

На правах рукописи

УДК 621.384.6

Шумейко Андрей Иванович

РАЗРАБОТКА И ЛЕТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ ДВУНАПРАВЛЕННОГО ВОЛНОВОГО  
ПЛАЗМЕННОГО УСКОРИТЕЛЯ

Специальность 1.1.9 – механика жидкости, газа и плазмы

Автореферат  
диссертации на соискание ученой степени  
кандидата технических наук



Москва – 2025

Работа выполнена в федеральном государственном автономном образовательном учреждении высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)»

Научный руководитель: **Телех Виктор Дмитриевич**, кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры «Плазменные энергетические установки» МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Официальные оппоненты: **Молчанов Александр Михайлович**, доктор технических наук, доцент, профессор кафедры «Авиационно-космической теплотехники» МАИ  
**Ахмадеев Юрий Халяфович**, кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник ИСЭ СО РАН

Ведущая организация: Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева-КАИ» (КНИТУ-КАИ)

Защита состоится «27» мая 2025 г. в 14:00 на заседании диссертационного совета 24.2.331.17. в ауд. 947л МГТУ им. Н.Э. Баумана по адресу: 105005, г. Москва, Рубцовская наб., д. 2/18.

С диссертацией можно ознакомиться в научно-технической библиотеке Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана или на сайте [www.bmstu.ru](http://www.bmstu.ru).

Отзывы на автореферат в двух экземплярах с подписью, заверенные печатью, просим направлять в адрес ученого секретаря совета.

Автореферат разослан «\_\_\_» \_\_\_\_\_ 2025 г.

Ученый секретарь диссертационного совета,  
к.т.н., доцент

Харитонов С.В.

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

### **Актуальность темы исследования.**

Плазменные установки применяются в многочисленных сферах от обработки поверхностей материалов до создания сил для движения в космосе. В основе плазменных установок лежит воздействие электрических и магнитных полей на ионизированную среду, приводя к набору заряженными частицами энергии и/или к возникновению потоков заряженных частиц. Ключевую роль в работе плазменных установок различных типов играют зажигание разряда (переход из неионизированного в ионизированное состояние среды) и процессы ускорения потока (в ионизированной газообразной среде).

Одними из представителей плазменных установок являются плазменные ускорители. Они используются для разнообразных задач: от инжекторов в токамаках до создания сил для движения космических аппаратов.

В настоящее время космическая индустрия переходит к использованию малых космических аппаратов для широкого круга миссий – предоставления связи, мониторинга поверхности Земли, околоземного и космического пространств, производства материалов и веществ в космическом пространстве. Такой переход предъявляет новые требования к космическим плазменным ускорителям, такие как компактность, малое энергопотребление и универсальность (соответствие определенным размерам и наличие типовых подключений и программ управления). Также, новые космические миссии требуют иметь возможность изменения ориентационных и пространственных положений космических аппаратов. Обеспечение такой возможности можно достигнуть за счет создания на борту космического аппарата векторов тяги в нескольких направлениях.

Примером космической миссии, для которой необходимо использование компактных плазменных ускорителей малой мощности с возможностью управления направлением вектора тяги (УНВТ) является миссия по производству лекарственных средств на борту малых космических аппаратов (МКА), оператором которой является компания Varda Space. Для реализации производства лекарств, например, требуются изменения ориентации МКА для попеременного охлаждения и нагрева определенных технологических областей. Также, требуются до выведение, позиционирование, поддержание и уход с орбит большого количества технологических МКА.

Однако большинство современных плазменных ускорителей могут создавать движущую силу только в одном направлении, а осуществление на их базе свойства УНВТ может ограничить возможность их миниатюризации и снижения энергопотребления, а также делает сложным процесс их эксплуатации.

Тем не менее, создание компактных плазменных ускорителей малой мощности с УНВТ возможно на базе безэлектродных плазменных ускорителей (БПУ). На их основе возможна реализация многовекторных волновых плазменных ускорителей (МВПУ). В этой связи, исследования процессов зажигания разряда и характеристик газо-плазменного потока в рабочем режиме в МВПУ представляют большой интерес, т.к. способствуют реализации этих устройств. Однако теоретические и экспериментальные работы выполнены только для однонаправленных БПУ - до

настоящего времени исследования БПУ малого размера с возможностью УНВТ не проводились.

В этой работе в качестве объекта исследования выбрана двунаправленная схема реализации МВПУ. В такой схеме применяется газоразрядная камера открытой конфигурации, оба конца которой открыты во внешнее пространство. При такой конфигурации возможно создание векторов тяги в двух и более направлениях, позволяя достигнуть свойства УНВТ. В частности, при использовании двунаправленной схемы предполагается возможность изменения ориентации и фазирования и изменения высоты орбиты МКА. На базе такой схемы, в дальнейшем, возможно создание других схем МВПУ. Таким образом, необходима разработка теоретических моделей, разработка летного образца МВПУ для МКА, его наземная отработка и проведение летных испытаний для верификации теоретических моделей летным экспериментом и демонстрации возможностей ускорителя в космическом пространстве.

**Цель диссертационной работы** – разработка двунаправленного волнового плазменного ускорителя (ДВПУ) и проведение его летных испытаний.

Для достижения поставленной цели потребовалось решение следующих **основных задач**:

1. Создать двунаправленный волновой плазменный ускоритель, способный создавать газо-плазменные потоки в двух направлениях, и провести цикл наземных испытаний для подготовки проведения его летных испытаний;
2. Экспериментально исследовать и определить параметры устойчивого зажигания разряда в симметричной газоразрядной камере, открытой с двух концов во внешнее пространство, в зависимости от напряженности азимутального электрического и индукции внешнего статического магнитного поля и расхода рабочего тела;
3. Разработать математическую модель, позволяющую проводить количественное описание характеристик выходящего потока плазмы в стационарном режиме, энергетической эффективности и интегральных характеристик разряда – температуры и концентрации электронов, – при изменении тока в индукторе (напряженности наведенного вихревого электрического поля), тока в электромагнитах (индукции внешнего статического магнитного поля) и расхода рабочего тела (давления в газоразрядной камере);
4. Провести летные испытания (демонстрацию возможностей) двунаправленного волнового плазменного ускорителя на борту малого космического аппарата в космическом пространстве;
5. Проверить результаты, получаемые при расчетах при помощи разработанной математической модели, экспериментальными данными, полученными в космическом пространстве при проведении летных испытаний.

**Научная новизна.** В диссертации получены следующие новые научные результаты.

1. Предложена концепция волнового плазменного ускорителя малого размера, способного генерировать управляемые газо-плазменные потоки в двух направлениях за счет использования газоразрядной камеры открытого типа и управляемых магнитных полей. Предложенный ускоритель был создан и была продемонстрирована его успешная работа в ходе летных испытаний на борту малого космического аппарата;

2. Экспериментально определены режимы зажигания высокочастотного индукционного разряда во внешнем статическом осевом магнитном поле в симметричной газоразрядной камере, открытой с двух концов во внешнее пространство. Обнаружено, что в отличие от предыдущих работ по изучению газового пробоя в однонаправленных безэлектродных ускорителях плазмы, пороговая напряженность электрического поля для зажигания разряда снижается при увеличении индукции внешнего осевого статического магнитного поля в газоразрядной камере открытой конфигурации;

3. Предложено теоретическое обоснование тенденций изменения пороговой напряженности электрического поля для осуществления высокочастотного газового пробоя в зависимости от индукции внешнего статического магнитного поля в газоразрядной камере открытой конфигурации;

4. Разработана математическая модель, позволяющая проводить количественное описание характеристик выходящего потока плазмы в стационарном режиме для двунаправленного волнового плазменного ускорителя. Основным преимуществом разработанной модели является возможность учитывать открытую геометрию газоразрядной камеры, т.е. возможность определения газодинамического истечения неионизированной части рабочего тела с концов газоразрядной камеры, не участвующих в создании тяги. Разработанная модель также обеспечивает определение энергетической эффективности и интегральных характеристик разряда – температуры и концентрации электронов, – при изменении тока в индукторе (напряженности наведенного вихревого электрического поля), тока в электромагнитах (индукции внешнего статического магнитного поля) и расхода рабочего тела (давления в газоразрядной камере). Результаты расчета характеристик выходящего потока ускорителя, полученные при помощи разработанной модели, подтверждены в ходе выполнения летного эксперимента.

#### **Практическая значимость результатов работы.**

1. Разработан двунаправленный волновой плазменный ускоритель малого размера, способный создавать потоки плазмы в двух направлениях, предназначенный для установки на борту малых космических аппаратов;

2. Разработанный ускоритель используется в качестве двигательной установки для изменения орбитальных характеристик малого космического аппарата размером 6UXL Хорс-1 МГТУ им. Н.Э. Баумана (номер по спутниковому каталогу NORAD ID 57188);

3. Найденные режимы зажигания разряда – напряженность электрического (ток в индукторе) и индукция магнитного (в единицах тока в электромагнитах) полей, расход рабочего тела - использованы для проектирования и эксплуатации ускорителя для малого космического аппарата Хорс-1;

4. Разработанная математическая модель использована для разработки компанией ООО «Эдвансд Пропалшин Системс» новых моделей многовекторных волновых плазменных ускорителей.

**Достоверность и обоснованность научных результатов** обусловлены применением фундаментальных законов физики плазмы и термодинамики при составлении уравнений разрабатываемых математических моделей; согласованием результатов

расчетных исследований с экспериментальными данными, полученными в натуральных условиях (низкие околоземные орбиты).

**Положения, выносимые на защиту.**

1. Двухнаправленный волновой плазменный ускоритель размером  $2U$ , способный создавать потоки плазмы в двух направлениях;
2. Экспериментально определенные параметры зажигания разряда в двухнаправленном волновом плазменном ускорителе и их теоретическое обоснование;
3. Разработанная математическая модель для двухнаправленного волнового плазменного ускорителя, учитывающая истечение нейтральной компоненты рабочего тела с нескольких концов газоразрядной камеры открытой конфигурации, позволяющая проводить количественное описание характеристик выходящего потока плазмы в стационарном режиме, энергетической эффективности и интегральных характеристик разряда – температуры и концентрации электронов, – при изменении тока в индукторе (напряженности наведенного вихревого электрического поля), тока в электромагнитах (индукции внешнего статического магнитного поля) и расхода рабочего тела (давления в газоразрядной камере);
4. Результаты проведения летных испытаний (демонстрации возможностей) двухнаправленного волнового плазменного ускорителя при работе на борту малого космического аппарата Хорс-1 МГТУ им. Н.Э. Баумана (NORAD ID 57188) в космическом пространстве;
5. Сравнительный анализ рассчитанных значений тяги двухнаправленного волнового плазменного ускорителя, полученных при помощи разработанной математической модели, и измеренных значений тяги при эксперименте в натуральных условиях (околоземном космическом пространстве).

**Апробация результатов работы** проведена на российских и международных конференциях: 14<sup>th</sup> International Conference on Gas Discharge Plasmas and Their Applications (Томск, 2019), 71<sup>st</sup> International Astronautical Congress (Онлайн, 2020), 72<sup>nd</sup> International Astronautical Congress (Дубай, 2021), Dubai Air Show 2021 (Дубай, 2021), AIAA Region VII Student Conference 2021 (Онлайн, 2021) AIAA SciTech Forum 2022 (Сан Диего, 2022), 73<sup>rd</sup> International Astronautical Congress (Париж, 2022), III International Conference on Gas Discharge Plasma and Synthesis of Nanostructures (Казань, 2022), 74<sup>th</sup> International Astronautical Congress (Баку, 2023), IoM CAS Lecture Series 2023 (Пекин, 2023), IEEE ICOPS 2024 (Пекин, 2024), 75<sup>th</sup> International Astronautical Congress (Милан, 2024).

**Публикации.** По теме диссертации были опубликованы 11 научных статей в журналах и в сборниках конференций, включенных в базу цитирований Scopus (общий объем публикаций 6 п.л./5 п.л.). 7 из них включены в базу цитирований Web of Science. Опубликовано 11 тезисов докладов на международных конференциях. Получены 9 патентов на изобретения в России и США.

**Личный вклад соискателя** заключается в проектировании двухнаправленного волнового плазменного ускорителя и других предложенных МВПУ, составлении плана экспериментов, подготовки экспериментальных стендов, подготовки ДВПУ к летным испытаниям, проведении экспериментов в лабораторных и натуральных условиях, проведении интеграции ДВПУ в малый космический аппарата Хорс-1 МГТУ им. Н.Э. Баумана, обработке экспериментальных данных, теоретическом

исследовании ДВПУ, написании и подаче патентов, написании статей и ответов по ним рецензентам.

**Реализация результатов работы.** Внедрение результатов выполненных в диссертационной работе исследований осуществлено в ООО «Эдвансд Пропалшн Системс». Разработанный в рамках выполнения диссертационной работы двунаправленный волновой плазменный ускоритель в настоящее время используется в качестве двигательной установки на борту малого космического аппарата Хорс-1 МГТУ им. Н.Э. Баумана (NORAD ID 57188).

**Структура и объем работы:** Диссертация состоит из введения; шести глав, заключения, списка использованных источников. Общий объем диссертации 187 страниц, включая 22 таблицы, 74 рисунков и схем. Список использованной литературы содержит 179 наименований.

## СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обоснована актуальность темы исследования, сформулированы цели и задачи работы, показана научная новизна и практическая значимость результатов. Изложены основные положения, выносимые на защиту, приводится список публикаций автора и сведения об апробации работы.

**Глава 1** содержит обзор космических миссий, для которых необходима многовекторность тяги и вариантов реализации многовекторности тяги для плазменных ускорителей, содержит обзор экспериментальных и теоретических работ по описанию процессов зажигания и характеристик потока в стационарном режиме в безэлектродных плазменных ускорителях.

Для управления положением КА на орбите необходимо периодическое создание движущих сил в различных направлениях. Как правило, для этого на борту КА используются несколько плазменных ускорителей. Многовекторные ускорители с одним источником плазмы имеют преимущество, особенно для использования на КА малого форм-фактора. Как показано в диссертационной работе, перспективными для многовекторности тяги с физической и технической сторон являются БПУ.

Отмечен вклад в изучение ВЧ пробоя в газах низкого давления в диапазоне частот 1-100 МГц таких ученых, как: Kihara T., Лисовский В., Boswell R., Radmilovic-Radjenovic M., Wiebold M. и др. В частности, Radmilovic-Radjenovic M., Wiebold M. и Kumar S. теоретически и экспериментально изучали процессы зажигания разряда в однонаправленных БПУ.

БПУ с УНВТ существенно отличаются от однонаправленных тем, что имеют несколько отверстий во внешнее пространство из газоразрядной камеры и разное направление магнитного поля внутри них, что влияет на движение электронов во время зажигания разряда. Таким образом, и теория, и результаты, полученные для однонаправленных БПУ, могут быть неприменимы.

Отмечен вклад в изучение характеристик выходного газо-плазменного потока в БПУ таких ученых, как: Lafleur T., Magarotto M., Ahedo E. и др. В их работах полная тяга БПУ определяется либо составляющей от нагрева электронов, либо суммой этой составляющей с тягой от учета ускорения потока плазмы от электромагнитных сил или от учета истечения нейтрального рабочего тела. Такие комбинации учета составляющих тяги не приводят к получению аккуратных результатов, которые

можно соотнести с экспериментальными данными. Более того, для реализации ускорителей для МКА, необходимо наличие теории, позволяющей на этапе проектирования определить тяговые характеристики ускорителя в зависимости от особенностей конструкции и параметров работы. Методика расчета интегральных параметров выходящего потока плазмы для МВПУ отсутствует. Показано, что для создания научных основ проектирования БПУ с УНВТ, необходима проверка разработанной модели при помощи экспериментов, проводимых в космическом пространстве,

**Глава 2** содержит описание выбора схемы БПУ с УНВТ, описание систем разработанного ускорителя, в том числе, рассматриваются вопросы разработки системы хранения и подачи рабочего тела (СХПРТ) и электрической системы, а также описываются физические принципы работы БПУ, в частности, механизмы создания тяги ускорителя. На Рисунках 1 и 2 приведены вид разработанного ускорителя в изометрии и внешний вид в раме МКА.

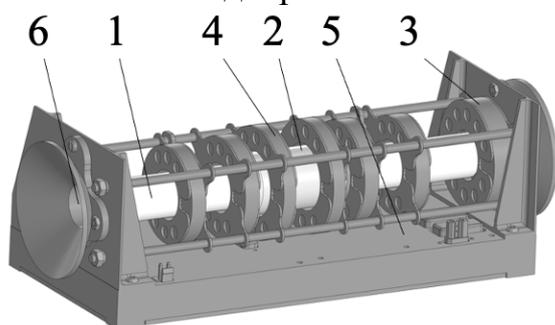


Рисунок 1. Модель двунаправленного волнового плазменного ускорителя: 1 – газоразрядная камера; 2 – зона индуктора; 3 – магнитные сопла; 4 – система электромагнитов; 5 – корпус служебных систем; 6 – выходные втулки.



Рисунок 2. Плазменный ускоритель в раме космического аппарата.

Разработанный ДВПУ, имеющий размер со всеми системами 2U, состоит из газоразрядной камеры, концы которой открыты во внешнее пространство, системы электромагнитов, индуктора, ВЧ-генератора, источника питания системы электромагнитов и СХПРТ. Одной из главных особенностей магнитной системы является возможность регулирования направления силовых линий магнитного поля, что позволяет управлять направлением потока плазмы, выходящего из источника. Плазменный ускоритель имеет два газовода – СН1 и СН2, каждый из которых расположен ближе к открытым во внешнее пространство концам газоразрядной камеры. Соотношение между расходом нейтрального рабочего тела – 90% через рабочее сопло, 10% через сопло, не участвующее в работе.

Следуя теории Takahashi К. для БПУ, полную тягу в БПУ можно представить как сумму четырех составляющих. Во-первых, существует составляющая тяги от нагрева электронов, образующих на выходе из ускорителя локальные электростатические поля, ускоряющие ионы. Во-вторых, рассматривается составляющая тяги от ускорения ионов за счет их следования за электронами, которые ускоряются за счет электромагнитной силы  $j_{\varphi} \times B$  в зоне магнитного сопла, в котором градиент магнитного поля уменьшается в сторону от ускорителя, а также вследствие проявления электронного диамагнетизма, заключающегося в наводке азимутальным

электронным током магнитного поля, противоположным по направлению внешнему статическому магнитному полю магнитного сопла. В-третьих, рассматриваются составляющие тяги от ударов ионов и нейтральных частиц о физические стенки на выходе из ускорителя. Согласно работам Chen F. и Takahashi K., азимутальный ток на выходе из ускорителя, учитываемый в электромагнитной составляющей тяги, является следствием распространения в объеме плазмы одной из электромагнитных Вистлеровских волн – геликонной волны. Согласно Takahashi K, истечение ионизированной компоненты рабочего тела в направлении, противоположном направлению силовых линий магнитного поля сводится к минимуму за счет проявления электронного диамагнетизма, который приводит к отталкиванию электронов.

В главе 3 приведены экспериментальные и теоретические результаты исследования процессов зажигания разряда в газоразрядной камере открытой конфигурации.

Схема экспериментальной установки для исследования процессов зажигания разряда показана на Рисунке 3.

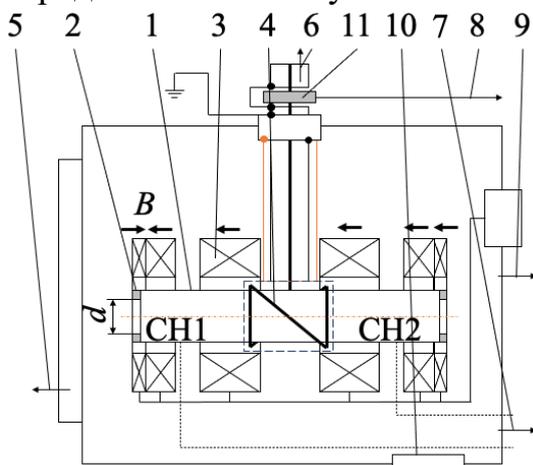


Рисунок 3. Схема экспериментальной установки для исследования процессов зажигания разряда: 1 – газоразрядная камера; 2 – диафрагма; 3 – магнитная система; 4 – индуктор; 5 – соединение с откачной станцией; 6 – соединение с ВЧ-генератором; 7 – соединение с системой хранения и подачи рабочего тела; 8 – соединение с осциллографом; 9 – соединение с системой питания магнитной системы; 10 – окно; 11 – монитор тока.

В данном эксперименте, режимы запуска ДВПУ изучаются путем изменения нескольких параметров - величины индукции внешнего статического осевого магнитного поля, выраженного в единицах силы тока, протекающего в электромагнитах магнитной системы  $B(I)$ , расхода рабочего тела  $\dot{m}$  и диаметра внутренних отверстий диафрагм  $d$ , расположенных на каждом конце газоразрядной камеры открытой конфигурации.

В экспериментах расход рабочего тела (криптон) варьируется в диапазоне 20...200 см<sup>3</sup>/мин. Подача рабочего тела в газоразрядную камеру ускорителя осуществляется через газовод СН1. Динамическое давление в вакуумной камере варьируется от 20 до 190 мПа.

Для записи пороговых (пробойных) значений тока в антенне, сначала в газовод СН1 газоразрядной камеры подается рабочее тело. Затем устанавливается и с малым шагом (1 Вт) увеличивается уровень мощности. В момент, когда зажигается разряд (происходит изменение активного сопротивления нагрузки внутри антенны), увеличение мощности прекращается, а записанные показания монитора тока сохраняются.

Данные по пороговым значениям тока используются для определения значений пороговой напряженности электрического поля. Переменный ток в соответствии с законом Ампера, создает переменное осевое магнитное поле  $B_z$ :

$$B_z = \mu_0 \frac{N}{l} I_{RF0} \sin \omega t, \quad (1)$$

где  $N$  – эквивалентное число витков индуктора,  $l$  – длина индуктора,  $I_{RF0}$  – амплитудное значение силы тока, протекающего через индуктор,  $\omega$  – частота тока в индукторе,  $\mu_0$  – магнитная постоянная,  $t$  – время.

Согласно закону Фарадея и Максвелловским уравнениям, осевое магнитное поле внутри газоразрядной камеры  $B_z$  индуцирует вихревое электрическое поле  $E_\omega$ :

$$E_\omega = \frac{r\omega}{2} B_z \cos \omega t, \quad (2)$$

где  $r$  – расстояние от оси газоразрядной камеры до внутренней поверхности антенны.

Амплитуда вихревого электрического поля  $E$  из выражения (2) является пороговым значением напряженности электрического поля для зажигания разряда. На Рисунке 4 представлена диаграмма режимов зажигания разряда (режимов запуска) плазменного ускорителя в координатах пороговой напряженности электрического поля для зажигания разряда  $E$  магнитного поля в токовых единицах  $B(I)$  и расхода рабочего тела  $\dot{m}$ .

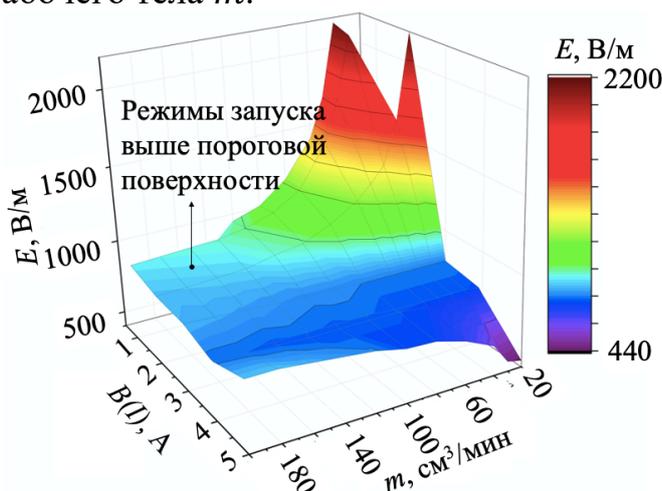


Рисунок 4. Диаграмма режимов зажигания разряда двунаправленного волнового плазменного ускорителя в координатах пороговой напряженности электрического поля для зажигания разряда,  $E$ , магнитного поля в токовых единицах,  $B(I)$ , и расхода рабочего тела,  $\dot{m}$ . Режимы запуска находятся выше поверхности пороговых напряженностей электрического поля.

В полученных экспериментальных данных для ДВПУ, минимальное давление,  $p_{min}$ , при котором происходит зажигание разряда снижается с ростом индукции внешнего статического магнитного поля  $B(I)$  (см. Рисунок 4). Также наблюдается тенденция уменьшения пороговой напряженности электрического поля  $E$  при увеличении  $B(I)$ , для заданного расхода рабочего тела.

Такая зависимость может быть объяснена теоретически.

Рассмотрим уравнение баланса электронов:

$$0 = \nu_i n_e + D_{ТВ} \left( \frac{1}{B} \right) \cdot \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left( r \frac{\partial n_e}{\partial r} \right) + D_{LB} \left( \frac{1}{B^2} \right) \cdot \frac{\partial^2 n_e}{\partial z^2} - b \left( \frac{1}{B} \right) \cdot \frac{e E \cos(\omega t)}{m_e \nu_{en}} \frac{\partial n_e}{\partial \varphi}, \quad (3)$$

где  $\nu_i$  – частота ионизационных столкновений,  $n_e$  – концентрация электронов,  $z$  – осевая координата,  $\varphi$  – азимутальная координата,  $b$  – коэффициент, учитывающий влияние магнитного поля на колебания электронов вслед за изменением напряженности наведенного вихревого электрического поля,  $m_e$  – масса электрона,  $\nu_{en}$

– частота соударений электрон-нейтрал,  $e$  – заряд электрона,  $D_{TB}$  и  $D_{LB}$  – коэффициенты диффузии электронов поперек и вдоль магнитных силовых линий.

Коэффициент  $D_{TB}$  при  $\frac{\omega_{ce}^2}{v_{en}^2} \gg 1$  определяется как  $D_{TB} = \frac{kT_e v_{en}}{m_e \omega_{ce}}$  ( $\omega_{ce}$  – электронная циклотронная частота). Поэтому, при  $B \rightarrow \infty$   $\omega_{ce} \rightarrow \infty$  и второй член в правой части уравнения (3) стремится к 0, что приводит к уменьшению потерь электронов в радиальном направлении, что может уменьшать пороговую напряженность электрического поля, необходимую для зажигания разряда.

Когда внешнее статическое осевое магнитное поле не приложено к источнику, коэффициент диффузии электронов вдоль оси ускорителя зависит только от тепловой скорости и длины свободного пробега электронов,  $D_L = v_T \lambda$ . При наличии внешнего статического осевого магнитного поля, в случае, когда электроны замагничены  $\frac{\omega_{ce}^2}{v_{en}^2} \gg 1$ , коэффициент диффузии электронов вдоль оси ускорителя обратно пропорционален квадрату индукции внешнего статического осевого магнитного поля  $D_{LB} \sim 1/B^2$ . Поэтому, при  $B \rightarrow \infty$ , коэффициент диффузии электронов вдоль оси ускорителя  $D_{LB} \rightarrow \infty$ , что приводит к тому, что третий член в правой части уравнения (3) стремится к 0, снижая потери электронов в осевом направлении, что может уменьшать пороговую напряженность электрического поля, необходимую для зажигания разряда.

Тем не менее, при  $B \rightarrow \infty$  и  $p \rightarrow 0$ , пороговая напряженность электрического поля для зажигания газового разряда при прохождении своего минимума увеличивается  $E \rightarrow \infty$ . Исходя из такого рассуждения, введение коэффициента  $b(\frac{1}{B})$  в выражении (3) необходимо для того, чтобы объяснить увеличение  $E$  после прохода его минимума при увеличении индукции внешнего статического осевого магнитного поля и уменьшении давления внутри газоразрядной камеры.

Такое отличие между однонаправленными и двунаправленными плазменными ускорителями с точки зрения зажигания разряда в ВЧИ источнике плазмы с внешним статическим магнитным полем может быть объяснена следующим образом. Хотя диффузия электронов в радиальном направлении ограничена, осевая диффузия все же имеет место при данном значении индукции внешнего магнитного поля. Электроны, покидающие газоразрядную камеру в однонаправленном плазменном ускорителе, не имеют возможности вновь попасть в камеру и могут рассматриваться как потери. В свою очередь электроны, покидающие камеру в двунаправленном плазменном ускорителе, могут вновь попасть в камеру с противоположной стороны газоразрядной камеры открытого типа. Это возможно, т.к. в условиях эксперимента созданы соответствующие условия. Так, при проведении эксперимента, давление окружающей плазменной ускоритель среды составляет  $\sim 10^{-4}$  Па. Такому давлению соответствует длина свободного пробега электрона в  $\sim 200$  м. Из этого можно сделать вывод, что электроны могут преодолеть без соударения расстояние, во много раз превышающее длину газоразрядной камеры. При этом, электроны замагничены по всей длине газоразрядной камеры в ее внутренней полости и частично во внешнем пространстве (см. Рисунок 5).

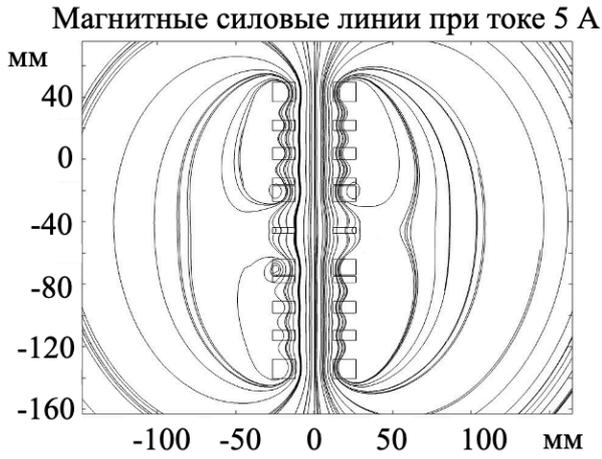


Рисунок 5. Магнитные силовые линии вдоль газоразрядной камеры при 5 А в электромагнитах.

Полученные экспериментальные данные используются для запуска двунаправленного волнового плазменного ускорителя на борту КА Хорс-1 МГТУ им. Н.Э. Баумана (NORAD ID 57188) (см. Рисунок 6).

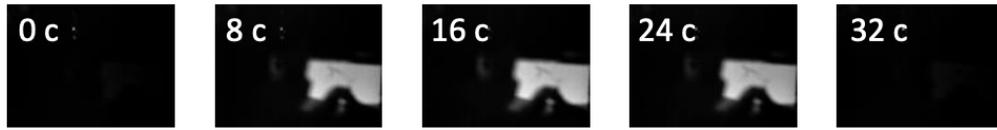


Рисунок 6. Газоразрядная камера двигателя во время работы в космическом пространстве (фото сделано на орбите 550 км).

**Глава 4** содержит описание разработанной математической модели для определения характеристик потока в стационарном режиме ДВПУ. Рассматриваются результаты расчета характеристик ДВПУ, проведенного с использованием разработанной математической модели.

Полную тягу ускорителя  $T_{total}$  предложено определять как сумму трех составляющих: составляющая от разогрева электронов  $T_{pe}$  (вклад самосогласованного поля на выходе из ускорителя), электромагнитная составляющая  $T_{emag}$  и газодинамическая составляющая  $T_{gas}$  (вклад нейтральных частиц):

$$T_{total} = T_{pe} + T_{emag} + T_{gas}. \quad (4)$$

Тяга, создаваемая за счет нагрева электронов, определяется как:

$$T_{pe} = n_s k_B T_e A_s, \quad (5)$$

где  $n_s$  – концентрация плазмы,  $k_B$  – постоянная Больцмана,  $T_e$  – температура электронов,  $A_s$  – площадь поперечного сечения среза сопла.

Для нахождения  $T_e$  и  $n_s$  используются уравнения баланса частиц внутри объема газоразрядной камеры (6), баланса энергии (7) и потерь энергии на столкновения между частицами (8), а также рекомбинацию (9):

$$K_{iz} n_s n_g V = n_s u_B A_{eff}, \quad (6)$$

$$\eta (P_{rf} - P_{ref}) = e n_s u_B A_{eff} E_T, \quad (7)$$

$$E_T = E_i + E_e + E_c, \quad (8)$$

$$E_c = E_{iz} + \frac{K_{exc}}{K_{iz}} E_{exc} + 2 \frac{m_e}{m_i} \frac{K_{el}}{K_{iz}} T_e, \quad (9)$$

$$P_{pl} = \eta_{gen} \eta_{pl} P_{gen}, \quad (10)$$

где  $K_{iz}$  – константа скорости ионизации,  $n_g$  – концентрация неионизированной составляющей рабочего тела,  $V$  – объем газоразрядной камеры,  $u_B$  – Бомовская

скорость,  $A_{eff}$  – площадь потерь частиц,  $E_i$  – потери кинетической энергии ионами,  $E_e$  – потери кинетической энергии электронами,  $E_c$  – потери энергии электронами на столкновительные процессы,  $E_{iz}$  – потенциал ионизации;  $E_{exc}$  – энергия возбуждения,  $m_e$  – масса электрона,  $m_i$  – масса иона,  $K_{exc}$  – коэффициент возбуждения атомов,  $K_{el}$  – коэффициент упругого рассеяния электронов на ионах,  $P_{pl}$  – мощность в разряде,  $P_{gen}$  – выходная мощность генератора,  $\eta_{gen}$  – КПД преобразования генератором тока от внешнего источника в высокочастотный ток,  $\eta_{pl}$  – КПД трансфера мощности от генератора в плазму.

Тяга от электромагнитной составляющей определяется из следующего выражения:

$$T_{emag} = 2\pi \int_0^z \int_0^r i_\varphi B_{cr} r dr dz. \quad (11)$$

где  $i_\varphi$  – азимутальный ток в разряде,  $B_{cr}$  – радиальная составляющая индукции внешнего статического магнитного поля,  $z$  – координата тяговой оси ускорителя,  $r$  – радиальная координата, отсчитываемая от оси  $z$ .

Азимутальный ток в разряде определяется из следующего выражения:

$$i_\varphi = \frac{4\pi r}{\mu_0} \frac{d(\mu_0 \frac{N}{l} I_{RF0} \sin \omega t)}{dz}. \quad (12)$$

Тяга, создаваемая нейтральными частицами, определяется как:

$$T_{gas} = k_1 n_g m_i A_s v_{gas}^2 \left( 1 + \frac{eT_g}{m_i v_{gas}^2} \right) - k_2 n_g m_i A_s v_{gas}^2 \left( 1 + \frac{eT_g}{m_i v_{gas}^2} \right). \quad (13)$$

где  $v_{gas}$  – скорость звука в потоке газа,  $T_g$  – температура нейтрального газа,  $m_i$  – масса атома рабочего тела,  $k_1$  – коэффициент, показывающий долю неионизированного рабочего тела, истекающего с рабочего конца газоразрядной камеры,  $k_2$  – коэффициент, показывающий долю неионизированного рабочего тела, истекающего с нерабочего конца газоразрядной камеры.

Результаты исследования характеристик потока в разряде плазменного ускорителя на базе предложенной модели позволяют переходить к проектированию ускорителя. Разработанная модель позволяет находить составляющие тяги плазменного ускорителя. Также, разработанная модель позволяет исследовать характеристики плазмы.

**Глава 5** содержит описание подготовки ДВПУ к проведению его летной отработки. В процессе подготовки ускоритель и его составные части прошли серию виброиспытаний, термовакуумные испытания, испытания на функционирование в составе МКА Хорс-1.

Неотъемлемой частью подготовки ДВПУ к проведению космического эксперимента являлся этап интеграции ускорителя с космическим аппаратом. Ускоритель располагается в центральной части МКА Хорс-1 (см. Рисунок 7). Тяговая ось ускорителя была смещена относительно центра масс МКА (см. Рисунок 8).

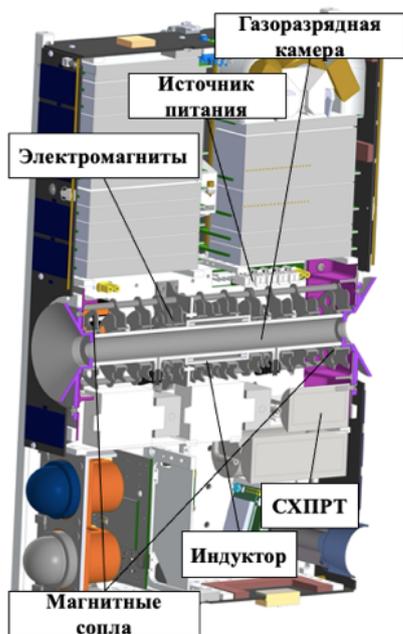


Рисунок 7. Расположение ускорителя внутри МКА Хорс-1.

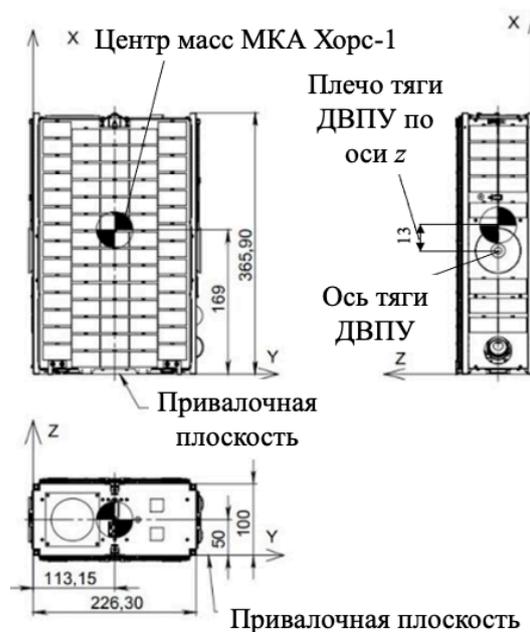


Рисунок 8. Оси и положение центра масс МКА Хорс-1.

Заключительные проверки ускорителя в составе КА проводились на космодроме Восточный в начале Июня 2023 года. Двухнаправленный волновой плазменный ускоритель в составе МКА Хорс-1 запущен в космос с космодрома Восточный 27 Июня 2023 года.

**Глава 6** посвящена описанию результатов летных испытаний ДВПУ в составе МКА Хорс-1, полученных во время проведения серии экспериментов в космическом пространстве, и их сравнению с данными по полной тяге, полученными согласно модели из Главы 4.

В программу летных испытаний ДВПУ входили: подтверждение работы систем ускорителя в космическом пространстве, измерение режимов тяги, подтверждение возможности УНВТ, фазирование и подъем орбиты МКА Хорс-1. Управление ДВПУ в составе МКА Хорс-1 ведется из МКЦ МГТУ им. Н.Э. Баумана. В ходе включений ДВПУ в космическом пространстве, подтверждение его работы производится по системным параметрам, таким как частота тока ВЧ генератора и величина тока в индуктор, а также визуально (фотокамерой на борту МКА).

Тяга ДВПУ на борту МКА определяется по изменениям угловых скоростей вращения космического аппарата (см. Рисунок 9). Угловые скорости измерялись при помощи MEMS-гироскопов. Отметим, что данные Рисунка 9 подтверждают, что ДВПУ обладает УНВТ, т.к. при работе с разных концов возможно закручивать МКА в разные стороны.

Из данных по угловым скоростям и времени работы плазменного ускорителя, вычислялось угловое ускорение  $w$ :

$$w = \frac{v_{1i} - v_{0i}}{t}, \quad (14)$$

где  $v_{0i}$  – угловая скорость космического аппарата по оси  $i$  до включения плазменного ускорителя,  $v_{1i}$  – угловая скорость космического аппарата по оси  $i$  после включения плазменного ускорителя,  $t$  – время работы плазменного ускорителя.

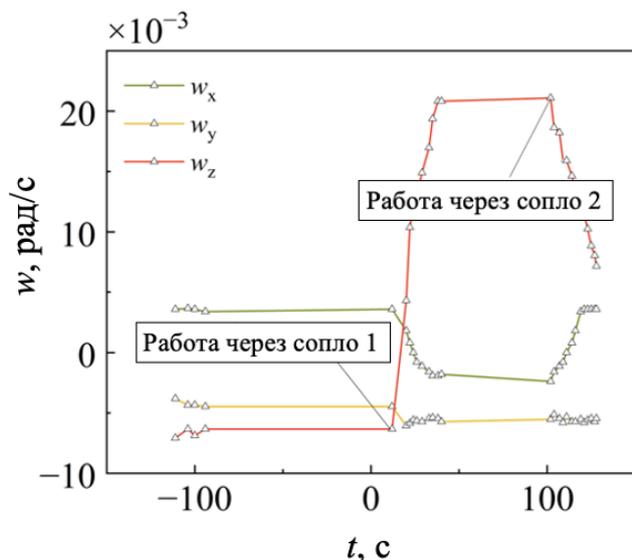


Рисунок 9. Изменение угловых скоростей при разнонаправленных включениях ускорителя.

Тяга плазменного ускорителя в космическом пространстве, определялась из следующего выражения по одной из осей:

$$T_s = \frac{wY_i}{h_i}, \quad (15)$$

где  $Y_i$  – момент инерции космического аппарата по оси  $i$ ,  $h_i$  – плечо тяги плазменного ускорителя по оси  $i$ .

Тяга ускорителя определялась и для одного (для 0.1 мг/с), и для второго (для 6.2 мг/с) направлений. Тяга ДВПУ в космическом пространстве измерялась только для двух расходов рабочего тела ввиду особенностей устройства системы подачи рабочего тела в газоразрядную камеру.

На Рисунке 10 представлены полученные теоретические (сплошные линии) и экспериментальные (точки) зависимости тяги от мощности в разряде.

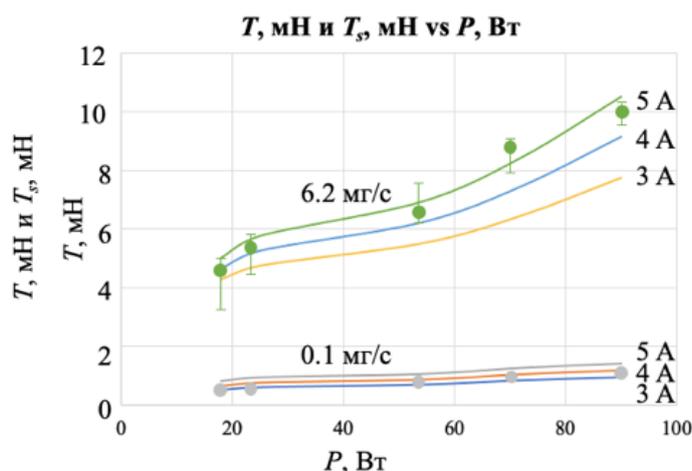


Рисунок 10. Зависимости полной тяги, исследованные при помощи модели из Главы 4 (сплошные линии) и при серии экспериментов в натуральных условиях (точки). Для экспериментальных данных при расходе 0.1 мг/с разброс значений был в пределах 2%.

Из зависимости на Рисунке 10, следует, что результаты расчетов, полученные с использованием предложенной модели, соответствуют результатам экспериментальных исследований в натуральных условиях (околоземном космическом пространстве). Серединные значения тяги, измеренной в космическом пространстве и рассчитанной при помощи разработанной модели, отклоняются в пределах 5%.

Также, определялись цена тяги плазменного ускорителя  $\epsilon_{sum}$  и тяговый КПД  $\eta_{tsum}$  для оценки эффективности преобразования энергии, вложенной в разряд, в энергию струи ускоренных заряженных и нейтральных частиц.

Цену тяги  $\epsilon_{sum}$  определим как:

$$\epsilon_{sum} = \frac{P_{gen} + P_{scoil}(I)}{T_{total}}, \quad (16)$$

где  $P_{scoil}(I)$  – мощность, потребляемая электромагнитами.

Тяговый КПД  $\eta_{tsum}$  определим как:

$$\eta_{tsum} = \frac{T_{total} I_{sp} g}{2(P_{gen} + P_{scoil}(I))}, \quad (17)$$

где  $I_{sp}$  – удельный импульс,  $g$  – ускорение свободного падения.

На Рисунках 11 и 12 представлены теоретические (сплошные линии) и экспериментальные (точки) зависимости цены тяги и тягового КПД.

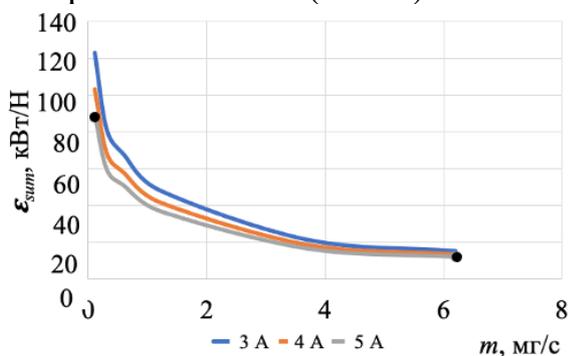


Рисунок 11. Зависимости цены тяги, определенные при помощи модели (сплошные линии) и при серии экспериментов в натуральных условиях (точки).

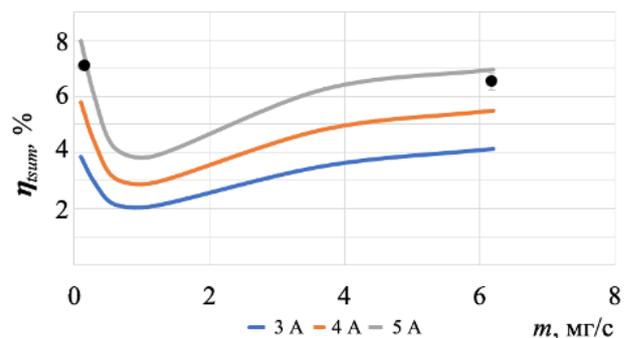


Рисунок 12. Зависимости тягового коэффициента полезного действия, определенные при помощи модели (сплошные линии) и при серии экспериментов в натуральных условиях (точки).

Из зависимостей на Рисунках 11 и 12 следует, что наиболее эффективными режимами работы ускорителя (тяговый КПД до 7.4%) в исследуемом диапазоне изменения расхода рабочего тела достигаются при расходах рабочего тела 0.1 мг/с и 6.2 мг/с. Минимальная цена тяги плазменного ускорителя составляет 14 кВт/Н.

Отчетливо наблюдается локальный минимум тягового КПД при значениях массового расхода, близких к 1.2 мг/с. Это объясняется тем, большая часть полезной в разряде мощности с увеличением расхода от 0.1 мг/с до 1.2 мг/с тратится на повышение кинетической энергии отдельных частиц в силу большой длины свободного пробега ( $\lambda \sim 10^{-2}$  м). Доказательством этого может служить тот факт, что по мере увеличения массового расхода температура электронов падает с 9 эВ при 0.1 мг/с до 3.25 эВ при 1.2 мг/с и далее изменяется незначительно. Максимум этих потерь энергии при расходах порядка 1 мг/с приводит к локальному минимуму тягового КПД. Дальнейшее повышение расхода рабочего тела (его концентрации в газоразрядной камере) уже не позволяет частицам двигаться по отдельности и выпадать им на стенки газоразрядной камеры, что приводит к их единому

взаимодействию, формированию кольцевых токов и повышению эффективности ускорения.

В период с 13 января 2024 по 6 февраля 2024 были произведены 53 включения ДВПУ длительностью от 16 до 60 с. На Рисунке 13 показано, что в результате работы ДВПУ большая полуось орбиты МКА Хорс-1 увеличилась на 250 м, что подтверждает возможность изменения высоты орбиты МКА при помощи ДВПУ.

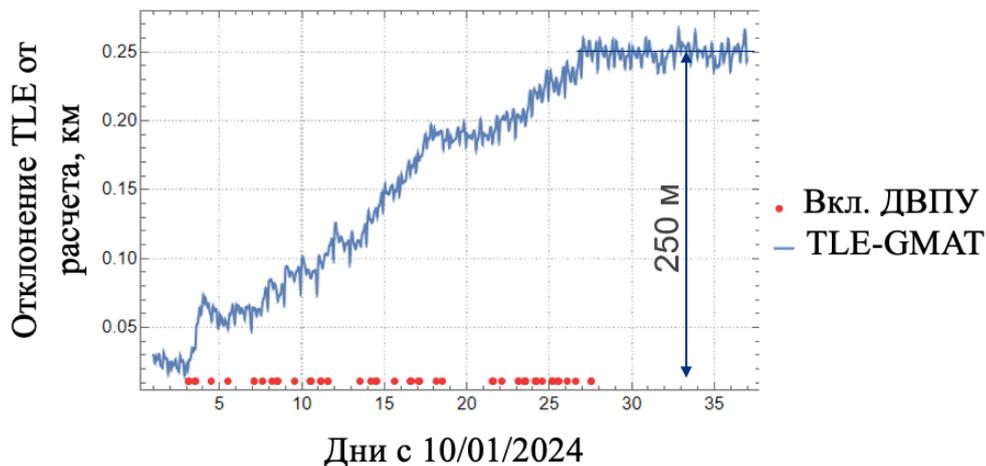


Рисунок 13. Отклонение большой полуоси МКА Хорс-1 реальной (найденной по TLE) и смоделированной без работы ДВПУ. TLE (two-line element set) – двухстрочный формат данных, представляющий собой набор элементов орбиты для спутника Земли.

## ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ ПО ДИССЕРТАЦИИ

1. Создан и прошел цикл наземных испытаний двунаправленный волновой плазменный ускоритель размером 2U, способный создавать газо-плазменные потоки в двух направлениях;
2. Экспериментально определены режимы зажигания разряда в ДВПУ, а также теоретически объяснены тенденции снижения пороговой напряженности электрического поля для осуществления газового пробоя при увеличении индукции внешнего статического осевого магнитного поля. Эти результаты могут быть применены для других схем МВПУ, в частности, к схеме с кольцевой газоразрядной камерой и многоканальному плазменному ускорителю;
3. Разработана и подтверждена экспериментами, проведенными в космическом пространстве, математическая модель для двунаправленного волнового плазменного ускорителя, учитывающая истечение нейтральной компоненты рабочего тела с концов газоразрядной камеры открытой конфигурации, позволяющая проводить количественное описание характеристик выходящего потока плазмы в стационарном режиме, энергетической эффективности и интегральных характеристик разряда – температуры и концентрации электронов, – при изменении тока в индукторе (напряженности наведенного вихревого электрического поля), тока в электромагнитах (индукции внешнего статического магнитного поля) и расхода рабочего тела (давления в газоразрядной камере);
4. Проведены летные испытания (демонстрация возможностей) двунаправленного волнового плазменного ускорителя при работе на борту малого космического аппарата Хорс-1 МГТУ им. Н.Э. Баумана (NORAD ID 57188) в космическом

пространстве. Показано, что разработанный ДВПУ может быть использован на МКА для контроля ориентации, фазирования и изменения высоты орбиты;

5. Проведен сравнительный анализ рассчитанных значений тяги двунаправленного волнового плазменного ускорителя, полученных при помощи разработанной математической модели, и измеренных значений тяги при эксперименте в натуральных условиях (околоземном космическом пространстве), при помощи которого проверена и подтверждена разработанная математическая модель;

6. Разработанный двунаправленный волновой плазменный ускоритель может конкурировать с коммерческими космическими ускорителями для космических аппаратов малого форм-фактора, доминирующими на рынке таких устройств.

### **ОСНОВНЫЕ ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ**

1. Shumeiko A.I., Telekh V.D., Ryzhkov S.V. Starting Modes of Bi-Directional Plasma Thruster Utilizing Krypton // *Symmetry*. 2023. Vol. 15, № 9. P. 1705. (1,1 п.л./1 п.л.)

2. Shumeiko, A.I., Telekh, V.D. Direct thrust measurements of 2U-sized bi-directional wave plasma thruster // *AIP Advances*. 2023. Vol. 13, № 8. P. 085312. (0,5 п.л./0,4 п.л.)

3. Shumeiko A.I. Nature-Inspired Concepts for High-Power Electric Propulsion Systems // *Fusion Science and Technology*. 2024. Vol. 80, № 7. P. 856-869 (0,8 п.л.)

4. Shumeiko A.I., Telekh V.D., Ryzhkov S.V. Probe Diagnostics and Optical Emission Spectroscopy of Wave Plasma Source Exhaust // *Symmetry*. 2022. Vol. 14, № 10. P. 1983. (0,9 п.л./0,8 п.л.)

5. Shumeiko A.I., Telekh V.D., Mayorova V.I. Development of a novel wave plasma propulsion module with six-directional thrust vectoring capability // *Acta Astronautica*. 2022. Vol. 191. P. 431-437. (0,4 п.л./0,3 п.л.)

6. Shumeiko A.I., Swei S.S.M. Electrodeless plasma thruster concepts for high-power propulsion systems // *Proceedings of the International Astronautical Congress*. 2022. Vol. 2022. P. 73541. (0,4 п.л./0,3 п.л.)

7. Shumeiko A.I., Jarrar F.S., Swei S.S.M. Advanced wave plasma thruster with multiple thrust vectoring capability // *AIAA SCITECH 2022 Forum*. 2022. Vol. 2022. P. 2190. (0,5 п.л./0,4 п.л.)

8. Shumeiko A.I., Jarrar F.S., Swei S.S.M. Development of Novel Electrodeless Plasma Thruster with Multiple Thrust Vectoring Capability // *Proceedings of the International Astronautical Congress*. 2021. Vol. 2021. P. 64834. (0,4 п.л./0,3 п.л.)

9. Shumeiko A.I., Telekh V.D., Mayorova V.I. Development of a six-directional plasma propulsion module for small satellites // *Proceedings of the International Astronautical Congress*. 2020. Vol. 2020. P. 56583. (0,4 п.л./0,3 п.л.)

10. Shumeiko A.I., Telekh V.D. Helicon engine in outboard air as a successful solution for maintaining small space vehicle in orbits up to 200 km // *AIP Conference Proceedings*. 2019. Vol. 2171, №1. P. 170019. (0,3 п.л./0,2 п.л.)

11. Shumeiko A.I., Telekh V.D. Probe diagnostics of the plasma plume created by a magnetic nozzle of an inductively coupled plasma source // *Journal of Physics: Conference Series*. 2019. Vol. 1393, №1. P. 012027. (0,3 п.л./0,2 п.л.)

12. Патент на изобретение в РФ № 2741401. Модуль с многоканальной плазменной двигательной установкой для малого космического аппарата / Шумейко А.И. Заявл. 29.01.2020. Оpubл. 25.01.2021. Бюл. № 3.