

## **Импульсные плазменные двигатели в России**

М.Н. Казеев

### **Аннотация**

В статье приводится обзор современных исследований и разработок абляционных импульсных плазменных двигателей и их применений в России. В НИИ ПМЭ МАИ создан ряд летных образцов электроракетных двигательных установок (ЭРДУ) на основе абляционных импульсных плазменных двигателей нового поколения с энергией разряда от 8 Дж до 155 Дж. В Научном Исследовательском Центре (НИЦ) «Курчатовский институт» проводятся исследования физических процессов в мощных АИПД и разрабатывается технология модификации поверхностного слоя конструкционных материалов при воздействии мощных плазменных потоков.

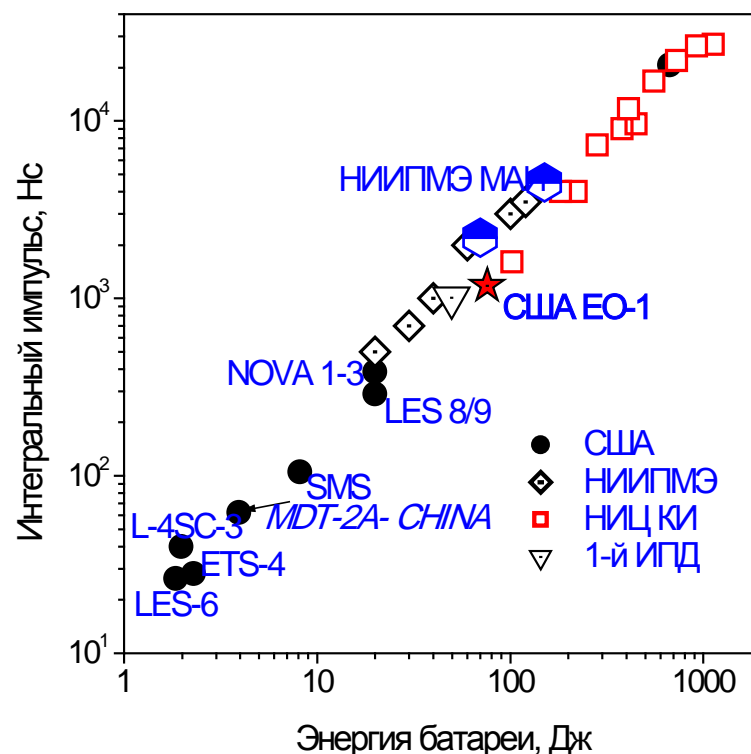
### **Ключевые слова**

абляционный импульсный плазменный двигатель (АИПД); малый космический аппарат (МКА); плазма; электрический разряд

### **Введение**

14 декабря 1964 года на автоматической межпланетной станции «Зонд-2» впервые были использованы электрические ракетные двигатели (ЭРД). Абляционные импульсные плазменные двигатели (АИПД) с электротермическим ускорением плазмы, служили в качестве исполнительных органов систем ориентации [1] стали первыми ЭРД, испытанными в космосе. После успешного запуска и испытаний существенно повысился интерес к исследованию и разработке различных типов ЭРД. В работу были вовлечен целый ряд организаций и большое количество специалистов. Значительно повысилась активность исследований и разработок ЭРД в Европе и США. В итоге, импульсные плазменные двигатели около полувека назад выполнили свою роль, проложив для ЭРД дорогу в космос.

Однако до начала 90-х годов применение АИПД в космосе сдерживалось ограниченностью задач. Несмотря на это в мире был разработан целый ряд различных типов АИПД, часть из них была испытана в космосе. На наиболее мощной лабораторной сборке была зарегистрирована тяга 0.1 Н [2]. Были начаты работы по наземным технологическим применениям АИПД. На рисунке 1 показаны некоторые лабораторные и летные АИПД в координатах интегральный импульс-энергия батареи. В основном, разработки АИПД охватывают диапазон от нескольких джоулей до 100 Дж. В настоящее время на орбите находится космический аппарат EO-1 (США) с АИПД на борту.



**Рис.1. Зависимость интегрального импульса от энергии батареи для некоторых АИПД**

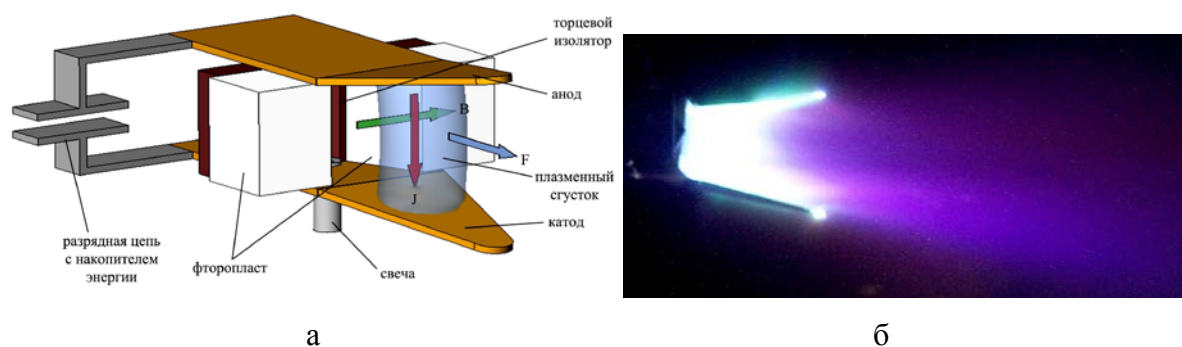
С начала 90-х годов в связи с миниатюризацией космической техники и появлением разработок малых космических аппаратов (МКА) значительно расширяется круг задач, которые могут решать АИПД. Появилась необходимость разработки и создания высокоэффективных плазменных двигателей, способных функционировать и управлять движением космических аппаратов при потребляемой мощности 100 Вт и меньше. Наиболее простым и дешевым двигателем такого класса являлся АИПД, особенностью которого является отсутствие зависимости удельных характеристик двигателя, таких как удельный импульс тяги и тяговая эффективность, от потребляемой мощности. Данное обстоятельство предопределило возрождение интереса к двигателю.

Начиная с 1990-х годов, в НИИ ПМЭ МАИ работы по АИПД были возобновлены. Была выбрана оптимальная для практического применения принципиальная схема двигателя – рельсотрон с боковой подачей рабочего тела [3].

К началу 2000 - х годов в НИИ ПМЭ МАИ были созданы и исследованы лабораторные образцы АИПД нового поколения, отличающиеся существенно повышенными удельными характеристиками. В настоящее время в НИИ ПМЭ МАИ исследуются и разрабатываются АИПД для их космических применений. В НИЦ «Курчатовский Институт» ведутся работы по исследованию физических процессов в данных двигателях и их применениям в технологии модификации поверхностей.

### Исследования и разработки НИИ ПМЭ МАИ

Разработанные в НИИ ПМЭ МАИ ЭРДУ [4] используют АИПД рельсовой геометрии с боковой подачей плазмообразующего вещества (рабочего тела). Принципиальная схема этой разновидности АИПД и фотография электрического разряда представлены на рисунке 2. В простейшем варианте двигатель содержит: конденсаторную батарею, выполняющую функцию накопителя энергии; электроды; торцевой изолятор; фторопластовые шашки рабочего тела и высоковольтную свечу инициирования разряда. Поверхности электродов, торцевого изолятора и рабочие поверхности шашек образуют ускорительный канал двигателя. При термическом истечении плазмы эффективность двигателя является весьма низкой и часто не превышает нескольких процентов.



а - принципиальная схема рельсовой геометрии, б - электрический разряд в ускорительном канале

### Рис.2. Абляционный импульсный плазменный двигатель

Оптимизация параметров электрической цепи и геометрии ускорительного канала позволяют получить максимально возможный электродинамический вклад в эффективность двигателя при достаточно высоком удельном импульсе. Тем не менее, наблюдается существенное временное рассогласование ввода энергии и массы в ускорительный канал.

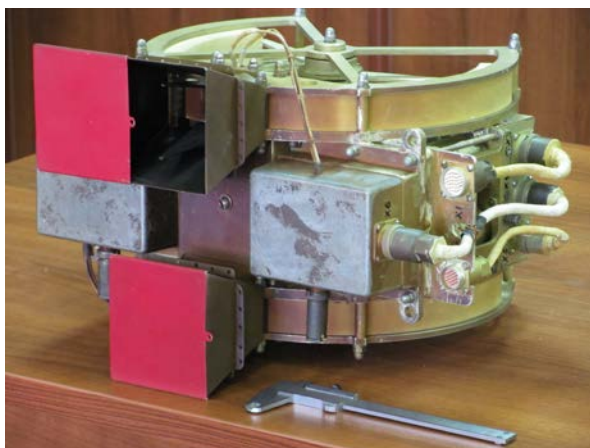
Значительная часть массы плазмобразующего вещества поступает в канал уже после того, как разряд практически завершился. Эта часть плазменного потока ускоряется только до тепловых скоростей, что приводит к снижению удельного импульса и тяговой эффективности двигателя. В целом, несмотря на схемную и конструктивную простоту и дешевизну, высокоэффективные АИПД нового поколения, требуют, как правило, длительной и дорогостоящей экспериментальной доводки. При этом в зависимости от заданных критериев оптимизации, находится необходимый компромисс между электродинамическим КПД, согласованием ввода энергии и массы в разрядный канал и другими характеристиками двигателя.

В настоящее время в НИИ ПМЭ МАИ разработан ряд ЭРДУ с энергией разряда от 8 Дж до 155 Дж. Основные характеристики двигательных установок представлены в таблице 1. Внешний вид одной из ЭРДУ, прошедшей полный объем наземной экспериментальной отработки, показан на рисунке 3. Все двигательные установки предназначены для коррекции и поддержания орбиты низкоорбитальных МКА.

**Таблица 1**

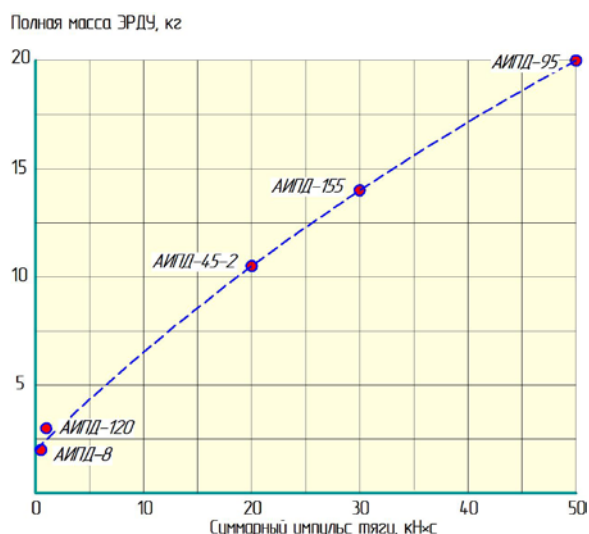
**Характеристики ЭРДУ на основе АИПД, разработанных в НИИ ПМЭ МАИ**

Тип ЭРДУ	АИПД-8	АИПД-120	АИПД-45-2	АИПД-155	АИПД-95
Состояние отработки	Лабораторный образец	Прототип летного образца	Летный образец	Летный образец	Лабораторный образец
Назначение	Технологический наноспутник типа ТНС РКС [5]	Микро-спутник массой до 100 кг	МКА-ФКИ ПН-2 НПОЛ [6]	МС [12] Союз-Сат-О НИИКС ; ПО«По лет»	УКП-250 ВНИИЭМ; НИИЭМ [7]
Энергия разряда, Дж	8	20	55	88	155
Потребляемая мощность, Вт	10...20	60	75...150	70...140	170
Число импульсов (ресурс)	$5,5 \cdot 10^6$	$2 \cdot 10^6$	$1,67 \cdot 10^7$	$1,5 \cdot 10^7$	$1,5 \cdot 10^7$
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

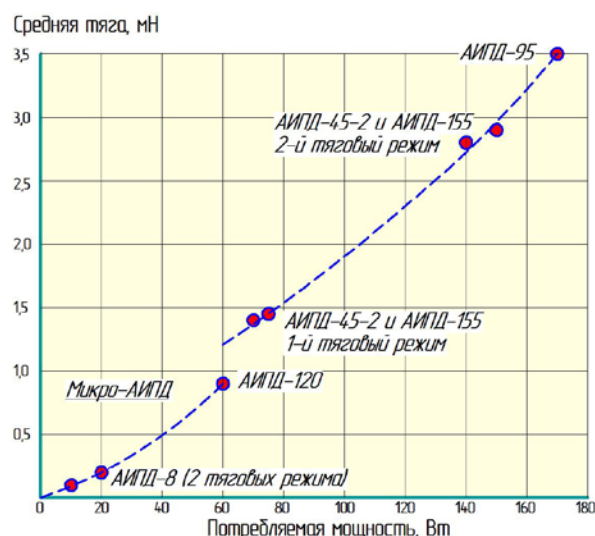


**Рис.3. Внешний вид ЭРДУ АИПД-45-2**

Энергия разряда прямо определяет размерность ускорительного канала, конденсаторной батареи АИПД и площадь поперечного сечения шашек рабочего тела. Поэтому, как видно из диаграмм, представленных на рисунках 4 и 5, энергия разряда конденсаторной батареи, размерность ЭРДУ и ее полная масса однозначно определяются заданным суммарным импульсом тяги. Средняя тяга АИПД практически линейно зависит от потребляемой ЭРДУ мощности. Небольшое отклонение от линейности связано с ростом удельного импульса при увеличении энергии разряда.



**Рис.4. Зависимость полной массы ЭРДУ от суммарного импульса тяги**



**Рис.5. Зависимость средней тяги ЭРДУ от потребляемой мощности**

В настоящее время наиболее отработаны ЭРДУ АИПД-45-2 и АИПД-155 (по состоянию на 2011 год они прошли полный объем наземной экспериментальной отработки и находятся в стадии приемо-сдаточных испытаний летных образцов [4]).

### ЭРДУ на основе АИПД малой мощности

Оценки показывают, что многие научные и прикладные задачи в космосе в ближайшем будущем будут решаться КА массой 50 кг и менее, в том числе так называемыми

сверхмалыми КА (наноспутниками) с массой менее 10 кг. Наиболее эффективно использование таких КА в орбитальных группировках, содержащих от нескольких единиц до нескольких десятков аппаратов. Количество КА в группировках определяется как необходимостью оптимального решения поставленной задачи, так и массой (следовательно, стоимостью самого КА, его выведения на рабочую орбиту и эксплуатации). Если необходимо обеспечить квазинепрерывное наблюдение любого участка местности, доставку информации пользователю в реальном масштабе времени, то следует использовать многоспутниковую орбитальную космическую систему на базе сверхмалых КА, поскольку только такая система может быть экономически эффективной. Использование космических систем на основе микро-КА является новым, перспективным, объективно необходимым направлением развития космической техники [8].

В настоящее время в НИИ ПМЭ МАИ разработан ряд микро-АИПД малой мощности с энергией разряда от 4 до 20 Дж. Их наиболее близкими зарубежными аналогами являются: коаксиальный  $\mu$ -РРТ [9], а также АИПД, установленный на спутнике Earth Observer 1 (EO-1) [10], который имеет рельсовую геометрию, довольно высокую энергию разряда и потребляемую мощность, но не может претендовать на двигатель коррекции КА в связи с очень низким суммарным импульсом тяги. Сравнительные характеристики данных двигателей приведены в таблице 2. Видно, что двигатель разработки НИИ ПМЭ МАИ обладает более высокими характеристиками. Это позволяет рассматривать его как наиболее перспективный микродвигатель для коррекции орбит малоразмерных КА, а также для других задач МКА, описанных выше.

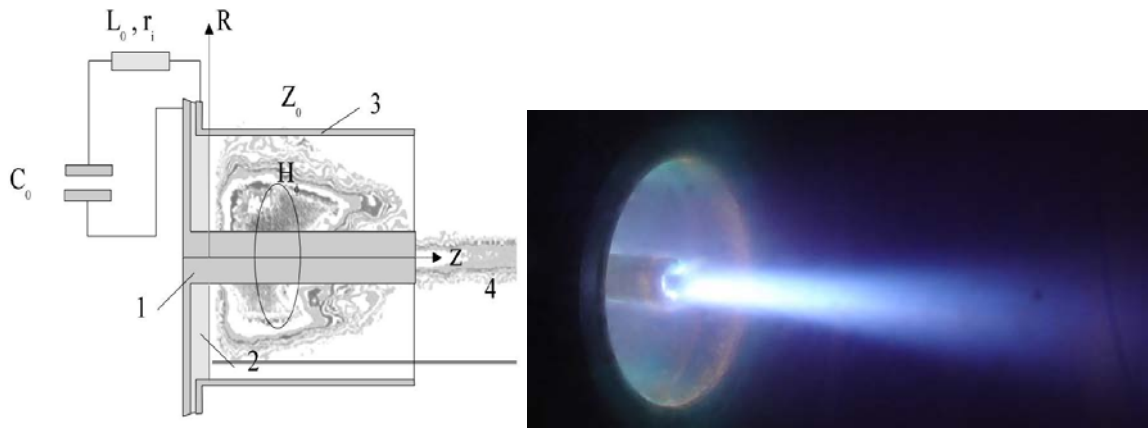
Таблица 2

## Сравнительные характеристики ЭРДУ на основе микро-АИПД

Параметр	μ-РРТ лабораторный образец [9]	АИПД ЕО-1 (США)[10]	АИПД-8 НИИ ПМЭ МАИ
Энергия разряда, Дж	1	56	8
Потребляемая мощность, Вт	20	60	10...20
Ресурс по числу импульсов	нет данных	$5.3 \times 10^5$	$5.5 \times 10^6$
Тяговая эффективность, %		8,0	4,3
Удельный импульс тяги, м/с		10400	5200
Единичный импульс тяги, мН×с	0.002	0.86	0.11
Средняя тяга, мН	0.03		0.11...0.22
Суммарный импульс, кН×с	нет данных	0.46	0.6
Масса ЭРДУ с рабочим телом, кг	0.5	4.95	2.0
Эффективный удельный импульс тяги, Н×с/кг	нет данных	93	300

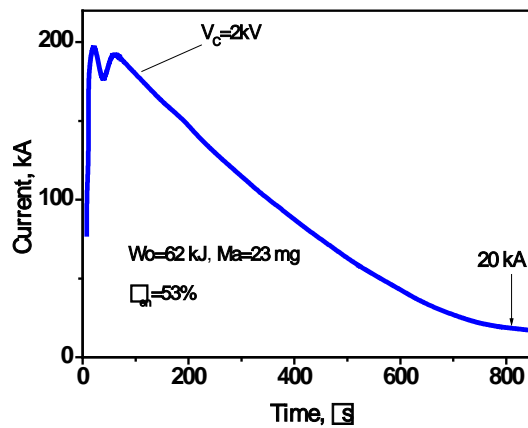
## Работы НИЦ «Курчатовский Институт»

В НИЦ «Курчатовский Институт» проводятся исследования коаксиальной геометрии АИПД с большими энергиями электрического разряда, 100...10000 Дж и длительностью импульса тока 10...1000 мкс. Схема коаксиального ИПД и фотография разряда приводятся на рисунке 6. Для изучения квазистационарного режима АИПД в широком диапазоне разрядного времени, использовался коаксиальный двигатель с торцевой подачей рабочего тела. Внешний и внутренний электроды, диаметрами 10 см и 2 см соответственно, изготовлены из меди. Источник энергии для питания АИПД состоит из двух батарей конденсаторов. Первая напряжением 30 кВ и емкостью равной 97 мкФ. Емкость второй составляет  $3 \times 10^{-2}$  Ф при максимальном зарядном напряжении 5 кВ. Инициация разряда происходит при разряде конденсатора высокого напряжения. Время нарастания разрядного тока близко 10 мкс. При достижении максимума тока к АИПД подключается второй конденсатор большей емкости. Таким образом, был реализован экспериментальный абляционный разряд с большим максимальным током и миллисекундным временем разряда [11]. Было показано, что в данной конфигурации имеет место устойчивое течение плазмы в течение всего времени импульса. Осциллограмма разрядного тока приведена на рисунке 7.



1- центральный электрод (катод), 2- рабочее тело (тефлон), 3- внешний электрод, 4- поток плазмы,  $C$ ,  $L$ ,  $r$  – параметры электрической цепи источника питания

**Рис.6. Схема коаксиального ИПД и фотография разряда**



**Рис.7. Осциллограмма разряда в коаксиальном ИПД с большой длительностью разряда**

Высокоскоростная фоторегистрация показывает, что на выходе АИПД формируется плазменный поток с диаметром 2 см. Время жизни этого потока соответствует времени протекания тока.

Результаты экспериментов по определению характеристик АИПД высокой мощности приведены в таблице 3. Для всех режимов работы АИПД, эффективность передачи мощности из источника к АИПД относительно высока. Некоторое уменьшение эффективности для последних экспериментов может быть объяснено потерями в коммутирующих переключателях и кабельном мосте основной батарее конденсаторов высокой емкости. В самом начале электрического разряда в ускорительном канале нет никакой осевой симметрии, затем разряд становится симметричным. Динамика плазменного потока и интегральные параметры АИПД высокой мощности хорошо описываются в рамках двумерной нестационарной численной модели [12].

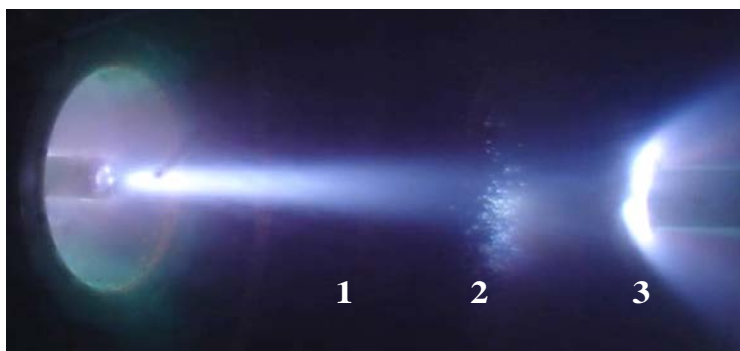


## Характеристики АИПД большой мощности

$V_0$ , кВ	$W_{\text{бат}}$ , Дж	Тепловая эффективность	$P_{\text{bit}}$ , мН×с	$I_{\text{sp}}$ , с	Расход массы, мг
2	182	0.84	4	3600	0.11
2.5	284	0.83	7.3	3100	0.24
3	410	0.88	11.7	2800	0.41
4	728	0.87	21.8	2800	0.79
4,5	921	0.81	26.4	2700	0.99
10	6000	0.7	100	5000	2.2
2*	82000	0.53	-	5300	23

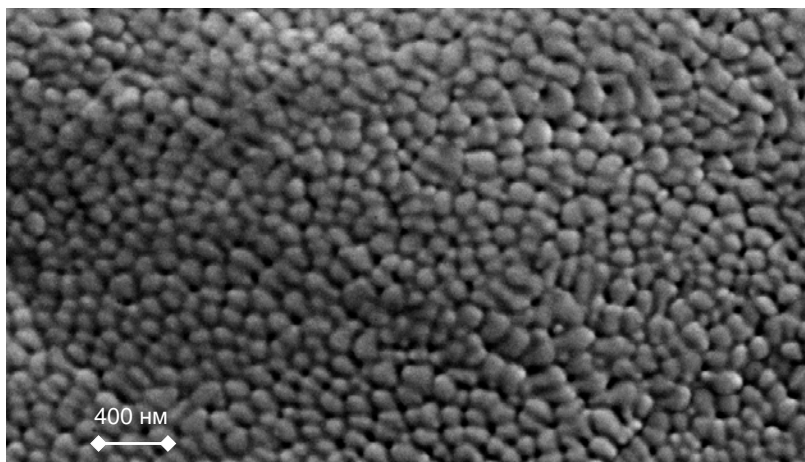
При использовании в технологии абляционные АИПД обладают рядом преимуществ, связанных с их относительно несложной, по сравнению с другими ускорителями плазмы конструкцией (отсутствие быстродействующих клапанов, коммутирующих устройств, возможность увеличения длительности импульса до миллисекунд), сохранением рабочего тела в компактной форме, надежности и т.д. Кроме того, ускоренный плазменный поток может иметь преимущества по сравнению с лазерными [13] и рядом химических технологий из-за его низкой стоимости. Важными факторами являются также возможность обработки больших поверхностей и относительно высокая энергия частиц, что обещает достаточно высокую производительность. Энергии ионов достигают 3 кэВ, а энергия плазмы в потоке составляет от 0.1 до 100 Дж/см<sup>2</sup>. Энергия, поглощаемая образцом, сначала распределяется в тонком скин-слое и далее распространяется в образец за счет теплопроводности.

Плазма ИПУ состоит из атомов и ионов фтора и углерода. Для технологических целей этот состав плазмы в настоящее время не востребован. Поэтому необходимо обогащать поток плазмы, например, вольфрамом или молибденом, которые предпочтительны для модификации поверхностного слоя конструкционных материалов. Обогащение потока производилось при столкновении плазменного потока с облаком пеллетов протяженностью 1-2 см и массой в сечении взаимодействия около 1 мг (см. рисунок 8).



**Рис.8. Фото взаимодействия потока плазмы с пеллетами, состоящими из наночастиц вольфрама размером 110 нм**

Увеличение плотности пеллетов приводит к отражению потока. Исследование поверхности образцов после импульсной плазменной обработки проводилось на сканирующем электронном микроскопе с разрешением 10 нм. Как видно на рисунке 9 при взаимодействии потока плазмы также изменяется и структура поверхностного слоя.



**Рис.9. Структура поверхностного слоя образца после взаимодействия с потоком плазмы**

В целом, в результате экспериментов разработана методика введения примесей в мощный импульсный плазменный поток, при обработке потоком образцов из Ст. 45 получено значительное увеличение твердости поверхностного слоя стали (в 3.4 раза). При обработке плазменным потоком, содержащим примеси, получена имплантация примеси циркония на глубине 4 мкм с концентрацией 2...4 %. Для вольфрама 1 мкм и 1 %, соответственно. Плазменная обработка приводит к сильному уменьшению размеров зерна (примерно на два порядка) в поверхностных слоях образцов. В результате средний размер зерна стали X18H10T уменьшается с 20 мкм до 0.1 мкм.

### **Заключение**

В настоящее время в России работы по АИПД ведутся, в основном, в НИИ ПМЭ МАИ и в НИЦ «Курчатовский институт».

В НИИ ПМЭ МАИ создан ряд летных образцов ЭРДУ на основе АИПД нового поколения с энергией разряда от 8 до 155 Дж. Они предназначены 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 потребляемой мощности от 10 до 200 Вт.

В НИЦ «Курчатовский институт» проводятся исследования физических процессов в мощных АИПД и разрабатывается технология модификации поверхностного слоя конструкционных материалов при воздействии мощных плазменных потоков. Реализован

устойчивый абляционный разряд с большим средним током и миллисекундным временем разряда. Разработана методика введения примесей в мощный импульсный плазменный поток. При обработке плазменным потоком образцов из Ст. 45 получено значительное увеличение твердости поверхностного слоя стали (в 3.4 раза) и имплантация примеси.

### **Библиографический список**

1. Л.А. Пец, А.И.Симонов, В.А. Храбров, Как был разработан первый электрический ракетный двигатель, «Земля и Вселенная», № 6, 2005, с. 57-60.
2. Youri A. Alexeev, Michael N. Kazeev, High Power Ablative Pulse Plasma Thruster Facility, Proceedings of Second European Spacecraft Propulsion Conference, ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, 27-29 May 1997, ESA SP-398, p.383-387.
3. 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.
4. Антропов Н.Н., Богатый А.В., Дьяконов Г.А., Любинская Н.В., Попов Г.А. и др., Новый этап развития абляционных импульсных плазменных двигателей в НИИ ПМЭ, ВЕСТНИК ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина», 5, 2011, с. 30-40.
5. К.Ю. Смирнов, Е. Г. Ушаков. Конструкция космического аппарата нано-класса ТНС-0 № 2 // VII Научно-практическая конференция «Микротехнологии в авиации и космонавтике». М.: 2009.
6. S. A. Voronov. 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.
7. Л. Макриденко, Б. Шустов. Перспективные спутники ВНИИЭМ – новая ступень в развитии орбитальной космической техники // «Российский космос» №2 (62), 2011.
8. Романов А.А., Селиванов А.С., Урличич Ю.М., Тенденции развития технологий сверхмалых КА и новых спутниковых систем на их основе, VII Научно-практическая конференция «Микротехнологии в авиации и космонавтике». Москва, 2009. С. 10-12.
9. Burton R.L., Rysanek F., Antonsen E.A., Wilson M.J. et al., Pulsed Plasma Thruster Performance for Microspacecraft Propulsion, Micropropulsion for Small Spacecraft. Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 187, 2000, p. 337-352.
10. Zakrzwski C., Benson S., Sanneman P., Hoskins A., On-Orbit Testing of the EO-1 Pulsed Plasma Thruster, AIAA 2002-3973.]
11. Michael N. Kazeev, Vladimir F.Kozlov, Ablation-Fed Discharge Characteristics, Proceedings of the 31st International Electric Propulsion Conference on Disc [CD-ROM], University of Michigan, Ann Arbor, Michigan, USA, September 20 – 24, 2009, paper IEPC-2009-249.

12. Kazeev, M. N., Kozlov V. F., Popov G. A., “Two-Dimensional Numerical Simulation of Coaxial APPT”, Proceedings of the 27th International Electric Propulsion Conference on Disc [CD-ROM], USA, Pasadena, California, October 14-19, 2001 IEPC-01-159.
13. Мирзоев Ф. Х., Панченко В. Я., Шелепин Л. А., Лазерное управление процессами в твердом теле, УФН, т.166 с. 3–32 (1996).

#### **Сведения об авторе**

КАЗЕЕВ Михаил Николаевич, начальник лаборатории Научно-исследовательский центр «Курчатовский институт», к.ф-м.н.

НИЦ «Курчатовский институт», пл. Курчатова, 4, Москва, 123182;

тел.: (499)196-78-55; e-mail: [kazeev@nfi.kiae.ru](mailto:kazeev@nfi.kiae.ru)