На правах рукописи

Любинская Наталия Валентиновна

АБЛЯЦИОННЫЙ ИМПУЛЬСНЫЙ ПЛАЗМЕННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ МАЛОРАЗМЕРНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Специальность: 05.07.05 - «Тепловые, электроракетные двигатели и

энергоустановки летательных аппаратов»

ΑΒΤΟΡΕΦΕΡΑΤ

диссертация на соискание учёной степени

кандидата технических наук

Работа выполнена в федеральном государственном бюджетном образовательном учреждении высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»

Научный руководитель: доктор технических наук, профессор, академик РАН Попов Гарри Алексеевич Официальные Семёнкин Александр Вениаминович, оппоненты: доктор ГНЦ ΦΓΥΠ технических наук, доцент, «Исследовательский центр имени М.В. Келдыша», заместитель генерального директора по космическим аппаратам и энергетике – начальник отделения Казеев Михаил Николаевич, кандидат физикоматематических наук, НИЦ "Курчатовский институт", начальник лаборатории Ведущая организация: акционерное общество «Опытное конструкторское бюро «Факел»

Защита состоится «28» декабря 2020 г. в 12:00 на заседании диссертационного совета Д212.125.08, созданного на базе ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» по адресу: 125993, г. Москва, А-80, ГСП-3, Волоколамское шоссе, д. 4.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте ФГБОУ ВО «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»: https://mai.ru/upload/iblock/061/Dissertatsiya-Lyubinskaya.pdf

Jose -

Автореферат разослан «____»____2020 г.

Учёный секретарь диссертационного совета Д 212.125.08 доктор технических наук, профессор

Зуев Юрий Владимирович

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования

В настоящее время наблюдается неуклонный рост числа малоразмерных космических аппаратов (МКА) с массой от единиц до нескольких десятков килограммов.

В различных странах, включая Россию, рассматривается использование МКА в орбитальных группировках, содержащих от нескольких единиц до нескольких сотен аппаратов. Количество КА в группировках определяется как поставленной задачей, так и стоимостью самого КА, затратами на выведение его на орбиту и эксплуатацию. Анализ как реализованных, так и перспективных проектов космических систем на базе МКА в области связи, дистанционного зондирования Земли и ряда других показывает, что они позволяют решить весьма широкий спектр задач. Кроме того, с помощью малоразмерных спутников можно решать различные задачи в научных и прикладных областях, а также для отработки и демонстрации новых технологий.

МКА особенно привлекательны для так называемых космических развивающихся стран, то есть государств, обладающих необходимыми научнотехническими знаниями и некоторым опытом космических исследований и стремящихся активно участвовать в процессе исследования и использования космоса.

Малоразмерные КА не являются средством решения всех возможных задач, но они дают возможность осуществления значительных научных и прикладных проектов в качестве дополнения к масштабным задачам исследования и использования космоса, особенно если МКА являются активными, то есть с наличием на борту двигательной установки. Возможности МКА значительно возрастают по мере совершенствования служебной и целевой аппаратуры. МКА, концентрирующие в себе новейшие технологии, могут в ряде случаев иметь более высокое отношение массы целевой аппаратуры к массе всего КА, чем традиционные «тяжелые» спутники. Подавляющее большинство МКА используется на орбитах до 700 км, то есть на высотах, где действие остаточной атмосферы на аппарат ещё заметно, вследствие чего аппарат (тем более система аппаратов) нуждается в средствах поддержания его орбитального положения и целевого изменения.

Для решения такого рода задач управления движением МКА существует необходимость в разработке высокоэффективного малогабаритного двигателя коррекции и поддержания орбит. В этом качестве, среди широкого спектра двигателей космических аппаратов, с электрической энергетикой малой мощности наиболее перспективен к применению, а то и единственным в таком диапазоне мощности, является абляционный импульсный плазменный двигатель (АИПД). Этот тип ЭРД обладает такими достоинствами как возможность точной дозировки импульса, достаточно высокий ресурс, постоянная готовность к работе, низкая инерционность.

Актуальность представляемой работы обусловлена необходимостью создания электроракетных двигательных установок малой мощности для решения задач управления движением малых космических аппаратов массой от 10 до 100 кг.

Объект исследования

Объектом исследования является АИПД с низкой энергией разряда (<20 Дж).

Предмет исследования

Предметом исследования является изучение влияния параметров разрядной цепи, в том числе разрядного канала АИПД с низкой энергией разряда (<20 Дж) на удельные характеристики двигателя.

Цель работы

Целью работы является разработка научных основ создания микро-АИПД малой массы с энергией разряда до 20 Дж с высокими, для малых энергий и мощностей, тягово-энергетическими характеристиками.

Основные задачи диссертации:

В соответствии с целью диссертации были поставлены и решены следующие задачи:

4

 Разработка физико-математической модели течения плазмы для случая АИПД с низким уровнем энергии разряда;

2. Экспериментальное исследование тягово-энергетических характеристик и рабочих процессов АИПД малой энергии при различных значениях индуктивности, ёмкости и сопротивления разрядной цепи; выбор схемно-конструкторского решения исполнения двигателя малой массы с высокими удельными параметрами;

3 Теоретический анализ влияния параметров разрядной цепи АИПД малой энергии на его характеристики и экспериментальное подтверждение полученных результатов.

Методы исследования

B диссертации применялись экспериментальный метод метод И математического моделирования. Экспериментально определялись характеристики лабораторных моделей АИПД и проводился их сравнительный анализ. Полученные экспериментальные данные являлись основой ДЛЯ построения физикоматематической модели процессов, проходящих в АИПД. Физико-математическая модель реализована в виде компьютерной программы в среде аналитических вычислений MAPLE 12.

Новизна приведенных результатов исследований

1. Разработана физико-математическая модель течения плазмы в АИПД рельсовой геометрии с низким уровнем энергии, позволяющая на стадии проектирования оценить влияние геометрических параметров и параметров разрядной цепи двигателя на его удельные характеристики.

2. Экспериментально подтверждена предсказанная методом математического моделирования возможность повышения параметров двигателя путём настройки индуктивности разрядной цепи.

3. Разработана и реализована конструкция АИПД малой энергии с высокими удельными параметрами.

5

Практическая значимость результатов исследований

1. Разработана физико-математическая модель течения плазмы для АИПД малой энергии (микро-АИПД) удовлетворительно согласующаяся с экспериментальными данными.

2. Экспериментально определены параметры разрядного канала и электроцепи, а также режимы работы АИПД малой энергии, при которых возможно устранить факторы, негативно влияющие на работоспособность двигателя в течение длительного времени.

3. Теоретически установлено и экспериментально подтверждено, что увеличение начальной индуктивности электроцепи АИПД малой энергии может приводить к повышению его эффективности.

Достоверность полученных результатов

Достоверность полученных результатов, научных положений и сделанных выводов достигается выбором апробированных методик измерений и диагностики, соответствием измеренных характеристик расчётным значениям, а также непротиворечивостью результатов с опубликованными и признанными данными других авторов.

Реализация и внедрение результатов работы

Полученные результаты работы использованы при выполнении научноисследовательской работы ОКР «ИПДУ МТ» Разработка экспериментального образца двигательной установки на основе импульсного плазменного двигателя (ДУ ИПД).

Разработанные рекомендации по повышению удельных характеристик АИПД малой энергии внедрены в конструкцию экспериментального образца двигательной установки ИПД-120, переданной заказчику.

Апробация результатов

Основные результаты работы обсуждались на семинарах НИИ ПМЭ МАИ, а также докладывались на российских и международных конференциях: 1) IV Научно-практическая конференция "Микротехнологии в авиации и космонавтике"

(Москва, Россия, 2006 г., Разработка микро-АИПД для микро-КА); 2) 2nd European Conference for Aero-Space Sciences (EUCASS) (Brussels, Belgium, 2007 г., Micro APPT of rail geometry); 3) XXXII Академические чтения по космонавтике (Москва, Россия, 29 января - 1 февраля 2008г., Экспериментальные исследования микро АИПД для микро КА); 4) XXXIII Академические чтения по космонавтике (Москва, Россия, январь 2009г, Микро абляционный импульсный плазменный двигатель для микрокосмического летательного аппарата); 5) XIV Международный конгресс Рыбачье, двигателестроителей (п. Украина, 14-19 сентября 2009 Г., Экспериментальные исследования моделей АИПД малой мощности); 6) VII Научнопрактическая конференция «Микротехнологии в авиации и космонавтике» (Москва, Россия, 16-17 сентября 2009., Разработка абляционного ИПД малой мощности в НИИ ПМЭ); 7) XXXIV академические чтения по космонавтике (Москва, Россия, 25-29 января 2010 г., Разработка и экспериментальные исследования абляционного импульсного плазменного двигателя малой мощности); 8) Вторая международная конференция «Научные и технологические эксперименты на автоматических космических аппаратах и малых спутниках» (Самара, Россия, 27-30 июня 2011., Experimental Studies for Micro-APPT at RIAME, авторы: N.V. Lyubinskaya, G.A. Diakonov, S.A. Semenikhin); 9) 12-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2013» (Москва, Россия, 12-15 ноября 2013 г., Абляционный импульсный плазменный двигатель для малоразмерных КА); 10) Space Propulsion-2012 (Bordeaux, France 7-10 мая 2012 г, Ablative Pulsed Plasma Thruster for the small Satellite «Soyuz-Sat-O»), 11) N.N Antropov, A.V. Bogatyy, V.N Boykachev, G.A. Dyakonov, N.V. Lyubinskaya, G.A. Popov, S.A. Semenikhin, V.K. Tyutin, V.N. Yakovlev. Development of Russian Next-Generation Ablative Pulsed Plasma Thrusters // 6th Russian-German Conference on Electric Propulsion and Their Application / Procedia Engeneering – 2016, 12) 18-я Международная конференция «Авиация и космонавтика 2019» (Москва, Россия, 18-22 ноября 2019 г., Исследование влияния индуктивности разрядной цепи на характеристики абляционного импульсного плазменного двигателя).

Вклад автора в проведенное исследование

Основные положения диссертации получены лично автором, либо при непосредственном его участии, что подтверждено публикациями. В процессе выполнения диссертации соискатель самостоятельно выполнил следующие виды научно-исследовательских работ:

- выполнен анализ современного состояния исследований и разработок электроракетных двигателей, пригодных для малоразмерных космических аппаратов;

- разработаны и исследованы лабораторные модели АИПД с энергией менее 20 Дж с различными параметрами разрядной цепи, проведены спектроскопические и интерферометрические исследования плазмы и магнитозондовые измерения.

- доработана физико-математическая модель процесса ускорения плазмы в АИПД, учитывающая характерную для микро-АИПД периодическую осциллограмму разрядного тока, что приводит к волнообразной генерации плазмы;

- проведено сравнение результатов компьютерного моделирования с результатами эксперимента;

- доработан экспериментальный образец двигателя АИПД-120 с целью повышения его характеристик.

Структура и объём работы

Работа представляет собой рукопись объёмом 164 страницы печатного текста, включая 90 рисунков, 23 таблиц, а также 78 библиографических ссылок. Она включает в себя введение, четыре раздела, заключение, список сокращений и условных обозначений, а также список использованных источников.

Основные положения, выносимые на защиту

1. Модификацию физико-математической модели течения плазмы для случая АИПД с низким уровнем энергии (менее 20 Дж) и результаты расчётов.

2. Результаты экспериментальных исследований АИПД малой энергии и их сравнение с результатами математического моделирования.

3. Рекомендации по повышению характеристик АИПД с энергией от 3 до 20 Дж.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Введение посвящено обоснованию актуальности тематики диссертационного исследования, краткому описанию проблемы создания электроракетных двигательных установок малой мощности для решения задач управления движением малых космических аппаратов массой от 10 до 100 кг.

Первая глава диссертации посвящена современному состоянию исследований разработок электроракетных двигателей, И пригодных ДЛЯ малоразмерных космических аппаратов. В главе проведён обзор литературы по двигателям, способным претендовать на двигатели коррекции и ориентации МКА. Рассмотрена краткая история развития АИПД.

В главе выбирается схема АИПД, обеспечивающая необходимый суммарный импульс тяги, высокий удельный импульс тяги, а также определяется диапазон энергии данного двигателя.

На рисунке 1 приведены известные схемы исполнения разрядного канала АИПД, различающихся особенностями ускорения плазменного сгустка, а также возможностями запасать достаточное количество рабочего тела для обеспечения необходимого суммарного импульса.

Из четырёх схем разрядного канала схема рельсотрона с боковой подачей рабочего вещества позволяет лучше согласовывать процессы ввода энергии и массы в разрядный канал, а также увеличить запас рабочего тела в тех же габаритных размерах двигательной установки.



Рисунок 1 – Разрядный канал АИПД а) коаксиальный, с преимущественно электротермическим ускорением; б) коаксиальный, с преимущественно электромагнитным ускорением; в) рельсовой геометрии, с торцевой подачей рабочего тела и г) рельсовой геометрии, с боковой подачей рабочего тела

Показана взаимосвязь полной массы ЭРДУ и энергии разряда при различных суммарных импульсах. На рисунке 2 представлены результаты оценочных расчетов при характерных для МКА массой 20-50 кг суммарных импульсах тяги $P_{\Sigma} = 1$ кH·c; 3,5 кH·c и удельной энергоемкости конденсаторов $\omega_{C} = 28$ Дж/кг. Для сравнения приведены также кривые для суммарных импульсов тяги 10 кH·c, 30 кH·c, 50 кH·c. Из графика на рисунке 2 видно, что для спутника массой 50 кг (ЭРДУ с ориентировочным суммарным импульсом 3500 H·c) и для спутника массой 20 кг (ЭРДУ с суммарным импульсом 1000 H·c), если ограничить полную массу двигательной установки тремя килограммами, максимальная энергия конденсаторной батареи не может превышать 20 Дж.

10



Рисунок 2 – Расчётная зависимость массы ЭРДУ на базе АИПД от энергии разряда при различных суммарных импульсах тяги

Исходя из проведенного анализа, для соответствия требуемым условиям по обеспечению суммарного импульса, удельного импульса тяги, полной массы ЭРДУ и средней тяги, выбрана схема АИПД рельсовой геометрии с боковой подачей рабочего вещества, с энергией разряда до 20 Дж, что позволяет рассматривать лабораторные модели с такой схемой, как прототипы лётных образцов АИПД для задач поддержания, коррекции орбиты, а в ряде случаев и ориентации МКА.

Вторая глава посвящена исследованию характеристик микро-АИПД с энергией до 20 Дж. Дано описание вакуумного стенда с тягоизмерительным устройством и экспериментального оборудования. Получены тяговые и расходные характеристики микро-АИПД в диапазоне энергий до 10 Дж, и в диапазоне от 10 до 20 Дж и проведен их сравнительный анализ.

В процессе исследования решался вопрос работоспособности лабораторных образцов микро-АИПД, с точки зрения науглероживания шашек рабочего тела и тепловых режимов работы. В таблице 1 приведены характеристики лучших, созданных с участием автора диссертации, лабораторных моделей с энергией разряда 6,6 Дж и 18 Дж, которые могут послужить прототипами экспериментальных образцов АИПД.

11

Vapartaphatuan	Лабораторная модель		
Ларактеристики	АИПД (6,6 Дж)	АИПД (18 Дж)	
Энергия разряда, Дж	6,6	18	
Потребляемая мощность, Вт	13,2	36	
Единичный импульс тяги, мH·с	0,11	0,38	
Расход рабочего вещества, мкг/импульс	21,4	56,0	
Удельный импульс тяги, км/с	5,14	6,79	
Тяговая эффективность, %	4,3	7,1	

Таблица 1 – Характеристики лабораторных моделей АИПД.

Представлены результаты измерения концентрации электронов методом спектроскопии и интерферометрии плазмы, а также получено распределение токов в двигателе по результатам магнитозондовых измерений.

На рисунках 3 и 4 приведены кривые усреднённой по времени линейной плотности тока *<*Jy(x)*>* за первый полупериод разряда и за второй полупериод, рассчитанные по формуле:

$$< J_{y}(x) >= \frac{1}{\tau_{1/2}} \int_{t_{1}}^{t_{2}} J_{y}(x) dt$$

где $\tau_{1/2}$ – длительность полупериода, а t_1 и t_2 –время начала и конца полупериода, соответственно. Ју – линейная плотность тока в момент времени t.

Красными линиями на графиках отмечены границы шашек рабочего тела.



Рисунок 3– Распределение усреднённой по времени линейной плотности тока в ускорительном канале микро-АИПД в течение первого полупериода разрядного тока



Рисунок 4– Распределение усреднённой по времени линейной плотности тока в ускорительном канале микро-АИПД в течение второго полупериода разрядного тока Из рисунков видно, что максимальные значения разрядного тока, и следовательно, объемной электромагнитной силы находятся внутри разрядного канала. При этом плотность тока во втором полупериоде по порядку величины соизмерима с плотностью тока в первом полупериоде, что позволяет предположить, что второй полупериод вносит заметный вклад в единичный импульс тяги создаваемый двигателем. Эта особенность отличает модели малой энергии (микро-АИПД) от двигателей большей энергии (>50Дж).

Полученные данные магнитозондовых измерений согласуются с результатами интерферометрических измерений концентрации электронов, что продемонстрировано на рисунке 5.



Рисунок 5 – Сравнение интерферометрических и магнитозондовых измерений Распределение концентрации электронов по длине канала также получено с помощью спектроскопии. Соответствующая кривая представлена на рисунке 6.



Рисунок 6 – Распределение максимальной концентрации электронов по длине импульсного плазменного двигателя при движении плазменного сгустка в канале АИПД

Эти данные также подтверждают тот факт, что ток в АИПД с энергией менее 20 Дж локализуется в пространстве между шашками.

Таким образом, принципиально различные методики измерений, такие как спектроскопические, интерферометрические и магнитозондовые, показали согласующиеся между собой результаты. Определена динамическая картина распределения тока в первом и втором полупериоде разряда. Показано, что распределение плотности тока во втором полупериоде подобно распределению плотности тока в первом полупериоде при меньшем ее значении. Это обусловило необходимость учета второго полупериода в расчётной модели ускорения плазмы в микро-АИПД.

В третьей главе проведён краткий обзор известных физико-математических моделей ускорения плазмы в разрядном канале разной конфигурации. Показано, что ни одна из известных моделей не учитывает влияния второго полупериода, который, как показали магнитозондовые измерения, вносит заметную долю вклада в ускорение плазмы в микро-АИПД. В главе представлена физико-математическая модель процесса ускорения плазмы в микро-АИПД, для которого характерен периодический разряд тока, приводящий к волнообразной генерации и ускорению

плазмы. Плазменный сгусток (ПС) моделируется геометрическим телом заданной конфигурации (параллелепипед, призма и т.д.), размеры которого меняются в процессе ускорения (рисунок 7). Принципиальная схема разрядного канала представлена на рисунке 8. Процесс ускорения и изменения средних параметров состояния плазмы (температуры, давления, степени ионизации и т.д.) описан в виде достаточно простой системы интегродифференциальных уравнений. Волнообразность процесса генерации плазмы моделируется несколькими последовательно возникающими плазменными сгустками, движущимися друг за другом в канале ускорения.



Рисунок 7 – Схематичное изображение движения плазменного сгустка вдоль разрядного канала



Рисунок 8 - Принципиальная схема разрядного канала АИПД

Следующие уравнения описывают эволюцию одного из ПС. При возникновении нового ПС, эти уравнения тиражируются и далее интегрируются уравнения всех имеющихся ПС совместно.

Уравнения движения центра масс плазменного сгустка (ПС) и изменения массы ПС имеют вид

$$\frac{\mathrm{dm}_{\mathrm{c}}}{\mathrm{dt}} = \Pi_{\mathrm{a}}^{\Sigma},\tag{1}$$

$$\frac{\mathrm{dx}_{\mathrm{c}}}{\mathrm{dt}} = \mathrm{V}_{\mathrm{c}}\,,\tag{2}$$

$$\frac{\mathrm{d}\mathbf{V}_{\mathrm{c}}}{\mathrm{d}t} = \frac{1}{\mathrm{m}_{\mathrm{c}}} \left[-\Pi_{\mathrm{a}}^{\Sigma} \cdot \mathbf{V}_{\mathrm{c}} + \frac{1}{2} \mathbf{L}' \cdot \mathbf{j}_{\Sigma}^{2} - \mathbf{k}_{\mathrm{T}\mathrm{p}} \cdot \mathbf{V}_{\mathrm{c}}^{2} \right]$$
(3)

Здесь x_c - положение центра масс ПС вдоль оси x, V_c - скорость движения ПС, m_c - масса ПС, Π_a^{Σ} - скорость пополнения массы ПС за счет абляции фторопластовых блоков, j_x - ток в цепи, $k_{Tp} \cdot V_c^2$ - сила трения, L' - погонная индуктивность канала,

$$L' = \mu_0 \frac{d}{h}$$

где d - высота канала ускорения (расстояние между электродами), h - ширина канала (электродов), µ₀ –магнитная проницаемость вакуума

Уравнения деформации (разлета) плазменного сгустка (ПС) имеют вид

$$\frac{d\delta}{dt} = V_{\delta}, \qquad (4)$$

$$\frac{dV_{\delta}}{dt} = \frac{1}{m_{c}} \left[-\Pi_{a}^{\Sigma} \cdot V_{\delta} + b_{p} - L' \cdot j_{\Sigma}^{2} - 2 \cdot k_{Tp} V_{c} V_{\delta} \right], \qquad (5)$$

где $b_p = 8 \cdot k \cdot (1 + \xi) \cdot \frac{m_c}{m_a} \cdot \frac{1}{\delta}$, δ - длина ПС вдоль оси X, V_{δ} - скорость расширения

(сжатия) ПС, k - постоянная Больцмана, ξ - степень ионизации плазмы, m_a - средняя атомная масса, практически совпадающая с массой иона m_i,

Температура Т_с ПС описывается уравнением

$$\frac{dT_{c}}{dt} = \frac{1}{(c_{v} + \xi^{1}) \cdot m_{c}} \left[R_{c} \cdot j_{\Sigma}^{2} + \frac{1}{2} \Pi_{a}^{\Sigma} \cdot V_{c}^{2} - \frac{k \cdot (1 + \xi) \cdot m_{c} \cdot V_{\delta}}{m_{a} \cdot \delta} T_{c} - \prod_{a}^{\Sigma} \cdot (T_{cp} - T_{a\delta}) - q_{a\mu}^{c} - q_{\mu_{3}}^{c} + k_{Tp} \cdot V_{c}^{3} \right], \quad (6)$$

где $T_{cp} = \frac{2}{3}T_c$, R_c - активное сопротивление ПС, T_{ab} - температура абляции, q_{au}^c - расход энергии на ионизацию аблировавшей массы, q_{u3}^c - расход энергии на излучение ПС, $k_{up} \cdot V_c^3$ - выделение энергии за счет трения плазмы о стенки канала,

Максимальное давление в ПС в каждый момент времени вычисляется по формуле

$$\mathbf{p}_{c} = \mathbf{k} \cdot \left(1 + \xi\right) \cdot \frac{\mathbf{m}_{c}}{\mathbf{m}_{a}} \cdot \frac{1}{\mathbf{d} \cdot \mathbf{h} \cdot \delta} \cdot \mathbf{T}_{c}$$

Затраты энергии на ионизацию q_{au}^c , степень ионизации ПС ξ , количество нейтральных атомов N_a , ионов N_i и электронов N_e в плазме, ξ^1 - изменение теплоемкости ПС за счет изменения степени ионизации подсчитываются по формулам

$$q_{a\mu}^{c} = \frac{N_{i} \cdot J \cdot k \cdot \alpha}{(2 \cdot N_{a} + N_{i})} \cdot \left[\frac{\Pi_{a}^{\Sigma}}{m_{a}} + N_{a} \cdot d \cdot h \cdot V_{\delta} \right] .$$
(7)

$$\xi = \frac{N_i}{N_i + N_a} \quad , \tag{8}$$

$$N_a = \frac{\rho_{cp}}{m_a} - N_i \quad , \tag{9}$$

$$N_{e} = N_{i} = \frac{1}{2} \Gamma \cdot \left(\sqrt{1 + \frac{4 \cdot \rho_{cp}}{m_{a} \cdot \Gamma}} - 1 \right), \qquad (10)$$

где $\Gamma = C_{\text{caxa}} \cdot T_{\text{cp}}^{3/2} \cdot e^{\overline{T_{\text{cp}}}},$

$$\rho_{cp} = \frac{m_c}{d_c \cdot h_c \cdot \delta}$$

$$\xi^{1} = \frac{3}{2} \cdot \xi \cdot \frac{N_a \cdot J}{(2 \cdot N_a + N_i) \cdot m_a \cdot T_c} \cdot \left(1 + \frac{J}{T_c}\right) \cdot \alpha$$

Здесь _{рср}- средняя плотность сгустка, С_{саха} – постоянный коэффициент в формуле Саха, J – энергия ионизации атома.

Излучение плазмы, поглощение излучения фторопластовыми блоками и абляция описываются следующими уравнениями. Энергия, излучаемая ПС

$$q_{\rm H3}^{\rm c} = 4\sigma_{\rm bl} \cdot \alpha_{\rm H3} \cdot \frac{m_{\rm c}}{m_{\rm a}} \cdot T_{\rm cp}^4 \quad , \label{eq:qH3}$$

где σ_{bl} - постоянная Стефана-Больцмана, α_{из} - коэффициент пропорциональности, который по оценкам прозрачности принимает значения 10⁻²⁰ - 2·10⁻²⁰.

Аблировавшая к моменту времени t масса, приходящаяся на единицу длины канала находится из соотношения

],

$$M_{a}(t,x) = c_{a} \cdot Q(t,x) , \qquad (11)$$

где са - коэффициент абляции,

$$\begin{split} & Q\left(t,x\right) = \int_{0}^{t} W_{a}\left(\tau,x\right) d\tau \ , \quad x \in \left[x_{0}, x_{0} + L_{tef} \right] \\ & W_{a}\left(t,x\right) = \eta_{\scriptscriptstyle H3} \cdot \Omega(t,x) \ , \\ & \Omega(t,x) = \frac{d \cdot h_{c}}{\left[(x - x_{c})^{2} + \frac{1}{4} (h_{c} + h_{x} (x - x_{c}))^{2} \right]^{3/2}} \\ & \eta_{\scriptscriptstyle H3} = \frac{1}{4\pi} \cdot q_{\scriptscriptstyle H3}^{c}. \end{split}$$

Процесс формирования плазменного сгустка задается следующими соотношениями.

Масса M_a¹, аблировавшая в единицу времени внутри ПС определяется равенством

$$\mathbf{M}_{a}^{l}(t) = \mathbf{c}_{a} \cdot \boldsymbol{\eta}_{\boldsymbol{\mu}\boldsymbol{3}} \cdot \boldsymbol{\Omega}_{1}(t) \quad , \tag{12}$$

где

$$\Omega_{1}(t) = 8 \frac{d}{h} \frac{\delta_{z}}{\sqrt{\delta_{z}^{2} + h^{2}}},$$

$$\delta_{z} = \begin{cases} \delta, & x_{c} + \frac{\delta}{2} < x_{re\phi} \\ 0, & x_{c} - \frac{\delta}{2} > x_{re\phi} \\ x_{re\phi} - x_{c} + \frac{\delta}{2}, & x_{c} - \frac{\delta}{2} \le x_{re\phi} \le x_{c} + \frac{\delta}{2} \end{cases}$$

Подхватываемая плазменным сгустком в единицу времени масса

$$M_a^2(t) = M_a^z\left(t, x_c + \frac{\delta}{2}\right) \cdot \left(V_c + \frac{1}{2}V_\delta\right) , \qquad (13)$$

где

$$\mathbf{M}_{a}^{z} = \begin{cases} \mathbf{M}_{a} \ , & \mathbf{x}_{c} + \frac{\delta}{2} < \mathbf{x}_{tef} \ , \\ 0 \ , & \mathbf{x}_{c} + \frac{\delta}{2} \geq \mathbf{x}_{tef} \ . \end{cases}$$

Суммарная масса, поступающая в ПС в единицу времени будет $\Pi_a^{\Sigma} = M_a^1 + M_a^2$. (14)

Алгоритм генерации плазменных сгустков.

Первый ПС формируется в момент t=0 начала процесса. Задается малая начальная масса ПС m_c(0) и малая начальная плотность ρ_{cp} (0). По этим величинам при известных d и h подсчитывается начальная длина ПС $\delta(0)$. Задаются также малые величины скорости центра масс ПС V_c(0), скорости деформации сгустка V_{δ}(0), температуры T_c(0), тока в цепи j_{Σ}(0). Считается, что при t=0 сгусток примыкает к левой границе канала ускорения (x=0).

Следующий ПС формируется в момент $t=t_2$, когда ток в цепи $j_{\Sigma}(t_2)=0$. Подсчитывается масса аблировавшего материала, потерянного первым ПС, и распределенного по длине канала. Начальная масса второго сгустка равна этой потерянной массе. Считается, что внутри ПС масса распределена равномерно.

Как и для первого ПС задаются малые начальные значения $Vc(t_2)$, $V\delta(t_2)$, $j_2(t_2)$, $(j_2 - ток во втором ПС)$.

Далее выполняется совместное интегрирование уравнений эволюции первого и второго ПС.

В связи с тем, что плазменные сгустки взаимодействуют между собой посредством системы токов в них, токов в цепи накопителя энергии и магнитного поля, здесь приводятся уравнения для системы токов для случая произвольного количества сгустков N.

На рисунке 9 для N=2 показана схема расположения сгустков вдоль оси х канала ускорения и обозначены параметры, характеризующие электрические процессы в системе ПС.

На этом рисунке $j^e = H^* = H \cdot h - ток$, текущий по электродам, $j^* = j \cdot h$, где j - ток в сгустке; $U^+ U^-$ - электрическое напряжение между электродами в соответствующей точке оси х.

напряжение между электродами в соответствующей точке оси х.



Рисунок 9 – Схема расположения сгустков вдоль оси х канала ускорения. Электрический потенциал E=U/d, где d – расстояние между электродами. На участках между сгустками падение напряжения на электродах определяется индуктивностью канала ускорения. На участке электродов, где расположен сгусток, падение напряжения, на электродах также определяется индуктивностью канала, но здесь происходит вытекание тока в плазменный сгусток, в результате ток j^e линейно зависит от х. Применяя закон Ома к току внутри ПС и учитывая, что внутри i-го ПС ток j_i и проводимость σ_i не зависят от х, а переменные U, V, H изменяются линейно, получаем уравнение

$$\frac{1}{2}(U_{i}^{+}+U_{i}^{-}) = R_{i}(j_{i}^{e}-j_{i-1}^{e}) + \frac{1}{2}L' \left[V_{c_{i}}(j_{i}^{e}+j_{i-1}^{e}) - \frac{1}{\sigma}V_{\sigma_{i}}(j_{i}^{e}-j_{i-1}^{e})\right], \quad (15)$$

где і изменяется от 1 до N.

Величина проводимости вычисляется по формуле Спитцера

Уравнения для тока во внешней цепи имеют вид

$$\frac{dU_{\rm H}}{dt} = -\frac{1}{C_{\rm H}} j_{\rm N}^{\rm e}$$
(16)

$$L_{\mu} \frac{dj_{N}^{e}}{dt} + R_{\mu} j_{N}^{e} + U_{N+1}^{+} = U_{H}$$
(17)

где Uн - напряжение на клеммах емкостного накопителя энергии, $C_{\rm H}$ - емкость накопителя, $R_{\rm H}$ - сопротивление электрической цепи (за исключением ПС) U_{nn} - падение напряжения на ПС, $L_{\rm H}$ - индуктивность цепи (за исключением ПС).

Начальные условия mc(to), xc(to), xc(to), Vc(to), δ (to), V δ (to), Tc(to), UH(to), $j\Sigma$ (to) считаются заданными.

Величины ho, k_{rp} , β , μ_o , d, k, m_a , c_v , $T_{a\delta}$, c_H , Lo, Ro, Lteф, Le, k_r , k_σ , k_Λ , C_{caxa} , J, α , σ_{bl} , c_a , постоянны и считаются заданными.

Величины α_{из} и k_L подбирались исходя из условия наилучшего совпадения расчетной кривой тока с физическим экспериментом.

Разработанная физико-математическая модель реализована в виде компьютерной программы в среде аналитических вычислений MAPLE 12.

Результаты расчётов приведены в виде графиков (рисунки 10-13), где показаны положение плазменных сгустков и их размер вдоль оси канала, скорость и масса сгустков в различные моменты времени.



Рисунок 10 – Положение центров масс ПС и их размер вдоль оси x в различные моменты времени



Рисунок 11 – Зависимости от времени скоростей движения центров масс двух

ПС



Рисунок 12 – Зависимости от времени токов в ПС и суммарного тока во внешней цепи



Рисунок 13 – Зависимости от времени масс ПС и суммарной массы плазмы Проведено сравнение результатов математического моделирования с экспериментально полученными характеристиками лабораторных моделей микро-

АИПД, подтверждающее адекватное отражение основных физических процессов в микро-АИПД, как на качественном, так и на количественном уровнях (таблица 2).

Таблица 2– Результаты численных расчетов и сравнение с экспериментальными данными

	Экспериментальные данные	Результаты моделирования
Начальная индуктивность, нГн	33	33
Энергия в импульсе, Дж	6,62	6,62
КПД, %	4,3	4,39
Расход за импульс, мкг/имп.	21,4	23,7
Единичный импульс тяги,мН·с	0,114	0,112
Удельный импульс тяги, м/с	4966	4741

С целью исследования влияния параметров разрядной цепи на характеристики АИПД в расчётах проводилось варьирование начальной индуктивности L_o. Результаты расчётов приведены в таблице 3.

Таблица 3 – Расчётные данные АИПД с энергией разряда 6,62 Дж, при различных значениях начальной индуктивности разрядного контура

Начальная индуктивность, нГн	33	40	46	50	52
Энергия в импульсе, Дж	6,62	6,62	6,62	6,62	6,62
Расход рабочего вещества, мкг/имп.	23,7	20,8	17,5	15,8	14,9
Единичный импульс тяги, мН·с	0,112	0,118	0,134	0,150	0,154
Удельный импульс тяги, м/с	4741	5648	7672	9436	10346

Для АИПД с большой энергией разряда (>50 Дж) с целью увеличения электродинамического КПД, который, в частности, зависит от отношения ёмкости конденсаторной батареи С к начальной индуктивности разрядной цепи L_o, стремятся к максимально возможному снижению L_o. Считалось, что и для микро-АИПД с небольшими энергиями разряда, необходим такой же подход, несмотря на то, что ёмкость конденсаторной батареи значительно ниже и оптимального соотношения

С/L_о для таких двигателей добиться не удавалось. Результаты расчёта, приведенные в таблице 3, показывают, что для микро-АИПД увеличение начальной индуктивности разрядного контура, вопреки первоначальным предположениям, положительно влияет на характеристики АИПД. Это обусловлено снижением расхода рабочего тела и, соответственно, увеличением удельного импульс тяги, за счет лучшего согласования ввода энергии и массы в разрядный канал, несмотря на некоторое снижение электродинамического КПД.

Данное положение, при условии его экспериментального подтверждения, позволяют существенно улучшить характеристики микро-АИПД.

В четвёртой главе с целью подтверждения выводов, полученных с помощью физико-математической модели, проведены экспериментальные исследования влияния индуктивности разрядного контура на характеристики микро-АИПД. Для этого были использованы лабораторная модель АИПД с энергией 6,6 Дж, и экспериментальный образец ДУ ИПД-120 с энергией разряда 20 Дж.

Полученные результаты экспериментов приведены в таблице 4. Сравнение экспериментальных данных с расчетными показано на рисунке 14.

Таблица 4 – Экспериментальные данные при различной начальной индуктивности в АИПД с энергией разряда 6,62 Дж.

Характеристики	Начальная индукт		ивность, нГн	
	L _o =33	L _o =41	$L_0=50$	
Энергия разряда, Дж	6,6	6,6	6,6	
Потребляемая	12.2	12.2	13,2	
мощность, Вт	13,2	13,2		
Единичный импульс	0.11	0.100	0.005	
тяги, мH·с	0,11	0,109	0,093	
Расход рабочего	21.4	18.0	12.5	
вещества, мкг/импульс	21,4	10,9	15,5	
Удельный импульс	1066 5777		7058	
тяги, м/с	4700	5111	7038	



Рисунок 14 – Зависимость удельного импульса тяги от начальной индуктивности разрядной цепи

Видно, что тенденция роста удельного импульса тяги с увеличением начальной индуктивности разрядного контура двигателя хорошо совпадает с прогнозами расчётов. В то же время эксперименты показали, что при существенном увеличении индуктивности длительность разряда возрастает настолько, что он выносится за пределы разрядного канала и это приводит к такому отрицательному явлению как науглероживание шашек рабочего тела, которое не учитывается в теоретических построениях. Этим объясняется наблюдающееся расхождение теоретических и экспериментальных результатов при индуктивности более 45 нГн.

Разработанная физико-математическая модель рабочих процессов в микро-АИПД позволяет понять причины повышения удельного импульса тяги с ростом начальной индуктивности разрядного контура. На рисунке 15 представлены расчётные графики изменения от времени количества поступающей в разрядный канал аблировавшей массы при разной начальной индуктивности разрядного контура, и графики зависимости квадрата разрядного тока от времени, характеризующие мощность, выделяющуюся в разрядном канале в первых двух полупериодах.



Рисунок 15 – Расчётные кривые зависимости аблировавшей массы и квадрата разрядного тока от времени

Из приведенного рисунка видно, что большему значению L_0 (50 нГн) соответствует большая длительность разряда и меньшая величина испарившейся массы рабочего тела, которая после окончания второго полупериода фактически перестает поступать в канал ($\Delta m \approx const$), в то время как при меньшей индуктивности (33 нГн) – продолжает. То есть, при увеличении L_0 снижается влияние на характеристики двигателя так называемого эффекта послепарения, когда рабочее вещество продолжает поступать в разрядный канал, после прекращения поступления энергии и, соответственно, не может быть эффективно ускорено.

28

Таким образом, можно утверждать, что для микро-АИПД с увеличением индуктивности до некоторого оптимального значения улучшается согласование ввода энергии и массы в канал ускорения.

Предложен способ дополнительного погонной также увеличения индуктивности разрядного канала, с целью увеличения электродинамического КПД, Он заключается выполнении начального участка В разрядного канала расширяющимся, как показано на рисунке 16. При этом трапециевидная форма поперечного сечения шашек рабочего тела должна соответствовать форме измененных электродов.



Рисунок 16 – Разрядный канал АИПД с прямоугольным и трапециевиднымпоперечным сечением шашек рабочего тела.

Результаты экспериментов с трапециевидным разрядным каналом приведены в таблицу 5, где для сравнения показаны характеристики для той же лабораторной модели с прямоугольным каналом.

Таблица 5 – Характеристики АИПД с различным исполнением разрядного канала

Параметры	Шашки прямоугольные (электроды в начале канала плоскопараллельные)	Шашки трапециевидные (электроды, раскрывающиеся от начала канала)
Частота, Гц	1-2	1-2
Энергия, Дж	6,6	6,6
Удельный импульс тяги, км/с	5,1	6,6
Расход, г/имп.	2,1.10-5	1,6.10-2
Единичный импульс тяги, мН·с	0,11	0,11

Видно, что при одинаковой энергии разряда в случае трапециевидного разрядного канала удельный импульс тяги увеличивается на ~ 30%. На АИПД с разрядным каналом трапециевидного типа получен патент РФ №2688049.

Рекомендации по увеличению начальной индуктивности разрядной цепи использованы при доработке экспериментального образца ИПД-120 с энергией 20 Дж, разработанного по заказу НИИ КС им. А.А. Максимова, для поддержания и коррекции орбиты малого низкоорбитального космического аппарата, массой менее 100 кг.

Проведены испытания доработанного образца ИПД-120. Полученные зависимости удельного импульса тяги, расхода рабочего вещества за импульс и единичного импульса тяги от начальной индуктивности разрядного контура приведены на рисунке 17.



Рисунок 17 – Зависимость удельного и единичного импульса тяги экспериментального образца от начальной индуктивности разрядного контура

Из графика видно, что увеличение начальной индуктивности электрической цепи с~35нГн до 60 нГн приводит к существенному росту удельного импульса тяги (на 20%), с 7125 м/с до ~ 8500 м/с, что обусловлено

уменьшением расхода рабочего вещества за импульс (на 25%) при существенно меньшем снижении единичного импульса тяги (на 10%).

Характеристики исходной и модернизированной двигательной установки приведены в таблице 6.

Таблица 6 – Характеристики исходной и модернизированной двигательной установки ИПД-120

	ДУ ИПД-120		
Характеристики	Исходная модель	Модернизированная модель	
	Lo=37 нГн	Lo=59 нГн	
Энергия разряда, Дж	20	20	
Единичный импульс тяги, мH·с	0,34	0,31	
Расход рабочего тела за один импульс, мкг/имп.	48	36	
Удельный импульс тяги, км/с	7,1	8,5	
Потребляемая мощность, Вт	53	53	
Средняя тяга, мН	1,1	0,82	
Ресурс (по запасу рабочего тела), имп.	$2 \cdot 10^{6}$	3.10^{6}	
Суммарный импульс тяги, кН с	0,8	0,95	
Полная масса ДУ, кг	3,5	3,5	

Из таблицы видно, что удельный и суммарный импульсы тяги двигателя после доработки существенно увеличились, на 20% и 19%, соответственно. При этом отмечается снижение единичного импульса тяги и, следовательно, средней тяги, что легко может быть скомпенсировано увеличением частоты импульсов срабатывания ДУ.

Таким образом, экспериментально показано, что увеличение индуктивности разрядного контура ДУ ИПД-120, позволило улучшить его характеристики.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Диссертация выполнена в рамках реализации Федеральной целевой программы "Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014 - 2020 годы" (Уникальный идентификатор проекта: RFMEFI60719X0308).

По результатам выполненной работы можно сделать следующие выводы:

1. Проведен анализ современного состояния исследований и разработок абляционных импульсных плазменных двигателей для малоразмерных космических аппаратов. Выполнено сравнение АИПД с ЭРД малой мощности других типов. Выбрана схема АИПД рельсовой геометрии с боковой подачей рабочего тела, как наиболее перспективная схема микро-АИПД для МКА.

2. Проведены экспериментальные исследования моделей микро-АИПД с энергией разряда до 20 Дж, которые показали, что для улучшения тяговоэнергетических характеристик необходимо подобрать такие параметры разрядной цепи двигателя (индуктивность, емкость, сопротивление), при которых реализуется режим работы с локализацией максимума плотности выделяющейся энергии в области среза шашек рабочего тела.

3. Проведены магнитозондовые исследования, которые позволили определить динамическую картину распределения тока в первом и втором полупериоде разряда. Полученные результаты показали необходимость учета второго полупериода в расчётной модели ускорения плазмы в микро-АИПД.

4. Физико-математическая модель рабочих процессов в микро-АИПД адаптирована для двигателей малой мощности с колебательным разрядом, приводящим к волнообразной генерации и ускорению плазмы. По результатам расчёта был установлен характер влияния индуктивности разрядной цепи на характеристики микро-АИПД.

5. Проведено сравнение результатов компьютерного моделирования с результатами экспериментов на лабораторных образцах микро-АИПД, показавшее их удовлетворительную корреляцию. Экспериментально подтверждено, что

увеличение начальной индуктивности разрядного контура на 50% позволило повысить удельный импульс тяги двигателя с энергией разряда 6,6 Дж на 42%.

6. Экспериментально показано, что переход от прямоугольной формы начального участка (область расположения шашек рабочего тела) разрядного канала к трапецевидной позволяет повысить, в результате увеличения погонной индуктивности, удельный импульс тяги на ~ 30%. На микро-АИПД с разрядным каналом трапециевидного типа получен патент РФ № 2688049.

7. Полученные результаты исследования апробированы на ДУ ИПД-120, экспериментальном образце двигательной установки с энергией разряда до 20 Дж. Увеличение начальной индуктивности электрической цепи с~ 35нГн до 60 нГн позволило повысить удельный импульс тяги ДУ на 20%.

СПИСОК ПУБЛИКАЦИЙ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Публикации в рецензируемых научных изданиях

1. Diakonov G.A., Lyubinskaya N.V., Semenikhin S.A. Influence of the discharge circuit inductance on the ablative pulsed plasma thruster performance // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2020. - Vol. 868, No. 1. - Art. 012025

2. Akhmetzhanov R., Bogatyi A., Dyakonov G., Kim V., Lyubinskaya N., Merkuryev D., Obukhov V., Popov G., Semenikhin S., Derkachev A. Development of electric propulsion thrusters for small spacecraft in RIAME MAI // Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC, 2018, Bremen; Germany, 2018-October

3. Antropov N.N., Bogatyy A.V., Dyakonov G.A., Lyubinskaya N.V., Popov G.A., Semenikhin S.A., Tyutin V.K., Yakovlev V.N., Boykachev V.N. Development of Russian Next-generation Ablative Pulsed Plasma Thrusters // Procedia Engineering. 2017. - Vol. 185. - P. 53-60

4. Антропов Н.Н., Богатый А.В., Дьяконов Г.А., Любинская Н.В., Попов Г.А., Семенихин С.А., Тютин В.К. Новый этап развития абляционных импульсных плазменных двигателей в НИИ ПМЭ // Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». 2011. – № 5. – С. 30-40.

5. Антропов Н.Н., Дьяконов Г.А., Попов Г.А., Харламов В.С., Богатый А.В., Любинская Н.В., Даньшов Ю.Т., Нечаев И.Л., Семенихин С.А., Яковлев В.Н., Тютин В.К. Корректирующая двигательная установка с абляционным импульсным плазменным двигателем для малых космических аппаратов // Вестник ФГУП «НПО им. С.А. Лавочкина». 2013 – № 5 (21) – С. 33-37.

6. Попов Г.А., Хрусталёв М.М., Храбров В.А., Антропов Н.Н., Любинская Н.В. Физико-математическая модель ускорения плазмы в абляционном импульсном плазменном двигателе // Физика плазмы. 2014. - Т. 40, № 5. - С. 409-416

7. Дьяконов Г.А., Любинская Н.В., Семенихин С.А., Хрусталёв М.М. Абляционный импульсный плазменный двигатель для малоразмерных космических аппаратов // Электронный журнал «Труды МАИ». 2014.– Вып. 73 – С. 19. URL: http://trudymai.ru/published.php?ID=48558 (дата обращения: 01.09.2020).

8. Антропов Н.Н., Дьяконов Г.А., Любинская Н.В., Семенихин С.А., Тютин В.К., Хрусталев М.М. Расчётные и экспериментальные исследования в обоснование разработки АИПД с энергией 20 Дж // Известия Российской академии наук. Энергетика. 2015. – № 2. – С. 108 - 119.

9. Ахметжанов Р.В., Богатый А.В., Дьяконов Г.А., Ким В.П., Меркурьев Д.В., Любинская Н.В., Семенихин С.А., Спивак О.О., Попов Г.А.. Электрические ракетные двигатели нового поколения для малых космических аппаратов // Известия Российской академии наук. Энергетика. 2019. – №3. – С. 3-13.

10. Богатый А.В., Дьяконов Г.А., Любинская Н.В., Нечаев И.Л., Попов Г.А., Семенихин С.А., Тютин В.К., Яковлев В.Н. Современное состояние работ по созданию ЭРДУ с АИПД в НИИ ПМЭ МАИ // Известия Российской академии наук. Энергетика. 2019. –№ 3. – С. 96-109.

Публикации, приравненные к публикациям в рецензируемых научных изданиях

11. Пат. на изобретение 2688049 С1 Российская Федерация, МПК F03H1/00, H05H1/54 Абляционный импульсный плазменный двигатель / Богатый А.В., Дьяконов Г.А., Любинская Н.В., Семенихин С.А.; заявитель и патентообладатель Федеральное государственное бюджетное образовательное

учреждение высшего образования" Московский авиационный институт(национальный исследовательский университет)"(RU). — № 2018122125 ; заявл. 18.06.2018 ; опубл. 17.05.2019, Бюл. № 14

12. Свид. 2011614430 Российская Федерация. Свидетельство 0 государственной регистрации программы для ЭВМ. Физико-математическая модель течения плазмы в канале абляционного плазменного двигателя с учетом реальных процессов в разрядной цепи двигателя / Хрусталёв М.М., Любинская Н.В. заявитель ГОУ правообладатель ВПО «Московский авиационный институт И (государственный технический университет)» (RU). – №2011612679; заявл. 19.04.11; опубл. 06.06.11, Реестр программ для ЭВМ.

Другие публикации

13. Хрусталев М.М., Любинская Н.В. Квазиодномерная физикоматематическая модель ускорения плазмы в АИПД малой тяги // Авиационнокосмическая техника и технология, 2006. – Т. 10(36) – С. 171-172

14. Дьяконов Г.А., Семенихин С.А., Любинская Н.В. Экспериментальные исследования моделей АИПД малой мощности // Авиационная и космическая техника и технология. 2009, – Т. 9/66 – С. 136-138.