу 2000-х гг. в НИИ ПМЭ МАИ были созданы и исследованы лабораторные образцы АИПД второго поколения, отличающиеся существенно более высокими удельными характеристиками, такими как тяговая эффективность и удельный импульс тяги. В качестве базовой была выбрана принципиальная схема двигателя в виде рельсотрона с боковой подачей рабочего тела, как наиболее выгодная с точки зрения практического применения [6–11]. Характерной особенностью АИПД второго поколения, является лучшее, чем в двигателях первого поколения, согласование ввода энергии и массы в разрядный канал.

**Таблица 1.** Характеристики абляционных импульсных плазменных инжекторов, установленных на орбитальных станциях [4]

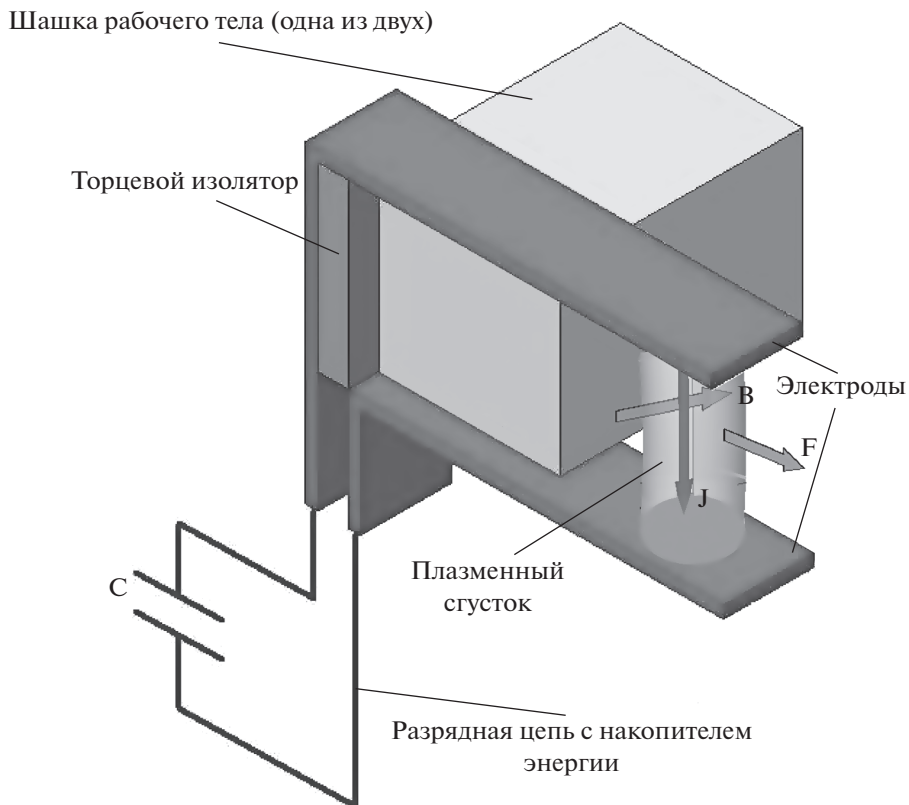
Модель инжектора	ИПИ-600	ИПИ-2000	ИПИ-СМ	ИПИ-500
Космическая станция	“МИР”		МКС	
Энергия разряда, Дж	600	2000	50	100
Частота импульсов, Гц	0.2	0.12	2.0	2.5
Среднее энергопотребление в частотном режиме, Вт	150	300	120	300
Среднемассовая скорость истечения плазмы, км/с	15	20	18	15
Количество заряженных частиц в сгустке	$10^{17}$	$5 \times 10^{17}$	$5 \times 10^{17}$	$10^{18}$
Масса, кг	22	40	25	40

Следует отметить, что несмотря на конструктивную простоту, несложную схему и дешевизну, АИПД отличаются сложностью и нестационарностью электродинамических, плазмодинамических и тепловых процессов в разрядном канале и плохо поддаются моделированию расчетно-теоретическими методами. Эти двигатели нуждаются в длительной и дорогостоящей экспериментальной доводке. В зависимости от заданных критериев оптимизации, подбираются параметры разрядного канала и внешней разрядной цепи, обеспечивающие наилучшее согласование ввода энергии и массы в разрядный канал и соответствие характеристик двигателя заданным.

В процессе экспериментальной отработки АИПД исследовалось влияние параметров разрядной цепи на характеристики двигателя, магнитозондовым методом изучалось пространственно-временное распределение магнитных полей и разрядных токов. Также проводилось исследование пространственно-временного распределения плотности плазмы импульсными датчиками давления, оптическими методами измерялась концентрация заряженных частиц, определялись углы разлета плазменной струи. Для измерения тяги двигателей использовалось тягоизмерительное устройство с относительной погрешностью  $\sim 5\%$  в диапазоне тяг от 0.1 до 10 мН.

Все АИПД, разработанные в НИИ ПМЭ МАИ, имеют единую принципиальную схему разрядного канала – “рельсотрон” с боковой подачей плазмообразующего вещества, представленную на рис. 3. В простейшем варианте двигатель содержит: конденсаторную батарею, выполняющую функцию накопителя энергии, электроды, торцевой изолятор, фторопластовые шашки рабочего тела и высоковольтную свечу инициации разряда. Поверхности электродов, торцевого изолятора и рабочие поверхности шашек образуют ускорительный (разрядный) канал двигателя.

Разряд и импульсное ускорение плазмы в АИПД происходит следующим образом. От источника электроэнергии заряжается накопитель энергии, электрически связанный с электродами двигателя. Инициатором разряда является искровой разряд в свече. При этом в разрядном канале появляется некоторое количество заряженных частиц, после чего происходит пробой между электродами разрядного канала. Начинается импульсный разряд конденсаторной батареи продолжительностью от 3 до 15 мкс. Вначале на поверхностях изоляторов, а затем во всем объеме разрядного канала, появляется разрядный ток, который вызывает нагрев и излучение плазмы. Связанный с излучением тепловой поток попадает на поверхность шашек рабочего тела. Под действием излучения шашки аблируют, а продукты абляции фторопласта диссоциируют, ионизируются и поступают в разряд. Разрядный ток создает в ускорительном канале магнитное поле, основная компонента которого  $B_z$  направлена вдоль поперечной оси  $z$ . Эта компонента, взаимодействуя с разрядным током  $j_r$ , создает объемную электромаг-



**Рис. 3.** Принципиальная схема АИПД рельсовой геометрии с боковой подачей плазмообразующего вещества (фторопласт).  $J$  – ток разряда;  $B$  – поперечное собственное магнитное поле;  $F$  – объемная электромагнитная сила.

нитную силу  $f_x = j_y \times B_z$ , направленную вдоль оси потока. Образующаяся плазма ускоряется электромагнитной силой до скорости 20–30 км/с. В конце разряда, когда разрядный ток существенно уменьшается, более существенный вклад в ускорение плазмы вносят газодинамические силы с характерной скоростью истечения 3–5 км/с [10].

Современный этап развития АИПД в России – это этап разработки и летных испытаний двигательных установок, предназначенных для выполнения конкретных задач на перспективных космических аппаратах. Так к 2014 г. в НИИ ПМЭ МАИ был создан ряд электроракетных двигательных установок (рис. 4), часть из которых, например, АИПД-45-2 и АИПД-155, 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, разработанного в НПО им. С.А. Лавочкина. Место размещения ЭРДУ на аппарате представлено на рис. 5 [12]. К сожалению, летные испытания АИПД-45-2 в полном объеме провести не удалось из-за преждевременного выхода из строя аппарата МКА-ФКИ ПН2.

Все ЭРДУ на базе АИПД нового поколения выполнены как моноблоки, включающие один или два двигательных блока, блок системы питания и управления, систему хранения и подачи рабочего тела. Для обеспечения надежности все основные элементы ЭРДУ резервированы. Адаптация двигательной установки к конструкции малого

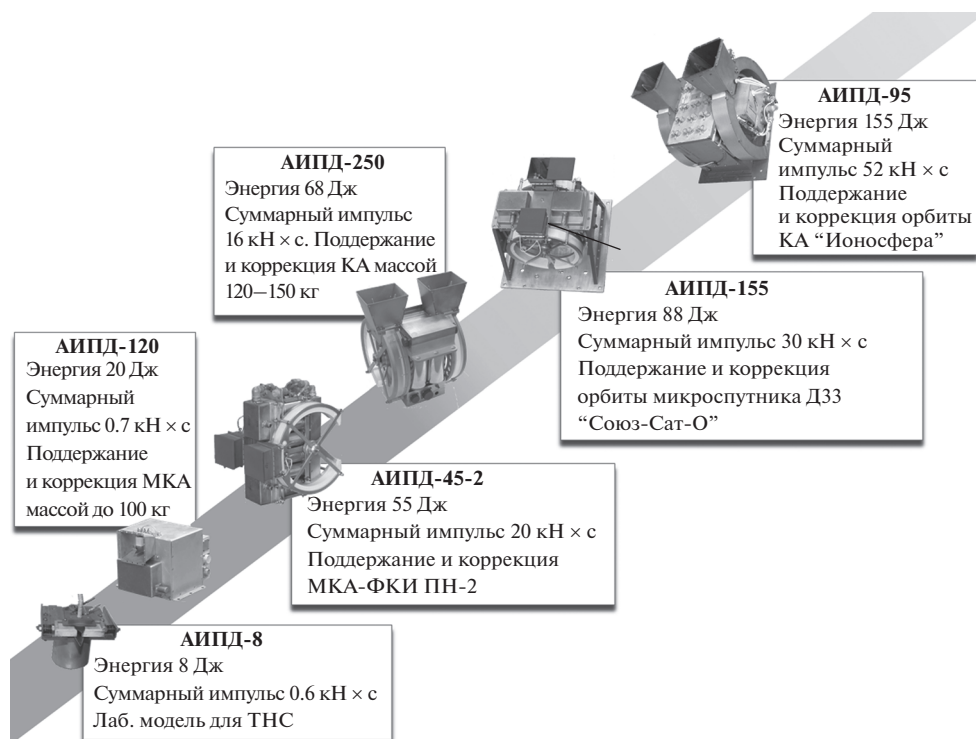


Рис. 4. ЭРДУ на основе АИПД, разработанные в НИИ ПМЭ МАИ.

космического аппарата включает только процедуры по ее закреплению на заданной плоскости, подачу напряжения питания и управляющих команд.

Типичный образец компоновки перспективной электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) на базе АИПД приведен на рис. 6, а на рис. 7 представлена ее структурная схема [7]. Применение многоканальной схемы с одним БНЭ позволяет наилучшим образом решить задачу размещения необходимого запаса рабочего вещества при сохранении размеров разрядного канала, определяемого поперечным сечением шашек, близким к оптимальным значениям для заданного уровня энергии. Также при этом обеспечивается резервирование электронных блоков СПУ и БИР. Разрядные каналы работают поочередно по заданной циклограмме.

Внешний вид ЭРДУ АИПД-45-2 представлен на рис. 8.

В табл. 2 приведены характеристики ЭРД разработки НИИ ПМЭ МАИ (ЭРДУ АИПД-95 разработана совместно с АО НИИЭМ). Один из наиболее важных параметров, для реального применения АИПД, это эффективный удельный импульс тяги  $J_{эф}$ , равный отношению суммарного импульса тяги ЭРДУ к ее полной массе. Созданные в НИИ ПМЭ МАИ летные образцы АИПД оптимизировались по этому показателю, в отличие от лабораторных образцов, которые оптимизировались на повышение таких удельных характеристик, как удельный импульс тяги и тяговый к.п.д. Повышение эффективного удельного импульса тяги достигается путем увеличения удельного импульса тяги за счет лучшего пространственно-временного согласования подачи массы и энергии в разрядный канал, увеличения запаса рабочего тела и ресурса двигателя по числу импульсов, а также снижения массы конструкции двигательной установки.

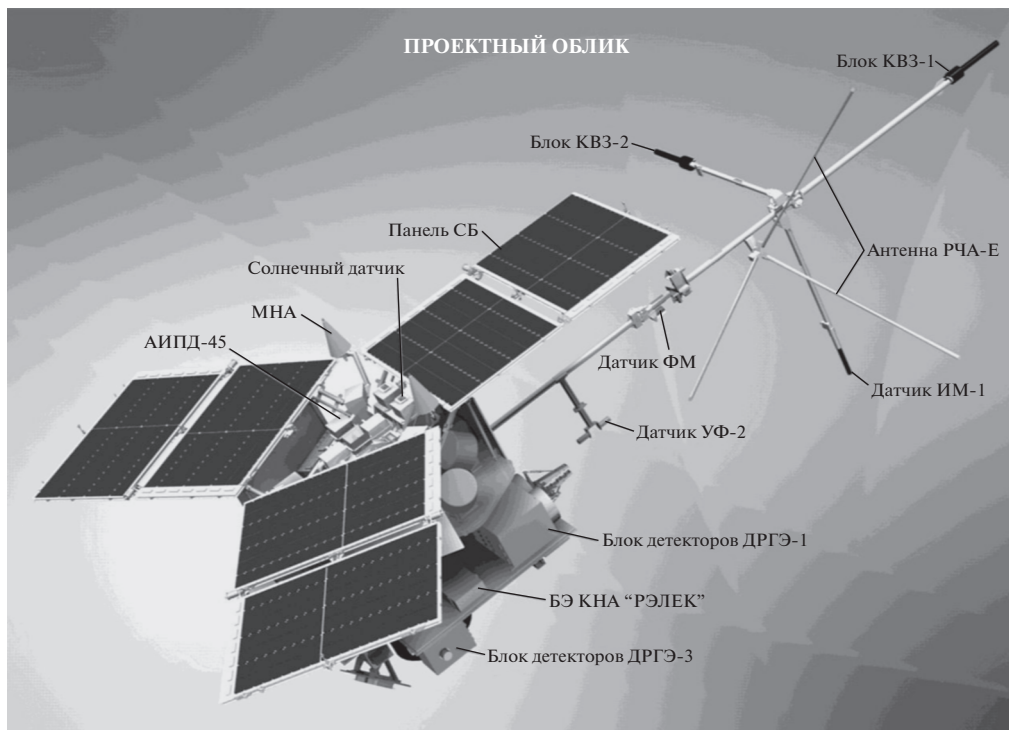


Рис. 5. Размещение ЭРДУ АИПД-45-2 на МКА-ФКИ ПН2 [17].

Все двигательные установки предназначены для коррекции и поддержания орбиты низкоорбитальных МКА, имеют близкие меж собой схемные решения и геометрически подобные разрядные каналы, а также близкие по характеристикам отечественные или импортные силовые конденсаторы и другую элементную базу.

Средняя тяга АИПД практически линейно зависит от потребляемой ЭРДУ мощности, как показано на рис. 9. Небольшое отклонение от линейности связано с ростом удельного импульса при увеличении энергии разряда.

Дальнейшее развитие представленных перспективных образцов ЭРДУ АИПД происходило по пути модернизации блока накопителя энергии, отработки конструкции свечи поджига и перехода от СПУ с аналоговым интерфейсом управления к цифровому его варианту. В результате, совместно с АНО «НТИЦ «ТЕХКОМ», была создана ЭРДУ АИПД-250. Ее характеристики в сопоставлении с характеристиками ЭРДУ АИПД-45-2 приведены в табл. 3 [8].

Видно, что при той же компоновке и близких тяговых характеристиках и потребляемой мощности, ЭРДУ АИПД-250 существенно легче.

Одной из основных задач ЭРДУ малой мощности является поддержание низкой круговой околоземной орбитой малого космического аппарата. На рис. 10 показаны расчетные зависимости длительности поддержания низкой круговой орбиты условного МКА массой 100 кг от ее высоты для трех условных ЭРДУ с АИПД, обеспечивающих суммарный импульс тяги  $P_{\Sigma} = 10$  кН с,  $P_{\Sigma} = 20$  кН с (соответствует летному АИПД-45-2 МКА-ФКИ ПН2 [17]) и  $P_{\Sigma} = 40$  кН с (соответствует находящемуся в стадии наземных испытаний АИПД-95 МКА «Ионосфера») [16].



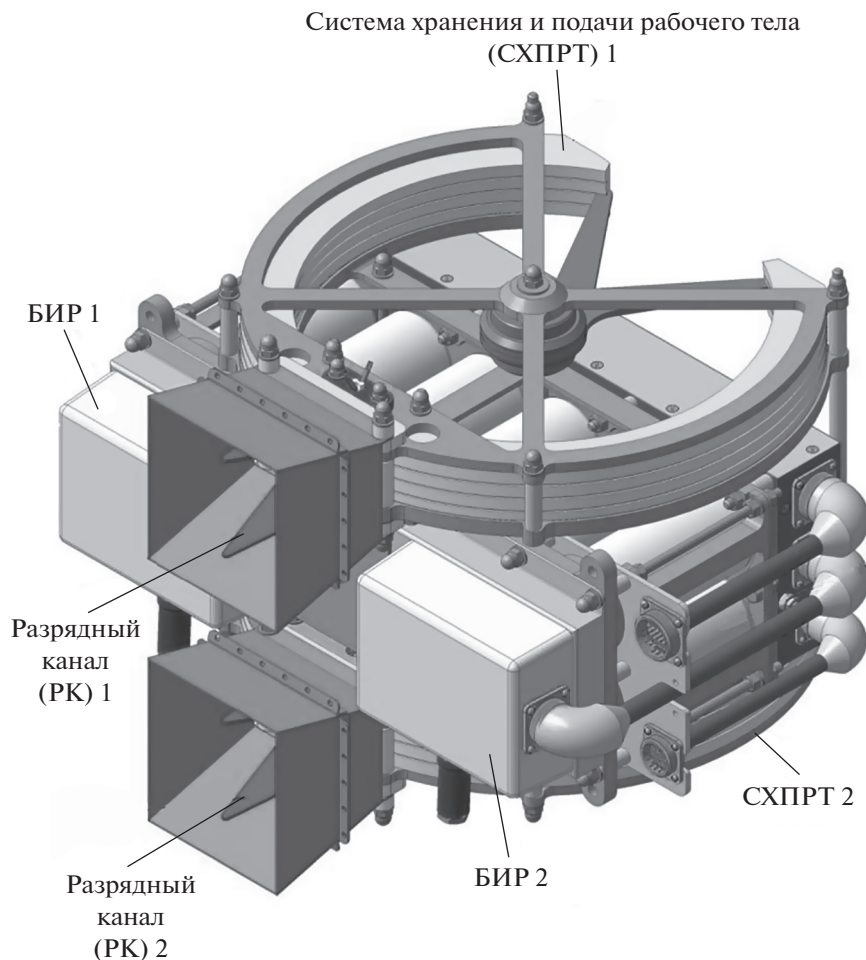


Рис. 6. Образец компоновки ЭРДУ АИПД [10].

По диаграммам, представленных на рис. 10, можно определить преимущественную область применения ЭРДУ с АИПД отработанного в НИИ ПМЭ МАИ ряда – поддержание низких орбит высотой от 300 до 600 км и конфигурации орбитальной группировки малых космических аппаратов со сроком активного существования от 1 г. до 10–15 лет.

В настоящее время в НИИ ПМЭ МАИ ведутся работы по отработке новых перспективных схем АИПД. Например, схемы с двойным обратным токоподводом, которая позволяет повысить удельные характеристики двигателя в среднем на 10–15% [18]. В данной схеме, конструкция обратного токоподвода была изменена таким образом, что позволило удвоить количество проводников, лежащих в одной плоскости, с одинаковым направлением разрядного тока (рис. 11).

Внешний вид практической реализации схемы двойного обратного токоподвода представлен на рис. 12.



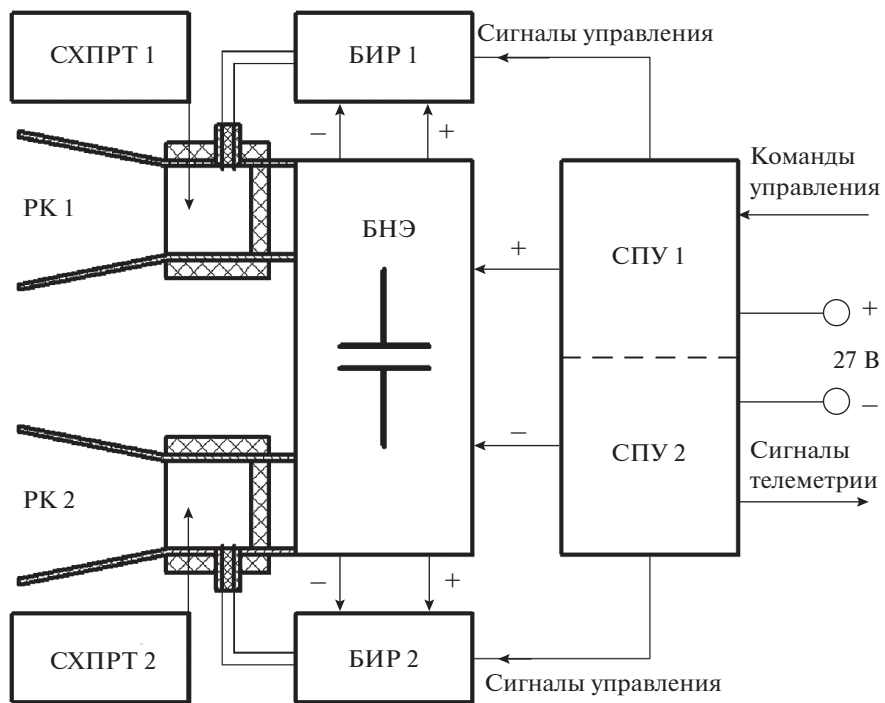


Рис. 7. Структурная схема ЭРДУ АИПД [11].

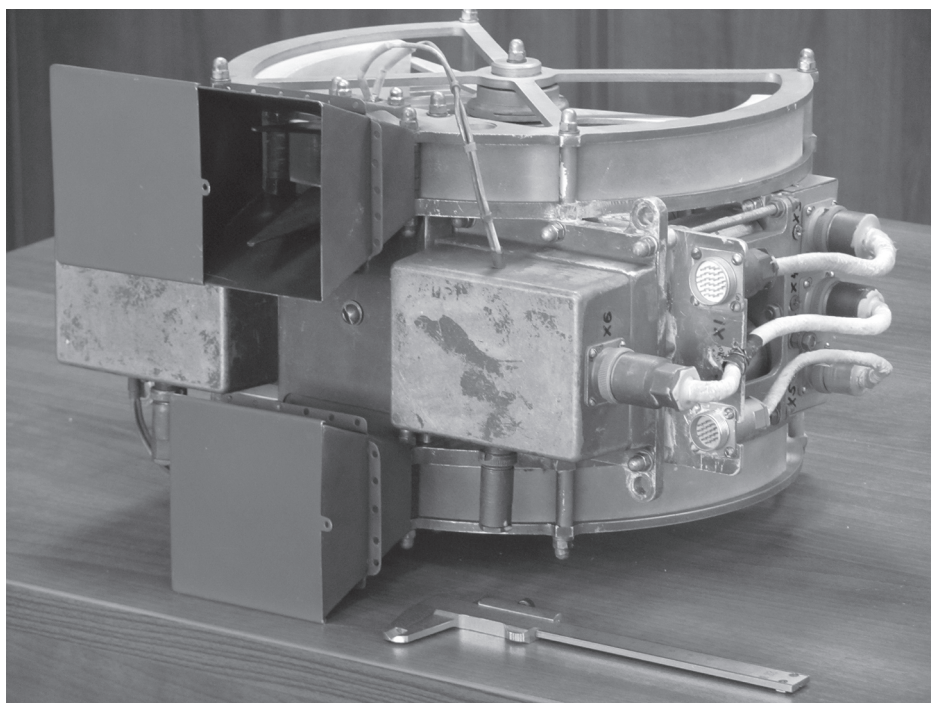


Рис. 8. Внешний вид ЭРДУ АИПД-45-2.

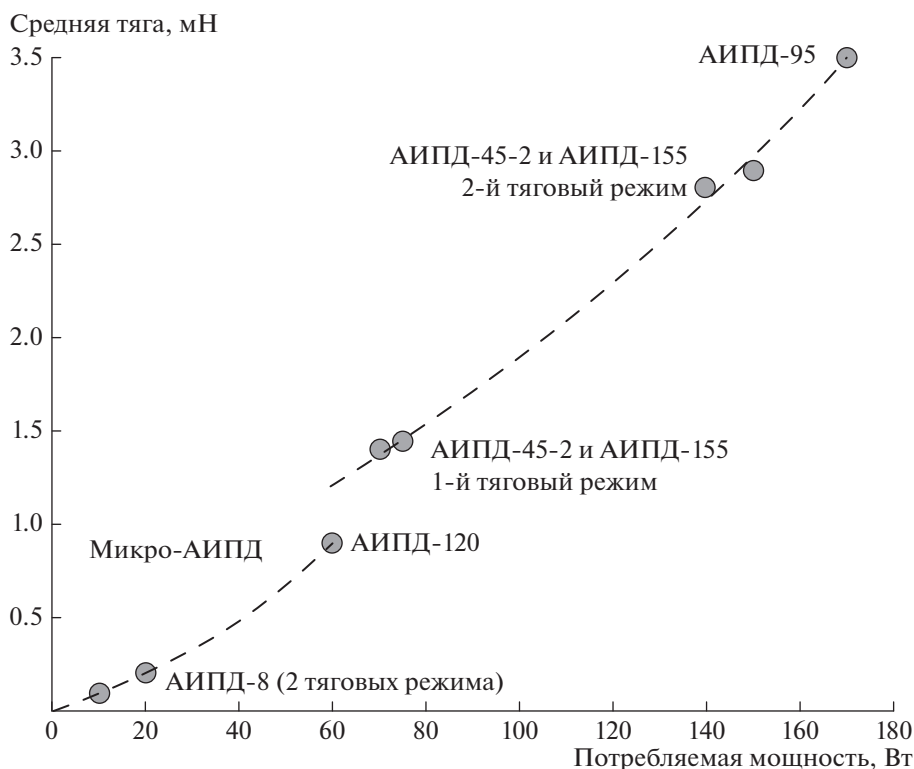
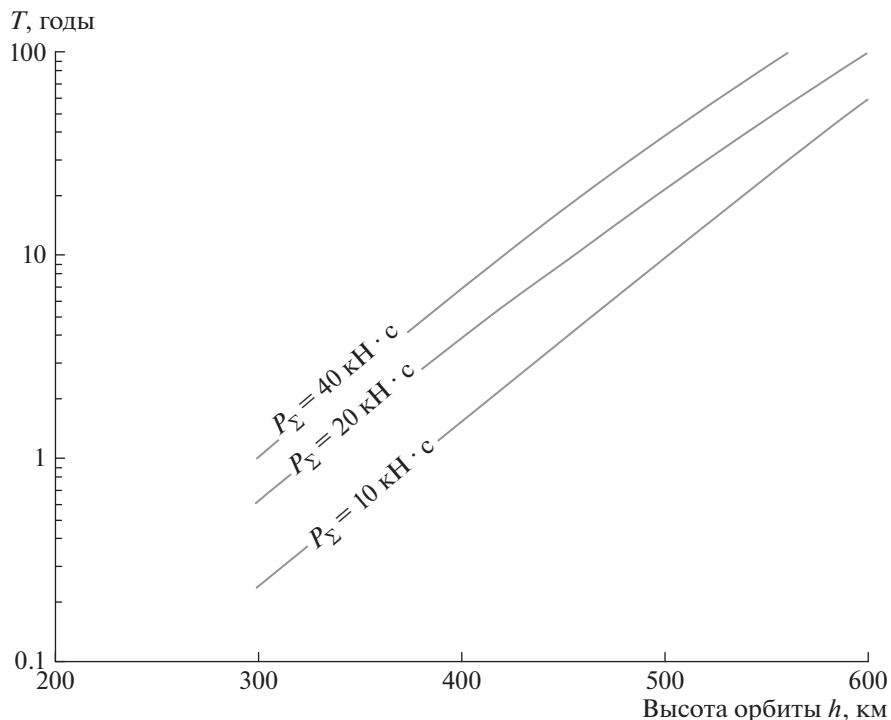


Рис. 9. Зависимость средней тяги АИПД от потребляемой ЭРДУ мощности.

Таблица 2. Характеристики ЭРДУ на основе АИПД, разработанных в НИИ ПМЭ

Тип ЭРДУ	АИПД-8	АИПД-120	АИПД-45-2	АИПД-155	АИПД-95
Состояние отработки	Лабораторный образец	Прототип летного образца	Летный образец	Летный образец	Опытный образец
Назначение	Технологический наноспутник типа ТНС РКС [13]	Микро-спутник массой до 100 кг	МКА-ФКИ ПН-2 НПОЛ [14]	МС [15] Союз-Сат-О НИИКС; ПО "Полеет"	Ионосфера-М ВНИИЭМ; НИИЭМ [16]
Энергия разряда, Дж	8	20	55	88	155
Потребляемая мощность, Вт	10...20	60	75...150	70...140	170
Число импульсов (ресурс)	$5.5 \times 10^6$	$2 \times 10^6$	$1.67 \times 10^7$	$1.5 \times 10^7$	$1.5 \times 10^7$
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, кН с	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, Н с/кг	300	233	1900	2140	2600



**Рис. 10.** Расчетные зависимости длительности поддержания низкой круговой орбиты условного МКА ( $m = 100$  кг,  $S_m = 1$  м<sup>2</sup>) от высоты орбиты  $h$  при использовании ЭРДУ с суммарным импульсом тяги  $P_\Sigma = 10$ ,  $20$  и  $40$  кН·с.

В результате, за счет повышения значения магнитного поля, вследствие увеличения общего количества проводников с током по сравнению с классической схемой двигателя, увеличивается электромагнитная составляющая тяги.

Еще одним направлением работы является определение прямых и возвратных потоков частиц в импульсе последствия двигателя. Современные абляционные им-

**Таблица 3.** Сравнительные характеристики ЭРДУ АИПД-45-2 и АИПД-250 [8]

Тип ЭРДУ	АИПД-250	АИПД-45-2
Энергия разряда, Дж	62	55
Потребляемая мощность, Вт	60...120	75...150
Ресурс по запасу рабочего тела, ч	3600	3860
Удельный импульс тяги, м/с	12000	11000
Средняя тяга, мН	1.2...2.4	1.45...2.9
Суммарный импульс тяги, кН·с	15.6	20
Масса вырабатываемого рабочего тела, кг	1.3	1.8
Полная масса ЭРДУ с запасом рабочего тела, кг	8.2	10.5
Цена тяги, Вт/мН	50	52
Отношение тяги к массе ЭРДУ, мкН/кг	296	274
Эффективный удельный импульс тяги, м/с	1900	1900

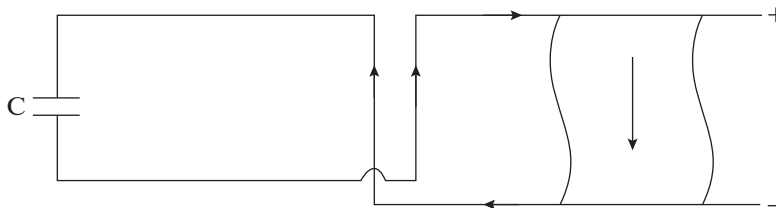


Рис. 11. Упрощенная электрическая схема АИПД с двойным обратным токоподводом.

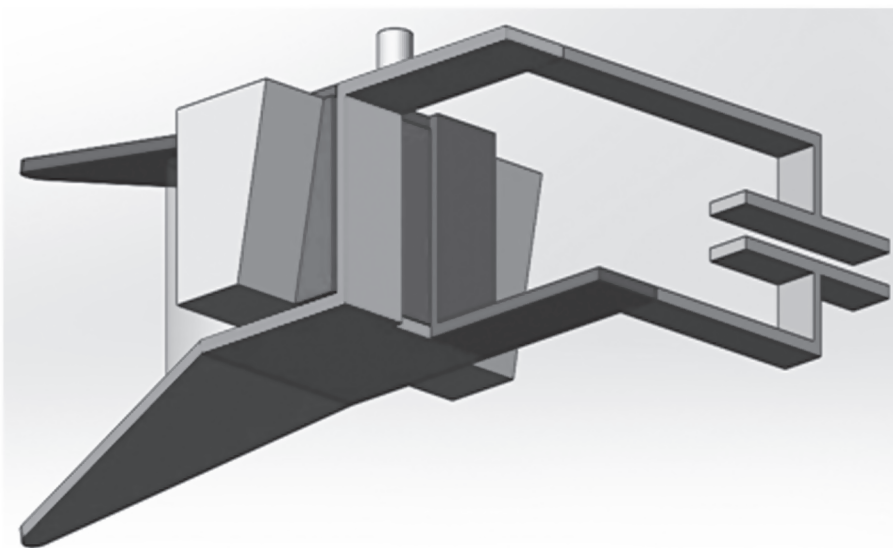


Рис. 12. Внешний вид двойного обратного токоподвода.

пульсные плазменные двигатели используют в качестве рабочего тела фторопласт-4 ( $C_2F_4$ )<sub>n</sub>. При работе двигателя происходит термическая и радиационная деструкция полимера. Поэтому в струе плазмы АИПД присутствует углерод, который может оказывать негативное загрязняющее воздействие на оптические приборы и панели солнечных батарей МКА. Обозначенный фактор загрязняющего воздействия струи двигателя определяет перспективы применения АИПД на МКА.

Расширение области применения ЭРДУ на основе АИПД возможно при условии улучшения их массогабаритных характеристик. Наиболее перспективным путем является облегчение конденсаторного накопителя энергии за счет оптимизации его энергоемкости и разработки специальных силовых конденсаторов с повышенной удельной энергоемкостью. Работы в этом направлении совместно с НИИ ПМЭ МАИ ведутся в АО «НЮКОН» [19].

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Выполненный анализ показывает, что современный этап развития АИПД характеризуется ростом интереса к использованию данного типа двигателя в составе ЭРДУ для МКА с

низким уровнем электрической мощности. При этом определилась область наиболее рационального применения двигательных установок на основе АИПД — поддержание низких орбит высотой от 300 до 600 км и конфигурации орбитальной группировки малых космических аппаратов со сроком активного существования от 1 года до 10–15 лет и располагаемой мощностью системы электропитания от 50 до 300 Вт. Созданы и отработаны перспективные образцы ЭРДУ на базе АИПД для решения указанных задач.

### 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.
3. *Лисаков Ю.В., Лапишинова О.В., Яковлев В.Н.* Исследование эффектов инжекции плазмы с борта орбитального комплекса “Мир” // Тезисы доклада на конференции “Физика плазмы в солнечной системе”, 16–20 февраля 2009 г., ИКИ РАН, программа ОФН-16.
4. *Antropov N., Popov G., Kazeev M.* Ablative Plasma Thrusters R&D in Russia since the Beginning of the 90s (IEPC-2013-68) // 33rd International Electric Propulsion Conference, Washington, USA, 2013.
5. AIAA 2002-3973 On-Orbit Testing of the EO-1 Pulsed Plasma Thruster, 2002 // C. Zakrzwski, S. Benson, P. Sanneman, A. Hoskins.
6. *Rudikov A., Antropov N., Popov G.* Pulsed Plasma Thruster of Erosion Type for a Geostationary Artificial Earth Satellite // 44-th Congress of the IAF, Graz, 1993.
7. *Antropov N.N., Bogaty A.V., Boykachev V.N., Dyakonov G.A., Lyubinskaya N.V., Popov G.A., Semeniukhin S.A., Tyutin V.K., Yakovlev V.N.* Development of Next-generation Ablative Pulsed Plasma Thrusters // 6th Russian-German Conference on Electric Propulsion and Their Application/Procedia Engineering, 2016.
8. *Антропов Н.Н., Богатый А.В., Дьяконов Г.А., Орлов М.М., Попов Г.А., Тютин В.К., Яковлев В.Н.* Разработка абляционных импульсных плазменных двигателей в НИИ прикладной механики и электродинамики // “Космонавтика и ракетостроение”. М.: ЦНИИМАШ, 2008. № 6.
9. *Popov G.A., Antropov N.N.* Ablative PPT. New Quality, New Perspectives // Acta Astronautica 59 (2006). P. 175–180.
10. *Антропов Н.Н., Богатый А.В., Дьяконов Г.А., Любинская Н.В., Попов Г.А., Семенихин С.А., Тютин В.К., Хрусталева М.М., Яковлев В.Н.* Новый этап развития абляционных импульсных плазменных двигателей в НИИ ПМЭ // Вестн. ФГУП “НПО им. С.А. Лавочкина”. 2011. № 5. С. 30–40.
11. *Антропов Н.Н., Богатый А.В., Данышев Ю.Т., Дьяконов Г.А., Любинская Н.В., Нечаев И.Л., Попов Г.А., Семенихин С.А., Тютин В.К., Харламов В.С., Яковлев В.Н.* Корректирующая двигательная установка с абляционным импульсным плазменным двигателем для малых космических аппаратов // Вестн. ФГУП “НПО им. С.А. Лавочкина”. 2013. № 5(21). С. 33–37.
12. *Хартов В.В.* Новый этап создания автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований // Вестн. ФГУП “НПО им. С.А. Лавочкина”. 2011. № 3. С. 3–10.
13. *Смирнов К.Ю., Ушаков Е.Г.* Конструкция космического аппарата нано-класса ТНС-0 № 2 // VII Научно-практическая конференция “Микротехнологии в авиации и космонавтике”. М., 2009.
14. *Voronov S.A.* Study of the ion fluxes in the vicinity of Earth // Meeting of the United Nations Committee on the Peaceful Uses of Outer Space, Vienna, 2010.
15. *Меньшиков В.А.* Многофункциональная космическая система Союзного государства — центральное звено интеграции России и Беларуси в сфере высоких технологий // IV Белорусский космический конгресс. Минск, 2009.
16. *Асташкин А.А., Буров В.А., Журавлев С.В., Карелин А.В., Лапшин В.Б., Пулинец С.А., Твердохлебова Е.М., Шувалов В.А., Яковлев А.А.* Структура параметров геофизических процессов в околоземной среде. Основные принципы концепции перспективной космической системы мониторинга геофизической обстановки. // Гелиогеофизические исследования. Вып. 13. 2015. С. 10–28.
17. Результаты летных испытаний малоразмерного космического аппарата “МКА-ФКИ ПН2” // Доклад Генерального директора ФГУП “НПО им. С.А. Лавочкина” д. т. н. В.В. Хартова на заседании Совета РАН по космосу, 3 декабря 2014 г. (п. 2.1 повестки дня). <http://www.myshared.ru/slide/984115/>
18. Патент № 2664892, РФ, Абляционный импульсный плазменный двигатель, Г.А. Дьяконов, В.Л. Лебедев, Н.В. Любинская, И.Л. Нечаев, С.А. Семенихин. Патентообладатель: Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования “Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)” Приоритет изобретения: 08.12.17 г.
19. *Богатый А.В., Дьяконов Г.А., Марьяшин А.Ю., Нечаев И.Л., Попов Г.А., Халапян К.Г.* Перспективы улучшения массогабаритных характеристик абляционных импульсных плазменных двигателей // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. М.: ОАО “Корпорация ВНИИЭМ”, 2013. Т. 133. № 2. С. 19–26.

---

**Current Status of Works on Development of APPT-Based EPS with APPT in RIAME**

**A. V. Bogatyri<sup>a, \*</sup>, G. A. Dyakonov<sup>a</sup>, N. V. Lyubinskaya<sup>a</sup>, I. L. Nechaev<sup>a</sup>, G. A. Popov<sup>a</sup>,  
S. A. Semenikhin<sup>a</sup>, V. K. Tyutin<sup>a</sup>, and V. N. Yakovlev<sup>a</sup>**

*<sup>a</sup>Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics of the Moscow Aviation Institute  
(RIAME MAI), Moscow, Russia*

*\*e-mail: riame@sokol.ru*

The article covers the history of the development of electric propulsion systems based on ablative pulsed plasma thruster from their first appearance to the present day. The article describes an up-to-date stage of their development, results of research work currently underway at RIAME MAI, and achievements in this area. The article shows the relevance and prospects of the APPT use as a part of EPS for SSC with available onboard electrical power of up to 100 W.

*Keywords:* ablative pulsed plasma thruster, plasma acceleration, electric propulsion system