

ФГБУ НАУКИ ИНСТИТУТ СИЛЬНОТОЧНОЙ ЭЛЕКТРОНИКИ  
СИБИРСКОГО ОТДЕЛЕНИЯ РАН  
(ИСЭ СО РАН)

УДК 537.52; 621.316.5; 629.7.03

УТВЕРЖДАЮ  
Директор института,  
чл.-корр. РАН

\_\_\_\_\_ Н.А. Ратахин  
«\_\_» \_\_\_\_\_ 2012г.

ОТЧЕТ

о патентных исследованиях № 2012.10.26

(ГОСТ Р15.011-96)

по теме

«Развитие диагностического комплекса на базе НОЦ «Сильноточная электроника» в ИСЭ СО РАН и проведение исследований по диагностике плазмы дуги в вакуумных сетевых выключателях и плазмы лазерной абляции жидкометаллической мишени в лазерно-плазменных двигателях малых космических аппаратов»

Государственный контракт № 14.740.11.0317 (этап 5)

Руководитель темы,  
к.ф.-м.н.

\_\_\_\_\_ А.В. Батраков

Томск 2012

## СПИСОК ИСПОЛНИТЕЛЕЙ

Руководитель темы

к.ф.-м.н., зав. лаб. \_\_\_\_\_ А.В. Батраков  
подпись, дата

Исполнители

вед.инженер ГИДИС \_\_\_\_\_ Н.А. Лосева  
подпись, дата

к.ф.-м.н., с.н.с. \_\_\_\_\_ С.А. Попов  
подпись, дата

## Содержание

Общие данные об объекте исследования.....	4
Основная (аналитическая) часть.....	4
Заключение.....	7
Приложение 1.....	8
Приложение 2.....	9
Приложение 4.....	10

## **Общие данные об объекте исследования**

Объектом настоящего патентного поиска являются электрореактивные двигатели, способные обеспечивать тягу, изменяемую в широком диапазоне значений от долей Н до долей мН. Верхний предел требуемых значений тяги обусловлен необходимостью разгона (торможения) аппарата при смене орбиты, а нижний предел – при ориентации аппарата. Как правило, разделение функций подразумевает использование различных двигательных установок. Однако безусловный интерес представляет разработка комбинированных двигателей, объединённых общим рабочим телом.

## **Основная (аналитическая) часть**

Патентный поиск осуществлялся по вопросам конструкций и принципа работы электрореактивных двигателей, основанных на импульсном вакуумном разряде. Данное направление поиска связано с тем, что при выполнении НИР, являющейся основанием для данного поиска, были разработаны принципы создания мишенно-соплового узла лазерно-плазменного двигателя, способного обеспечивать малые значения тяги двигателя с высокой точностью их предустановки. В то же время, лазерно-плазменные двигатели на настоящем этапе развития лазерной техники не могут обеспечивать большие значения тяги. С другой стороны, большие значения тяги обеспечивают импульсные электроразрядные двигатели, в которые, по мнению исполнителей данной НИР, может быть интегрирован мишенно-сопловый узел с жидкометаллическим рабочим телом, разработанный в рамках данной НИР. Такая интеграция подразумевает горение вакуумного разряда в промежутке, образованном жидкометаллическими электродами. При анализе привлекалась информация об изобретениях, раскрытая в охранных документах. По фонду охранных документов СССР и России в процессе поиска для дальнейшего анализа было отобрано 4 патента Российской Федерации, 2 патента Евросоюза и 43 патента США. Список отобранных для анализа источников с указанием наиболее существенных технических особенностей приведен в Приложении 4 Отчета о патентных исследованиях.

Для реализации идеи импульсного электроразрядного промежутка с жидкометаллическими электродами в качестве электрореактивного двигателя наиболее близкими техническими решениями являются:

1. Плазменные ускорители, основанные на принципе рельсотрона (rail-gun thruster).
2. Импульсные торцевые плазменные ускорители (pulsed arc-jet thruster, pulsed plasma thruster).
3. Электроэрозионные плазменные ускорители на основе разряда по поверхности диэлектрика (pulsed ablating thruster).

Первые импульсные плазменные ускорители были созданы в 60-х годах прошлого века и являлись торцевыми ускорителями (US3159966, US3321919, US3360988) и рельсотронами (US3221212, US3298179) на основе газа в качестве рабочего тела. Наличие газа обеспечивает лёгкое (при относительно низких напряжениях) и стабильное инициирование разряда, что является ключевым условием для импульсного режима его горения. Это обстоятельство является причиной того, что, несмотря на недостатки использования газа в качестве рабочего тела, ускорители на основе газа продолжают совершенствоваться вплоть до настоящего времени (US4995231, US5866871, EP1015161, US6084198, US6300720, US6696792).

Основным недостатком использования газа в качестве рабочего тела является необходимость оснащения двигателя резервуаром высокого давления, что является неиспользуемой массой. Данная проблема успешно решается путём использования твёрдого тела в качестве рабочего тела (US3447322, US3603089, US3636709, US3735591, US5033355, US5439191, RU2143586, US5924278, US6153976, RU2146776, US6216445, US6269629, US6295804, US6769241, US6818853, US7068226, US7053333, US7408303, US20080253040, US7518085, US7530218, US7530219, US20100024385, US7926257, US7926258, EP1668966). В качестве рабочего тела в этих двигателях используется диэлектрик. Разряд инициируется пробоем по поверхности диэлектрика, но для этого требуется высокое напряжение, значительно превышающее напряжение горения разряда после пробоя. Поскольку температура плазмы достаточно высока не только для парообразования твёрдого вещества, но и для ионизации паров, использование твёрдого диэлектрика в

качестве рабочего тела оправдано. Прогресс в развитии этого направления электрореактивных двигателей был и продолжает быть сосредоточен на максимально полном использовании рабочего тела.

С целью понижения напряжения инициирования разряда был разработан двигатель (US6001426), в котором внутрь разрядной ячейки вставляется тонкая проволока, электрический взрыв которой инициирует разряд. Однако такое техническое решение не нашло широкого применения, поскольку устройство требует наличия в своём составе механизма подачи проволоки.

Наиболее полного использования рабочего тела удаётся добиться путём использования жидкого рабочего тела (RU2266428 и RU2358153). При этом разряд развивается по поверхности твёрдого диэлектрика, смоченного диэлектрической жидкостью. В этом случае твёрдый диэлектрик не эродирует, и, тем самым, достигается высокая стабильность параметров разряда. Устройства такого типа требуют дополнительного механизма подачи жидкости, что значительно усложняет конструкцию устройств.

Жидкость способна течь сама под действием капиллярных сил, восстанавливая тем самым форму рабочего тела, необходимую для стабильной работы двигателя. Это свойство жидкого рабочего тела успешно использовано в электростатических двигателях на основе жидкометаллического источника ионов, функционирующего за счёт полевого испарения и ионизации пара на вершине конуса Тейлора (US4328667, US7690187, US7827779, US8080930, US20120144796). Данное свойство жидкого рабочего тела используется также в торцевом двигателе (US7302792) с инициированием разряда пробоем по поверхности диэлектрика. Однако в такой конфигурации использование жидкометаллического рабочего тела не всегда оправдано, поскольку жидкий металл растекается по поверхности диэлектрика, приводя к падению сопротивления между электродами, и для инициирования разряда требуются значительно бóльшие токи.

Следует отметить, что с точки зрения создания реактивной тяги наиболее перспективным рабочим телом является тяжёлый металл (наиболее компактное хранение массы). В совокупности с преимуществами жидкости одним из наиболее перспективных материалов для использования в качестве рабочего тела

электрореактивного двигателя может рассматриваться висмут как тяжёлый и одновременно легкоплавкий металл, при этом нетоксичный.

Большой интерес в решении проблемы расширения рабочего диапазона значений тяги двигателя представляют комбинированные двигатели. Такие двигатели активно разрабатываются в последние годы, и они основаны преимущественно на сочетании химического ракетного двигателя с электрореактивным с использованием общего соплового узла (например, US7703273) и значительно реже на сочетании двух электрореактивных двигателей в одном устройстве (US7395656).

### **Заключение**

Таким образом, в качестве итога данного аналитического обзора можно сделать следующие выводы:

1. Использование жидкого металла в качестве рабочего тела электрореактивных двигателей имеет ряд преимуществ.
2. Можно утверждать, что ниша комбинированных электрореактивных двигателей в настоящее время остаётся слабо разработанной, и новые технические решения, не требующие создания сложных устройств, но позволяющих при этом существенно расширять диапазон значений тяги двигателя, представляют большой практически интерес.

ПРИЛОЖЕНИЕ 1 (обязательное)

**ЗАДАНИЕ НА ПРОВЕДЕНИЕ ПАТЕНТНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ**

УТВЕРЖДАЮ

Зав. Лабораторией вакуумной электроники

\_\_\_\_\_  
А.В. Батраков  
20 августа 2012 г.

**ЗАДАНИЕ № 1**

на проведение патентных исследований

**Наименование работы (темы):** «Развитие диагностического комплекса на базе НОЦ «Сильноточная электроника» в ИСЭ СО РАН и проведение исследований по диагностике плазмы дуги в вакуумных сетевых выключателях и плазмы лазерной абляции жидкометаллической мишени в лазерно-плазменных двигателях малых космических аппаратов».

**Шифр работы (темы):** «2010-1.2.2-230-009-015»

**Этап работы:** пятый, **срок выполнения** 26 октября 2012 г.

**Задачи патентных исследований:** Определение уровня техники гибридных электрореактивных двигателей.

**Ретроспективность поиска** – 1962 – 2012 гг.

**КАЛЕНДАРНЫЙ ПЛАН**

Виды патентных исследований	Подразделения исполнители (соисполнители)	Ответственные исполнители (Ф.И.О.)	Сроки выполнения патентных исследований. Начало. Окончание	Отчетные документы
Поиск и отбор патентной документации в соответствии с регламентом	Лаборатория вакуумной электроники ИСЭ СО РАН	Попов С.А.	20.08.2012 – 10.09.2012	Справка о поиске. Приложение 3
Систематизация и анализ отобранной документации	Лаборатория вакуумной электроники ИСЭ СО РАН	Попов С.А.	11.09.2012 – 15.10.2012	таблица В.6.1. Обзор.
Составление отчета в соответствии с ГОСТ Р 15.011-96	Лаборатория вакуумной электроники ИСЭ СО РАН	Попов С.А.	16.10.2012 – 25.10.2012	Отчет о патентных исследованиях

Ведущий инженер ГИДИС

\_\_\_\_\_  
Н.А. Лосева

Зав. Лабораторией вакуумной электроники

\_\_\_\_\_  
А.В. Батраков



**ПРИЛОЖЕНИЕ 2 (обязательное)**

**РЕГЛАМЕНТ ПОИСКА №1**

20 августа 2012 г.

**Наименование работы (темы):** «Развитие диагностического комплекса на базе НОЦ «Сильноточная электроника» в ИСЭ СО РАН и проведение исследований по диагностике плазмы дуги в вакуумных сетевых выключателях и плазмы лазерной абляции жидкометаллической мишени в лазерно-плазменных двигателях малых космических аппаратов».

**Шифр работы (темы)** «2010-1.2.2-230-009-015»

**Номер и дата утверждения задания:** № 1 от 20 августа 2012 г.

**Этап работы** пятый.

**Цель поиска информации:** Определение уровня техники гибридных электрореактивных двигателей.

**Обоснование регламента поиска:** Патентные исследования в странах Россия, СНГ, США, Канада, Страны Евросоюза, Япония, Китай с глубиной поиска 50 лет.

**Начало поиска:** 20 августа 2012 г.

**Окончание поиска:** 15 октября 2012 г.

Предмет поиска		Источники информации, по которым будет производиться поиск	
		Патентные	
Объект исследования	Страна поиска	Наименование	Классификационные рубрики МПК
Мишенные узлы лазерно-плазменных двигателей	Россия СНГ СССР	Электронная база данных ФГУ ФИПС, электронная библиотека e-library	B05D, B23K B63H, B64G F02K, F03H F41B, G21D H01J, H01Q H05B, H05H
	США	Электронная библиотека «United States Patent and Trademark Office»	
	Канада	Электронная библиотека «Canadian Intellectual Property Office»	
	Страны Евросоюза, Япония, Китай, США	Электронная библиотека «European Patent Office», электронная библиотека e-library, база данных SCIRUS	

Зав. ЛВЭ \_\_\_\_\_ А.В. Батраков

Исполнитель, с.н.с. \_\_\_\_\_ С.А. Попов

Ведущий инженер ГИДИС \_\_\_\_\_ Н.А. Лосева

ОТЧЕТ О ПОИСКЕ

Поиск проведен в соответствии с заданием руководителя темы Батракова А.В., зав. лаб., № 1 от 20 августа 2012 г. и Регламентом поиска № 1 от 20 августа 2012 г.

**Шифр работы (темы)** «2010-1.2.2-230-009-015»

**Этап работы** пятый.

**Начало поиска** 20 августа 2012 г. **Окончание поиска** 15 октября 2012 г.

**Сведения о выполнении регламента поиска:** Регламент выполнен в полном объеме.

**Материалы, отобранные для анализа**

Таблица В.6.1. Патентная документация

Предмет поиска: (объект исследования, его составные части)	Страна выдачи, вид и номер охранного документа, классификационный индекс МПК	Заявитель, страна. Номер заявки, дата подачи заявки	Название изобретения, полезной модели.
Электрореактивные двигатели на основе торцевых ускорителей плазмы с газовым (паровым) питанием	патент US3159966, 8.12.1964.	D.L. Curtis. Litton Systems Inc. (USA)	Ionization and plasma acceleration apparatus
	патент US3321919, 30.05.1967.	A.J. Marolda. High Voltage Engineering Corp. (USA)	Apparatus for generating high density plasma
	патент US3360988, 02.01.1998.	H.A. Stine et.al. The USA as represented by the Administrator of the National Aeronautics and Space Administration	Electric arc apparatus
	патент US4995231, 26.02.1991, F02K 11/00.	R.D. Smith et. al. Olin Corp. (USA)	Performance arcjet thruster

	патент US5866871, 02.02.1999, B23K 10/00.	D. Birx.	Plasma gun and methods for the use thereof
	патент EP1015161, 21.06.2006, H01J 27/04.	L.D. Birx. Science Research Laboratory, Inc, (USA)	Plasma gun and method using the latter
	патент US6084198, 04.07.2000, B23K 10/00.	D. Birx.	Plasma gun and methods for the use thereof
	патент US6216445, 17.04.2001, G21D 1/00; H05B 1/00.	D.C. Byers et. al. TRW Inc., California Institute of Technology (USA)	Micro pulsed plasma thruster and method of operating same
	патент US6696792 24.02.2004, H01J 33/00.	J.E. Foster. The United States of America as represented by the United States National Aeronautics and Space Administration	Compact plasma accelerator
	патент US7530218 12.05.2009, F03H 1/00.	D.H. Simon et. al. The Johns Hopkins University (USA)	Pulsed plasma thruster using vapor
	патент US3603089, 07.09.1971, F02K 7/08.	D.W. Esker et.al. McDonnell Douglas Corp. (USA)	Plasma arc thruster

<p>Электрореактивные двигатели на основе торцевых ускорителей плазмы с твердотельным питанием</p>	<p>патент US5924278, 20.07.1999, F03H 1/00.</p>	<p>R.L. Burton et. al. The Board of Trustees of the University of Illinois (USA)</p>	<p>Pulsed plasma thruster having an electrically insulating nozzle and utilizing propellant bars</p>
	<p>патент RU2146776, 20.03.2000, F03H 1/00.</p>	<p>Вершинин Ю.Н. и др. Институт электрофизики Уральского отделения РАН (RU)</p>	<p>ИМПУЛЬСНЫЙ ПЛАЗМЕННЫЙ РЕАКТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ ТОРЦЕВОГО ТИПА НА ТВЕРДОМ РАБОЧЕМ ТЕЛЕ</p>
	<p>патент US6269629, 07.08.2001, G21D 1/00, H05B 1/00.</p>	<p>G.G. Spanjers. The USA as represented by the Secretary of the Air Force</p>	<p>Micro-pulsed plasma thruster having coaxial cable segment propellant modules</p>
	<p>патент US6818853 16.11.2004, B23K 10/00.</p>	<p>J. Schein et. al. Alameda Applied Sciences Corp. (USA)</p>	<p>Vacuum arc plasma thrusters with inductive energy storage driver</p>
	<p>патент EP1668966 14.06.2006, H05H 1/54, F03H 1/00, H05H 1/00, B64G 1/40, B64G 1/22.</p>	<p>N.A. Antropov. Государственный НИИ прикладной механики и электродинамики (RU)</p>	<p>Pulsed plasma accelerator and method</p>
	<p>патент US7053333 30.05.2006, B23K 10/00.</p>	<p>J. Schein et. al. Alameda Applied Sciences Corp. (USA)</p>	<p>Vacuum arc plasma thrusters with inductive energy storage driver</p>
	<p>патент US7408303 05.08.2008, H01J 7/24.</p>	<p>N.N. Antropov et. al. Государственный НИИ прикладной механики и электродинамики (RU)</p>	<p>Pulsed plasma accelerator and method</p>

	патент US7518085 14.04.2009, B23K 10/00.	Mahadevan Krishnan. Alameda Applied Sciences Corp. (USA)	Vacuum arc plasma thrusters with inductive energy storage driver
	заявка на патент US20100024385 04.02.2010, F03H 1/00.	S.B. Gabriel et. al. UNIVERSITY OF SOUTHAMPTON (GB)	PULSED PLASMA THRUSTER AND METHOD OF OPERATION THEREOF
	патент US7926257 19.04.2011, F03H 1/00, H05H 1/00.	R.L. Burton et. al. CU Aerospace, LLC (USA)	Advanced pulsed plasma thruster with high electromagnetic thrust
	патент US7926258 19.04.2011, F03H 1/00, H05H 1/00.	R.L. Burton et. al. CU Aerospace, LLC (USA)	Advanced pulsed plasma thruster with high electromagnetic thrust
	патент US6153976, 28.11.2000, H01J 7/24.	G.G. Spanjers. The USA as represented by the Secretary of the Air Force	Pulsed plasma thruster with electric switch enabling use of a solid electrically conductive propellant
	патент US6295804, 02.10.2001, F03H 1/00.	R.L. Burton et. al. The Board of Trustees of the University of Illinois (USA)	Pulsed thruster system
	патент US6769241, 03.08.2004, G21D 1/00, H05B 1/00.	G.G. Spanjers et. al. W. E. Research LLC (USA)	Description of methods to increase propellant throughput in a micro pulsed plasma thruster

Электрореактивные двигатели на основе торцевых ускорителей плазмы с жидкостным питанием	патент RU2266428, 20.12.2005, F03H 1/00	Казанкин Ф.А. и др. Государственное предприятие НИИмаш (RU)	Импульсный плазменный электрический реактивный двигатель
	патент US7302792, 04.12.2007, F03H 1/00, H01J 7/24.	H.V. Land, III et. al. The Johns Hopkins University (USA)	Pulsed plasma thruster and method of making
	патент RU2358153, 10.09.2008, F03H 1/00	Потабачный Л.А. и др. ФГУП НИИмаш (RU)	ИМПУЛЬСНЫЙ ПЛАЗМЕННЫЙ ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ РЕАКТИВНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ
Электрореактивные двигатели на основе рельсотронных ускорителей плазмы с газовым питанием	патент US3221212, 30.11.1965.	B. Gorowitz et. al. General Electric Company Corp. (USA)	Plasma accelerator
	патент US3298179, 17.01.1967.	M.E. Maes. Rocket Research Corp. (USA)	Confined parallel rail pulsed plasma accelerator
	патент US6300720, 09.10.2001, H01J 7/24.	D. Birx.	Plasma gun and methods for the use thereof
	патент US3636709, 25.01.1972, F03H 5/00.	A.V. La Rocca.	Propellant device

Электрореактивные двигатели на основе рельсотронных ускорителей плазмы с твердотельным питанием	патент US3735591, 29.05.1973, F03H 5/00.	J.A. Burkhart. The USA as represented by the Administrator of the National Aeronautics and Space Administration	Magneto-plasma-dynamic arc thruster
	патент US5439191, 08.09.1995, B64G 1/26	S.P. Nichols et. al. Board of Regents, The University of Texas System, (USA)	Railgun thruster
	патент RU2143586, 27.12.1999, F03H 1/00, H05H 1/54.	Антропов Н.Н. и др. НИИПМиЭ МАИ (RU)	ЭРОЗИОННЫЙ ИМПУЛЬСНЫЙ ПЛАЗМЕННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ
	патент US7068226, 27.06.2006, H01Q 1/26	A.K. Mitra. The USA as represented by the Secretary of the Air Force	Pulsed plasma antenna
Электрореактивные двигатели на основе ускорителей плазмы с электрическим разрядом капиллярного типа	патент US3447322, 03.06.1969, F02K 11/00, H01J 1/02, H05B 7/02.	F.N. Mastrup et. al. TRW Inc. (USA)	Pulsed ablative thruster apparatus
	патент US5033355, 23.07.1991, F41B 6/00.	Y.S.A. Goldsteing et. al. GT-Device (Ireland)	Method of and apparatus for deriving high pressure, high temperature plasma jet with a dielectric capillary
	патент US5425231, 20.01.1995, B63H 11/00.	R.L. Burton.	Gas fed pulsed electric thruster

	патент US6001426, 14.12.1999, B05D 1/08.	F.D. Witherspoon et. al. Utron Inc. (USA)	High velocity pulsed wire-arc spray
	заявка на патент US20080253040, 16.04.2007, B23K 9/23.	Thangavelu Asokan et. al.	Ablative Plasma Gun
	патент US7530219, 12.05.2009, F03H 1/00.	R. Burton et. al. Cu Aerospace LLC (USA)	Advanced pulsed plasma thruster with high electromagnetic thrust
Электрореактивные двигатели на основе жидкометаллических источников ионов	патент US4328667, 11.08.1982, F03H 1/00.	D.R. Valentian et. al. The European Space Research Organization (FR)	Field-emission ion source and ion thruster apparatus comprising such sources
	патент US7690187, 06.04.2010, F03H 1/00, H05H 1/00.	I. Bekey. The Aerospace Corporation (USA)	Modular micropropulsion device and system
	патент US7827779, 09.11.2010, F03H 1/00.	Mahadevan Krishnan et. al. Alameda Applied Sciences Corp. (USA)	Liquid metal ion thruster array
	патент US8080930, 20.12.2011, H01J 1/14, H01J 1/16, H01J 37/08.	L.B. King. Michigan Technological University (USA)	Self-regenerating nanotips for low-power electric propulsion (EP) cathodes



	заявка на патент US20120144796, 14.06.2012, F03H 1/00	C.M. Marrese-Reading et. al. California Institute of Technology (USA)	MICROFLUIDIC ELECTROSPRAY THRUSTER
Гибридные электроактивные двигатели	патент US7395656, 08.07.2008, F03H 1/00	K.J. Rooney. The Boeing Company (USA)	Dual mode hybrid electric thruster
	патент US7703273, 24.04.2010, F02K 9/94	G.G. Spanjers et. al.	Dual-mode chemical-electric thrusters for spacecraft