

Федеральное государственное бюджетное образовательное
учреждение высшего образования
«Московский авиационный институт
(национальный исследовательский университет)»

На правах рукописи



СУВОРОВ Максим Олегович

**ТЯГОВЫЙ УЗЕЛ ПРЯМОТОЧНОГО ВОЗДУШНОГО
ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ**

Специальность 05.07.05

«Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки
летательных аппаратов»

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата технических наук

Научный руководитель:
доктор технических наук, доцент
Хартов Сергей Анатольевич

Москва — 2018

Оглавление

Введение.....	3
Глава 1. Анализ современного состояния разработок в области ПВЭРД.....	11
1.1 Аппараты ДЗЗ.....	11
1.2 Концепция ПВЭРД.....	17
1.3 Выбор типа двигателя для тягового модуля ПВЭРД.....	27
1.4 Направления исследований.....	38
Глава 2. Экспериментальное оборудование.....	40
2.1 Описание экспериментальных стендов.....	40
2.2 Описание лабораторных образцов ВЧИД.....	60
Глава 3. Экспериментальные исследования тягового узла ПВЭРД.....	76
3.1 Методика эксперимента.....	76
3.2 Предварительные экспериментальные исследования.....	78
3.2.1 Рабочее тело ксенон.....	78
3.2.2 Работа на компонентах атмосферы.....	83
3.2.2 Эксперименты с кислород-азотной смесью.....	89
3.3 Зачетная серия экспериментов.....	91
3.4 Исследования модификаций модели тягового модуля.....	105
3.4.1 ВЧИД-15-2.....	105
3.4.2 ВЧИД-15-3.....	107
3.5 Рекомендации и дальнейшие исследования.....	112
Глава 4. Балансная модель тягового узла ПВЭРД.....	115
4.1 Ограничения и допущения балансной модели.....	115
4.2 Кислород.....	117
4.3 Азот.....	129
4.4 Атмосферная смесь.....	134
Заключение.....	140
Список сокращений и условных обозначений.....	142
Список литературы.....	144

Введение

Актуальность темы исследования

Перспективным направлением развития космической техники являются использование спутников малой массы, характерным примером области применения которых являются космические аппараты (КА) дистанционного зондирования земли (ДЗЗ) [1], [2], [3]. Данный вид аппаратов используется для изучения природных ресурсов Земли, картографирования, телекоммуникации и решения задач метеорологии и т.п.

Высоты орбит полета, характерных для спутников ДЗЗ, колеблются от 300 до 700 км. Для повышения эффективности работы целевой аппаратуры перспективных КА ДЗЗ высоты их орбит целесообразно снижать до 180...250 км [4], [5], [6]. Однако аппарат, двигающийся по низким орбитам (НО), испытывает значительное аэродинамическое сопротивление при взаимодействии с внешними слоями атмосферы Земли. Для поддержания высоты его орбиты необходимы корректирующие двигатели, которые должны работать длительное время и создавать тягу, как минимум равную силе аэродинамического сопротивления КА. В противном случае внешняя атмосфера будет тормозить КА, и высота его орбиты будет уменьшаться, что приведет к еще большему росту силы торможения и в конечном итоге потере КА [5].

Срок активного существования (САС) неуправляемых КА на НО колеблется от нескольких дней до нескольких месяцев [7]. При наличии корректирующей двигательной установки с традиционным жидкостным ракетным двигателем значительная доля массы аппарата должна отводиться для систем хранения топлива. Использование для этих целей электроракетных двигателей (ЭРД) позволит сократить массу топлива за счет малых расходов рабочего тела и, как показал опыт Европейского Космического Агентства по эксплуатации КА для «Исследования гравитационного поля и установившихся океанских течений» (GOCE –

Gravity Field and Steady-state Ocean Circulation Explorer), увеличить работу спутника на НО до 4-х лет. Однако применение классических ЭРД не позволяет рассчитывать на дальнейшее значительное повышение САС НО КА поскольку помимо «топлива» ЭРД для своей работы требуют источников электрической энергии. Для низких орбит это панели солнечных батарей, размер которых в свою очередь увеличивает аэродинамическое сопротивление КА. Тогда для длительного функционирования аппарата все равно потребуются значительное увеличение массы рабочего тела, что с учетом массы солнечных батарей сокращает долю целевой аппаратуры КА.

Альтернативой может стать концепция ЭРД, работающего на атмосферных газах, забираемых из внешней среды при полете по низкой орбите, т.е. использование на НО КА прямого воздушного электрореактивного двигателя (ПВЭРД) [1], [8]. Для создания моделей таких эффективно работающих двигателей необходимо решить ряд газо- и электродинамических задач, а также обосновать выбор конструкции и материалов для их воплощения.

Анализ показывает, что одной из перспективных схем для использования в качестве тягового модуля ПВЭРД является ионный двигатель с высокочастотной (ВЧ) ионизацией. Разновидность последнего успешно используется в качестве источников для ионизации и ускорения химически активных газов в ионно-плазменных технологических процессах. Однако напрямую использовать технологические источники в ПВЭРД невозможно из-за особенностей их работы, связанных с повышенными концентрациями РТ и отсутствием опыта использования смесей газов, характерных для внешней атмосферы НО КА.

Итак, актуальность работы обусловлена интересом современной аэрокосмической промышленности к КА ДЗЗ с повышенной эффективностью целевой аппаратуры и необходимостью значительного увеличения САС таких аппаратов при использовании ПВЭРД, а также недостаточной

изученностью использования компонентов атмосферы в качестве рабочего тела для электроракетных двигателей.

Объектом исследования является лабораторная модель высокочастотного ионного двигателя (ВЧИД), использующая компоненты атмосферы в качестве рабочего тела, – прототип тягового узла прямоточного воздушного электрореактивного двигателя (ПВЭРД).

Целью работы является разработка рекомендаций по созданию тягового узла прямоточного воздушного электрореактивного двигателя для управления полетом низколетящих космических аппаратов.

Основные задачи диссертации:

Для достижения заданной цели в рамках диссертационной работы решались следующие задачи:

- Анализ компоновочных решений ПВЭРД и выбор схемы его тягового узла.
- Разработка лабораторной модели ВЧИД, имитирующей работу тягового узла прямоточного воздушного электроракетного двигателя.
- Модернизация оборудования для проведения исследований тягового узла.
- Экспериментальное исследование лабораторной модели с использованием различных рабочих тел (РТ), в том числе атмосферной смеси (композиции азота и кислорода) в соотношениях, характерных для условий полета двигателя по низкой орбите.
- Разработка балансовой модели тягового узла ПВЭРД для оценки зависимости его интегральных характеристик от концентраций атмосферных газов на входе в устройство ионизации.
- Выработка рекомендаций по проектированию тягового узла ПВЭРД.

Научная новизна

- Показана возможность устойчивого горения ВЧ разряда на диссоциирующих молекулярных газах при концентрациях, обеспечиваемых заборным устройством на высотах орбиты около 220 км.
- Проанализированы преимущества и недостатки альтернативных схем размещения ВЧ индуктора в устройстве ионизации при компоновке тягового модуля ПВЭРД.
- Предложена упрощенная балансная модель оценки зависимости интегральных параметров ПВЭРД от концентраций рабочего тела на входе в тяговый модуль.

Теоретическая и практическая значимость работы

- Создан макет ВЧИД – прототип тягового узла ПВЭРД.
- Доказана возможность и выбраны режимы устойчивого зажигания высокочастотного разряда в ВЧИД при пониженных концентрациях рабочего тела без использования пусковых добавок инертных газов, а также стабильная работа ВЧИД на атмосферной смеси с концентрациями компонентов, соответствующими условиям полета при высоте орбиты КА 220 км.
- Разработана упрощенная балансная модель, связывающая концентрацию РТ, поступающего в двигатель с интегральными характеристиками ВЧИД, позволяющая оценить изменение интегральных характеристик двигателя в зависимости от формы и сечения заборного устройства ПВЭРД.

На основе проведенных исследований было получено 2 патента – на изобретение и полезную модель.

Исследования выполнены в рамках реализации проекта RFMEFI57714X0101 – «Разработка лабораторного образца электрического ракетного двигателя, использующего в качестве рабочего тела атмосферную

среду, для низкоорбитальных космических аппаратов» Федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014-2020 годы». Работа на всех этапах выполнялась в тесной кооперации с учеными Центрального аэрогидродинамического института им профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ) и Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана (МГТУ).

Методология и методы исследований

В работе применялись эмпирические и теоретические методики исследования. В ходе экспериментов применялись современные методы регистрации параметров и математической статистики для обработки результатов. Балансовая расчетная модель построена на известных принципах физики плазмы газового разряда.

Положения, выносимые на защиту

- Результаты экспериментального исследования работы ВЧИД на смеси атмосферных газов.
- Балансовая модель для оценки интегральных характеристик ПВЭРД, а также данные сравнительного анализа экспериментальных исследований и с результатами моделирования.
- Рекомендации по проектированию тягового узла ПВЭРД.

Достоверность приведенных результатов экспериментальных исследований обусловлена использованием современных методик измерений, сбора и обработки данных. Все исследования проводились на сертифицированном оборудовании. Полученные результаты согласуются с данными других исследователей.

Апробация

Результаты исследований, описанных в диссертации, представлены в 5-ти научно-технических отчетах, патенте на изобретение (№2614906 РФ опубликован 30.03.2017), патенте на полезную модель (№1688461 РФ, опубликован 21.02.2017), в 5-ти статьях в рецензируемых научных изданиях. Результаты работы обсуждались на семинарах кафедры «Электроракетные двигатели, энергетические и энергофизические установки» Московского авиационного института (национального исследовательского университета), а так же были доложены в рамках 10-ти российских и международных конференций: XL, XLI, XLII Академические чтения по космонавтике (Москва, 26 – 29 января 2016, 24 – 27 января 2017, 23 – 26 января 2018), XLII, XLIII Международной молодежной научной конференции «Гагаринские чтения – 2016, 2017» (Москва, 12 – 15 апреля 2016, 5 – 20 апреля 2017), 14-ой, 16-ой Международных конференциях «Авиация и космонавтика» (Москва, 16 – 20 ноября 2015, 20 – 24 ноября 2017), 3-rd International Academy of Astronautics Conference on Dynamics and Control of Space Systems (DYCOSS), (Москва, 30 мая – 1 июня 2017). IV-я научно-техническая конференции молодых специалистов АО «ИСС» им. М.Ф. Решетнева, посвященная 60-ти летию запуска первого спутника Земли (Железногорск, 2017), научно-техническая конференция «Иосифьяновские чтения-2017» (Истра, 2017).

Личный вклад соискателя

При непосредственном участии автора:

- Разработана и исследована лабораторная модель ВЧИД при ее функционировании на ксеноне, кислороде, азоте и композиции последних, характерной для полета по низкой орбите.
- Произведена обработка данных экспериментов – построены кривые-зависимости мощности, затраченной на ионизацию РТ от объемного расхода газа для ксенона, азота, кислорода и атмосферной смеси.

- Построена балансная модель для оценки интегральных характеристик ПВЭРД.
- Разработаны рекомендации по дальнейшим исследованиям тягового модуля ПВЭРД.

Структура и объем работы

Диссертационная работа изложена на 154 страницах машинописного текста, включает в себя 91 рисунок, 9 таблиц, а также список литературы, содержащий 101 наименование. Работа разделена на введение, 4 главы содержательной части, заключение, список сокращений и условных обозначений, список литературы.

Краткое содержание работы

- **Во введении** обоснована актуальность темы, определен объект исследования, сформулированы цель и задачи исследования, отражены научная новизна, практическая значимость, приведены научные положения, выносимые на защиту.
- **В первой главе** обсуждается применение ЭРД для поддержания орбиты аппаратов на НО. Приведены сведения о возможности использования остаточной атмосферной среды в качестве РТ двигателя. Рассмотрена концепция использования в ПВЭРД тягового узла и узла забора атмосферных газов (УЗАГ). Приведены результаты анализа по выбору ВЧИД в качестве базы для создания тягового узла ПВЭРД. Обоснована возможность проведения исследования тягового узла отдельно от других элементов ПВЭРД.
- **Вторая глава** посвящена описанию экспериментального исследования ВЧИД. Приведены схемы испытательных стендов, даны характеристики измерительных приборов. Дано описание разработанной лабораторной модели ВЧИД.

- **В третьей главе** приведены результаты экспериментальных исследований ВЧИД. Рассмотрены альтернативные схемы ввода мощности и компоновки ПВЭРД.
- **Четвертая глава** посвящена балансной модели ПВЭРД. Проведено сравнение результатов экспериментальных исследований тягового модуля с результатами моделирования.
- **Заключение** содержит основные результаты и выводы по диссертационной работе.

Глава 1. Анализ современного состояния разработок в области ПВЭРД

Как уже указывалось во введении, наибольшее применение ПВЭРД могут найти для поддержания высот орбит низкоорбитальных КА, к которым в основном относятся спутники дистанционного зондирования Земли. Рассмотрим особенности и проблемы данных КА.

1.1 Аппараты ДЗЗ

Дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ) – получение информации о поверхности Земли и объектах на ней, атмосфере, океане, верхнем слое земной коры бесконтактными методами, при которых регистрирующий прибор удален от объекта исследований на значительное расстояние [9]. Задачей данного метода является анализ электромагнитного излучения, которое испускается либо же отражается объектом и регистрируется в некоторой удаленной от него точке пространства.

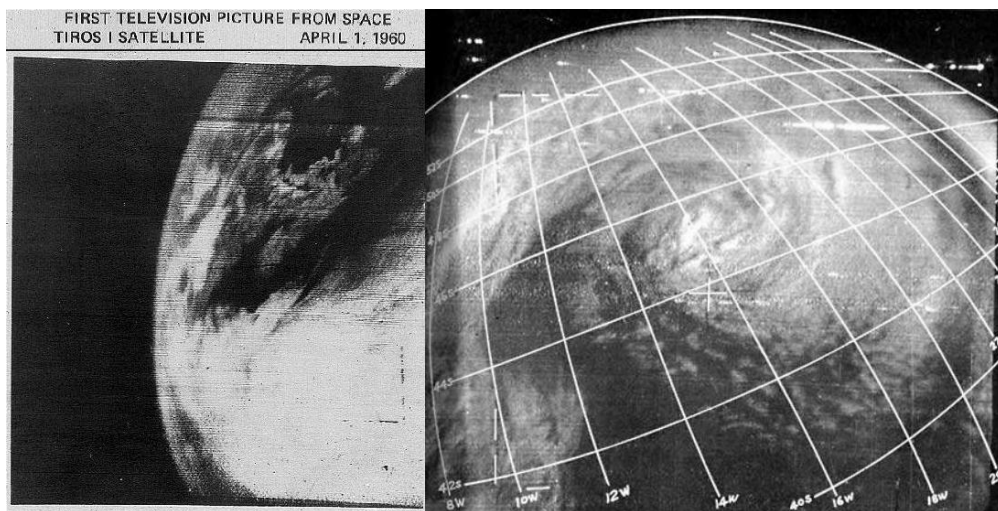
Рождение данного термина можно отнести к 19-му веку, он тесно связан с изобретением и развитием фотографии. В 1852-м году французский топограф Эме Лосседа первым в мире выполнил фотосъемку местности с целью создания по снимкам плана местности [10]. Это положило начало фотограмметрии (от греч photos – свет, gramma – запись, metreo – измеряю). Фототеодолитная наземная съемка до сих пор применяется на небольших территориях для составления карт высот и определения форм рельефа местности [11]. Наряду с этим, дистанционные методы исследований нашли широкое применение в астрономии – ее наблюдательная ветвь опирается на изучение данных о небесных объектах и телах, полученных с помощью телескопов, рентгенографов и других астрономических приборов.

В 20-м веке возможности по дистанционному изучению Земли сильно возросли с появлением авиации, а с появлением космических ракет и развитием спутников, ДЗЗ покинуло земные пределы и вышло в космос.

В начале 60-х в рамках программ CORONA, ARGON, LANYARD (США) появились разведывательные спутники, главной целью которых стало

получение изображений земной поверхности с низких орбит [11]. Первые аппараты ДЗЗ могли работать на орбите несколько суток, однако уже следующее поколение было способно собирать данные несколько месяцев.

Первый метеорологический аппарат ДЗЗ, который применялся для регулярной съемки больших участков земной поверхности, TIROS-1 (Television InfraRed Observation Satellite), был запущен США в 1960 году [12], [13]. Назначением TIROS-1 была проверка возможности получения и использования фотографий облачного покрова Земли. Спутник имел эллиптическую орбиту с апогеем 665 километров, и перигеем 630 км, на его борту было размещено 2 камеры: широкоугольная с углом обзора 104° и узкоугольная с углом $12,67^\circ$, с разрешениями 2,41 км (1,5 мили) и 304 метра (1000 футов) соответственно. Аппарат выполнял свою миссию в течение 78 суток, после чего связь с ним была потеряна. TIROS-1 был частью серии спутников TIROS, в общей сложности было запущено 10 аппаратов такого типа с 1960 по 1965 г. Фотографии, сделанные с TIROS-1 представлены на рис. 1.1.



а)

б)

Рисунок 1.1 – Фото, сделанные на аппаратуре TIROS-1.

а – западное побережье Атлантики,

б – фото циклона над Атлантическим океаном.

В 70-е годы в США запускали спутники, предназначенные для задач сельского хозяйства (программа Landsat), океанографические аппараты (SEASAT). В 80-е годы к созданию спутников ДЗЗ подключилась Франция (SPOT), Индия (IRS, «India Remote Sensing»). В Японии так же были выведены на орбиту спутники JERS и MOS. Китай запускает спутники с 1975 года, однако данные по ним до сих пор являются закрытыми. Европейский космический консорциум в начале 90-х годов доставил на орбиту радарные спутники ERS, Канада – спутник RADARSAT [11]. Временные отрезки различных зарубежных программ ДЗЗ (до 2000-го года) представлены на рис. 1.2.

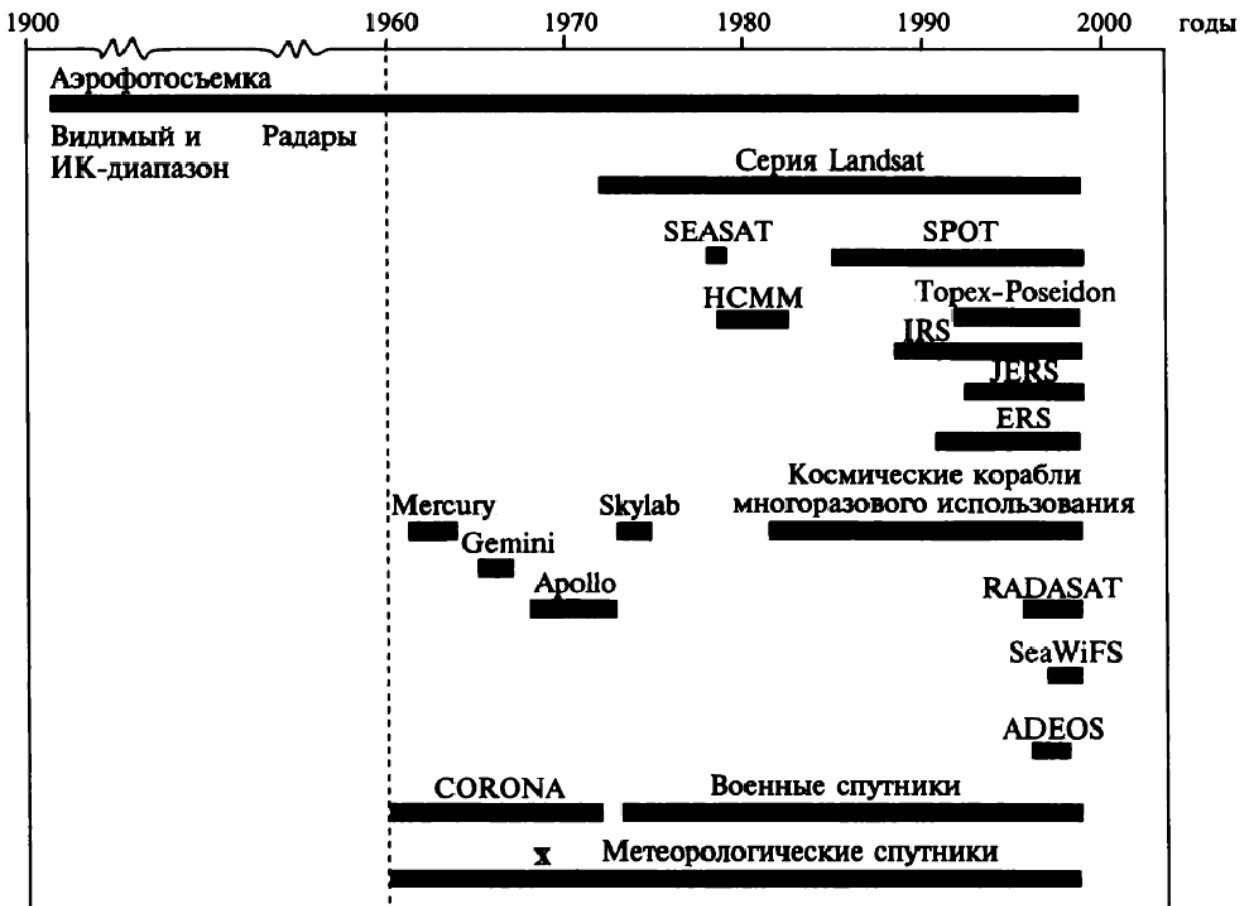


Рисунок 1.2 – Время разработки различных платформ ДЗЗ [11].

В СССР аппараты ДЗЗ разрабатывались с конца 50-х годов в рамках программ военных разведывательных спутников «Зенит»,

метеорологических аппаратов «Метеор» и для научных экспериментов на суборбитальных КА «Янтарь».

Быстрое развитие компьютерных, космических и информационных технологий на стыке XX-XXI веков привело к качественным изменениям в отрасли ДЗЗ. На сегодняшний день методы аэрокосмического зондирования представляют наибольшие возможности по изучению земной поверхности, а аппараты ДЗЗ представляют большой интерес во всем мире.

В 2005 году была создана межправительственная организация – «Группа по наблюдению за Землей» (Group on Earth Observations, GEO) [14] для продвижения идей, принципов и технологий максимального использования данных наблюдений за Землей в интересах международного сообщества как основы для принятия управленческих решений. GEO объединяет 101 страну мира.

АО «Российские космические системы» (РКС, входит Госкорпорацию «РОСКОСМОС») и ФГБУ «НИЦ «Планета» Росгидромета обеспечивают техническую поддержку всех мероприятий GEO [15]. Сегодня российская орбитальная группировка ДЗЗ состоит из космических аппаратов, обеспечивающих необходимые режимы съемки в видимом и инфракрасном диапазонах, включая гиперспектральную съемку [16], [17]:

- Серия «Ресурс», аппараты «Ресурс-П» №1, №2 и №3;
- Серия «Канопус», аппараты «Канопус-В», «Канопус-В-ИК», «Канопус-3» и «Канопус-4»;
- Серия «Электро-Л», аппарат «Электро-Л» №2
- Серия «Метеор-М», аппараты «Метеор-М» №1 и №2.

Эти ресурсы в сочетании с технологиями ДЗЗ позволяют отслеживать и прогнозировать экстремальные природные явления, снижать влияние климатических изменений, увеличивая эффективность управления сельским хозяйством, водными ресурсами, здравоохранением и сохранением разнообразия жизни – особенно в мировом океане, Арктике, Антарктике и горных регионах мира.

Диапазон масштабов современных космических снимков огромен, он может лежать в пределах $1:200\,000 \div 1:10\,000\,000$ [12]. Отличительной чертой космической съемки является высокая степень обзорности, охват одним снимком больших площадей поверхности. Существует множество критериев получения высококачественных снимков с аппаратов ДЗЗ, однако масштабы съемки зависят в первую очередь от двух главных параметров – фокусного расстояния объектива и высоты съемки. Несмотря на повышающуюся разрешающую способность фотоаппаратуры, устанавливаемой на платформы современными системами ДЗЗ, понижение нижнего диапазона орбит – наиболее действенный способ повышения эффективности работы этой техники.

Однако при снижении высот орбиты ДЗЗ необходимо учитывать взаимодействие корпуса КА с верхними слоями атмосферы. Оценка срока активного существования (САС) КА приведена на рисунке 1.3, который показывает, что для обеспечения удержания КА ДЗЗ на низкой орбите нужно не только компенсировать силу аэродинамического сопротивления, но и учитывать влияние солнечной и геомагнитной активностей.

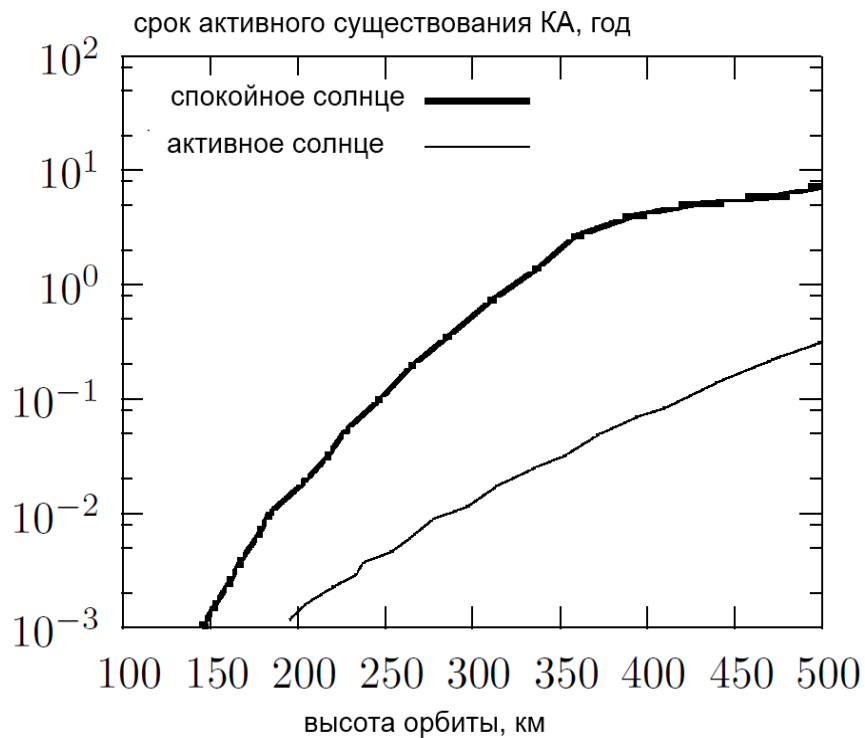


Рисунок 1.3 – Зависимость САС спутника от высоты орбиты [7].

Высоты орбит, характерных для современных российских спутников ДЗЗ, колеблются в диапазоне 450÷850 км над поверхностью Земли [18]. Так, высоты орбит спутников серии «Канопус-В» составляют диапазон 510÷540 км, «Ресурс-П» 460÷480 км, «Метеор» ~825 км. Даже на данных высотах КА испытывает влияние остаточной атмосферы Земли.

С уменьшением высоты над поверхностью Земли плотность атмосферы возрастает, и КА, двигающийся по низким орбитам, испытывает значительное аэродинамическое сопротивление [1], [4], [19]. Для поддержания высоты его орбиты необходимы корректирующие двигатели, которые должны работать длительное время и создавать тягу, как минимум равную силе аэродинамического сопротивления [19]:

$$\dot{m}w = C_{xa}qS_{хар}, \quad (1.1)$$

где \dot{m} – массовый расход рабочего тела, w – скорость истечения рабочего тела, C_{xa} – коэффициент силы лобового сопротивления, q – скоростной напор, $S_{хар}$ – характерная площадь КА. При невыполнении данного условия, сила аэродинамического сопротивления будет тормозить КА и высота его орбиты будет уменьшаться, что приведет к еще большему росту силы торможения. Для КА с высотой орбиты менее 400 км требование по суммарному импульсу для сохранения высоты орбиты в течение предполагаемой продолжительности работы может быть очень существенным.

Высота орбиты у современных аппаратов ДЗЗ поддерживается в основном с помощью электроракетных двигателей (ЭРД).

Современные ЭРД широко используются для довыведения КА, коррекции орбиты и поддержании точки стояния для геостационарных аппаратов [20]. Как показывает опыт, использование ЭРД на спутниках ДЗЗ для низких орбит может быть целесообразно, однако для значительного

увеличения срока активного существования (САС) аппарата – использование классических схем ЭРД для перспективных аппаратов ДЗЗ может быть недостаточно.

В соответствии с Федеральной Космической программой на 2016 – 2025 [21] годы, Госкорпорация «РОСКОСМОС» к 2025 году планирует увеличить орбитальную группировку до 23 КА. Орбитальная группировка средств ДЗЗ позволит значительно снизить зависимость РФ от использования зарубежной космической информации и одновременно выполнить международные обязательства в области глобального гидрометеорологического наблюдения. С учетом этого становится актуальным рассмотреть возможности создания новых двигательных установок (ДУ) для увеличения САС перспективных КА ДЗЗ.

1.2 Концепция ПВЭРД

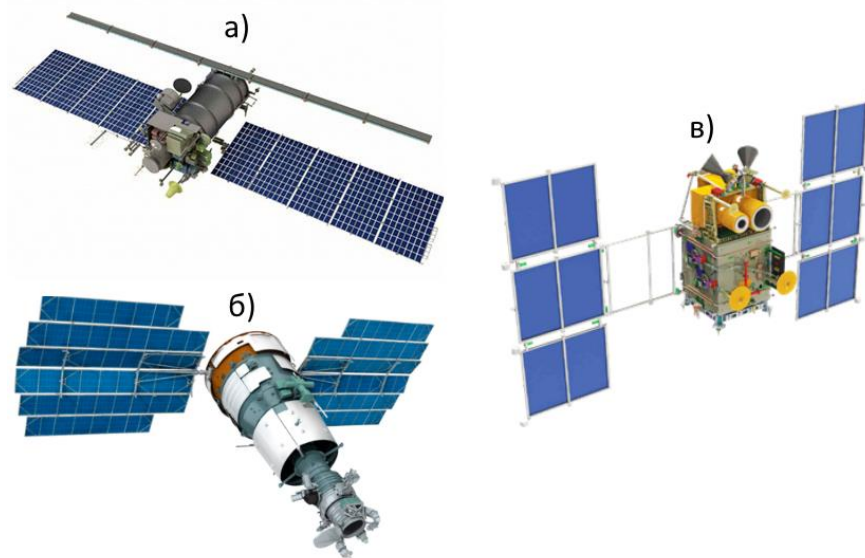
Увеличение САС низкоорбитальных спутников связано с ростом запасов рабочего тела корректирующей ДУ. Для современных КА ДЗЗ с относительно малой массой запас рабочего тела сильно лимитирует их потенциальную полезную нагрузку. На низких орбитах, для преодоления этих ограничений возможно использовать остаточную атмосферу – т.е. перейти к схеме прямоточного воздушного электрореактивного двигателя (ПВЭРД) [22], [23], [24], [25], [26] .

Идея использования атмосферных газов в качестве рабочего тела для ЭРД не нова [5], однако остается вопрос – возможно ли использовать современную технику для этих целей. Это относится не только к использованию в двигателе смеси кислорода и азота, но и к работе ЭРД при более низких расходах массы и энергии, при этом ресурс двигателя должен соответствовать требуемому ресурсу КА.

В результате исследования, проведенного Европейским космическим агентством [27], был сделан вывод, что на орбитах высотой более 250 км ЭРД, работающие на атмосферных газах, не могут составить существенной

конкуренции стандартным двигателям, использующим классические рабочие тела. А так как величина лобового сопротивления на орбитах ниже 160 км растет практически экспоненциально, то наибольшее внимание в вопросе о использовании атмосферной смеси стоит уделять диапазону орбит 180÷250 км. В рамках данной работы используется промежуточное значение этого диапазона, а именно 220 км над поверхностью Земли.

Особо нужно остановиться на форме низкоорбитальных КА. Общий вид спутников ДЗЗ РФ представлен на рис.1.4. Все они имеют развитую поверхность солнечных батарей, что затрудняет использование их на низких орбитах из-за повышенного аэродинамического сопротивления.



а) «Метеор-М» №2, б) «Ресурс-П», в) «Канопус-В»

Рисунок 1.4 – Спутники ДЗЗ РФ.

Для полета по низкой орбите подходят КА с минимальным аэродинамическим сопротивлением таким, как у аппарата Европейского космического агентства GOCE (от англ. Gravity Field and Steady-State Ocean Circulation Explorer – «исследователь гравитационного поля и установившихся океанских течений») [28], [29], [30], [31]. Общий вид GOCE приведен на рис.5. Высота рабочей орбиты КА GOCE составляла 250÷280 км. Конструктивный облик аппарата определила нехарактерно низкая для спутников ДЗЗ орбита для поддержания которой использовались ЭРД фирмы

QnetiQ. КА GOCE функционировал больше 4-х лет и прекратил свое существование по выработке полного запаса рабочего тела (РТ) (~40 кг ксенона). Общий вид GOCE приведен на рис. 1.5.



Рисунок 1.5 – Низкоорбитальный спутник GOCE [30].

Для повышения САС низкоорбитальных КА предлагается использовать прямоточный воздушный электрореактивный двигатель. На рисунке 1.6 приведена принципиальная схема ПВЭРД, содержащая три основных узла: устройство забора атмосферных газов (УЗАГ); накопитель-термализатор и тяговый модуль [4], [32].

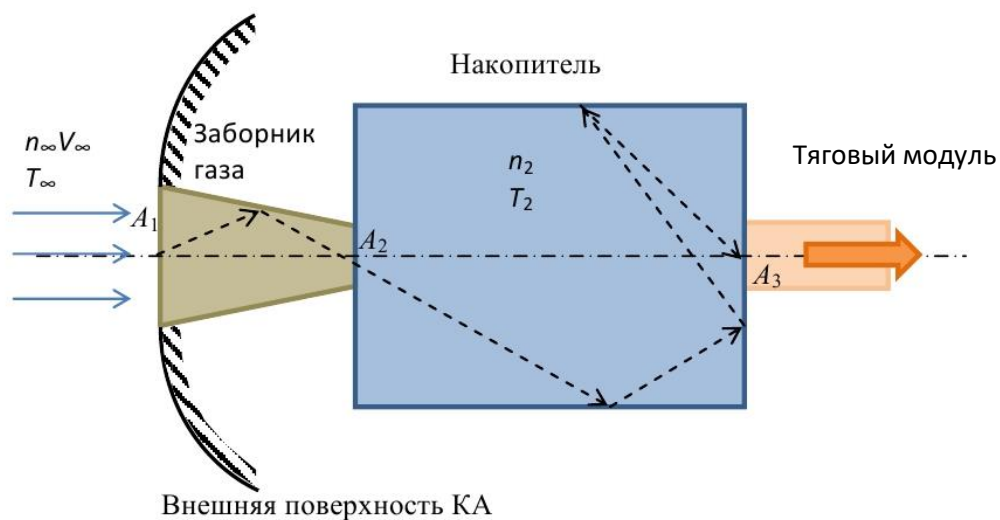


Рисунок 1.6 – Принципиальная схема ПВЭРД [4].

Принцип действия ПВЭРД следующий. Аппарат (см. рис. 1.6), двигающийся с орбитальной скоростью V_∞ забирает через УЗАГ поток газов атмосферы с концентрацией n_∞ и температурой T_∞ . Попадая в накопитель, молекулы газа «термализуются» до температуры стенки T_2 , а затем попадают в тяговый модуль для разгона до заданных скоростей. Концентрация в накопителе n_2 определяет условия ионизации в ЭРД, определяющие выбор его схемы. Условия максимальной концентрации газа в накопителе можно записать следующим образом [4]:

$$n_{2max} = n_\infty \sqrt{\pi} \frac{V_\infty p_1 A_1}{c_2 p_2 A_2} \quad (1.2)$$

$$c_2 = \sqrt{\frac{2kT_2}{m}}, \quad (1.3)$$

где k – постоянная Больцмана, A_1 и A_2 – сечения заборника, а m – масса молекулы или атома газа из набегающего потока. P_1 и P_2 – вероятностные величины, которые характеризуют возможность пролета частицы через сечения A_1 и A_2 соответственно.

Предполагаемый вид низкоорбитального спутника ДЗЗ с ПВЭРД представлен на рис. 1.7.

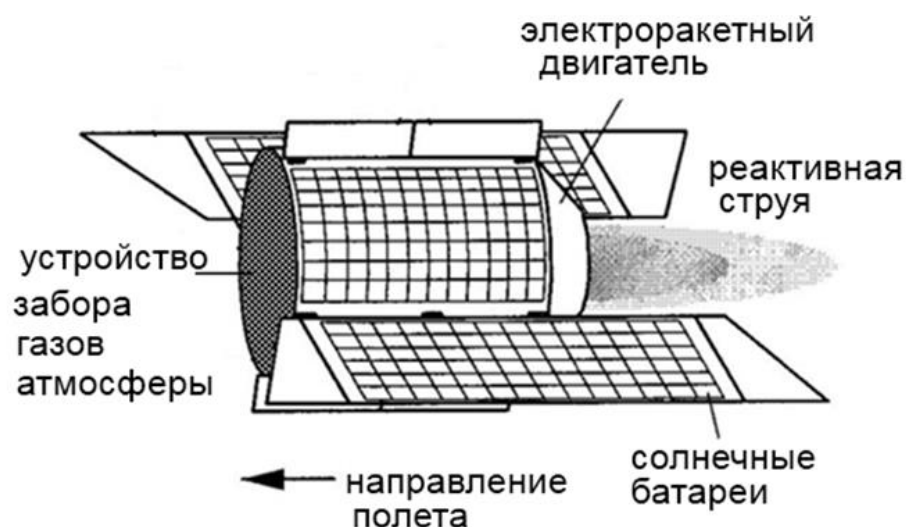


Рисунок 1.7 – Один из вариантов низкоорбитального КА с ПВЭРД.

Высота орбиты определяет состав и концентрацию газов на входе в УЗАГ. Для оценки ожидаемых параметров потока газа в ПВЭРД целесообразно воспользоваться общепринятыми моделями верхней атмосферы.

Концентрации компонентов атмосферы на искомой высоте орбиты могут меняться в зависимости от геомагнитной и солнечной активности, а также от географического положения, времени года и даже времени суток. Для учета таких критериев были разработаны математические модели стандартной атмосферы Земли.

Эмпирические (или статистические) модели, получаемые путем усреднения большого количества наблюдений, представляют собой таблицы предварительно обработанных данных наблюдений или формулы, аппроксимирующие данные измерений. Такой вид моделей может описывать поведение только тех параметров и в тех областях, для которых есть достаточное количество результатов наблюдений. Кроме того, из-за усреднения такие модели не могут воспроизводить распределения параметров, соответствующие каким-либо нестандартным условиям, например, конкретному геомагнитному возмущению [33].

В данной работе используются результаты расчетов двух эмпирических моделей.

Первая из них – NRLMSISE-00 – глобальной эмпирической математической модель атмосферы Земли [34], [35]. (NRL – Naval Research Laboratory, MSIS – mass spectrometer and incoherent scatter radar). Данная модель разрабатывалась с 80-х годов в NASA и пришла на смену двум предыдущим редакциям NRLMSISE-86 и NRLMSISE-90, где числительные в конце означают год редакции. Версия NRLMSISE-00, используется в настоящее время и продолжает оставаться самым совершенным средством оценки газовых компонентов на искомой орбите. Модель рассчитывает концентрации He, O, N₂, O₂, Ar, H, N, общую массовую плотность, нейтральную температуру на высотах от поверхности Земли до 1000 км.

NRMSISE использует профиль температуры Бейтса-Уокера как функцию от геопотенциальной высоты для верхней термосферы, для нижней термосферы – обратный полином от той же переменной [36]. Атмосферные характеристики выражены в виде функций от географических и солнечных и магнитных параметров. Для описания основных вариаций атмосферы, включая широтные, годовые, полугодовые и долготные, используются сферические гармоники низких порядков. При расчете общей массовой плотности в NRLMSISE-00 учтен значительный вклад «аномального кислорода» (горячего атомарного кислорода и ионизованного кислорода) на высотах свыше 500 км [33].

Вторая модель, JB2008 [37] – это свежая редакция модели плотности термосферы Яккия-Боумана (JB2006), которая в свою очередь основана на стандартной справочной атмосфере Яккия 70-х годов (Standard Jacchia Reference Atmosphere [38], [39], [40]). Модель носит имя ее автора – американского ученого Луиджи Яккия. Она позволяет получить более точное представление об изменении суммарной плотности частиц с высотой, но не может быть использована для достаточно точного прогноза остаточной атмосферы. Поэтому в данном контексте, ее следует использовать для оценки силы аэродинамического торможения, в то время, как NRLMSISE-00 используется для расчета концентраций газов, входящих в остаточную атмосферу.

Обе модели постоянно совершенствуются, и фактически обобщены в европейском стандарте ECSS-E-ST-10-04C [41].

Атмосфера является не только источником необходимого РТ для двигательных установок, но и причиной тормозящей силы, воздействующей на весь КА. Для рассматриваемых высот можно принять среднее значение $C_{xa} = 2,2$ [42], [43].

С использованием данных модели JB2008 для средней суммарной плотности была определена суммарная сила тормозящего воздействия на КА при различных значениях площади его поверхности и среднесолнечной

активности (рис. 1.8). Рассматривались КА следующих размеров: стандартный «кьюбсат» с миделевым сечением 10 см без двигателей; малые аппараты, оснащенные двигателем, с миделем $0,3 \text{ м}^2$ и спутники с миделем 1 м^2 [44]. На рисунке 1.9 показаны концентрации компонентов остаточной атмосферы, рассчитанные при помощи модели NRMSISE-00 [44]. При расчете были усреднены переменные солнечной и геомагнитной активностей ($F_{10.7}=140$ solar flux units, $A_p=15$).

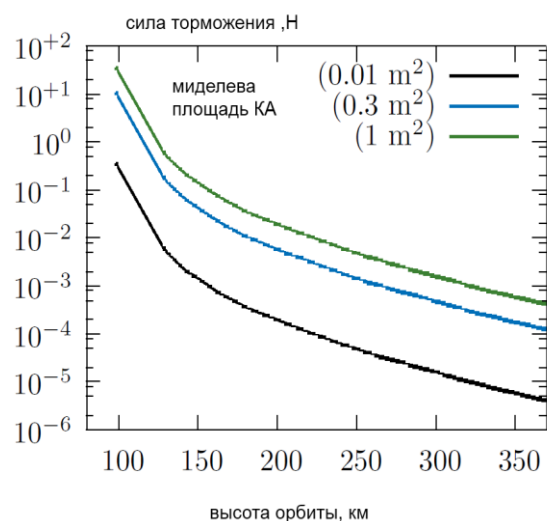
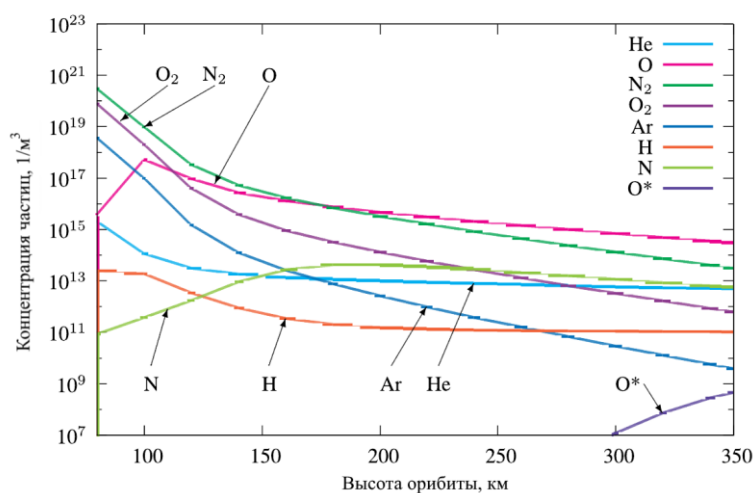


Рисунок 1.8 – Зависимость аэродинамической силы торможения от высоты орбиты для разных миделей КА [44].



O* – аномальный кислород.

Рисунок 1.9 – Зависимость концентраций компонентов атмосферы от высоты орбиты (атмосферная модель NRLMSISE-00) [44].

На высоте 220 км концентрация остаточной атмосферы составляет $n \approx 10^{16} \text{ м}^{-3}$, и в основном она представлена атомарным кислородом и молекулярным азотом. Концентрации молекулярного кислорода, атомарного азота, а также аргона, гелия и водорода меньше на несколько порядков, и, следовательно, их влияние мало и не учитывается в рамках данной работы. Численная плотность аномального кислорода также мала, следовательно, он не оказывает ощутимого эффекта на работу ПВЭРД. Потенциальная двигательная установка должна создаваться с учетом состава смеси, соответствующей той высоте, на которой этот двигатель будет функционировать.

Результаты по расчету концентраций по модели NRLMSISE-00 для орбиты высотой 220 км при усредненных солнечной и геомагнитной активностях приведены в табл.1.1.

Таблица 1.1 – Данные из NRMSISE-00 для орбиты высотой в 220 км.

Средняя солнечная и геомагнитная активность			
Экзосферная температура, °К	9.4907E+02	1.1344E+03	1.3700E+03
Температура, °К	8.5166E+02	9.8247E+02	1.1340E+03
Концентрация N ₂ , м ⁻³	3.2782E+15	4.1893E+15	5.0744E+15
Концентрация O ₂ , м ⁻³	3.1048E+14	4.1917E+14	5.3116E+14
Концентрация O, м ⁻³	4.1970E+15	4.5560E+15	4.8051E+15
Концентрация Ar, м ⁻³	3.5467E+12	5.3490E+12	7.4079E+12
Концентрация He, м ⁻³	1.0695E+13	1.1110E+13	1.1440E+13
Средний молекулярный вес	2.1678E+01	2.2200E+01	2.2665E+01
Плотность, кг/м ³	2.8078E-10	3.3860E-10	3.9247E-10
Давление, Па	9.1715E-05	1.2494E-04	1.6327E-04

Для расчета массового расхода атомарного кислорода и молекулярного азота воспользуемся следующей формулой:

$$\dot{m} = n_{\text{газа}} \cdot M \cdot F_{\text{УЗАГ}} \cdot v, \quad (1.4)$$

где $n_{\text{газа}}$ – концентрация искомого газа, M – масса частицы, $v = 7800 \text{ м/с}$ – орбитальная скорость аппарата. $F_{\text{УЗАГ}}$ – усредненный параметр УЗАГ.

$$F_{\text{узаг}} = S_{\text{узаг}} \cdot \gamma_{\text{эфф}}, \quad (1.5)$$

где $S_{\text{узаг}}$ - площадь входного сечения УЗАГ (при миделе аппарата 1 м^2 будем считать, что площадь $S_{\text{узаг}} = 1\text{ м}^2$), коэффициент $\gamma_{\text{эфф}}$, который учитывает количество частиц, попадающих внутрь термализаторной емкости после прохождения УЗАГ. $\gamma_{\text{эфф}}$ зависит от формы и протяженности каналов УЗАГ. В исследованиях ЦАГИ была показана возможность достигнуть дроссельного коэффициента вплоть до 0,6 [26]. В расчетах, в рамках данной работы, $\gamma_{\text{эфф}}$ был выбран равным 0,4.

Учитывая, что масса молекул азота и атома кислорода известны по формуле (1.4) были рассчитаны значения массовых расходов молекулярного азота и атомарного кислорода через УЗАГ при $S_{\text{узаг}} = 1\text{ м}^2$.

$$\dot{m}_O = 4,545 \cdot 10^{-7} \text{ кг/с},$$

$$\dot{m}_{N_2} = 7,316 \cdot 10^{-7} \text{ кг/с}$$

В данной работе для удобства сравнения разнородных газов (а также с учетом параметров используемых в исследовании стандартных измерителей расхода – объемных расходомеров) была использована внесистемная единица – стандартные $\text{см}^3/\text{мин}$, которая характеризует объемный расход \dot{V} .

Пересчет объемного расхода \dot{V} в массовый \dot{m} имеет следующие коэффициенты:

$$1 \text{ мг/с Xe} \approx 10,624 \text{ см}^3/\text{мин}$$

$$1 \text{ мг/с O}_2 \approx 42 \text{ см}^3/\text{мин}$$

$$1 \text{ мг/с N}_2 \approx 48 \text{ см}^3/\text{мин}$$

$$1 \text{ мг/с O} \approx 84 \text{ см}^3/\text{мин}$$

С учетом этого расходы через УЗАГ составляют:

$$\dot{m}_O = 4,545 \cdot 10^{-7} \text{ кг/с}, \quad \dot{m}_{N_2} = 7,316 \cdot 10^{-7} \text{ кг/с} \rightarrow$$

$$\dot{V}_O = 31,69 \text{ см}^3/\text{мин}, \quad \dot{V}_{N_2} = 29,16 \text{ см}^3/\text{мин}$$

Так как кислород на входе в ВЧИД становится молекулярным [32], то

$$\dot{V}_{O_2} = \frac{1}{2} \cdot \dot{m}_O = 15,84 \text{ см}^3/\text{мин}$$

$$\frac{\dot{V}_{O_2}}{\dot{V}_{N_2}} = 0,54 \approx 0,5 \quad (1.6)$$

Для удобства в экспериментах было принято использовать соотношение азота к кислороду 2 к 1.

Другими словами, $\dot{V}_{N_2} = 31,68 \text{ см}^3/\text{мин}$ и $\dot{V}_{O_2} = 15,84 \text{ см}^3/\text{мин}$ – это те объемные расходы, которые мы можем получить на входе в устройство ионизации тягового модуля.

1.3 Выбор типа двигателя для тягового модуля ПВЭРД

На сегодняшний день существует множество типов ЭРД, но не все из них могут подойти для работы с атмосферными газами.

Как известно, главным отличием ЭРД от классических химических двигателей, является принципиально иной механизм ускорения – электрическая энергия может превращаться в кинетическую, минуя тепловую фазу. Использование электрической энергии позволяет существенно повысить скорость истечения рабочего тела, получая высокий удельный импульс при сравнительно небольшой тяге. Основные виды ЭРД сведены в таблицу 1.2 [4].

Таблица 1.2 – Основные виды ЭРД и их параметры [4].

Характеристики ЭРД	Электроракетные двигатели (ЭРД)				
	Электро термические	Электромагнитные двигатели (ЭМД)		Ионные двигатели (ИД)	
		Электро дуговые двигатели (ЭДД)	Магнитоплазменные двигатели (МПДД)	Холловские ЭРД Стационарные плазменные двигатели (СПД)	Двигатели с анодным слоем (ДАС)
Удельный импульс тяги, м/с	4000...6500 (аммиак) до 20000 (водород)	40000...50000 для сильноточных 100000 для VAZIMIR	10000...30000	10000...70000	30000...80000 и более
Цена тяги, кВт/Н	15...30	30...100	10...30	10...40	25...65
Рабочее тело	Аммиак, гидразин, водород	Литий, газы, включая водород	Ксенон, криптон	Ксенон, криптон, жидкие металлы	Ксенон, криптон

В работах [19], [44] рассмотрены основные виды ЭРД и оценена возможность утилизации ими атмосферных газов в качестве РТ. Краткая сравнительная характеристика разных типов двигателей в контексте работы на атмосферной смеси выглядит следующим образом.

Электротермические двигатели являются самыми простыми и массовыми двигателями малой тяги, однако при их анализе критическим

становится вопрос обеспечения длительного ресурса работы из-за эрозии стенок сопла (особенно горловины) из-за потока радикалов кислорода.

Согласно исследованию [45] для стабильной работы магнитоплазмодинамических двигателей требуется мощность в несколько кВт, что для спутников ДЗЗ (и особенно спутников малой массы) является нехарактерным. Большие расходы рабочего тела, необходимые для стационарной работы МПДД, практически невозможно обеспечить, учитывая реальные концентрации остаточной атмосферы на высотах около 220 км.

Холловские двигатели могут быть использованы для работы на атмосферной смеси. В работах [46], [47] приводятся данные о работе холловских двигателей на углекислом газе, а также азотно-кислородной смеси. И хотя эрозия стенок центрального канала была пренебрежительно мала, отдельной проблемой для данного типа двигателей является создание катода-нейтрализатора, работающего на атмосферных газах. На сегодняшний момент – это является практически невыполнимой задачей.

Ионные двигатели, в отличие от холловских, имеют меньшую плотность тяги, однако они хорошо зарекомендовали себя и обладают высокими летными характеристиками.

Из рассмотрения сразу стоит исключить ИД с разрядом постоянного тока, так как полые катоды, используемые в данном виде двигателей, не предназначены для работы в среде атомарного кислорода, и обеспечение длительного ресурса нереализуемо.

Наиболее перспективными для решения задачи создания ДУ, использующей атмосферные газы в качестве РТ, являются ионные двигатели с высокочастотным и СВЧ разрядами. Работы [5], [48] посвящены идее создания двигателя на атмосферных газах на основе СВЧ-разряда, [47], [49], на основе ВЧИД. В работе [19] было показано, что при похожих уровнях цены тяги, ВЧ-разряд может выступать более эффективным ионизатором при низких концентрациях рабочего тела.

Исходя из вышеперечисленных фактов, для данной работы был сделан вывод о том, что высокочастотный ионный двигатель (ВЧИД) является наиболее перспективным для создания тягового модуля.

ВЧИД ионизует газы, поступающие в газоразрядную камеру, выполненную из радиопрозрачного материала (кварцевого стекла или керамики), с помощью механизма электронного удара в высокочастотном электромагнитном поле, создаваемом медным индуктором-антенной (катушкой индуктивности), намотанным вокруг разрядного объема. Полученные ионы ускоряются электрическим полем в ионно-оптической системе (ИОС). Ускоренный поток ионов за срезом ИОС нейтрализуется электронами катода-нейтрализатора (КН). Принципиальная схема ВЧИД приведена на рис 1.10. Фотография плазменного ионного пучка современного ВЧИД представлен на рис. 1.11.

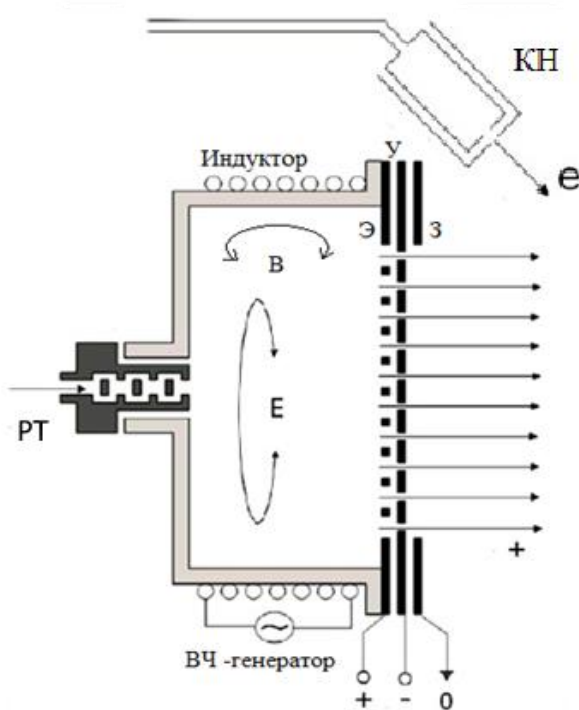


Рисунок 1.10 – Схема ВЧИД [50].

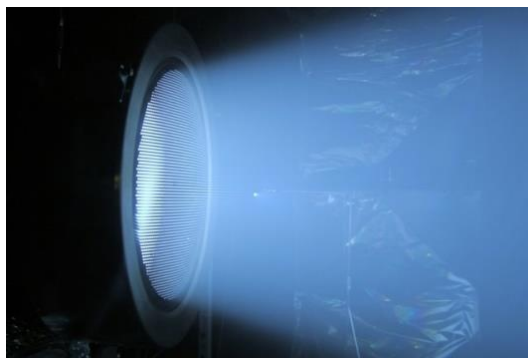


Рисунок 1.11 – Пучок двигателя RIT-2X французской компании Ariane Group.

Основными преимуществами ВЧИД являются:

- Отсутствие электродов в рабочем объеме. В контексте работы на компонентах атмосферы это является неоспоримым преимуществом перед другими типами ЭРД.
- Возможность работы на любом газообразном РТ. Изначально схемы ВЧИД использовали жидкие металлы в качестве РТ, но перспективным направлением исследований было использование газообразных тел. И, хотя современные ВЧИД работают в основном на ксеноне, аргоне и, реже, криптоне, это не отменяет того факта, что двигатель может работать на любых газообразных РТ, и, в частности, на компонентах атмосферы [49].

Отдельным пунктом стоит отметить возможность реализации КН также на принципе высокочастотного-разряда, что делает возможным его работу на атмосферных газах.

Как было показано выше, концентрация остаточной атмосферы на высоте орбиты 220 км составляет примерно 10^{16} м^{-3} , а концентрации частиц, необходимые для создания стабильного ВЧ-разряда в РК ВЧИД колеблются в диапазоне $10^{17} \div 10^{18} \text{ м}^{-3}$. Другими словами, двигатель не сможет просто утилизировать остаточную атмосферу для создания тяги, т.к. частиц для этих целей недостаточно. Следует увеличить концентрацию хотя бы на порядок для создания условий стабильной работы ВЧИД. Это возможно, если

использовать устройство забора, которое будет сжимать набегающий поток. В данном случае, можно сказать, что речь идет о прямоточной схеме компоновки аппарата, ПВЭРД – прямоточного воздушного электроракетного двигателя.

В рамках решаемой задачи по проекту RFMEFI57714X0101 – «Разработка лабораторного образца электрического ракетного двигателя, использующего в качестве рабочего тела атмосферную среду, для низкоорбитальных космических аппаратов» автором рассматривался только тяговый модуль ПВЭРД. Укажем основные достижения других коллабораторов проекта.

Для выявления эффекта повышения концентрации РТ (степени сжатия) с помощью УЗАГ в «Центральном аэрогидродинамическом институте имени Жуковского» (ЦАГИ) были проведены исследования [51], [52], . Изначально рассматривались подобные заборники-макеты с различными геометрическими параметрами: цилиндрические, конические, параллелепипеды и в виде усечённой пирамиды. На рисунке 1.12 приведены некоторые из исследованных макетов, а на рисунке 1.13 приведены коэффициенты усиления плотности для разных макетов заборников.



Рисунок 1.12 – Макеты элементов УЗАГ, испытанные в ЦАГИ [52].

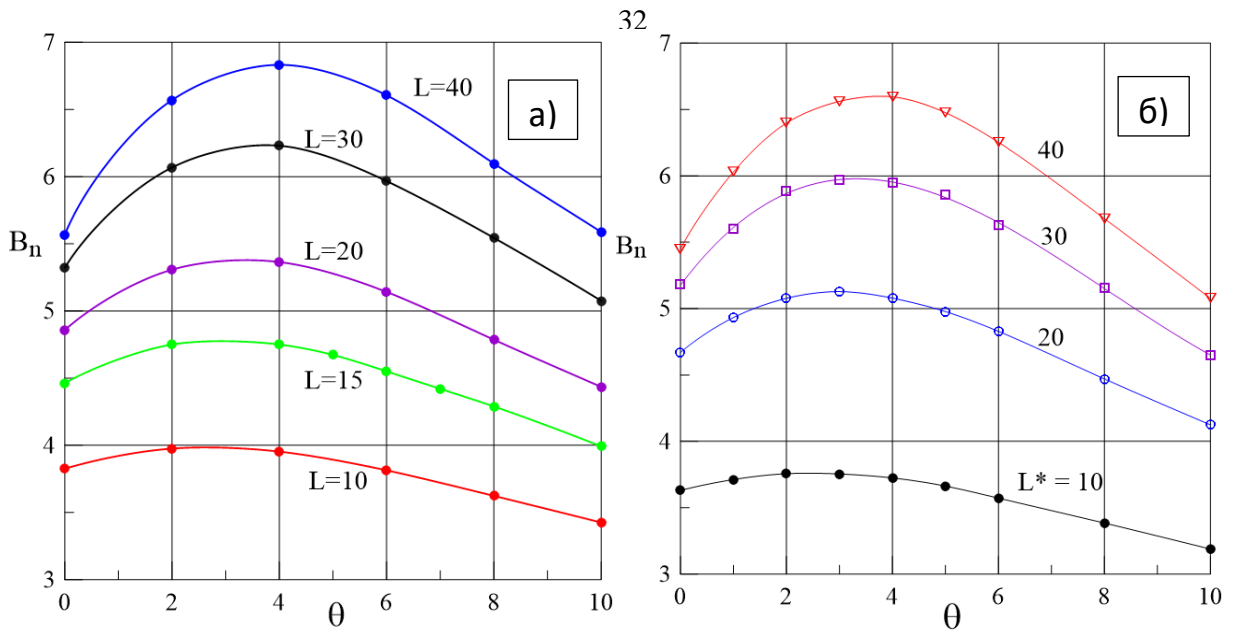


Рисунок 1.13 – Коэффициент усиления плотности B_n в накопителе для пирамидального (а) и цилиндрического (б) заборников как функция угла раствора θ и относительного удлинения L [52].

В ходе исследований было показано, что заборники, имеющие коническую форму, а также форму усеченной пирамиды имеют больший коэффициент усиления плотности, чем цилиндрические и прямоугольные (рис 13).

Для уменьшения относительного удлинения заборных каналов УЗАГ, с помощью принципов эквивалентности сборки (рис.1.14) был совершен переход к многоканальным макетам.

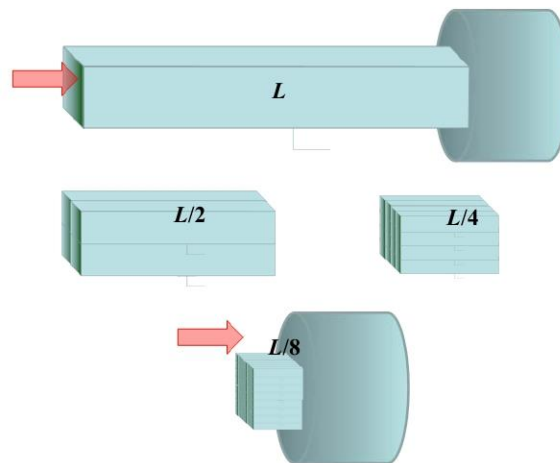


Рисунок 1.14 – Эквивалентность сборки многоканального УЗАГ [4].

Проводились испытания по повышению концентраций частиц в накопительном объеме УЗАГ [53], [54]. Объектом исследований выступал макет многоканальной конструкции УЗАГ. Общий вид макета на продувочном стенде приведен на рисунке 1.15. Результатом экстраполяции экспериментальных данных стало заключение о том, что при скорости потока газа $V=7,8$ км/с (орбитальная скорость аппарата) возможно достичь повышения концентраций в накопителе до 500 раз (см. рис. 1.16) [53], [54].

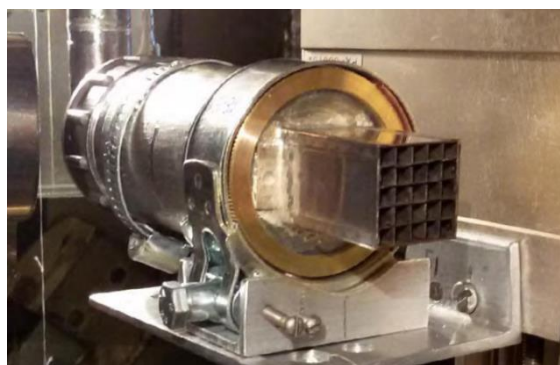


Рисунок 1.15 – Объект исследования повышения концентраций частиц в УЗАГ [53].

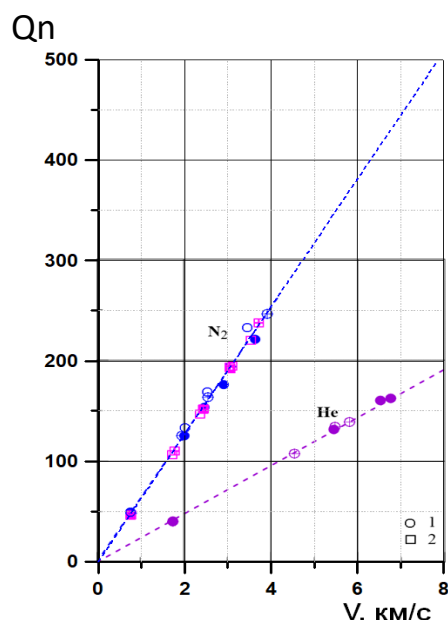


Рисунок 1.16 – Зависимость повышения концентраций (в количество раз) частиц в УЗАГ от скорости набегающего потока (продувка молекулярным азотом и гелием) [53].

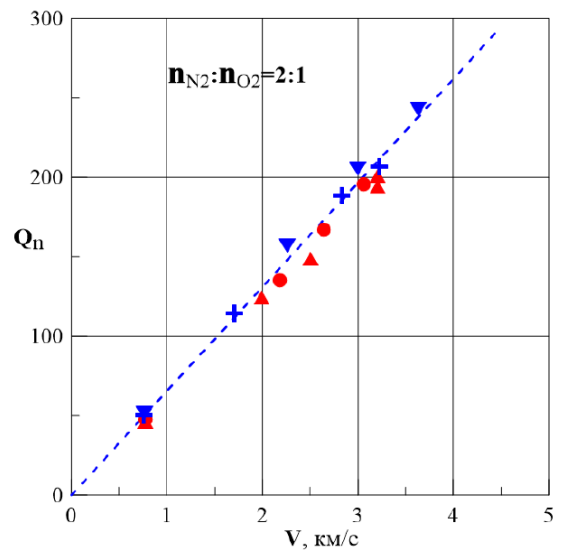


Рисунок 1.17 – Зависимость повышения концентраций частиц (в количество раз) в УЗАГ от скорости набегающего потока. $N_2:O_2=2:1$ [54].

В ходе исследований было показано, что, приобретая тепловую скорость внутри УЗАГ, атомарные газы в накопителе объединяются в молекулы. Атомарный кислород становится молекулярным, а так как концентрации N_2 и O на высоте 220 км приблизительно равны, то можно рассуждать о том, что на входе в РК ВЧИД двигателя мы имеем дело с двумя молекулярными газами в отношении 2:1. Азота в 2 раза больше кислорода. Для данного соотношения так же была исследована степень сжатия потока (рис. 1.17) [54], которая показала удовлетворительное совпадение с результатом, описанным выше (см. рис. 1.16).

В ходе другого исследования оценивалась потребная мощность силовой установки для спутника с ПВЭРД. По оценкам «ЦАГИ», для аппарата миделем 1 м^2 на высоте орбиты 220км, тяговом КПД равном 0,15, при осредненном значении коэффициента аэродинамического сопротивления $C_{xa}=2$, мощность, потребляемая двигателем не должна превышать 1 кВт [51]. Это соответствует параметрам энергоустановки КА GOCE. График зависимости мощности энергоустановки от предполагаемой высоты орбиты приведен на рис 1.18.

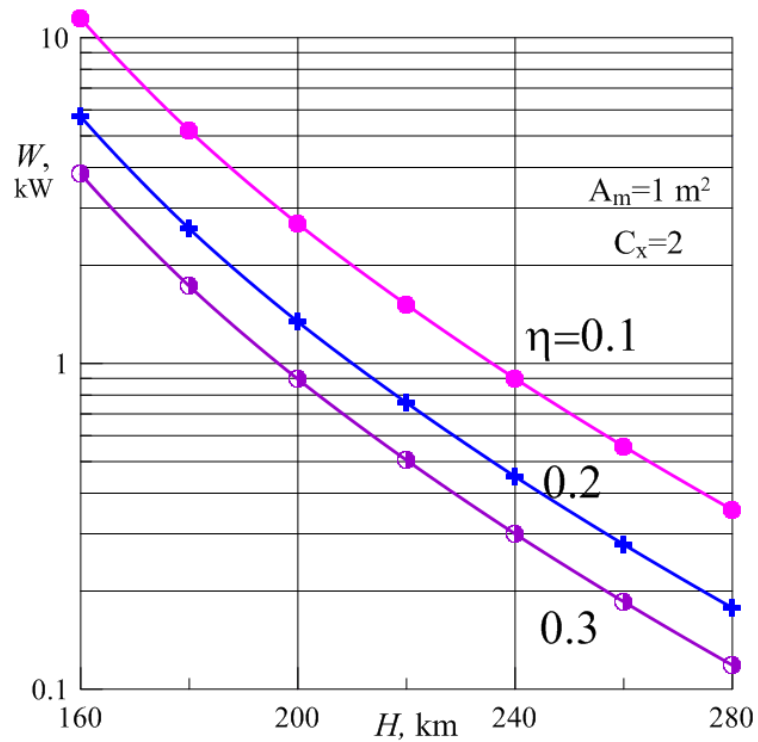


Рисунок 1.18 – Потребляемая мощность ПВЭРД.

На рисунках 1.19 и 1.20 представлены варианты выполнения УЗАГ ПВЭРД.

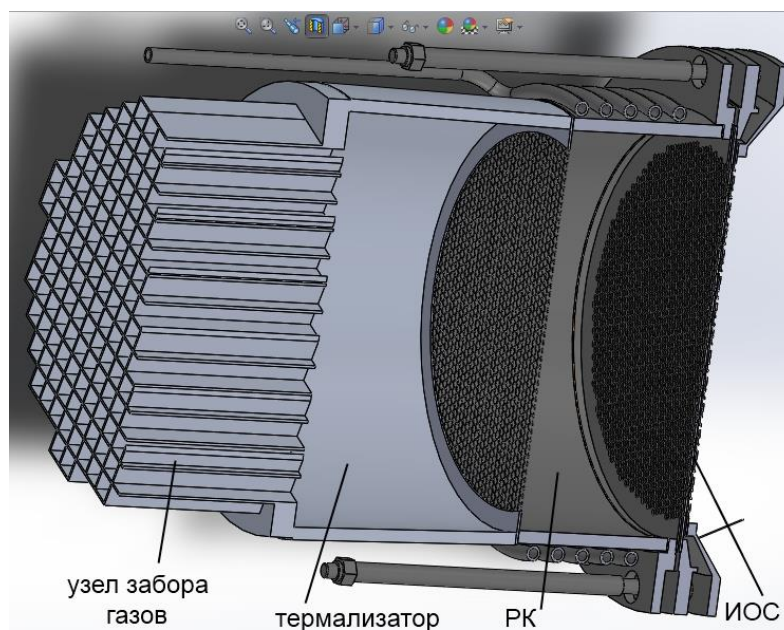


Рисунок 1.19 – Схема ПВЭРД
(квадратное элементарное сечение УЗАГ) [53].

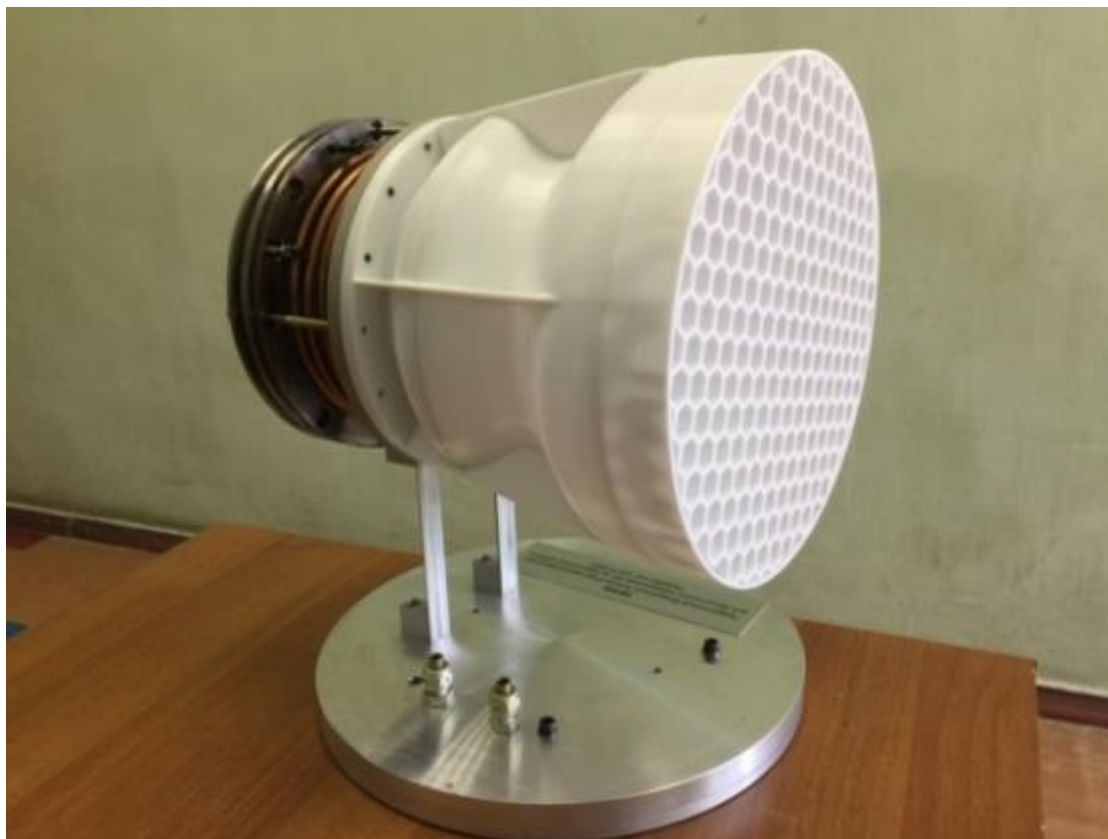


Рисунок 1.20 – Макет ПВЭРД, созданный в рамках выполнения проекта RFMEFI57714X0101 (гексагональная компоновка УЗАГ).

Большой вопрос функционирования и обеспечения длительного ресурса конструктивных элементов ПВЭРД вызывает использование химически активных газов, особенно атомарного кислорода. Несмотря на то, что в УЗАГ атомарный кислород становится молекулярным, в РК ВЧИД под действием ВЧ-разряда происходит постоянный процесс образование его радикалов. В МГТУ им. Баумана были проведены исследования для изучения взаимодействия стандартных для ВЧИД и УЗАГ конструкционных материалов с химически активными газами [52]. В качестве материалов выступали молибден, титан Вt1-00, а также нитрид титана. Результаты исследований представлены на рисунке 1.21.

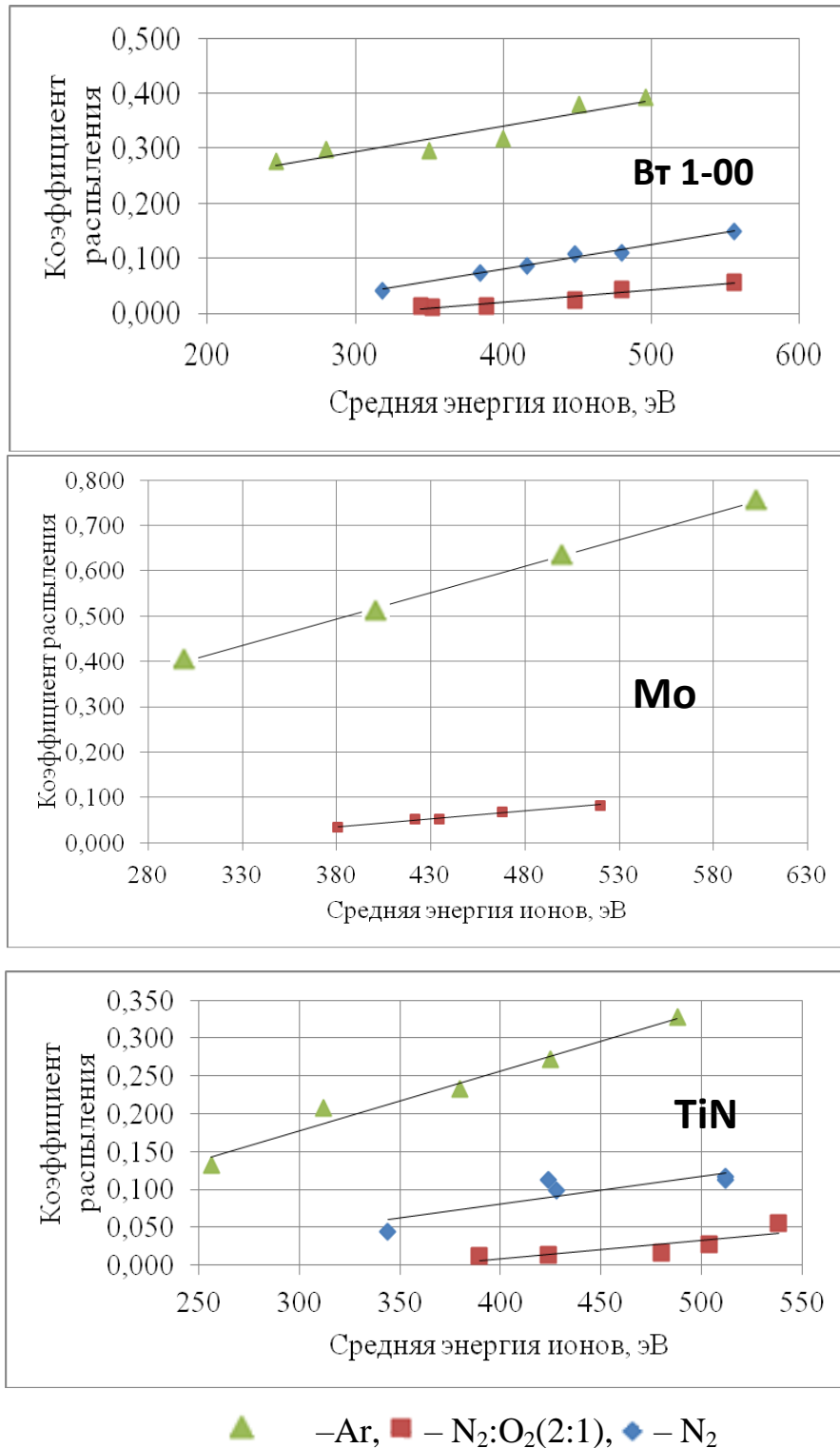


Рисунок 1.21 – Стойкость материалов к распылению химически активными газами (Титан ВТ1-00, молибден, нитрид титана).

Итак, экспериментально было показано, что коэффициенты распыления материала химически активными газами в композиции, имитирующей концентрацию остаточной атмосферы на высоте орбиты 220 км ниже, чем

коэффициенты распыления более нейтральным молекулярным азотом и инертным аргоном, что говорит о возможности обеспечения длительного срока эксплуатации узлов ПВЭРД, изготовленных из вышеперечисленных материалов.

1.4 Направления исследований

Как уже отмечалось выше, целью автора являлась разработка рекомендаций и получение характеристик тягового узла ПВРД. При этом в качестве прототипа была изначально выбрана схема ВЧИД.

Анализ компоновочных решений ПВЭРД и результаты работы «ЦАГИ» по проблемам УЗАГ позволил сделать выводы о том, что на орбитах с высотой порядка 220 км в ионизационной камере тягового узла возможно достижение концентраций молекулярных атмосферных газов до $5 \cdot 10^{17} \text{ м}^{-3}$. Кроме того результаты анализа стойкости к разрушению основных конструкционных материалов ВЧИД позволяют проводить исследования с использованием типовых конструктивных элементов двигателя.

В ходе выполнения исследований необходимо было разработать ряд лабораторных моделей ВЧИД, имитирующих работу тягового узла прямоточного воздушного электроракетного двигателя. При разработке было принято решение остановиться на предельной мощности двигателя в 1 кВт.

Необходимо было также провести экспериментальные исследования моделей с использованием различных рабочих тел, в том числе атмосферной смеси (композиции азота и кислорода) в соотношениях, характерных для условий полета двигателя по низкой орбите. Целью данных исследований должен был быть выбор режимов устойчивого зажигания разряда на концентрациях, возможных в реальных условиях полета ПВЭРД на высоте около 220 км и доказательство возможности компенсации аэродинамического торможения аппарата с миделевым сечением порядка 1 м^2 .

С учетом компоновки тягового узла в ПВРД должна была быть проведена проверка работоспособности и анализ преимуществ альтернативных схем ввода ВЧ мощности в устройство ионизации, в частности использования торцевых и встраиваемых в поток (совмещающих функцию элементов термализатора) индукторов.

Для облегчения анализа конструктивных решения ПВЭРД целесообразно было провести разработку балансовой модели тягового узла ПВЭРД для оценки зависимости его интегральных характеристик от концентраций атмосферных газов на входе в устройство ионизации.

По результатам исследований для достижения целей работы необходимо выработать рекомендации по проектированию макета демонстратора ПВЭРД для дальнейшей полной отработки двигателя.

На основании проведенного анализа показано, что для удовлетворения потребности в повышении эффективности современных КА ДЗЗ (при снижении высоты их целевой орбиты) при сохранении массы аппарата и увеличении срока его активного существования целесообразно рассматривать в качестве исполнительного элемента двигательной установки для компенсации аэродинамического торможения прямоточный воздушный электрореактивный двигатель.

В качестве базы можно рассматривать схему ПВЭРД, разработанную в ходе выполнения проекта RFMEFI57714X0101, основанную на использовании ВЧИД. Для данного двигателя выбраны высота орбиты порядка 220 км и энергопотребление до 1 кВт.

Глава 2. Экспериментальное оборудование

2.1 Описание экспериментальных стендов

Первый этап экспериментальных исследований проводился на вакуумном стенде «2ИУ2В» в МАИ. Фотография установки представлена на рисунке 2.1. Схема вакуумной системы стенда «2ИУ-2В» приведена на рисунке 2.2. Обозначение вакуумных элементов соответствует ГОСТ 2.796-95[9]. Перечень элементов приведен в таблице 2.1.

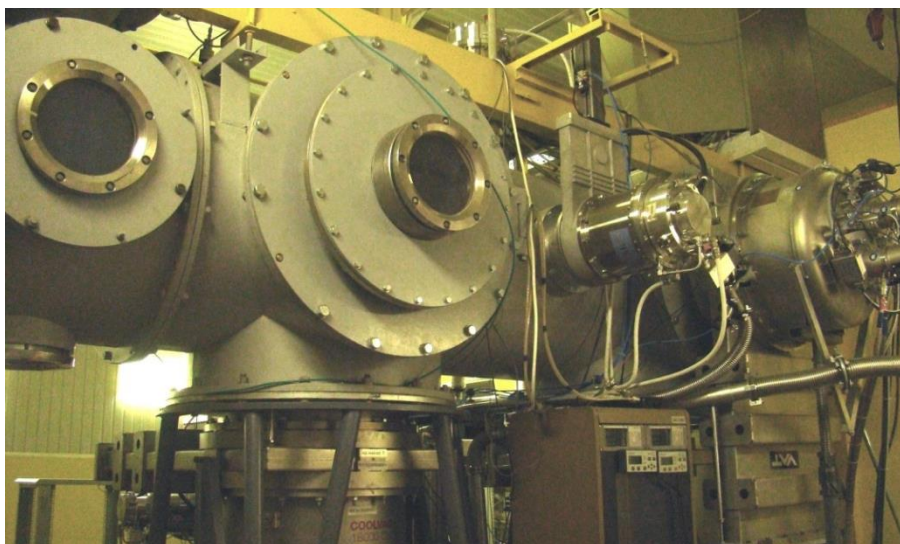


Рисунок 2.1. – Фотография общего вида стенда «2ИУ-2В».

Стенд «2ИУ2В» состоит из вакуумной камеры, откачной системы, системы электропитания и системы хранения и подачи рабочего тела.

Вакуумная камера имеет рабочий объем $V_{2ИУ-2В} \approx 3 \text{ м}^3$ (диаметр $d_{2ИУ-2В} = 0,9 \text{ м}$ и длина рабочего участка $l_{2ИУ-2В} = 2,5 \text{ м}$). Для создания предварительного разрежения в вакуумной камере используется два безмасляных форвакуумных агрегата Kashiyama MU-603. Для создания высокого вакуума стенд оборудован 3-мя криогенными насосами Coolvac 1800 CL и 2-мя турбомолекулярными насосами

Shimadzu TMP 2203LM. Уровень динамического вакуума на стенде «2ИУ-2В» при работе двигателя был не более $5 \cdot 10^{-5}$ мм.рт.ст.

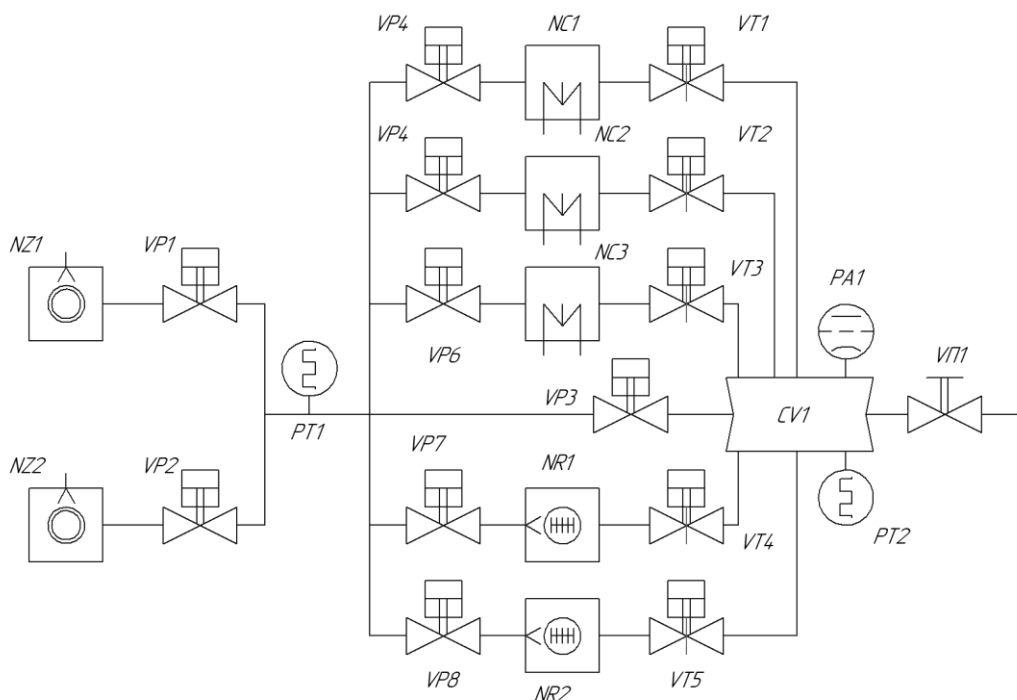


Рисунок 2.2 – Схема вакуумной системы стенда «2ИУ-2В».

Таблица 2.1 Элементы вакуумного стенда.

Обозначение на схеме	Наименование
CV1	Вакуумная камера
NC1, NC2, NC3	Криогенный насос
NR1, NR2	Турбомолекулярный насос
NZ1, NZ2	Форвакуумный агрегат (Рутс)
PA1	Вакуумметр ионизационный
PT1, PT2	Вакуумметр теплоэлектрический
VP1, VP2, VP3, VP4, VP5, VP6, VP7, VP8	Клапан с пневмоприводом
VT1, VT2, VT3, VT4, VT5	Клапан тарельчатый с пневмоприводом (шибер)
VT7	Клапан с ручным приводом

Схема системы хранения и подачи рабочего тела (СХПРТ) стенда «2ИУ-2В» представлена на рисунке 2.3.

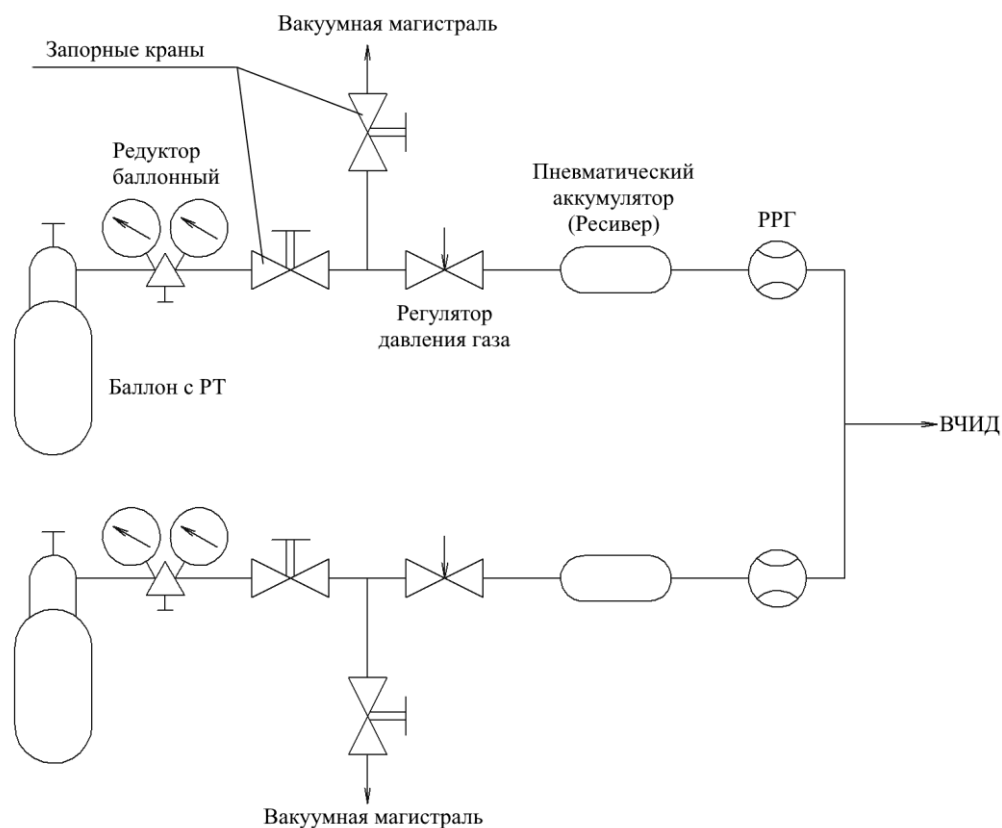


Рисунок 2.3 – СХПРТ «2ИУ-2В».

Тяговый модуль использует компоненты атмосферы в качестве РТ, по этой причине СХПРТ представляет собой две параллельных независимых друг от друга газовых магистрали (линии) для подачи РТ. Каждая магистраль включает в себя трубопровод, баллон с газом, баллонный редуктор, контрольный запорный кран, кран для обезгаживания магистрали, механический регулятор давления, ресивер, а также регулятор-измеритель расхода газа (РРГ). В исследовании использовались газы высокой чистоты (объемная доля газа не менее 99,95%): азот и кислород. В ходе предварительных экспериментальных исследований, для получения сравнительных характеристик использовался ксенон.

В качестве РРГ на установке «2ИУ-2В» использовались 4 расходомера марки MKS Instruments:

- Два MKS 1179A 10 SCCM с максимальным массовым расходом 10 ст. см³/мин для ксенона;
- Симметричная пара MKS 1179A 50 SCCM с максимальным массовым расходом 50 ст. см³/мин для ксенона, азота и кислорода.

В ходе исследований РРГ MKS 1179A работали с четырехканальным цифровым блоком MKS 247D Readout [55], который позволяет задавать и считывать массовый расход газа. Измерения возможны в диапазоне 2÷100 % максимального значения массового расхода РРГ, что составляет от 0,2 до 10 ст. см³/мин для расходомера MKS 1179A 10 SCCM, и от 1 до 50 ст. см³/мин для MKS 1179A 50 SCCM [56]. Погрешность измерений составляет сумму постоянной величины 0,2 % от полной шкалы блока MKS 247D Readout и величины, составляющей 0,5 % от текущего показания [55], [56]. Фотографии MKS 1179A и MKS 247D Readout представлены на рисунке 2.4.



Рисунок 2.4 – Общий вид блока управления и чтения расхода
а) MKS 247D Readout, б) РРГ MKS 1179A.

Установка и измерения массового расхода РТ во время исследования моделей двигателей проводились в ст. см³/мин. Важно отметить, что текущее

заданное значение расхода РТ по шкале блока соответствует действительному расходу газа в пропорции 1:1 только в том случае, если используется газ, по которому поверяется данный РРГ. В случае MKS 1179A – это азот. Для работы с ксеноном и кислородом вначале нужно рассчитать специальный поправочный коэффициент, Gas Correction Factor (GCF) для блока управления РРГ [55]. Gas Correction Factor для газа X (GCF_X) рассчитывается следующим образом:

$$GCF_X = \frac{0,306 \cdot S}{d_X \cdot C_{pX}}, \quad (2.1)$$

где S – коэффициент, соответствующий молекулярной или атомарной структуре газа. $S=1,030$ для атомарного газа, $S=1$ для двухатомного молекулярного газа. d_X – плотность газа X в г/л при нормальных условиях (давление 760 мм. рт. ст, температура 0°C), C_{pX} – удельная теплоемкость газа в кал/грамм $\cdot^\circ\text{C}$, 0,306 – коэффициент, рассчитанный исходя из плотности и удельной теплоемкости азота. GCF для азота равен 1, для кислорода 0,93, для ксенона 1,32. Данные пересчетные коэффициенты задаются для каждого канала на задней панели блока управления массовым расходом MKS 247D Readout.

Для задания расхода, на передней панели MKS 247D имеет 20-ти оборотный потенциометр для каждого из четырех каналов. 1° поворота потенциометра соответствует изменению массового расхода на $\sim 0,0138\%$ MKS 247D Readout обладает высокой точностью задания массового расхода, однако существует недостаток этого метода, заключающийся в том, что угол потенциометра регулируется вручную. Ручная установка расхода не рекомендуется при использовании РРГ с максимальным значением расхода больше $15 \div 20$ ст. см³/мин, ввиду снижения точности. Так как на установке «2ИУ-2В» использовались расходомеры с большими значениями порогов диапазона, то был реализован альтернативный метод задания массового

расхода рабочего тела. Через 25-пиновый интерфейс подключения (разъем DB-25) стандарта RS-232 [57], поддерживающий транзисторно-транзисторную логику (TTL) включения-отключения каналов расхода РТ, а также аналоговый вход для задания значения массового расхода РТ.

TTL - разновидность цифровых логических схем, построенных на основе биполярных транзисторов и резисторов [58], [59]. В простейшей ячейке такой схемы – уровень смещения электрического потенциала (сигнала) относительно земли соответствует значению High (обычно от 2,7÷5 В) или Low (0÷0,8 В), цифровой 1 или 0 соответственно. Пример простейшей схемы логических уровней для сигнала от 0 до 5 В представлена на рисунке 2.5.

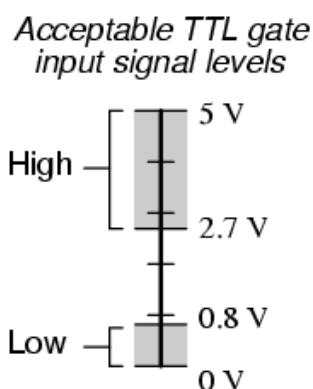


Рисунок 2.5 – Соответствие электрического потенциала логическим уровням Low и High (0÷5 В) [60].

В MKS 247D Readout логический 0(Low) и 1(High) диапазоны потенциалов соответствуют уровням сигнала от 0,4 до 0,8 В и от 2,4 до 5 В соответственно [55]. Открытие и закрытие канала РРГ имеет в MKS 247D обратную логику. Другими словами, при наличии на штырьке разъема, соответствующем каналу подачи РТ логической единицы (High), т.е. напряжения от 2,4 до 5 В относительно земли, РРГ будет закрыт и РТ не будет подаваться в двигатель. И наоборот, при потенциалах от 0,4 до 0,8 В канал будет открыт.

Аналоговый вход для установки уровня расхода, также поддерживает потенциалы от 0 до 5В относительно земли. 0В соответствует полному отсутствию расхода, 5В соответствуют полному расходу РРГ. Стоит заметить, что аналоговый и цифровой нулевые уровни («земли») не связаны друг с другом внутри блока управления РГГ и это стоит учитывать при коммутации системы подачи РТ.

Для решения обеих задач использовалась плата-микроконтроллер на основе 8-ми битного чипа ATmega 2560 с архитектурой AVR RISC. Фотография платы представлена на рис 2.6.

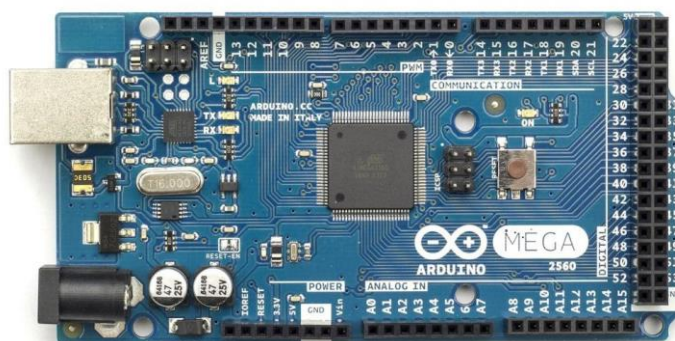


Рисунок 2.6 – Микроконтроллер Arduino Mega на базе чипа ATmega 2560.

Процессор ATmega 2560 имеет тактовую частоту 16 МГц, на плате присутствует флэш-память в размере 256 килобайт для хранения исполняемых программ. Микроконтроллер имеет 54 цифровых входа – выхода, USB-интерфейс, а также аппаратный serial-порт. Микроконтроллер Arduino не может создавать чистый аналоговый сигнал, однако 16 цифровых каналов могут работать в режиме ШИМ [61]. Широтно-импульсная модуляция (Pulse-Width Modulation, PWR) в контексте цифро-аналоговых преобразований (ЦАП) – это имитация аналогового сигнала при помощи изменения скважности цифрового. Скважность – это отношение полного периода к времени включения. Пример ШИМ представлен на рисунке 2.7.

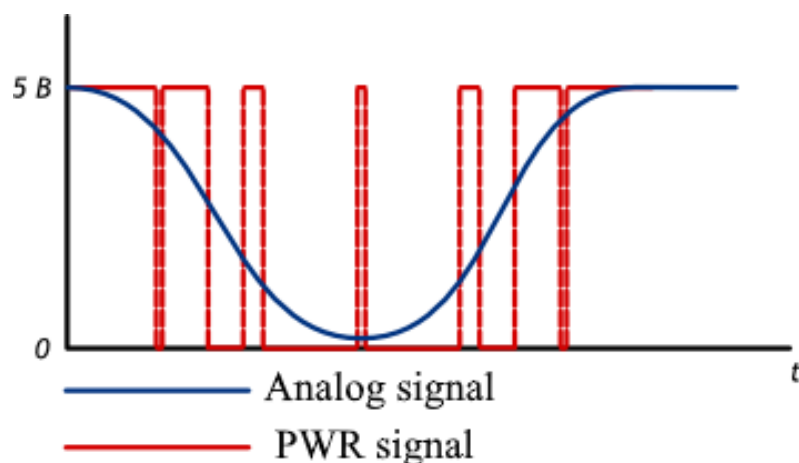


Рисунок 2.7 – Сравнение аналогового сигнала и ШИМ-имитации аналогового сигнала.

В среде разработки Arduino IDE был написан скетч (исполняемая программа) для управления открытием - закрытием двух каналов MKS 247D Readout для подачи РТ, а также для задания значений массового расхода. В таком виде программа выполняла поставленную задачу, однако любое изменение значений напряжений на ШИМ-аналоговых или цифровых выходах требовало повторной компиляции скетча и загрузки его на чип микроконтроллера через штатный программатор, что делало работу с расходом РТ в режиме «реального времени» невозможной.

Следующим шагом было управление контроллером Arduino через аппаратный serial порт. Для этого в скетче был инициализирован последовательный порт, который считывает биты информации, поступающие к нему с максимальным бод-рейтом (скорость считывания символьной информации), а также был разработан список исполняемых команд. После этого в скетч Arduino была интегрирована библиотека Processing – свободного языка программирования, который часто используется для написания интерфейсов. На рис. 2.8 приведены общий вид IDE Arduino и Processing, на рисунке 2.9 - общий вид программы для управления расходом.

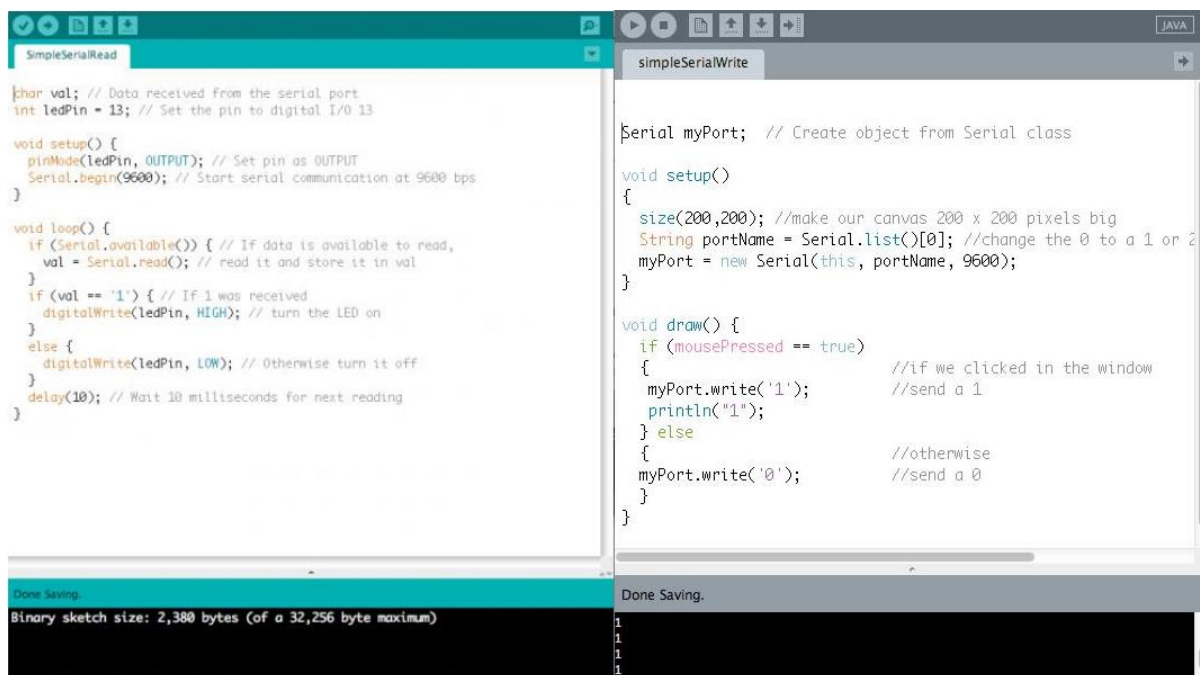
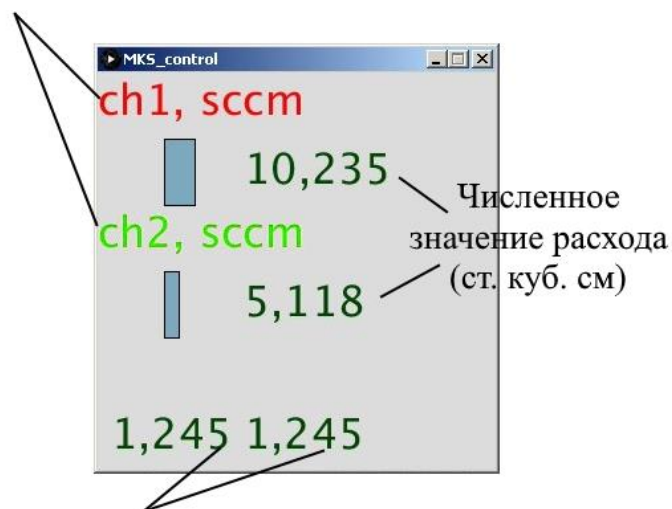


Рисунок 2.8 – IDE Arduino и Processing.

Была разработана и скомпилирована программа-интерфейс в среде Processing, которая отправляет символьные команды контроллеру Arduino через последовательный порт. Это сделало возможным управление расходом и подачей РТ в режиме «реального времени».

Номер и цветовая индикация состояния канала



Тарировочные коэффициенты

Рисунок 2.9 – Общий вид программы.

Таким образом на стенде «2ИУ-2В» реализована система управления подачей РТ. Минусом данного решения можно назвать то, что аналоговый сигнал ШИМ аналого-цифрового преобразователя (АЦП) не был достаточно сглажен, и при работе на низких расходах, при большой скважности (потенциалы меньше 2 В), MKS 247D Readout не регистрировал значения уставленного расхода. Для решения данной проблемы были использованы RC – сглаживающие фильтры, с номиналом резисторов $R = 2200$ кОм, конденсаторов $C = 10$ мкФ. Главным минусом схемы управления расходом стал ШИМ цифровых выходов Arduino, который не позволяет обеспечить достаточно стабильный аналоговый выходной сигнал в диапазоне от 0 до 5 В, даже не смотря на использование выпрямляющих RC фильтров. Решение проблемы возможно путем понижения частоты широтно-импульсной модуляции для цифровых каналов процессора ATmega [62]. Пример изображен на картинке 2.10.

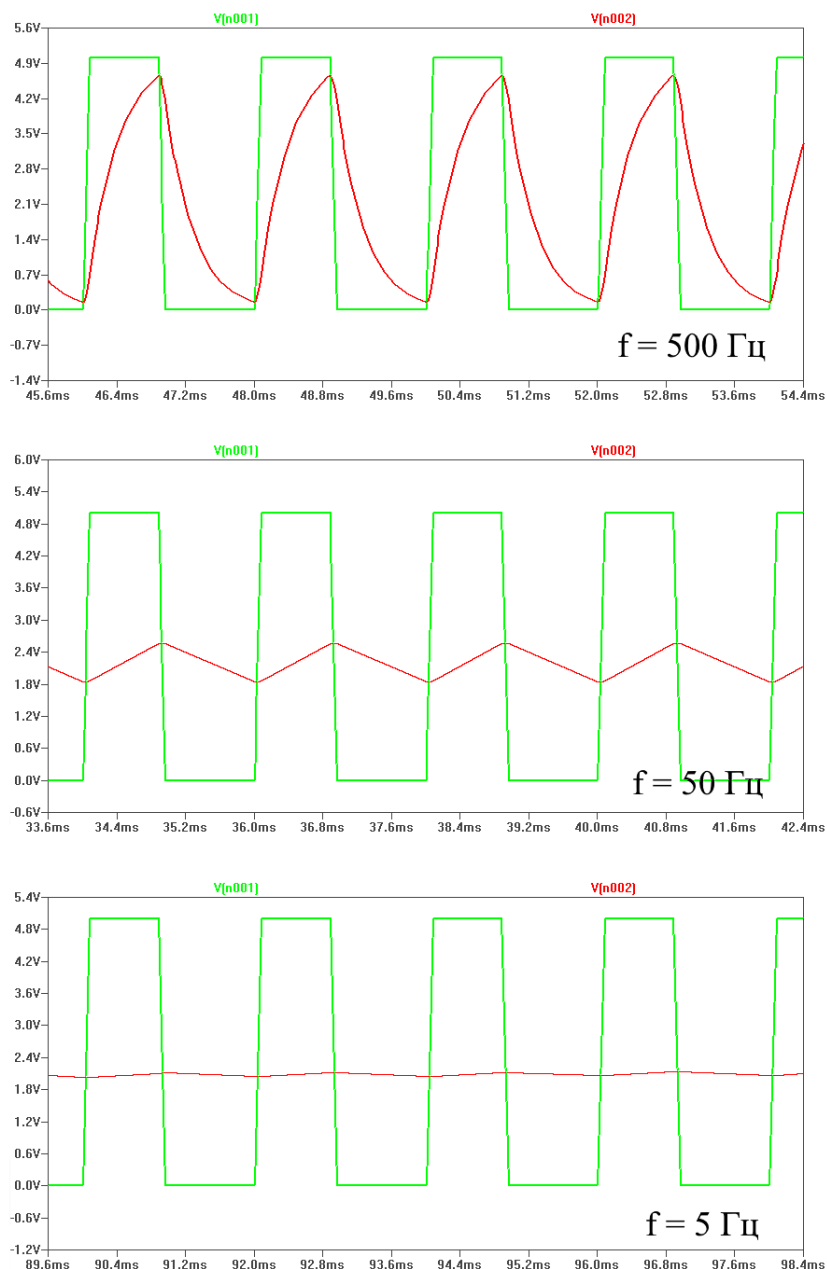


Рисунок 2.10 – Получение стабильного цифро-аналогового преобразования путем понижения частоты ШИМ [62].

На рисунке.2.10 изображены 3 среза частот ШИМ. Частоты $f = 500$, 50 и 5 Гц соответственно. Зеленым цветом обозначен ШИМ сигнал, красным – его цифро-аналоговое преобразование. Параметры RC-фильтра: $R = 10 \text{ кОм}$, $C = 32 \text{ нФ}$. Сквозность ШИМ – 50% , что соответствует уровню сигнала $\approx 2,5 \text{ В}$. Как видно из графиков, снижение частоты ведет к

постепенному выпрямлению сигнала на клеммах RC-фильтра. Основной проблемой реализации данного метода на стенде «2ИУ-2В» стала невозможность понижения частоты ШИМ цифровых выходов микроконтроллера Arduino. Диапазон их рабочих частот колеблется от 488 Гц до 62,5 кГц (для плат с частотой генератора 16 МГц). Для решения данной проблемы в скетч Arduino были имплементированы программные фильтры для компенсации ШИМ пульсации

Система электропитания двигателя ВЧИД приведена на рисунке 2.11.

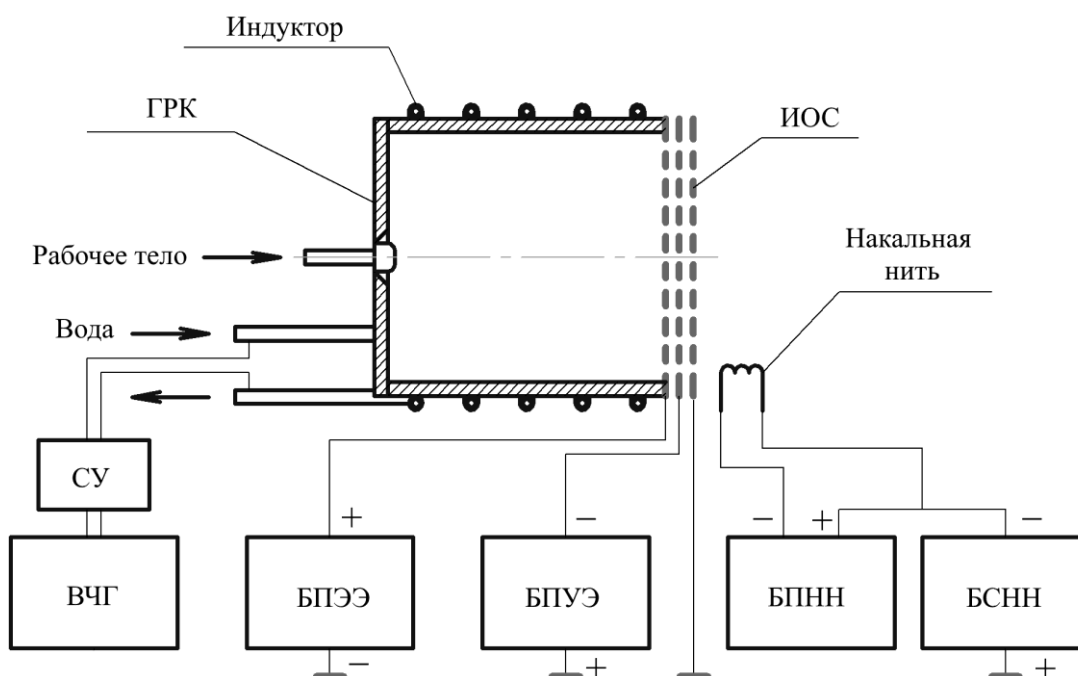


Рисунок 2.11 – Система электропитания двигателя ВЧИД [51].

В систему электропитания двигателя ВЧИД входят высокочастотный генератор ВЧГ с согласующим устройством СУ, блок питания эмиссионного электрода БПЭЭ, блок питания ускоряющего электрода БПУЭ, а также блок питания нити накала БПНН с блоком смещения накала БСНН. Все блоки, кроме ВЧГ с СУ были изготовлены ООО НПК «Платар».

Блок питания эмиссионного электрода (БПЭЭ) обеспечивает максимальный ионный ток до 1 А. Значение напряжения на эмиссионном электроде может задаваться в диапазоне от 0 до +4500 В. Блок питания ускоряющего электрода (БПУЭ) обеспечивает максимальное напряжение - 500 В, максимальный ток перехвата 300 мА. Блок питания накальной нити (БПНН) обеспечивает питание нити-нейтрализатора током номиналом до 20 А. Блок смещения накальной нити (БСНН) задает потенциал нити -80В. Потенциалы источников питания задаются относительно земли. Для предотвращения наводок ВЧ мощности, все цепи питания содержат специальные электротехнические фильтры. Управление системой и регистрация информации осуществляется как в ручном режиме, так и от стендового ЭВМ. Значения напряжения и ионного тока регистрировались с датчиков компенсационного типа и выводились на внешние цифровые измерители в виде сигнала в вольтах. Коэффициент пересчета получаемого сигнала в истинное значение был задан производителем блоков НПК «Платар».

По проведенным оценкам погрешность измерений на стендовом оборудовании не превышала пяти процентов. Для увеличения точности часть данных измерялась несколько раз в разных экспериментальных сессиях с целью определения повторяемости результата.

В ходе экспериментальных исследований использовался высокочастотный генератор американской фирмы Seren модель R1001, с автоматическим согласующим устройством Seren AT6 Automatic Matching Device. Высокочастотный генератор Seren R1001 имеет диапазон частот 1700÷2100 КГц, номинал выходной мощности 1÷1000 Вт. Погрешность показаний прибора складывалась из величины равной 1% от всей шкалы показаний и величины равной 1% от текущего показания [63].

В ходе выполнения проекта RFMEFI57714X0101 – «Разработка лабораторного образца электрического ракетного двигателя, использующего в качестве рабочего тела атмосферную среду, для низкоорбитальных

космических аппаратов» для контрольных испытаний тягового модуля был при участии автора спроектирован второй стенд «2ИУ-4В» [4]. Рассмотрим его подробнее. Трехмерная модель и общий вид установки «2ИУ-4В» приведены на рисунках 2.12 и 2.13 соответственно. Данный стенд имеет ряд преимуществ в сравнении со стендом «2ИУ-2В».

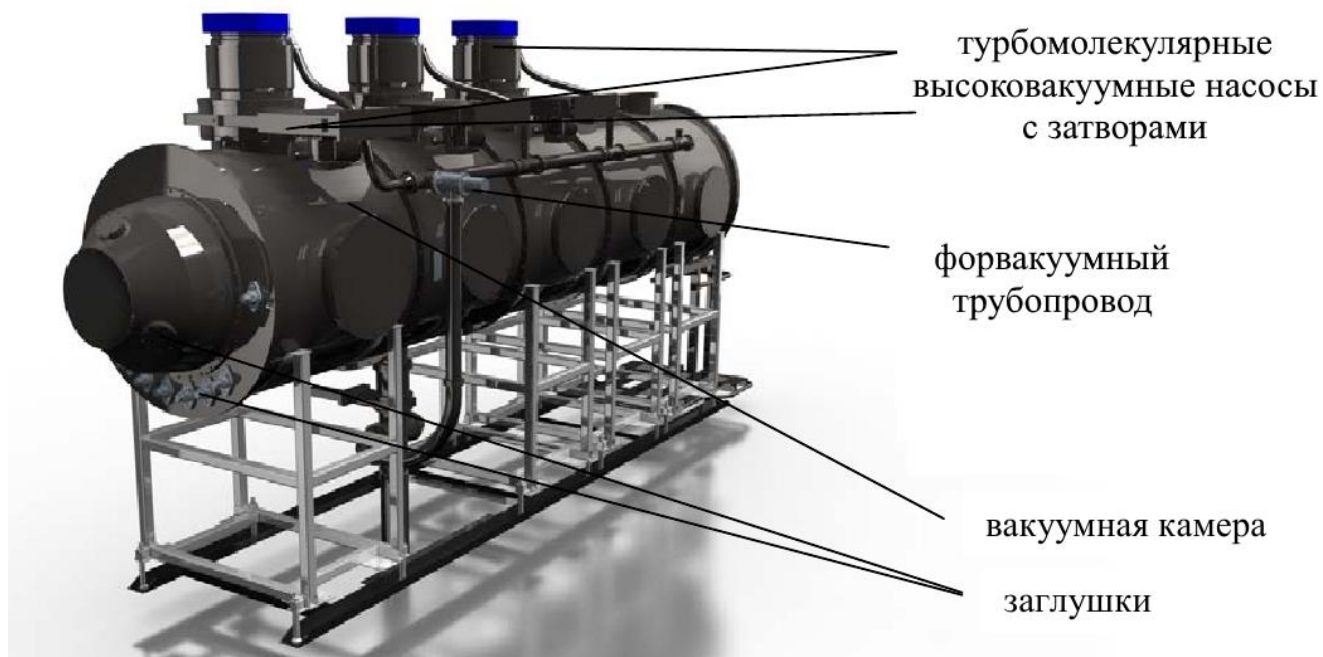


Рисунок 2.12 – 3D модель вакуумной камеры стенда «2ИУ-4В» [4].

Рабочий объем вакуумной камеры $V_{2ИУ-4В} \approx 5,6 \text{ м}^3$ (диаметр $d_{2ИУ-4В} = 1,7 \text{ м}$ и $l_{2ИУ-4В}$ длина камеры = 5,75 м). Как и в стенде «2ИУ-2В» для создания предварительного разрежения используется два безмасляных двухступенчатых форвакуумных насоса Kashiya MU-603. Для создания глубокого вакуума на стенде работают 3 турбомолекулярных насоса Edwards STP-ХА4503С.



Рисунок 2.13 – Общий вид стенда «2ИУ-4В».

Скорость откачки вакуумной системы – 22000 л/с по азоту. Уровень динамического вакуума возможный на стенде «2ИУ-4В» составляет от $1,5 \cdot 10^{-5}$ до $8 \cdot 10^{-6}$ мм.рт.ст. Схема вакуумной системы стенда «2ИУ-4В» приведена на рисунке 2.14. Перечень элементов приведен в таблице 2.2.

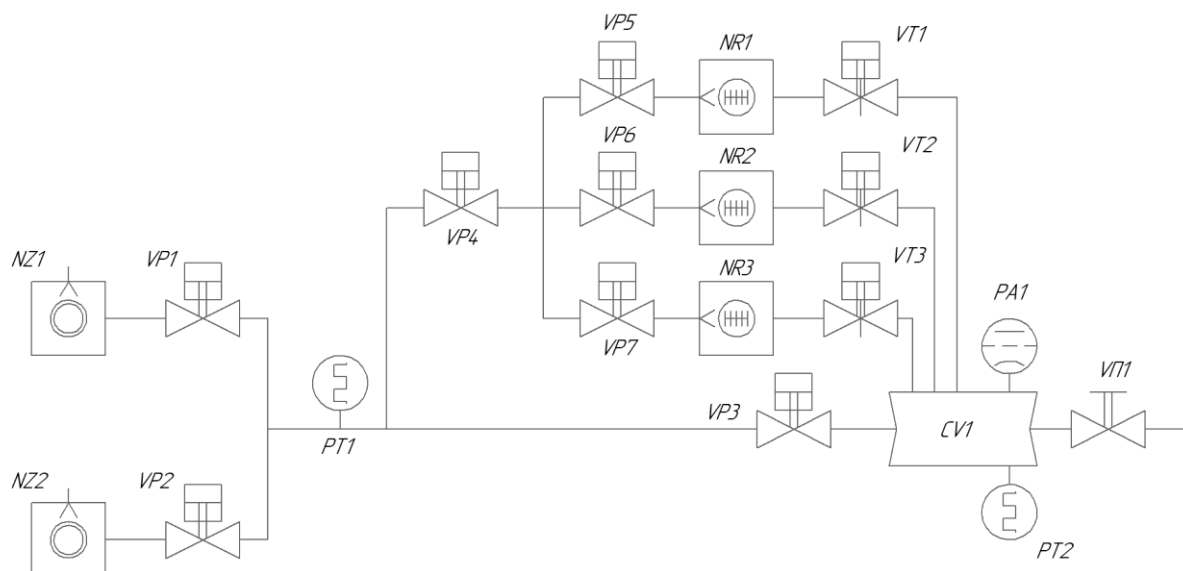


Рисунок 2.14 – Схема вакуумной системы станда «2ИУ-4В».

Таблица 2.2 - Элементы вакуумного станда.

Обозначение на схеме	Наименование
CV1	Вакуумная камера
NR1, NR2, NR3	Турбомолекулярный насос
NZ1, NZ2	Форвакуумный агрегат (Рутс)
PA1	Вакуумметр ионизационный
PT1, PT2	Вакуумметр теплоэлектрический
VP1, VP2, VP3, VP4, VP5, VP6, VP7	Клапан с пневмоприводом
VT1, VT2, VT3	Клапан тарельчатый с пневмоприводом (шибер)
VP1	Клапан с ручным приводом

Схематическое сравнение рабочих объемов вакуумных камер стандов «2ИУ-4В» и «2ИУ-2В», а так же схема установки в них двигателей изображены на рисунке 2.15.

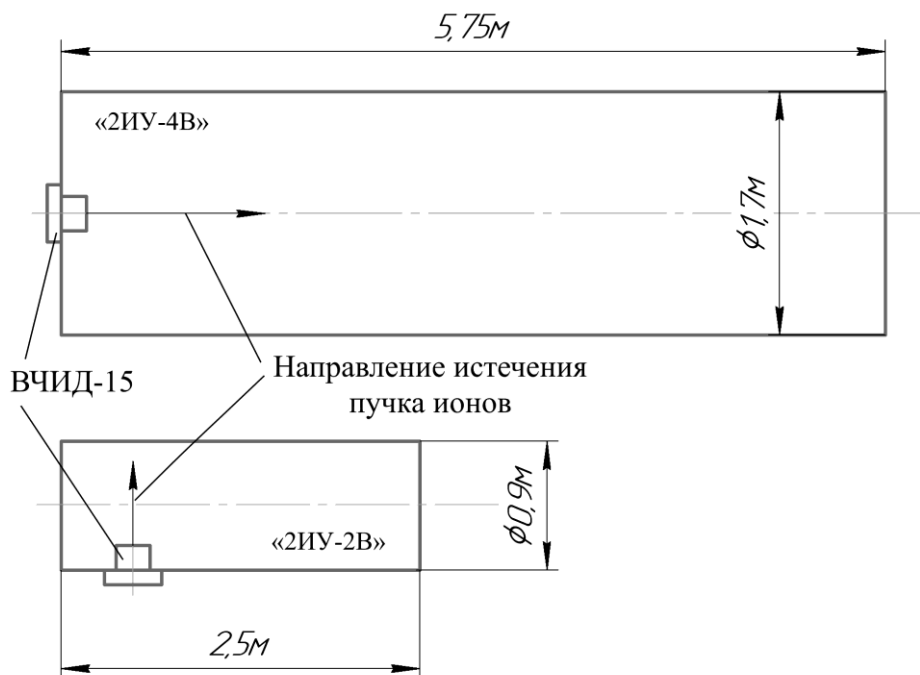


Рисунок 2.15 – Соотношение вакуумных камер стендов «2ИУ-4В» и «2ИУ-2В» (пропорции сохранены).

Стенд «2ИУ-4В» помимо больших габаритов, уровня глубокого динамического вакуума и скорости откачки, обладает очевидным преимуществом – расположением ВЧИД в торцевой части камеры. Увеличение «рабочего объема», или, условно говоря «рабочего пространства» двигателя способствует снижению взаимодействия ионов пучка с «мишенью», в качестве которой выступает ответная торцевая крышка вакуумной камеры, и впоследствии приводит к уменьшению обратных газовых и тепловых потоков.

СХПРТ стенда «2ИУ-4В» аналогична СХПРТ стенда «2ИУ-2В». Схема представлена на рис. 2.16.

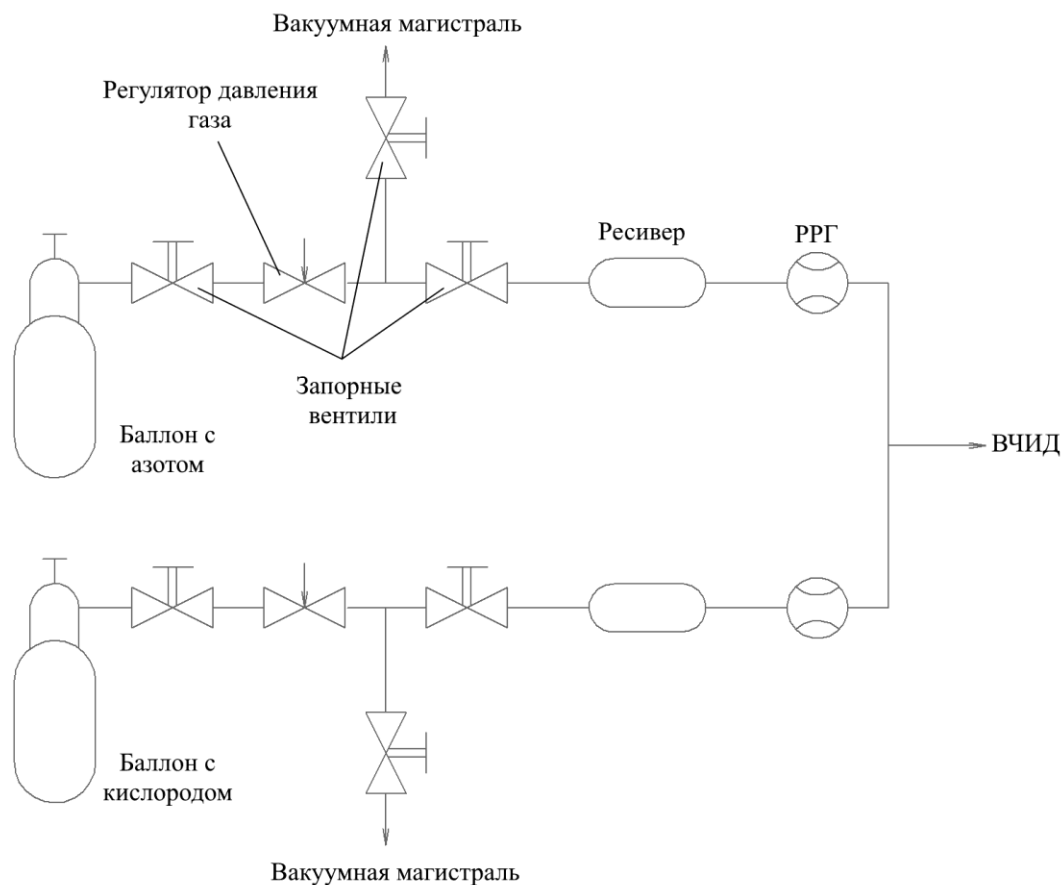


Рисунок 2.16 – СХПРТ стенда «2ИУ-4В».

Система состоит из двух параллельных независимых газовых магистралей для подачи РТ в двигатель. Каждая магистраль включает в себя трубопровод, баллон с газом, запорные краны, кран для обезгаживания магистрали, механический регулятор давления, ресивер, а также регулятор-измеритель расхода газа (РРГ). Фотография СХПРТ стенда «2ИУ-4В» представлена на рисунке 2.17. В качестве РРГ на установке «2ИУ-4В» использовалась пара расходомеров MKS 1179C 100 SCCM с максимальным массовым расходом - 100 ст. см³/мин. Блок управления РРГ - MKS 247D Readout. На блоке были заново рассчитаны и настроены Gas Correction Factor для кислорода и азота, т.к. расходомеры модели 1179C имеют тарифовочные коэффициенты, отличные от использовавшихся на стенде «2ИУ-2В» 1179А.



Рисунок 2.17 – СХПРТ стенда «2ИУ-4В».

С учетом замечаний по системе подачи РТ на стенде «2ИУ-2В», для реализации управления расходом газа на стенде «2ИУ-4В» было принято решение отказаться от использования микроконтроллера Arduino. Вместо него была использована модульная плата Advantech PCI 1723 для

компьютера National Instruments PXI-1052 [64]. Advantech 1723 - 8-канальная PCI плата аналогового вывода с 16-битным ЦАП с высоким качеством дискретизации сигнала. Другими словами, ШИМ пульсация не регистрировалась блоком MKS 247D, что позволило управлять расходом РТ с высокой точностью.

Программа управления расходом РТ была написана в среде графического языка программирования LabView-2015. Для написания интерфейса, как и в предыдущем случае, использовалась открытая среда программирования Processing. Общий вид программы представлен на рисунке 2.18.

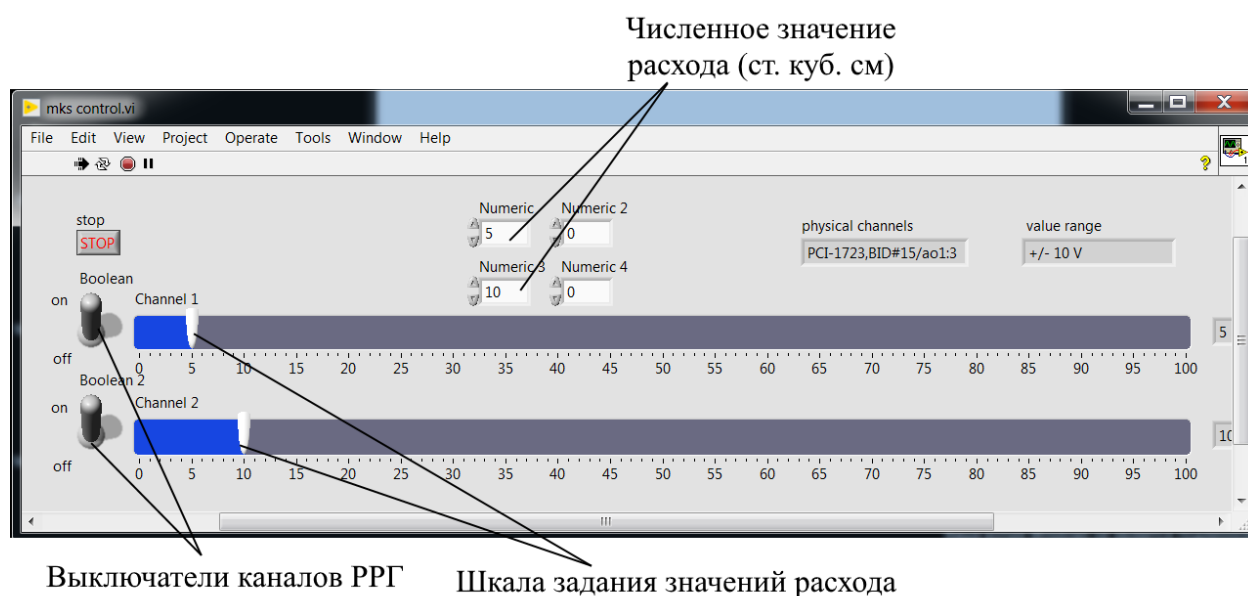


Рисунок 2.18 – Общий вид программы для управления блоком расхода MKS 247D Readout.

2.2 Описание лабораторных образцов ВЧИД

В рамках данной диссертационной работы рассматривался тяговый узел прямоточного высокочастотного ионного двигателя. С учетом результатов работ ЦАГИ по проекту RFMEFI57714X0101 и для достижения целей, поставленных в настоящей работе, был разработан и изготовлен лабораторный образец высокочастотного ионного двигателя (ВЧИД) с диаметром пучка 150 мм. Данный образец по оценкам должен был удовлетворять требованиям по потребляемой мощности в 1 кВт. Были также созданы и исследованы две его модификации, которые тем или иным образом развивали концепцию идеи создания прямоточного воздушного ионного двигателя. В общей сложности экспериментальные исследования проводились на 3-х модификациях лабораторного образца ВЧИД:

- ВЧИД-15-1 традиционной конструкции с диаметром пучка ускоряемых ионов $d=150$ мм, цилиндрической разрядной камерой с диаметром $d=165$ мм и высотой $h=67$ мм;
- ВЧИД-15-2 с пристыкованным к разрядной камере объемом, имитирующим выходную часть термализатора УЗАГ ПВРД;
- ВЧИД-15-3 с индукторами, размещенными внутри разрядной камеры.

Вышеперечисленные модификации лабораторного образца ВЧИД-15 имеют разные схемы ввода мощности в плазменный объем, однако – максимальная мощность при их испытаниях не превышала 1кВт [53], [54]. Рассмотрим описание модификации лабораторного ВЧИД.

Конструктивная схема лабораторного образца ВЧИД-15-1 представлена на рисунке 2.19, а на рисунке 2.20 фотография общего вида.

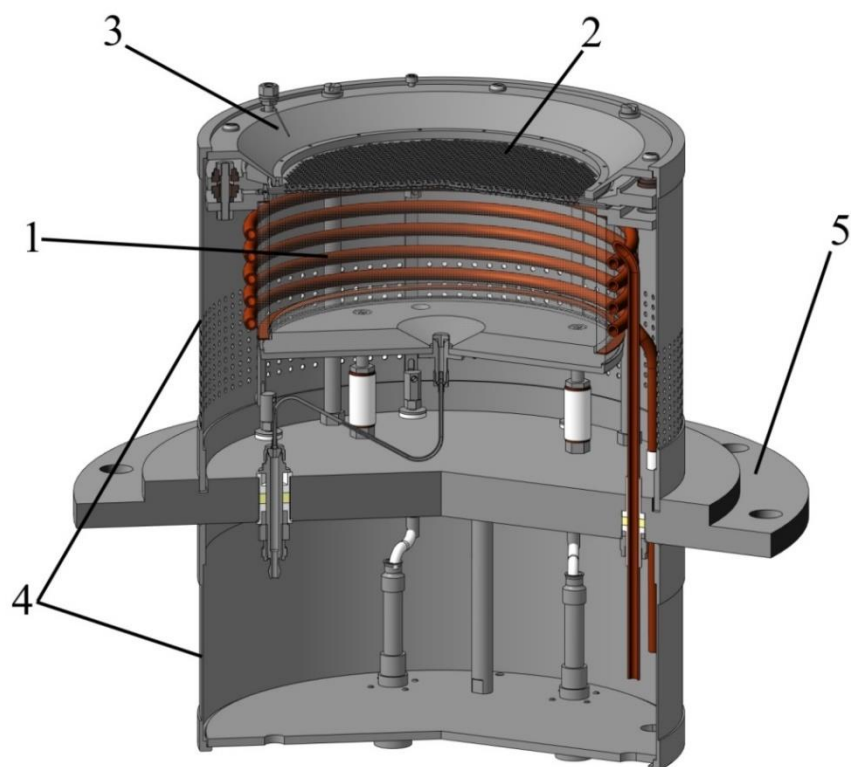


Рисунок 2.19 – Конструктивная схема лабораторного образца ВЧИД-15-1.

Двигатель состоит из следующих основных узлов:

- 1 – газоразрядная камера (РК), 2 – ионно–оптическая система (ИОС), 3 –
накальная нить (нейтрализатор),
4 – корпус, 5 – монтажный фланец.



Рисунок 2.20 – Фотография общего вида лабораторного образца ВЧИД-15-1.

Газоразрядная камера 1 включает в себя цилиндрический корпус, изготовленный из кварцевого стекла и кварцевой крышки. Между корпусом и крышкой установлена медная прокладка. Крышка имеет осевое отверстие и закреплена на установочном фланце. Газораспределитель размещен в отверстии крышки РК и закреплен на установочном фланце, который через изоляторы при помощи шпилек закреплен на монтажном фланце 5. Вокруг РК размещен цилиндрический индуктор. В базовой модификации ВЧИД-15 индуктор имеет 5 витков диаметром $d = 6$ мм, расстояние между витками $\sim 1,6 \div 2d$. Корпус 4 ВЧИД-15-1 образован верхним и нижним цилиндрическими кожухами, закрывающими РК и индуктор выше монтажного фланца 5, токоподводы, водоводы и газовод ниже монтажного фланца 5.

В монтажном фланце 5 предусмотрены четыре изолированных токоввода, изолированный газовод и два изолированных водовода. Токовводы соединены шинами с ускоряющим и эмиссионными электродами и контактами катода–нейтрализатора. Газовод соединен с газораспределителем при помощи трубки через штуцерные разъемы. Трубки-выводы индуктора в сборке являются частями водоводов

С наружной стороны монтажного фланца 5 газовод снабжен штуцером с гайкой, которая при монтаже фиксирует подводящий газовый шланг. При монтаже подводящих водяных шлангов, на концы индуктора устанавливаются закрепленные на шлангах соединители, которые фиксируются гайками.

С обратной стороны фланца 5 установлен фланец на стойках. Стойки могут использоваться как держатели при манипуляциях с лабораторным образцом. В отверстие этого фланца вставлена фторопластовая втулка для предохранения газового шланга. Водяные шланги так же имеют предохранительные втулки, которые при монтаже вставляются в прорези фланца. В нем выполнены дополнительные прорези для монтажа кабеля системы электропитания и для выводов согласующего устройства.

Вместо катода-нейтрализатора в лабораторных моделях использовался накальный катод 3, который одновременно может служить импульсным источником электронного тока для инициации разряда, а также для нейтрализации потока ионов за срезом двигателя. Нейтрализатор представляет собой вольфрамовую накальную нить, закрепленную при помощи шпилечных комплектов через изоляторы на электрододержателе.

Передача мощности электромагнитного излучения индуктора в рабочий объем газоразрядной камеры во многом зависит от свойств материала ее стенок. В данном случае в качестве материала РК использовалось техническое кварцевое стекло – однокомпонентное силикатное стекло–диэлектрик, получаемое плавлением природных разновидностей кремнезема – горного хрусталя, жильного кварца и кварцевого песка, а также синтетической двуокиси кремния [65], [66], [67]. Фотографии нижней крышки и боковой стенки камеры приведены на рисунках 2.21 и 2.22.

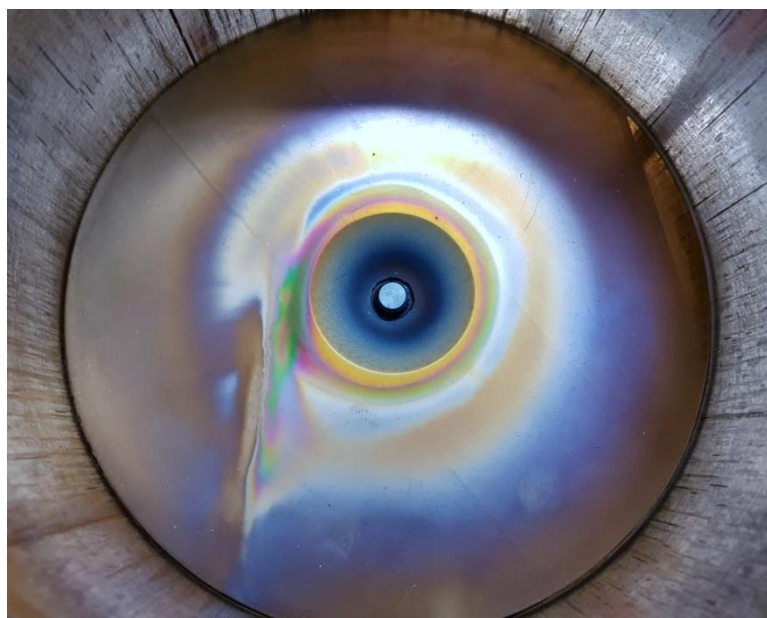


Рисунок 2.21 – Нижняя крышка РК.



Рисунок 2.22 – Цилиндрический корпус РК.

Различают два вида промышленного кварцевого стекла: прозрачное (оптическое и техническое) и непрозрачное. Непрозрачность кварцевого стекла придает большое количество распределенных в нем мелких газовых пузырьков (диаметром от 0,03 до 0,3 мкм), рассеивающих свет. Оптическое прозрачное кварцевое стекло, получаемое плавлением горного хрусталя, совершенно однородно, не содержит видимых газовых пузырьков, обладает наименьшим среди силикатных стекол показателем преломления и наибольшим свето-пропусканием, особенно для ультрафиолетовых лучей. Однородность играет большую роль в выборе материала РК. Т.к. внутренняя поверхность РК сильно разогревается в процессе работы ЭРД, а затем тепло сообщается объему материала РК, то можно считать, что за время Δt в тепловая энергия будет равна $p\Delta t$, где p – тепловая мощность в единице объема диэлектрика.

Температура диэлектрика за время Δt возрастает на ΔT [68]. При этом:

$$p = \gamma \cdot c \frac{\Delta T}{\Delta t} \text{ Вт/м}^3, \quad (2.2)$$

где γ удельная плотность диэлектрика в кг/м^3 , c – удельная теплоемкость диэлектрика в $\frac{\text{Дж}}{\text{кг}\cdot\text{К}}$. Можно говорить о том, что в однородном диэлектрике

нагрев элементов объема будет происходить равномерно и температура всех элементов объема в фиксированный момент времени будет одна и та же [68].

Не менее важно, что для кварцевого стекла характерна высокая термическая и химическая стойкость: по своим термическим свойствам кварцевое стекло занимает особое место среди других неорганических стекол, так как обладает большей теплопроводностью и малым коэффициентом термического расширения. Температура размягчения кварцевого стекла составляет 1400°C . С точки зрения работы ВЧИД на таком нетрадиционном рабочем теле, как компоненты атмосферы стоит отметить возможность диффузии газов сквозь кварцевое стекло. При температурах выше 600°C азот может диффундировать сквозь кварцевое стекло, ксенон при температурах выше 750°C , диффузия кислорода возможна при температурах выше 900°C [69], [70], однако для условий работы атмосферного двигателя — это свойство кварцевого стекла можно не учитывать, так как температурный режим, характерный для РК во время работы, находится в пределах между $200\div 300^{\circ}\text{C}$ [71], что делает диффузию газов невозможной. Все это, наряду с низким коэффициентом диэлектрических потерь, а также высокой доступностью и низкой стоимостью делает кварцевое стекло хорошим выбором в качестве материала РК.

Индуктор представляет собой спиральный проводник переменного тока, в данном случае тонкостенную медную трубку, намотанную вокруг газоразрядной камеры. Общий вид индуктора в сборке ВЧИД-15-1 приведен на рисунке 2.23.

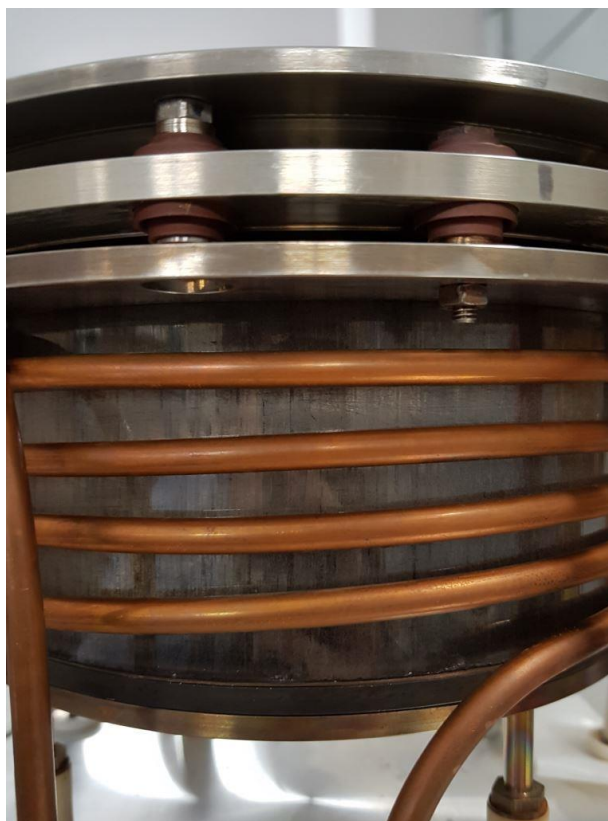


Рисунок 2.23 – Индуктор ВЧИД-15-1.

При нагреве газоразрядной камеры в процессе работы ВЧИД медные витки индуктора имеют возможность теплового расширения. Исходя из этого, индуктор выполняется из материала с соответствующей электропроводностью, теплопроводностью и коэффициентом линейного теплового расширения (КЛТР). Наиболее часто для решения данной задачи используют марки меди, в составе которых присутствует не более 0,1% примесей для обеспечения хороших электротехнических свойств. В данном случае использовалась трубка из меди М1. В индукторе предусмотрен канал для водного охлаждения.

Задача индуктора – создание электромагнитного поля внутри объема газоразрядной камеры.

В рамках экспериментальных исследований, для каждой из трех модификаций двигателя был подобран свой индуктор. Индуктор ВЧИД-15-1 имеет 5 витков, ВЧИД-15-2 – 7. ВЧИД-15-3 с внутренним индуктором имел 5 витков, однако диаметр индуктора меньше, чем у других модификаций.

В ходе намотки индукторов выдерживалась рекомендация работы [72]. Шаг витка $\approx 1 \div 1,5$ величины диаметра витка. Такой метод намотки позволяет получить наиболее однородное магнитное поле внутри всего газоразрядного объема, и, следовательно, увеличить ионный ток двигателя при заданной геометрии. Комплексно данная проблема, расположение витков индуктора, зазор между витками и однородность его намотки, а также влияние на интегральные характеристики двигателя рассмотрена в работе [72].

Во всех модификациях ВЧИД-15 использовалась трэ-электродная ионно-оптическая система.

ИОС представляет собой три гексагонально-перфорированных электрода, два из которых служат для создания разности потенциалов с целью ускорения потока ионов из РК, а третий, заземленный выходной электрод препятствует выпадению обратных потоков частиц на ускоряющий электрод. Вследствие сложного характера распределения тепла по объему двигателя, его наиболее нагруженными элементами являются эмиссионный и ускоряющий электроды, неравномерно нагретые по радиусу и толщине [72]. В исследованных двигателях используется «гибридная» конструкция с эмитирующим электродом из молибдена марки МЧ и титановым ускоряющим электродом из материала марки ВТ1-00. В ходе проектирования ВЧИД учитывались экспериментальные исследования конструкционных материалов [52], [54].

Для повышения плотности извлекаемого ионного тока толщина эмиссионного электрода должна быть минимально возможной, однако в тоже время, эмиссионный электрод должен отвечать критериям устойчивости к термическим, ударным и вибрационным нагрузкам. Толщина ЭЭ $\sigma_{\text{ЭЭ}}$ составляет 0,8 мм.

Толщина ускоряющего электрода во многом определяет ресурс ВЧИД, поэтому он должен обладать достаточной эрозионной стойкостью для противодействия потоку ионов перезарядки. Толщина УЭ $\sigma_{\text{УЭ}}$ составляет 1 мм.

Расстояние между УЭ и ЭЭ $d = 0,7$ мм. Внешний вид ИОС ВЧИД-15 приведен на рисунке 2.24.

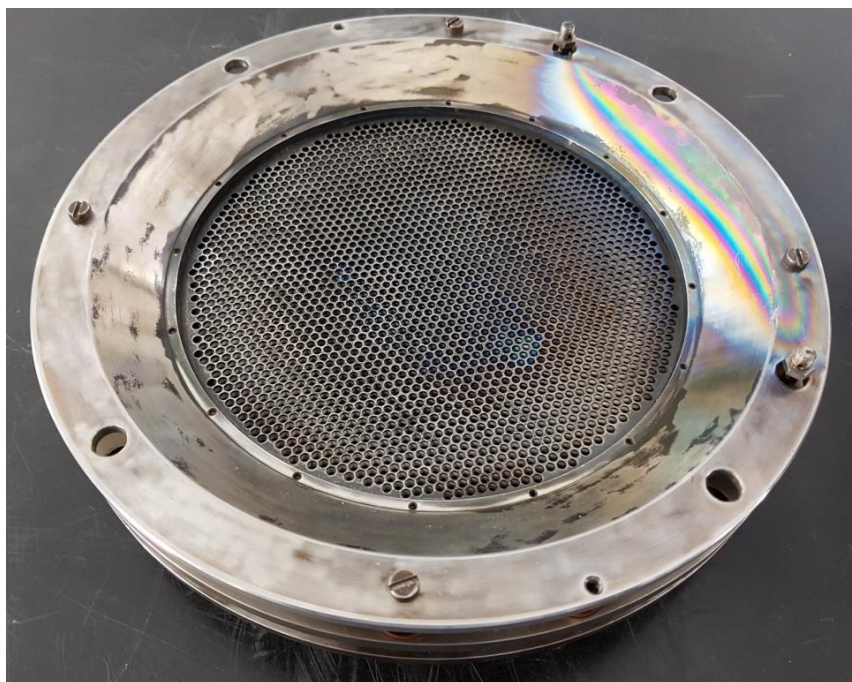


Рисунок 2.24 – Узел ИОС ВЧИД-15.

Краткие технологические характеристики лабораторного образца двигателя сведены в таблицу 2.3:

Таблица 2.3 - Технологические характеристики ВЧИД-15.

Наименование характеристики	Значение
Диаметр пучка ионов	~150 мм
Кол-во отверстий в электродах ИОС	2198 соосных отверстий в каждом
Материал РК	Прозрачное техническое кварцевое стекло
Тангенс угла диэлектрических потерь при частоте 10^6 Гц	$50^\circ\text{C} - 17 \cdot 10^{-4}$ $100^\circ\text{C} - 23 \cdot 10^{-4}$ $200^\circ\text{C} - 60 \cdot 10^{-4}$ $250^\circ\text{C} - 88 \cdot 10^{-4}$
Внутренний диаметр РК	165 мм

Высота РК	67 мм		
Рабочий объем РК	~1433 см ³		
Материал ускоряющего электрода (УЭ)	Молибден МЧ		
Толщина УЭ	1 мм		
Диаметр отверстий УЭ	1,6 мм		
Толщина перемычек УЭ	1,4 мм		
Материал эмиссионного электрода (ЭЭ)	Титан ВТ1-00		
Толщина ЭЭ	0,8 мм		
Диаметр отверстий ЭЭ	2,5 мм		
Материал индуктора	Тонкостенная трубка из меди М1		
Диаметр индуктора	внешний 6 мм; внутренний 4 мм		
Количество витков индуктора	ВЧИД-15-	ВЧИД-15-	ВЧИД-15-
	1	2	3
	5	7	5
Расстояние между витками	1-1,5 диаметра индуктора		

Для оценки влияния термализаторной полости УЗАГ на работу ВЧИД была спроектирована и изготовлена модификация ВЧИД-15-2 с дополнительной камерой, равной по объему разрядной камере и пристыкованной к ней. Конструктивная модель ВЧИД-15-2 представлена на рисунке 2.25, фотография общего вида – на рис. 2.26. Главной отличительной чертой данной модификации от ВЧИД-15 является наличие дополнительной цилиндрической емкости 1 (рис. 2.25) куда рабочее тело подается из газораспределителя перед попаданием в ионизационную область РК.

Дополнительная камера выполнена из керамики на основе нитрида кремния. Для разделения емкости термализации и рабочего объема РК, между этими областями установлено кольцо 2, к которому приварена мелкоячеистая сетка 3. Кольцо и сетка изготовлены из нержавеющей стали, прозрачность сетки выбрана таким образом, чтобы обеспечить максимальное проникновение нейтральных атомов внутрь РК, а также обеспечить удержание плазмы в объеме РК. Во время работы ВЧИД, разделительная сетка принимает потенциал эмиссионного электрода и препятствует выпадению ионов из РК в область термализации, а также способствует балансу заряженных частиц в области ионорождения, т.к. избыточные электроны выпадают на положительно заряженную разделительную сетку.

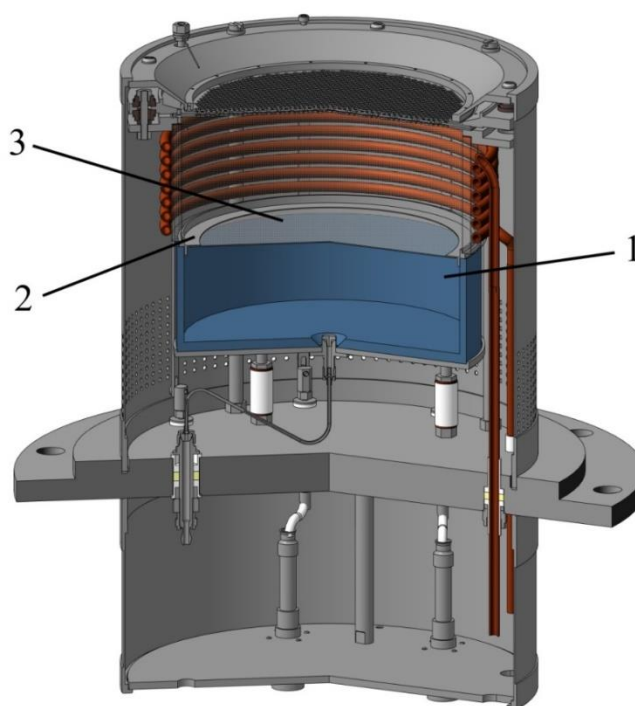


Рисунок 2.25 – Конструктивная схема лабораторного образца ВЧИД-15-2.

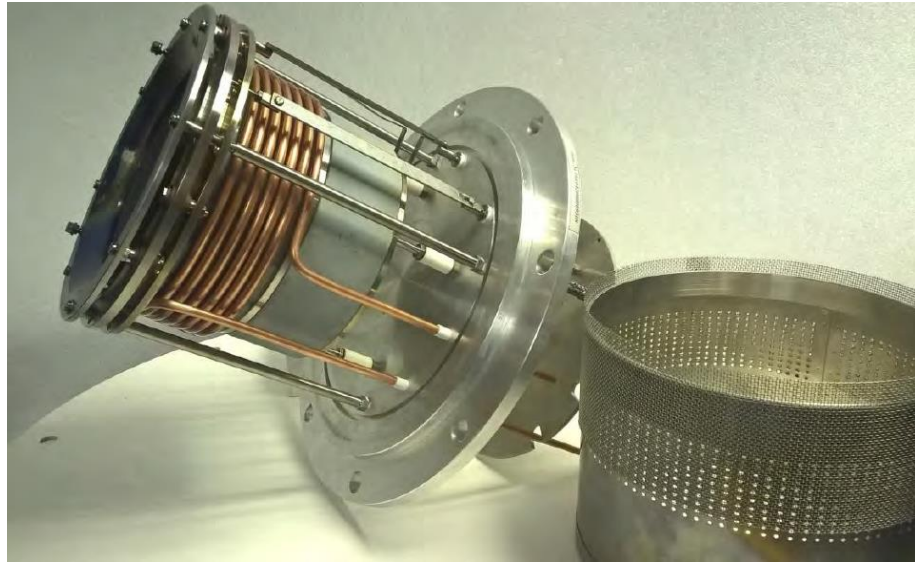


Рисунок 2.26 – Фотография общего вида лабораторного образца ВЧИД-15-2.

При задании потенциала на сетке электрическое поле, препятствующее движению заряженных частиц, сосредоточено вокруг проводников и его напряженность падает по мере удаления от них. В отверстиях напряженность электрического поля может быть недостаточной для воздействия на заряженные частицы, что вызовет проникновение («вываливание») плазмы внутрь термализатора и, соответственно создаст условия для свободного движения ионов в термализатор. Для предотвращения этого явления была выбрана геометрическая прозрачность сетки, достаточная для удержания плазмы. Разрыв плазмы - ее удержание в ячейках сетки достигается при следующих условиях [73]:

$$2dc > h \quad (2.3)$$

$$\frac{eU_c}{kT_e} \gg 1, \quad (2.4)$$

где dc – толщина слоя объемного заряда возле проводников, h – размер отверстия в сетке, e – заряд электрона, U_c – потенциал сетки, k – постоянная Больцмана, T_e – температура электронов.

В ВЧИД температура ионов существенно меньше температуры электронов. Оценку толщины слоя объемного заряда можно провести по следующему соотношению, известному из теории многосеточных зондов [73]:

$$dc^2 = 6,25 \cdot 10^5 \frac{U_c^{3/2}}{n_0 T_e} \quad (2.5)$$

Здесь n_0 - концентрация плазмы, выраженная в см^{-3} , dc выражено в сантиметрах, а T_e - в электрон-вольтах.

Чем ниже прозрачность сетки, выше ее задерживающий эффект для движения ионов [73]. В тоже время снижение прозрачности приводит к уменьшению расхода нейтральных частиц, двигающихся из термализатора в РК, что скажется на снижении эффективности ионизации. Поэтому была выбрана величина геометрической прозрачности не выше 0,8. Для концентраций частиц, характерных для рабочего процесса в лабораторном образце ВЧИД – 10^{17} м^{-3} , $T_e \approx 5 \text{ эВ}$ и потенциале плазмы в РК, задаваемом потенциалом эмиссионного электрода +1000В, размер отверстия в сетке h должен быть не более 1 мм. Если принять толщину проволоки равной 0,5 мм, то геометрическая прозрачность однорядной сетки, образованной параллельными проволоками, должна быть не более 0,7; а для переплетенной двухрядной – можно принять величину порядка 0,8.

Данные идеи рассмотрены в работе [53], а также легли в основу патента на полезную модель RU 168846 U1 [74], полученного автором настоящей работы во время исследований.

Так же в данной схеме в соответствии с рекомендациями работы [72], на РК ВЧИД-15-2 был использован индуктор с 7-ю витками вместо 5 для более эффективной ионизации РТ в РК.

При реализации прямоточной схемы часть забранных УЗАГ частиц все равно будет проходить ПВЭРД «насквозь», не участвуя в процессе ионообразования. Для уменьшения доли этих частиц, в соответствии с рекомендациями ЦАГИ, в термализаторе устанавливаются специальные

«жалюзи», препятствующие прямому прохождению потока газов. Было сделано предположение, что при определенной конструкции их можно совместить с установлением внутри канала ПВЭРД индуктора. При этом эффективность ионизации атомов будет возрастать.

Для проверки возможности работы ВЧИД с индуктором, встраиваемым в поток в ПВЭРД, была разработана и изготовлена модификация ВЧИД-15-3. Главной отличительной чертой данной модели является наличие внутреннего индуктора в рабочем объеме РК. Для изоляции непосредственно от плазменного объема, индуктор был закрыт диэлектрическим стеклошнуром с пропиткой цементом на основе окиси алюминия. На рисунке 2.27 приведен внешний вид индуктора, а на рис. 2.28 показано его размещение в РК.



Рисунок 2.27 – Индуктор с посадочным кольцом. ВЧИД-15-3.



Рисунок 2.28 – Размещение индуктора в ВЧИД-15-3.

Помимо цилиндрического индуктора был изготовлен индуктор конической формы, более соответствующий идее жалюзи, перекрывающих поток (см. рис. 2.29). Индуктор устанавливался в РК таким образом, чтобы его витки были расположены вдоль поверхности вращения стенок РК, а площадь поперечного сечения поверхности вращения увеличивается в направлении от УЗАГ к ионно-оптической системе. Тем самым, возможно использовать конический индуктор для увеличения эффективности использования нейтралов в области ионообразования РК. Данные идеи также нашли отражение в патенте RU2614906 С1 [75], полученном автором во время работы над диссертацией.



Рисунок 2.29 – Фото сборки индуктора конической формы на монтажной плите.

В работах [5], [48] рассматривается концепция использования плоского индуктора. Это становится возможным при использовании формы аппарата предложенной в работе [48] с кольцевым щелевым УЗАГ. Однако оценки, проведенные в ЦАГИ, показывают, что данная схема КА обладает повышенным аэродинамическим сопротивлением и будет проигрывать по эффективности разрабатываемому ПВЭРД. Кроме того известно, что

максимальная эффективность плоского индуктора достигается при определенном (фиксированном) расстоянии между закрывающей его диэлектрической пластиной и эмиссионным электродом. В ходе проведенных в МАИ экспериментов было показано, что двигатели с плоским индуктором снижают свои характеристики при изменении прозрачности диэлектрической пластины для ВЧ излучения из-за образования на ней проводящих покрытий. Данные покрытия образуются в ходе работы двигателя за счет распыления электродов ИОС и осаждения загрязнений из окружающей КА среды. С учетом этих факторов схема с плоским индуктором была исключена из рассмотрения в настоящей работе автором.

Глава 3. Экспериментальные исследования тягового узла ПВЭРД

3.1 Методика эксперимента

Традиционная методика исследования ВЧИД предполагает регистрацию величины тока ускоряемых ионов, истекающих из ИОС, как функцию от массового расхода рабочего тела и мощности ВЧГ, затрачиваемой на ионообразование в РК. Ее (методику) можно охарактеризовать как построение семейства подобных гиперболических «изо-кривых», каждая из которых соответствует постоянному току пучка ионов I_i , ускоряемых в ИОС, при варьировании значений падающей мощности P ВЧГ и объемного расхода рабочего тела \dot{V} . Данная методика широко распространена для оценки параметров работы ВЧИД, и приводится в работах [76], [77], [78], [79]. Данный вид кривых используется при сравнении разных ВЧИД, работающих при одинаковых значениях ионного тока (при условии совпадения параметров ускоряющих напряжений, частот ВЧГ, геометрии ИОС и РК). Кривые-зависимости мощности от расхода применяют при сравнении режимов работы двигателя на разных рабочих телах, с разными материалами РК, при разных схемах согласования. Чем ниже и левее лежит кривая, соответствующая ионному току, тем меньше затраты мощности ВЧГ и расход РТ, а, следовательно, тем эффективнее работает двигатель, превращая нейтральный газ в направленный пучок ионов.

Как уже отмечалось, в ходе исследований для упрощения работы с экспериментальным оборудованием и сравнения результатов с данными других авторов, вместо массового расхода \dot{m} (измеряемого в мг/с), используется внесистемная единица – объемный расход, который обозначается \dot{V} и измеряется в стандартных кубических сантиметрах в минуту ($\text{см}^3/\text{мин}$). Коэффициенты для перевода массового расхода в объемный и обратно приведены в главе 1. Ионный ток или ток пучка ионов I_i

приводится в данной работе в миллиамперах (мА), мощность высокочастотного генератора в Ваттах (Вт).

На рис. 3.1 представлены характеристики двигателя RIM-15, который разрабатывался в Гиссенском университете [4], аналогичного по размерам с исследованным в данной работе.

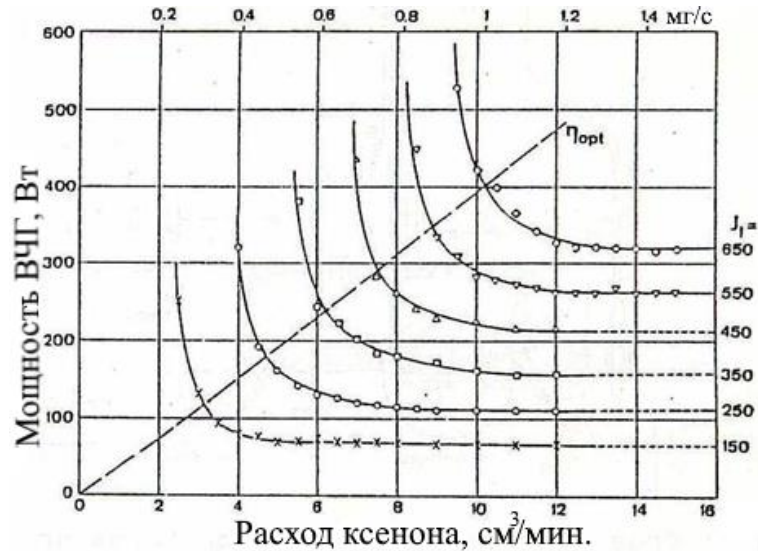


Рисунок 3.1 – Характеристики источника ионов RIM-15 [80].

На рисунке 3.2 приведены кривые-зависимости двигателя также RIT-15 для сравнения режимов работы с цилиндрической и полусферической РК.

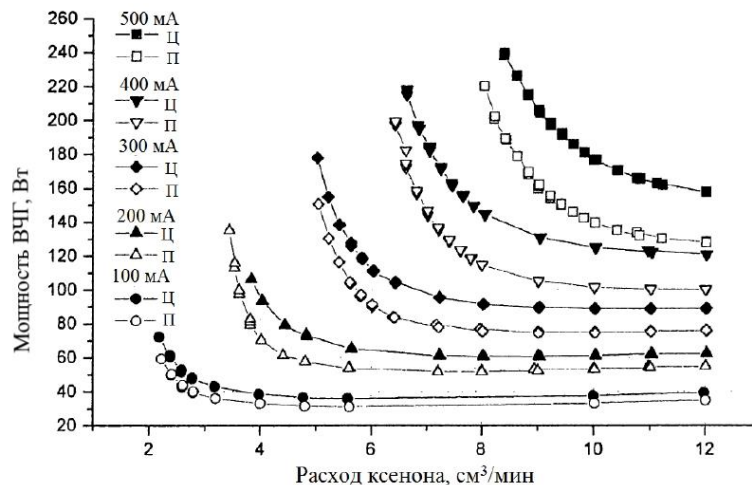


Рисунок. 3.2 Сравнение кривых-зависимостей мощности от расхода ВЧГ RIT-15 для полусферической и цилиндрической формы РК [81].

3.2 Предварительные экспериментальные исследования

3.2.1 Рабочее тело ксенон

Первой задачей исследовательской работы стало определение кривых-зависимостей мощности от расхода разработанного лабораторного образца ВЧИД-15-1 при работе на традиционном виде РТ – ксеноне, для получения сравнительной характеристики ЭРД.

ВЧИД-15-1 был смонтирован на установке «2ИУ-2В». В первой экспериментальной серии использовался РРГ MKS 1179A 10 SCCM с максимальным объемным расходом $\dot{V} = 10$ ст. см³/мин для ксенона. Были отработаны режимы устойчивого зажигания высокочастотного разряда и стабильной работы лабораторного образца ВЧИД-15-1. Полученные в ходе первого этапа зависимости приведены на рис.3.3. Здесь и далее на графиках аппроксимация экспериментальных данных производилась по методу наименьших квадратов.

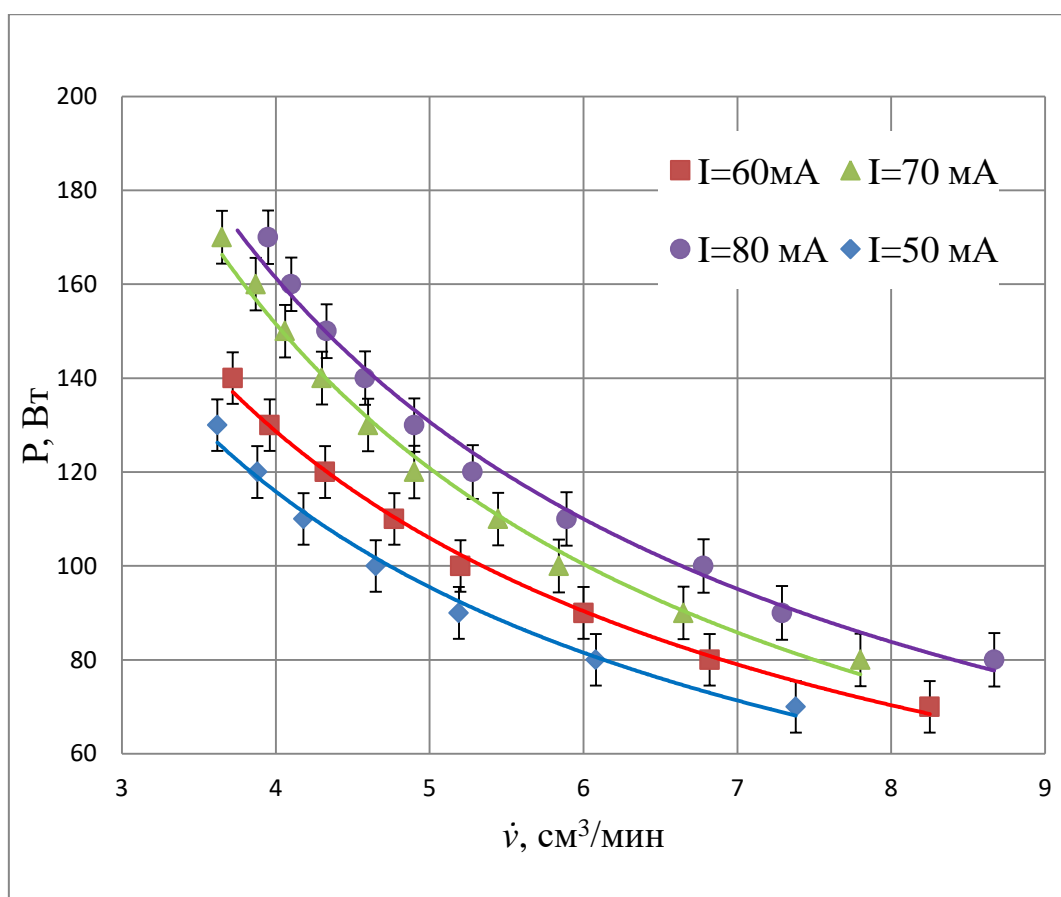


Рисунок 3.3 – Зависимость ВЧ мощности от расхода для ксенона.

Скорость изменения значений расхода в эксперименте не превышала $0,5 \text{ см}^3/\text{мин}$. за минуту, а скорость увеличения мощности ВЧГ – не более $20 \text{ Вт}/\text{мин}$. Перед проведением исследований двигатель работал в стабильном режиме в течение получаса для прогрева, а непосредственно перед регистрацией каждой точки выдерживалось время от 3 до 5 минут для приведения двигателя в состояние термического равновесия.

Для всех экспериментальных исследований, приведенных в данной работе, использовалась одна и та же ускоряющая разность потенциалов. Значения напряжений на ускоряющем и эмиссионном электродах приведены в таблице 3.1.

Таблица 3.1 – Параметры напряжения на электродах

Наименование параметра	Значение
Напряжение на эмиссионном электроде, $U_{\text{ЭЭ}}$	+1000В
Напряжение на ускоряющем электроде, $U_{\text{УЭ}}$	-200В

Полученные кривые-зависимости имеют характерный для ВЧИД вид, однако в ходе предварительных экспериментов стало очевидным, что использование РРГ с максимальным значением $\dot{V}=10 \text{ ст. см}^3/\text{мин}$ ограничивает возможность работы двигателя при более высоких токах ионного пучка. При последующих экспериментах РРГ был заменен на MKS 1179A 50 SCCM с максимальным объемным расходом $\dot{V}=50 \text{ ст.см}^3/\text{мин}$

Важное влияние на работу двигателя оказывает значение частоты электромагнитного излучения, генерируемого в ВЧГ. В экспериментах использовался ВЧГ Seren R1001 с возможностью изменения частоты f в диапазоне $1700 \div 2100 \text{ КГц}$. Зависимость работы ВЧИД от частоты ВЧГ имеет сложный нелинейный характер, поэтому был проведен эксперимент по

выбору частоты ВЧГ, при котором двигатель будет поддерживать заданный ионный ток при меньших затратах мощности и расхода, т.е. наиболее эффективно. Было выбрано 3 режима согласования с разными частотами ВЧГ для оценки эффективности работы двигателя. Значения частот приведены в таблице 3.2

Таблица 3.2 – Значения экспериментальных частот

Наименование параметра	Значение
Частота f_1	1700 кГц
Частота f_2	1800 кГц
Частота f_3	1900 кГц
Ионный ток, I_i	200 мА

Результаты эксперимента представлены на рисунке 3.4.

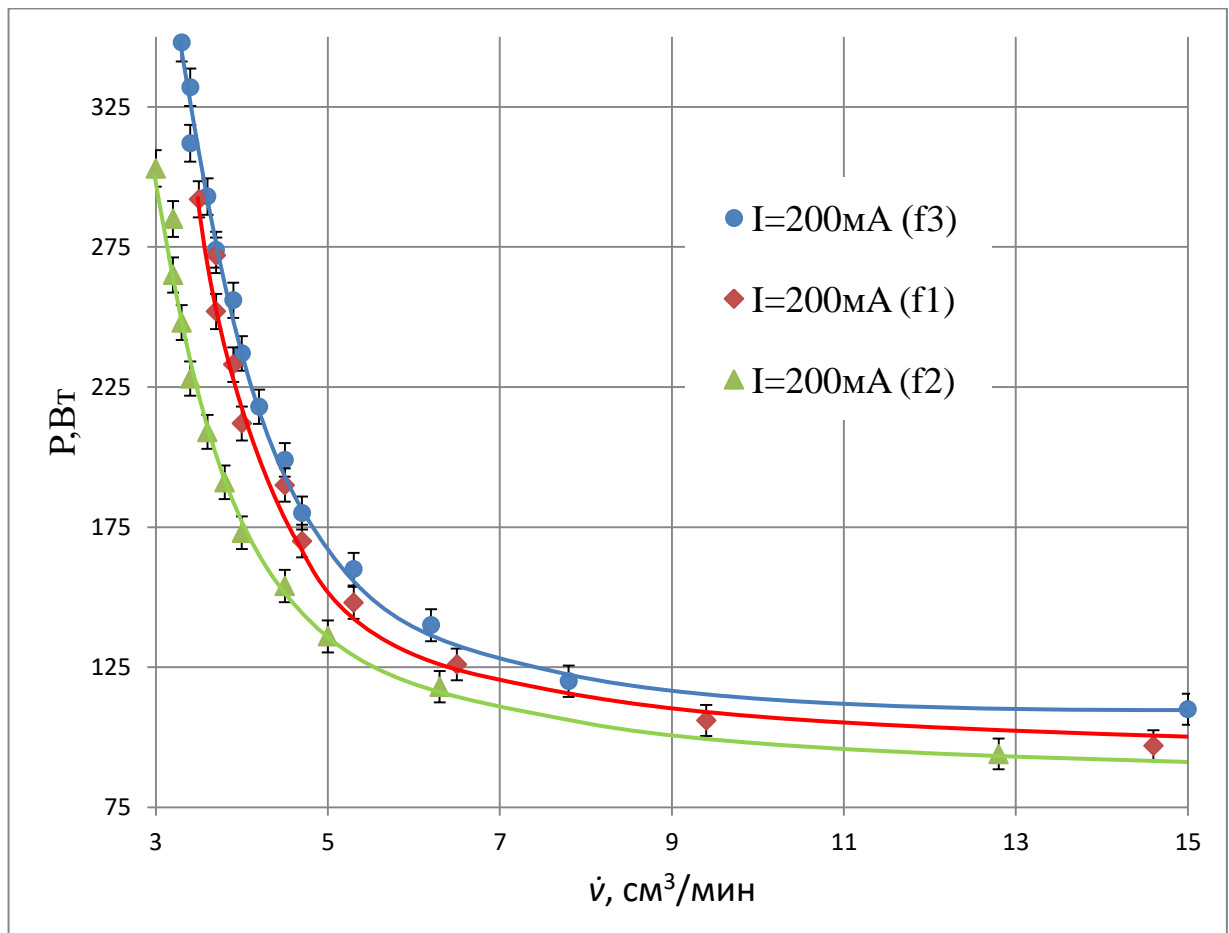


Рисунок 3.4 – Зависимость мощности ВЧГ от расхода ксенона при разных частотах ВЧГ.

Анализ кривых на рис. 3.4 показал, что работа лабораторного образца ВЧИД-15-1 наиболее эффективна (по максимальному ионному току) при частоте ВЧГ $f_2=1800$ кГц. Точки кривой имеют меньшие координаты по шкале абсцисс и ординат, соответственно кривая соответствующая частоте f_2 лежит в области «ниже» и «левее» других кривых-зависимостей, а это значит, что во время экспериментальных исследований двигатель поддерживал постоянный ионный ток $I_i=200$ мА при меньших расходах РТ и мощности ВЧГ. Стоит отметить, что разница между режимами, отличающимися между собой в несколько десятков и даже сотен кГц не столь велика. К примеру, при меньших значениях расхода разница между частотами f_1 и f_3 лежит в пределах статистической погрешности эксперимента. В данном случае частота f_2 является локальным максимумом эффективности работы ВЧИД, однако для каждой конкретной схемы согласования, в зависимости от вида СУ, вначале следует проводить оценку эффективности работы двигателя в диапазоне рабочих частот ВЧГ, что и было проделано в зачетных экспериментах.

После проведения подготовительных работ была проведена серия экспериментов для определения рабочих характеристик ВЧИД-15-1 в большем диапазоне значений расхода РТ и мощностей ВЧГ. Результаты экспериментов приведены на рис. 3.5.

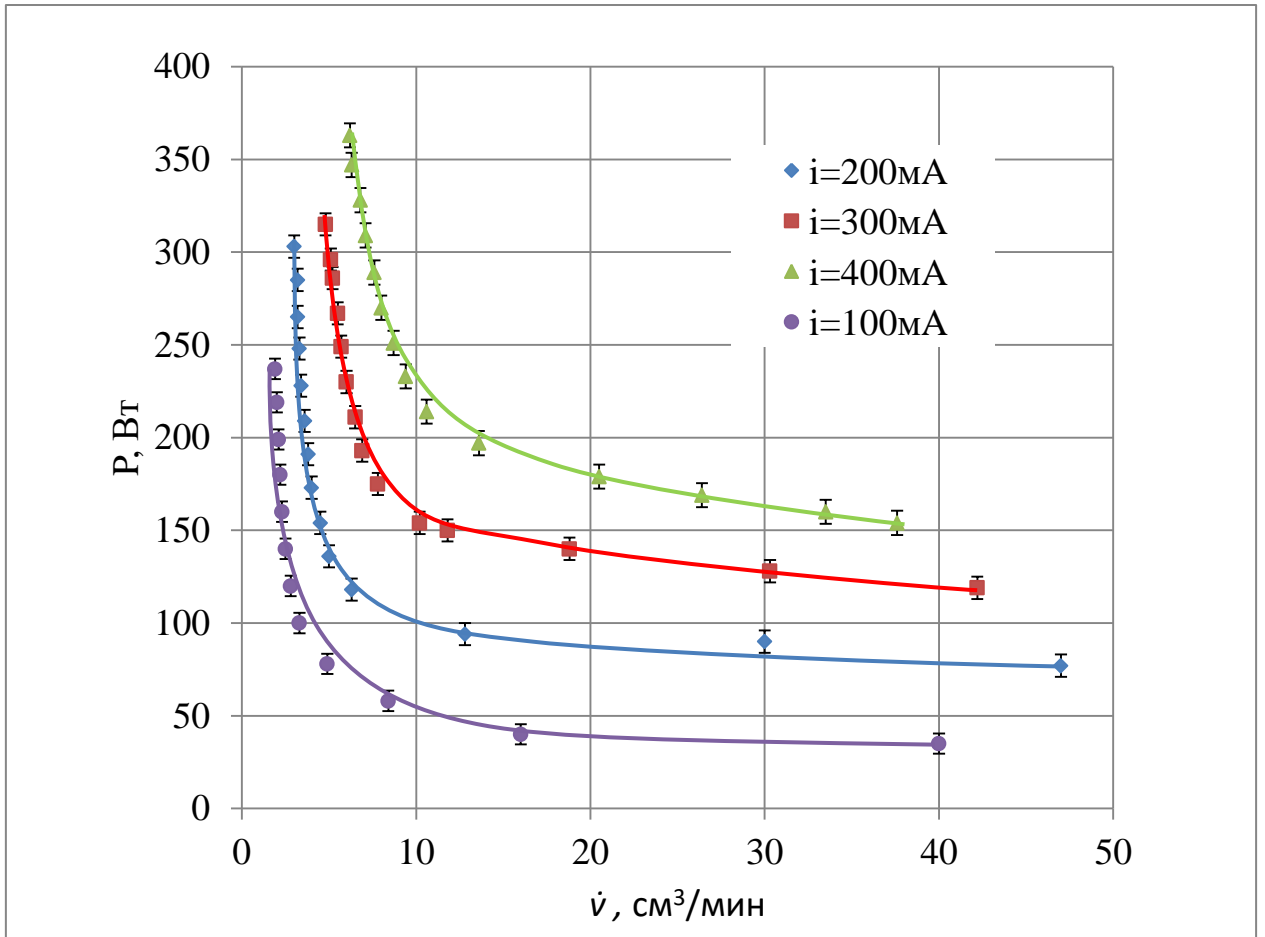


Рисунок 3.5 – Зависимости мощности ВЧГ от расхода РТ лабораторного образца ВЧИД-15-1 при работе на ксеноне.

Полученные в ходе испытаний ВЧИД-15-1 на ксеноне данные согласуются с данными ВЧ ионных источников аналогичного типа и размера. Из анализа кривых, приведенных на рис. 3.1 и 3.5 видно, что получение экспериментальные кривые-зависимости мощности ВЧГ от расхода ксенона лабораторного образца ВЧИД-15-1 качественно совпадают с экспериментальными данными для RIM-15 и RIT-15 Гиссенского университета [80], [81].

3.2.2 Работа на компонентах атмосферы

Следующая серия экспериментальных исследований производилась на газах, входящих в состав атмосферы: азоте и кислороде.

Результаты экспериментальной серии на азоте приведены на рисунке 3.6.

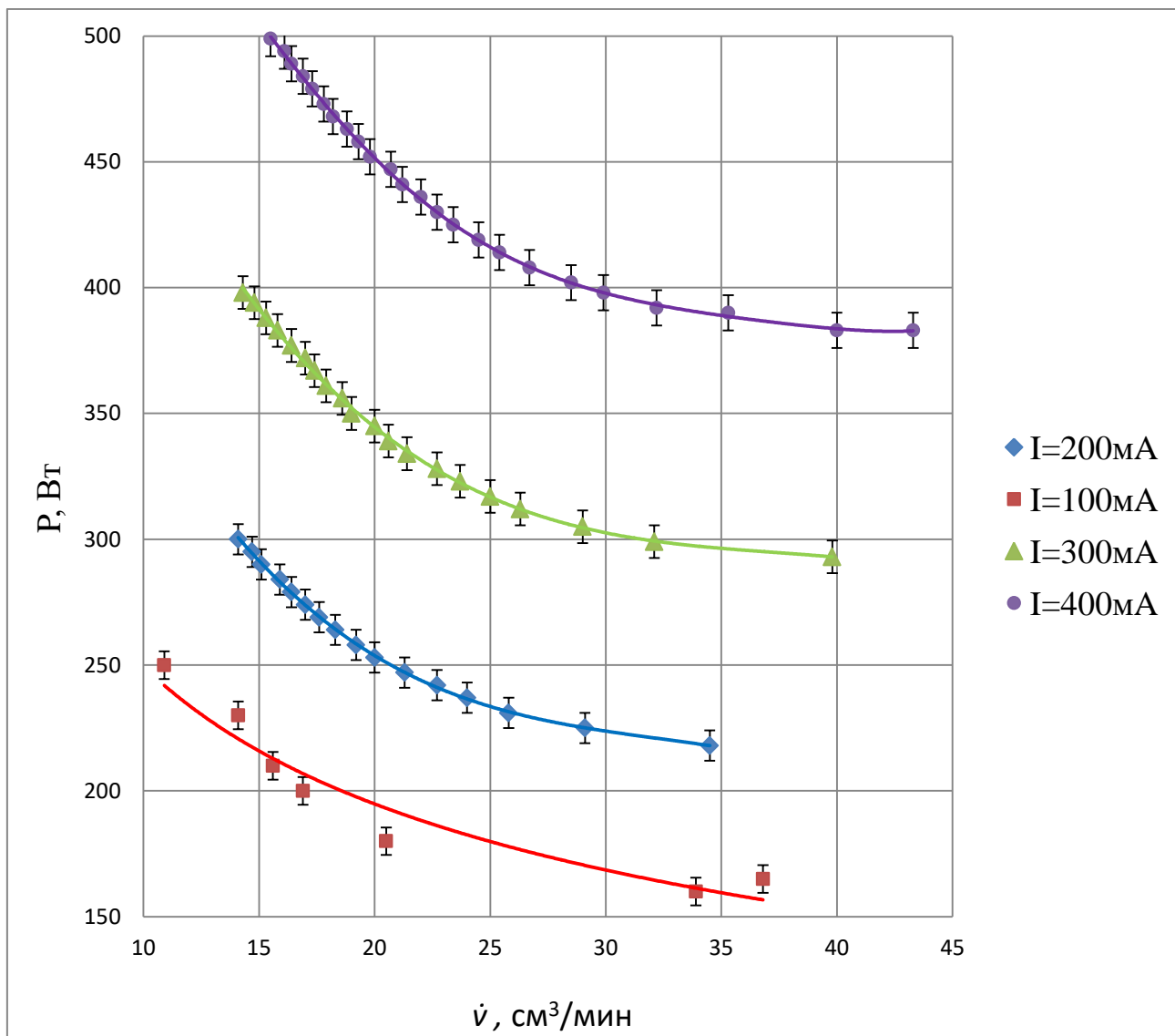


Рисунок 3.5 – Зависимости мощности ВЧГ от расхода РТ лабораторного образца ВЧИД-15-1 при работе на азоте.

Анализ характеристик работы лабораторного образца ВЧИД-15-1 на азоте показал, что в целом эффективность работы двигателя снизилась.

Фактически, режимы зажигания разряда ухудшились, а так же потребовалось увеличение расхода РТ и мощности ВЧГ для достижения аналогичных ионных токов, полученных в экспериментах на ксеноне. Причиной отмеченных изменения является не только повышенный, по сравнению с ксеноном, потенциал ионизации, но и затраты на диссоциацию молекул азота. Совмещенные кривые-зависимости работы ВЧИД-15-1 на азоте и ксеноне представлены на рисунке. 3.6.

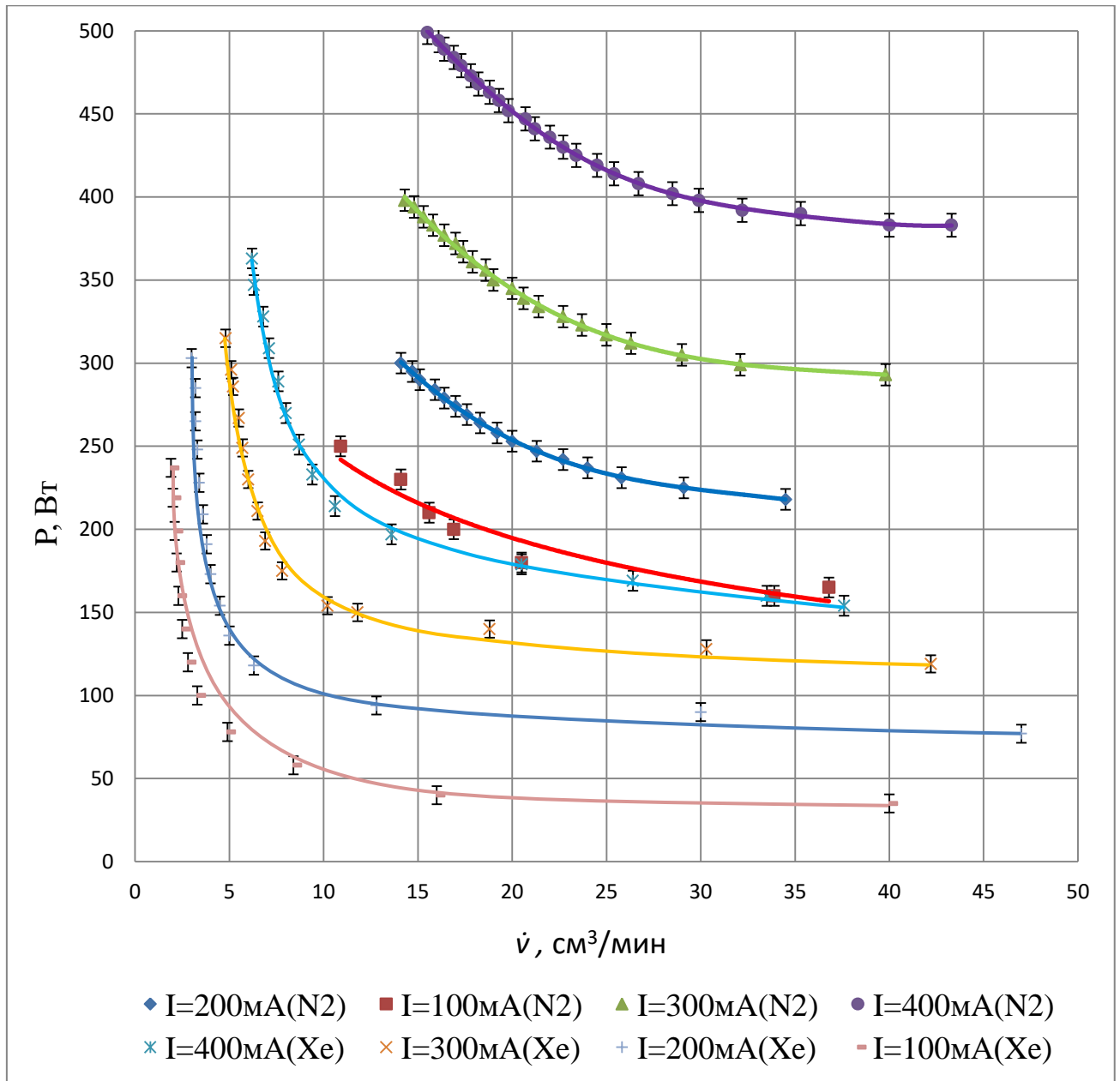


Рисунок 3.6 – Зависимость мощности ВЧГ от расхода РТ для ксенона и азота.

Для кислорода наблюдалась аналогичная ситуация. Полученные результаты экспериментальных исследований с применением кислорода в качестве РТ представлены на рис. 3.7. В целом режимы зажигания разряда сохранились. Эффективность работы двигателя при токах пучка $I_i=300$ мА и $I_i=400$ мА несколько выше аналогичных режимов для азота, однако кривые, соответствующие режимам работы ВЧИД-15-1 с токами пучка ионов $I_i = 100$ мА и $I_i = 200$ мА соответственно, зарегистрировать не удалось из-за низкой стабильности работы двигателя в этом диапазоне.

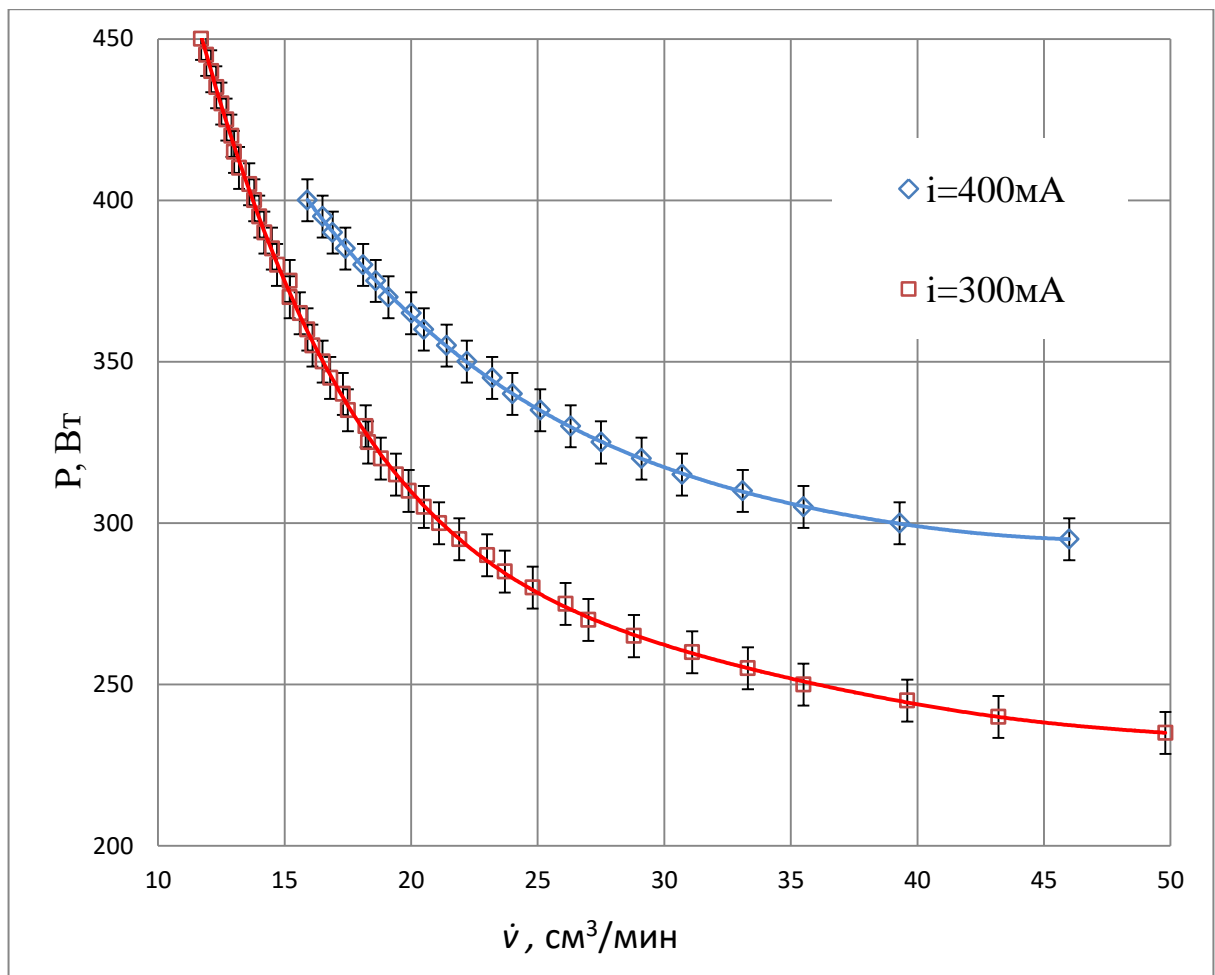


Рисунок 3.7 – Зависимости мощности ВЧГ от расхода РТ лабораторного образца ВЧИД-15-1 при работе на кислороде.

Совмещенные кривые-зависимости работы ВЧИД-15-1 на ксеноне и кислороде представлены на рис. 3.8.

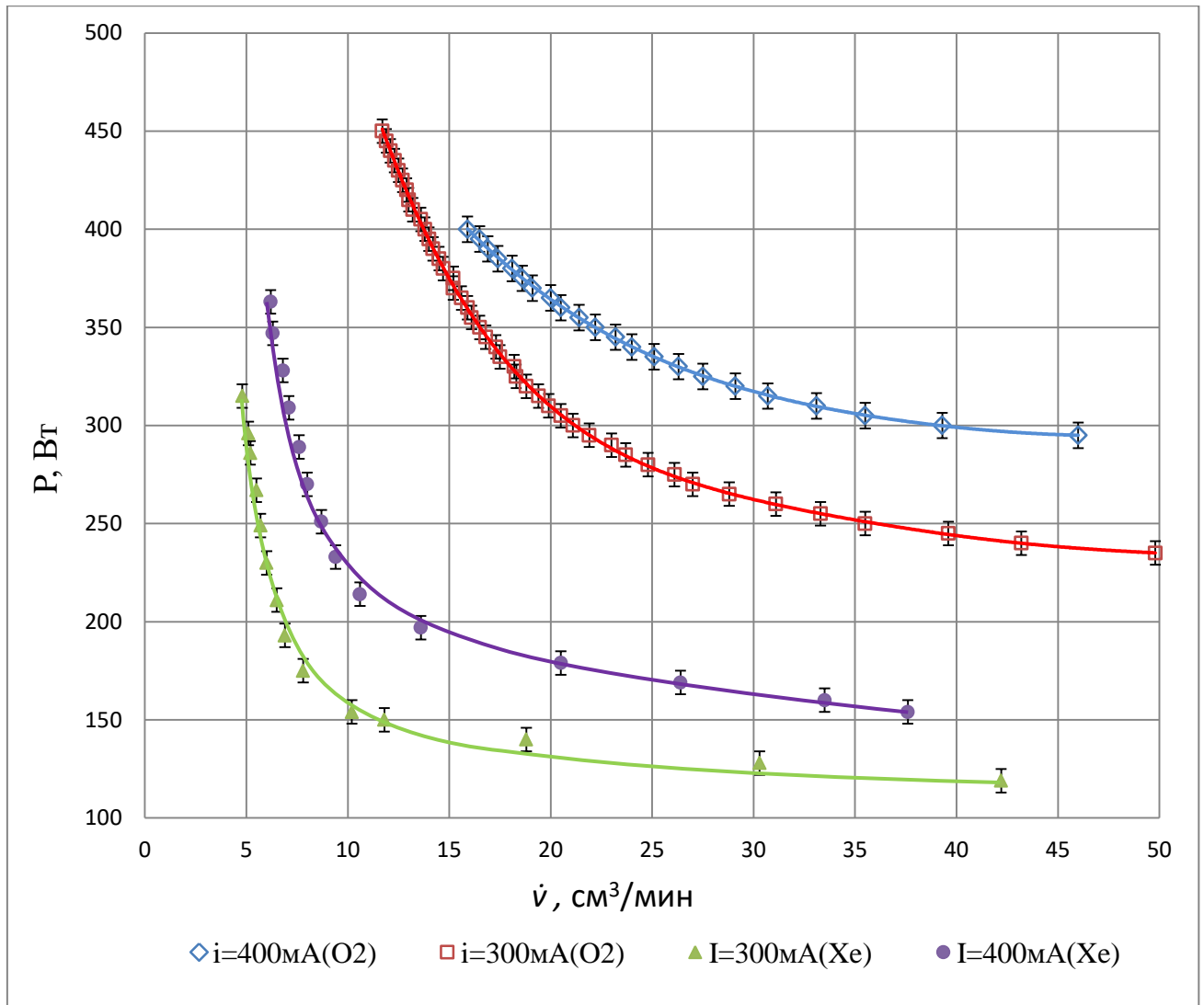


Рисунок 3.8 – Зависимость мощности ВЧГ от расхода РТ для ксенона и кислорода.

Из анализа кривых на рис. 3.6 и 3.8 был сделан вывод, что работа модели на кислороде и азоте требуют примерно в 2 раза большей мощности ВЧГ и расхода РТ, чем при использовании ксенона, для поддержания режима работы ВЧИД на заданном ионном токе. К примеру, для работы лабораторного образца ВЧИД-15-1 на ионном токе пучка $I_i=300$ мА, ему потребовалось 150 Вт вложенной мощности ВЧГ, и 10 см³/мин расхода

ксенона. Для поддержания этого же ионного тока при работе на кислороде понадобилось 300 Вт мощности ВЧГ и 20 см³/мин расхода РТ, на азоте – 350 Вт мощности ВЧГ и те же 20 см³/мин расхода. По отношению к ксенону, объемный расход РТ в обоих случаях увеличился в два раза, а мощность ВЧГ соответственно в 2 раза для кислорода и 2,33 раза для азота. Для удобства все полученные в ходе экспериментальных сессий на установке «2ИУ-2В» данные были сведены в один график, который приведен на рис.3.9.

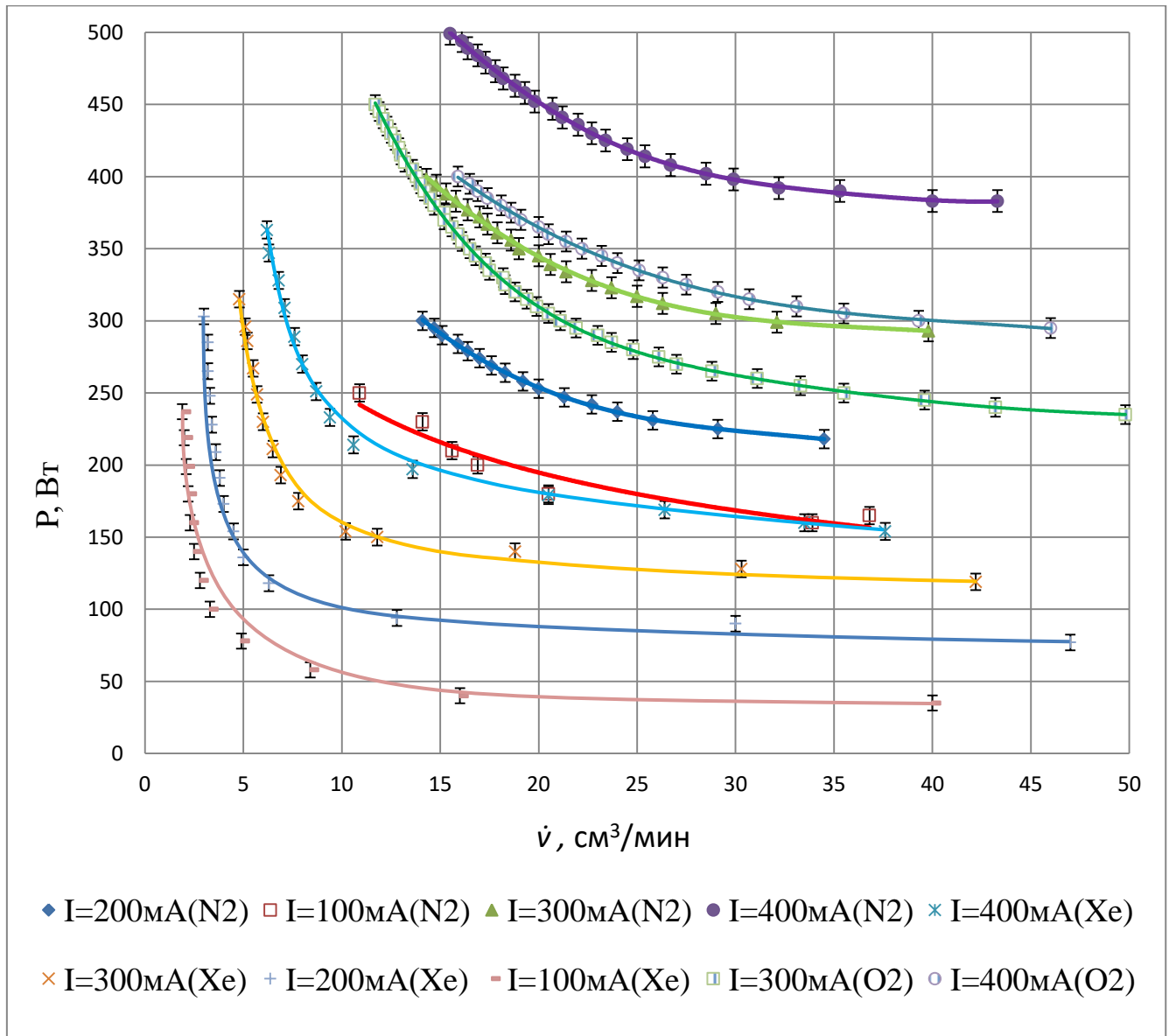


Рисунок 3.9 – Зависимость мощности ВЧГ от расхода РТ лабораторного образца ВЧИД-15-1 для ксенона, кислорода и азота.

Во время экспериментальных исследований на установке «2ИУ-2В» были сделаны фотографии работы ВЧИД-15-1 на разных РТ. Ореол ионного пучка обладает разными цветовыми оттенками, в зависимости от мощности ВЧГ и вида РТ. Фотографии ВЧИД-15-1, работающего на разных РТ приведены на фотографиях 3.10-3.12.

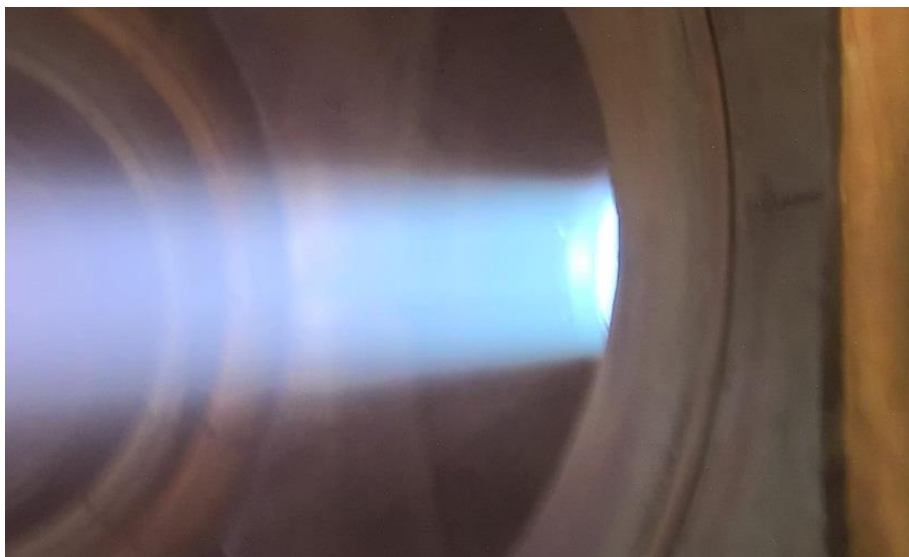


Рисунок 3.10. – Фото струи ВЧИД-15-1 при работе на ксеноне.

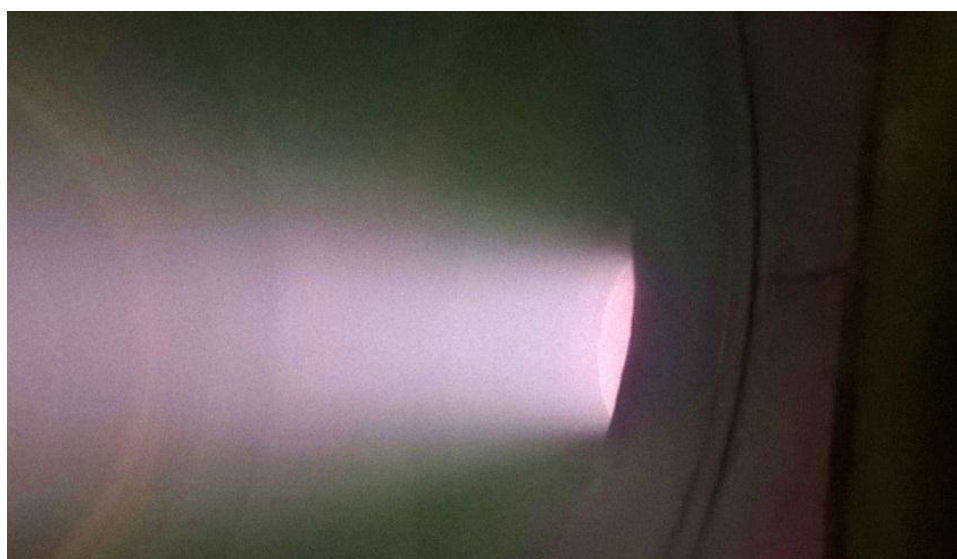


Рисунок 3.11 – Фото струи ВЧИД-15-1 при работе на азоте.



Рисунок 3.12 – Фото струи ВЧИД-15-1 при работе на кислороде.

3.2.2 Эксперименты с кислород-азотной смесью

Следующим логическим этапом экспериментальных исследований ВЧИД-15-1 было использование в качестве РТ композиции атмосферных газов (атмосферной смеси). Для дальнейших экспериментов использовался стенд «2ИУ-4В». В главе 2 на рисунке 2.15 схематически изображено соотношение геометрических размеров вакуумных камер стендов «2ИУ-2В» и «2ИУ-4В», а также указано расположение посадочного фланца для исследуемого ЭРД. При проведении экспериментальных исследований на стенде «2ИУ-2В», в результате работы, а также из-за больших обратных тепловых потоков, через несколько часов испытаний, ВЧИД-15-1 начинал перегреваться, что не столько сказывалось на стабильности функционирования самого двигателя, сколько на режиме зажигания устойчивого ВЧ-разряда. Так как для набора статистики необходимо регистрировать каждую кривую-зависимость расхода РТ от мощности ВЧГ по несколько раз, при этом проходя процедуры остановки двигателя, повторного включения и выхода на заданный режим ионного тока, это

вносило определенные неудобства в экспериментальную работу. Ввиду выше обозначенного факта, после каждого экспериментального цикла выделялось время (от получаса до часа) на остывания ЭРД. Переход на стенд «2ИУ-4В» в значительной мере способствовал уменьшению негативных тепловых эффектов

Использование блока управления РРГ MKS 247D в связке с микроконтроллером на базе процессора ATmega можно считать вторым большим минусом экспериментальных исследований на стенде «2ИУ-2В». В первых экспериментах по отработке режимов зажигания ВЧ-разряда, а также при первых попытках регистрации кривых-зависимостей $P-\dot{V}$, расход РТ задавался вручную через 20-ти оборотный потенциометр на передней панели MKS 247D. Скоро стало очевидным, что данный метод неудобен и имеет большую погрешность из-за слабой чувствительности потенциометра, и больше подходит для работы с РРГ с относительно небольшими расходами (5,10,15,20 см³/мин).

Блок управления MKS 247D имеет аналоговый вход для установки значений расхода. Так как стенд «2ИУ-2В» не имел необходимого оборудования для создания чистого аналогового сигнала, было решено использовать микроконтроллер типа Arduino в виду доступности и относительной простоты программирования. Пульсация сигнала ШИМ контроллера внесла случайную погрешность в процесс задания и измерение расхода РТ. Использование ШИМ при работе на атмосферных смесях, на двух разных РТ одновременно, только увеличило бы размер этой погрешности, а решение данной задачи другими аппаратными платформами или программными методами не входило в рамки данной квалификационной работы. Переход на установку «2ИУ-4В» полностью решил эту проблему, т.к. модернизированный стенд изначально имел необходимое оборудование для автоматизации системы подачи РТ. К тому же, переход на «2ИУ-4В» облегчил набор статистики экспериментов, так как был автоматизирован процесс получения экспериментальных данных. При каждой регистрации

точки зависимостей $P-\dot{V}$ автоматически делалась выборка из 30-ти значений массового расхода, учитывающая колебания значений ионного тока при заданной падающей мощности ВЧГ, что положительно сказалось на точности экспериментальных исследований в целом (уровень значимости $\alpha = 0,05$, коэффициент Стьюдента $t_{\alpha}(29) = 2,045$).

Наконец, стоит отметить, что большой рабочий камеры стенда «2ИУ-4В» в комбинации с производительной системой откачки хорошо подходит для использования РРГ с большим значением максимального расхода РГ. На стенде «2ИУ-4В» во всех экспериментах, кроме исследования характеристик работы двигателя на ксеноне, использовались РРГ MKS 1179 C 100 SCCM с максимальным значением объемного расхода РГ $100 \text{ см}^3/\text{мин}$.

3.3 Зачетная серия экспериментов

Как и в исследовательской кампании, задачей первой экспериментальной сессии стало построение кривых-зависимостей $P-\dot{V}$ для ВЧИД-15-1 при работе на классическом для ЭРД РГ – ксеноне. При построении был учтен тот факт, что в предыдущих экспериментах ВЧИД-15-1 нестабильно работал на низких ионных токах на азоте и кислороде, поэтому в данном экспериментальном исследовании были выбраны режимы, соответствующие более высоким токам пучка. Результаты исследования работы ВЧИД-15-1 на ксеноне приведены на рисунке 3.13. Фото ВЧИД-15-1, работающего на ксеноне, представлено на рисунке 3.14.

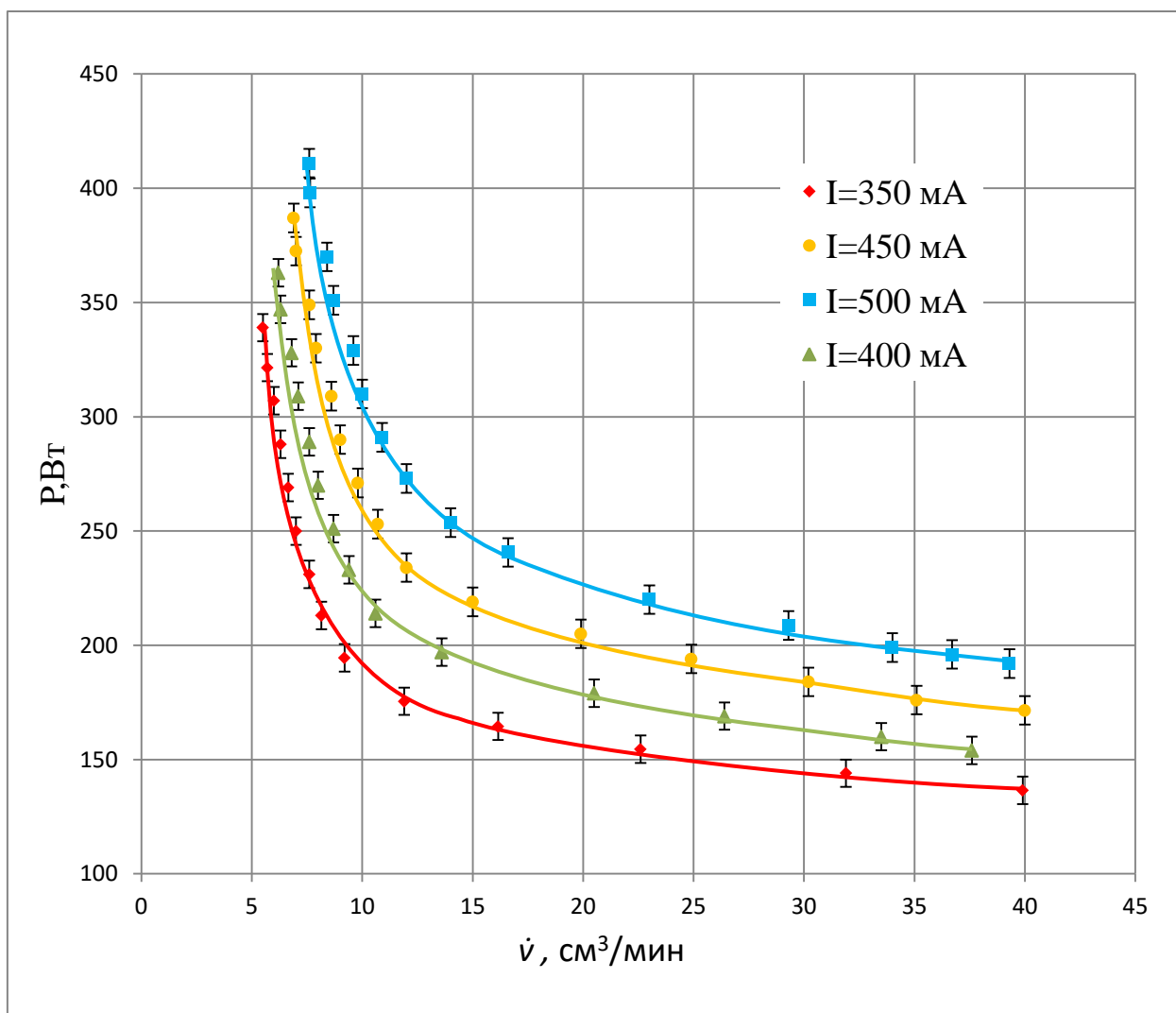


Рисунок 3.13 – Зависимость мощности ВЧГ от расхода РТ при работе ВЧИД-15-1 на ксеноне (установка «2ИУ-4В»).

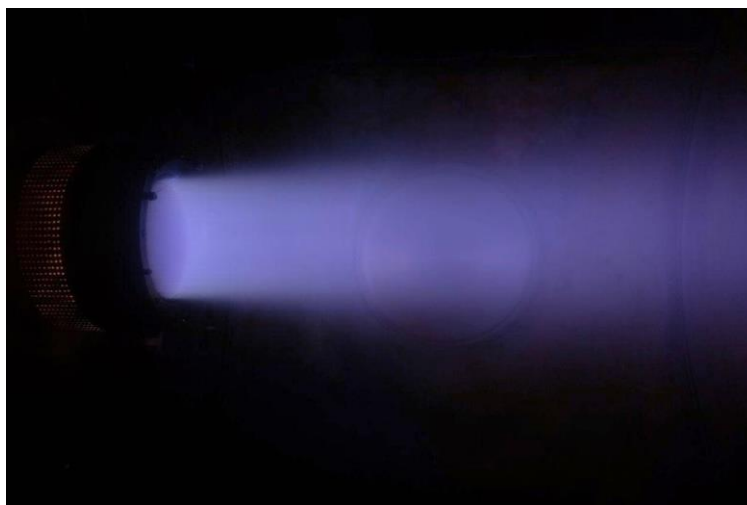


Рисунок 3.14 – Фото струи ВЧИД-15-1 при работе на ксеноне на установке «2ИУ-4В».

При работе с азотом и кислородом для получения кривых зависимостей расхода РТ от мощности ВЧГ на большом диапазоне значений объемного расхода, РРГ был заменен на симметричную пару расходомеров с большим номиналом. РРГ MKS 1179 С 100 SCCM имеет максимальное значением расхода РТ - 100 см³/мин. Результаты исследований работы ВЧИД-15-1 на азоте представлены на рис. 3.15.

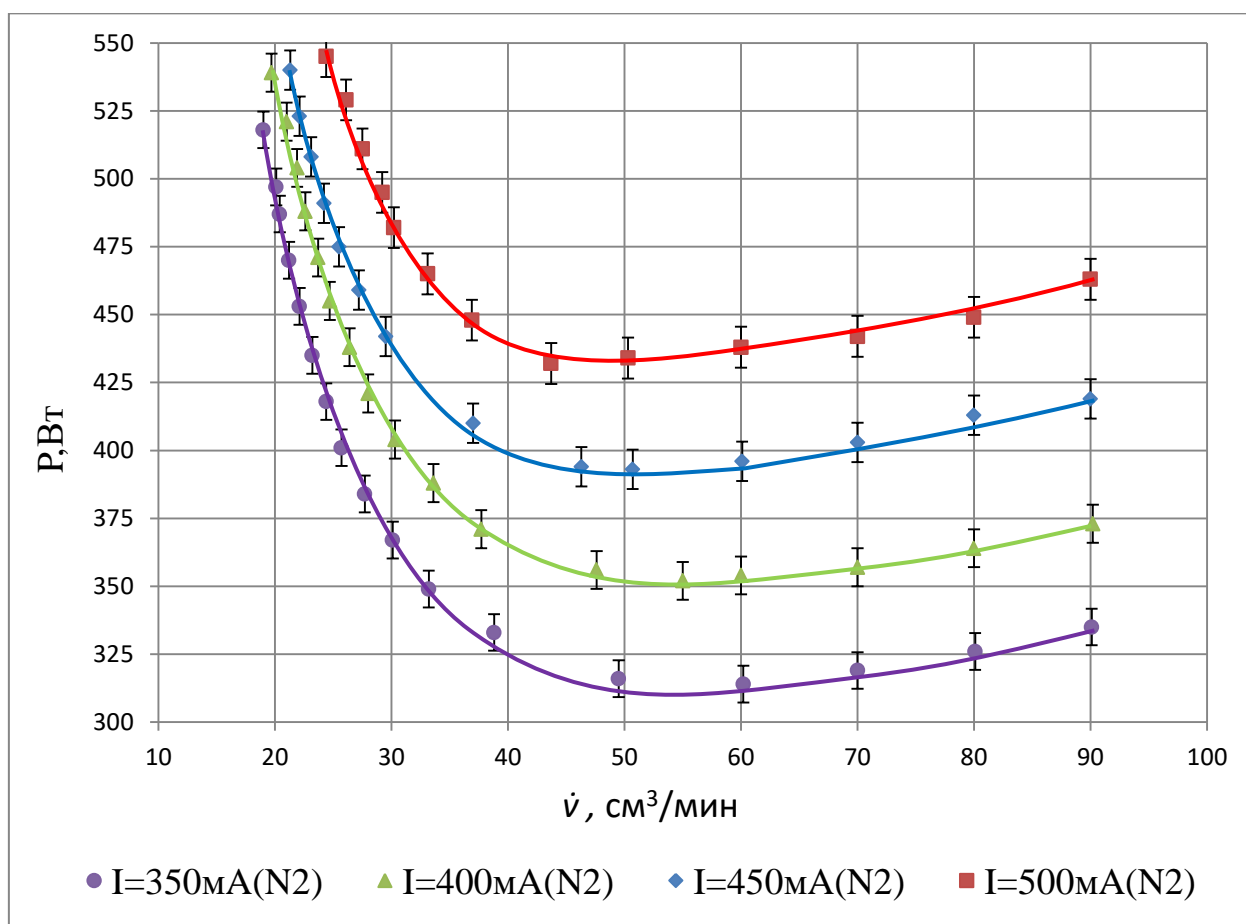


Рисунок 3.15 – Зависимость мощности ВЧГ от расхода РТ лабораторного образца ВЧИД-15-1 для азота (установка «2ИУ-4В»).

Совмещенные кривые зависимости работы ВЧИД-15-1 на азоте и ксеноне приведены на рисунке 3.16.

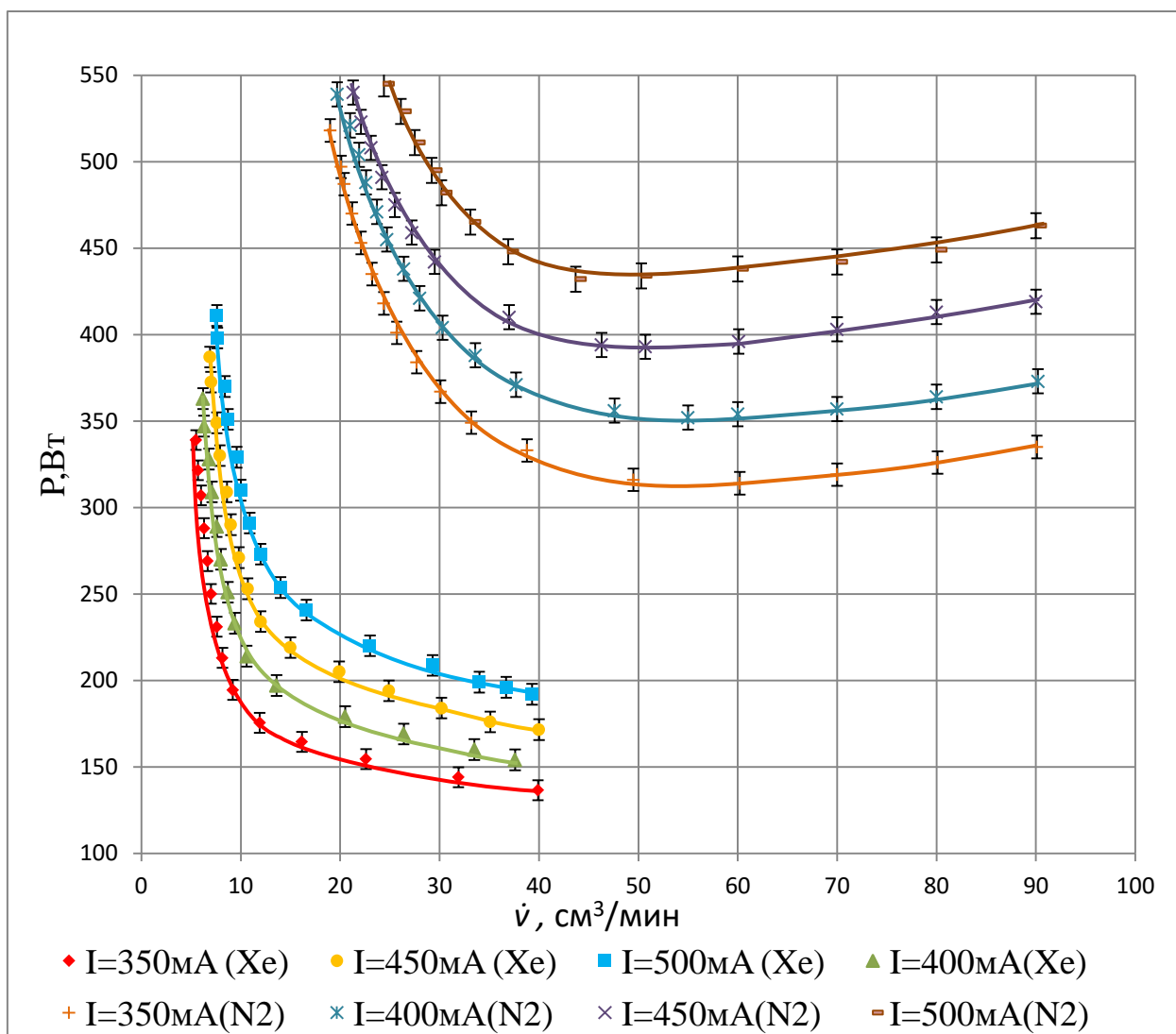


Рисунок 3.16 – Зависимости мощности ВЧГ от расхода РТ лабораторного образца ВЧИД-15-1 для ксенона и азота («2ИУ-4В»)

Кривые зависимости работы ВЧИД-15-1 на кислороде представлены на рис. 3.17.

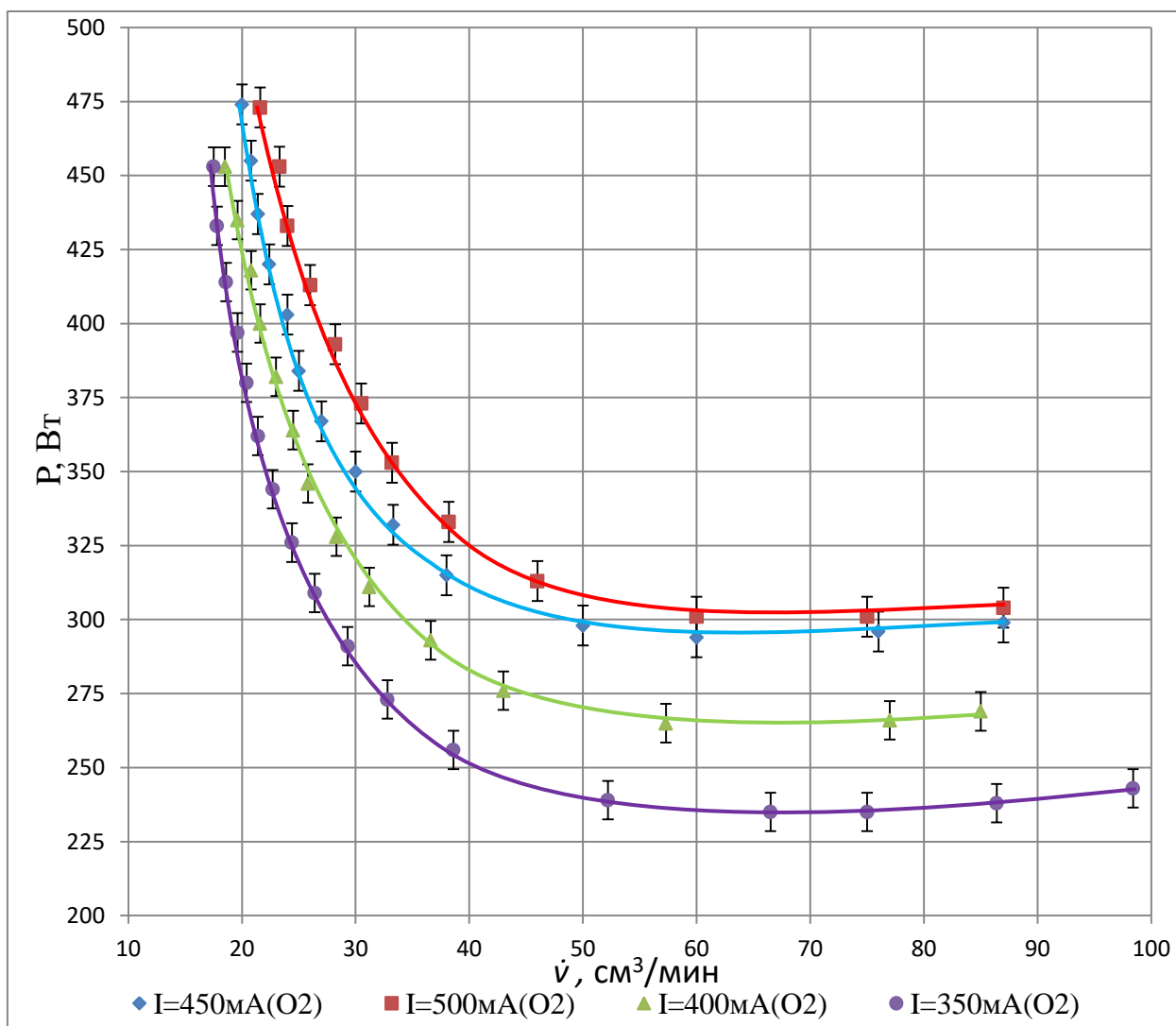


Рисунок 3.17 – Зависимость мощности ВЧГ от расхода РТ лабораторного образца ВЧИД-15-1 для кислорода («2ИУ-4В»).

Совмещенные кривые зависимости работы ВЧИД-15-1 на ксеноне и кислороде приведены на рисунке 3.18.

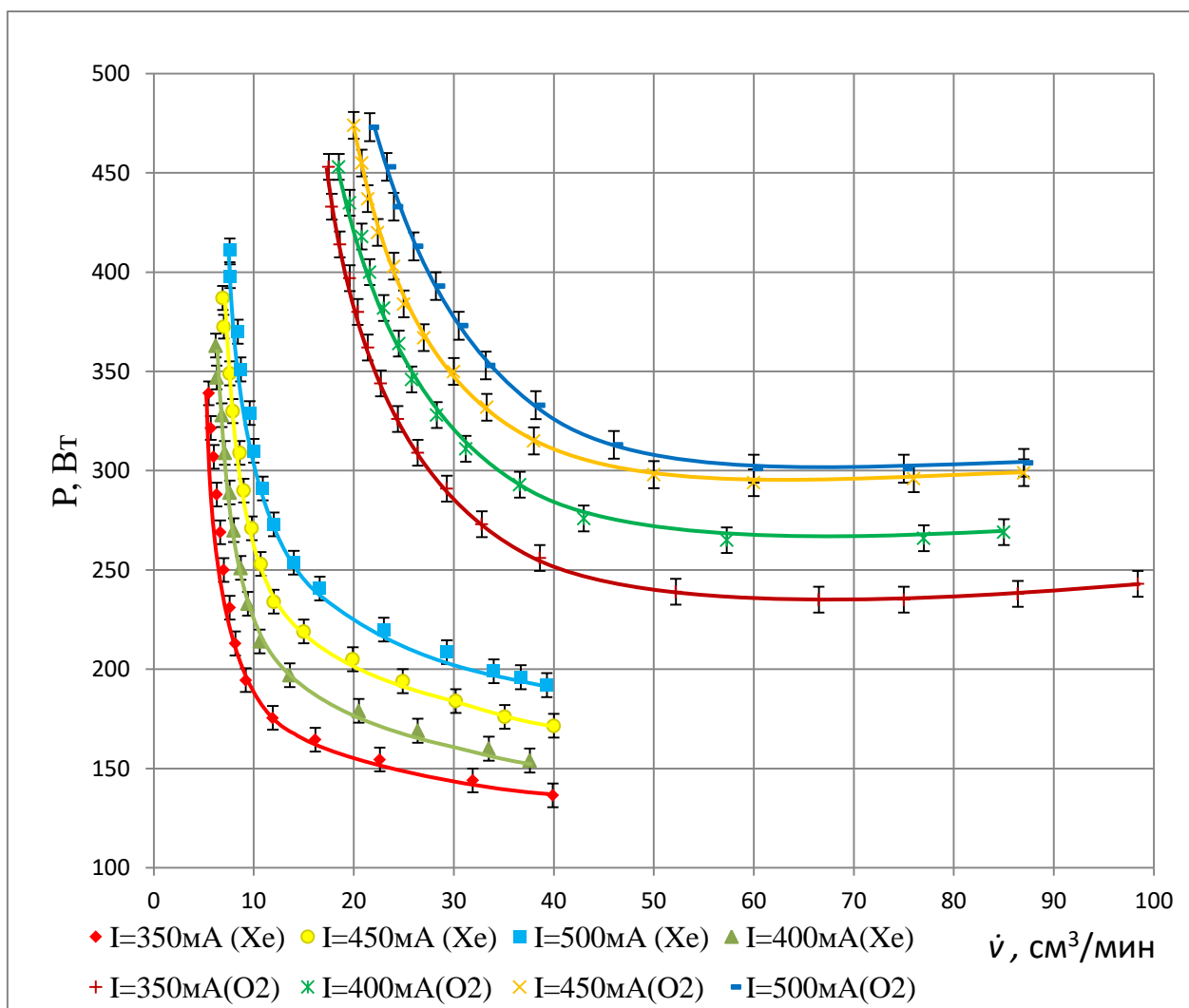


Рисунок 3.18 – Зависимости мощности ВЧГ от расхода РГ лабораторного образца ВЧИД-15-1 для ксенона и кислорода («2ИУ-4В»).

Фотографии ВЧИД-15-1, работающего на кислороде и азоте приведены на рисунках 3.19 и 3.20.

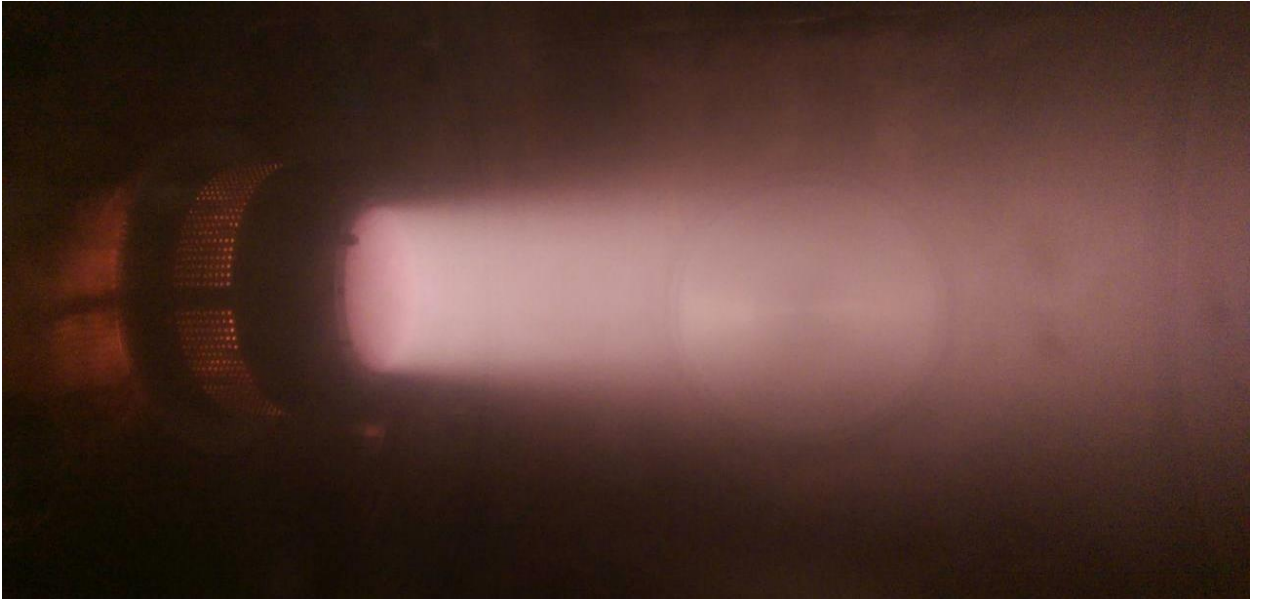


Рисунок 3.19 – Фото струи ВЧИД-15-1 при работе на азоте
(установка «2ИУ-4В»).

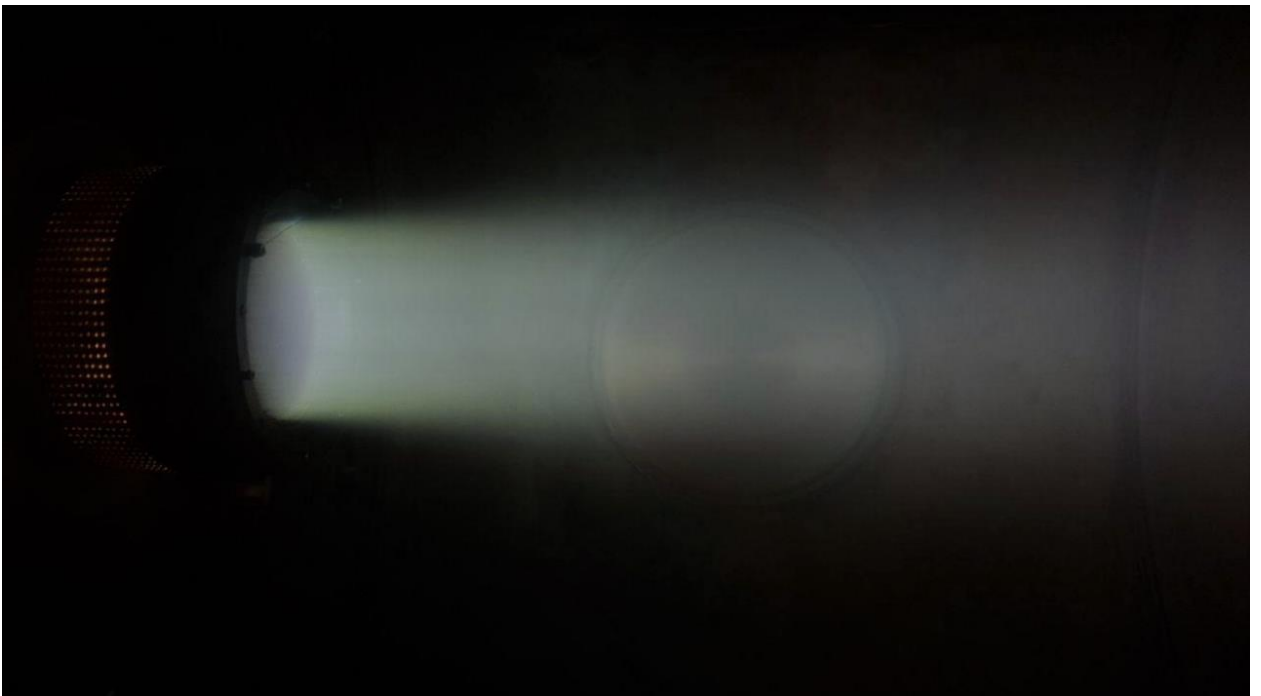


Рисунок 3.20 – Фото струи ВЧИД-15-1 при работе на кислороде
(установка «2ИУ-4В»).

Полученные кривые-зависимости работы ВЧИД-15-1 на ксеноне, азоте и кислороде на установке «2ИУ-4В» были сведены в один график, который приведен на рис.3.21.

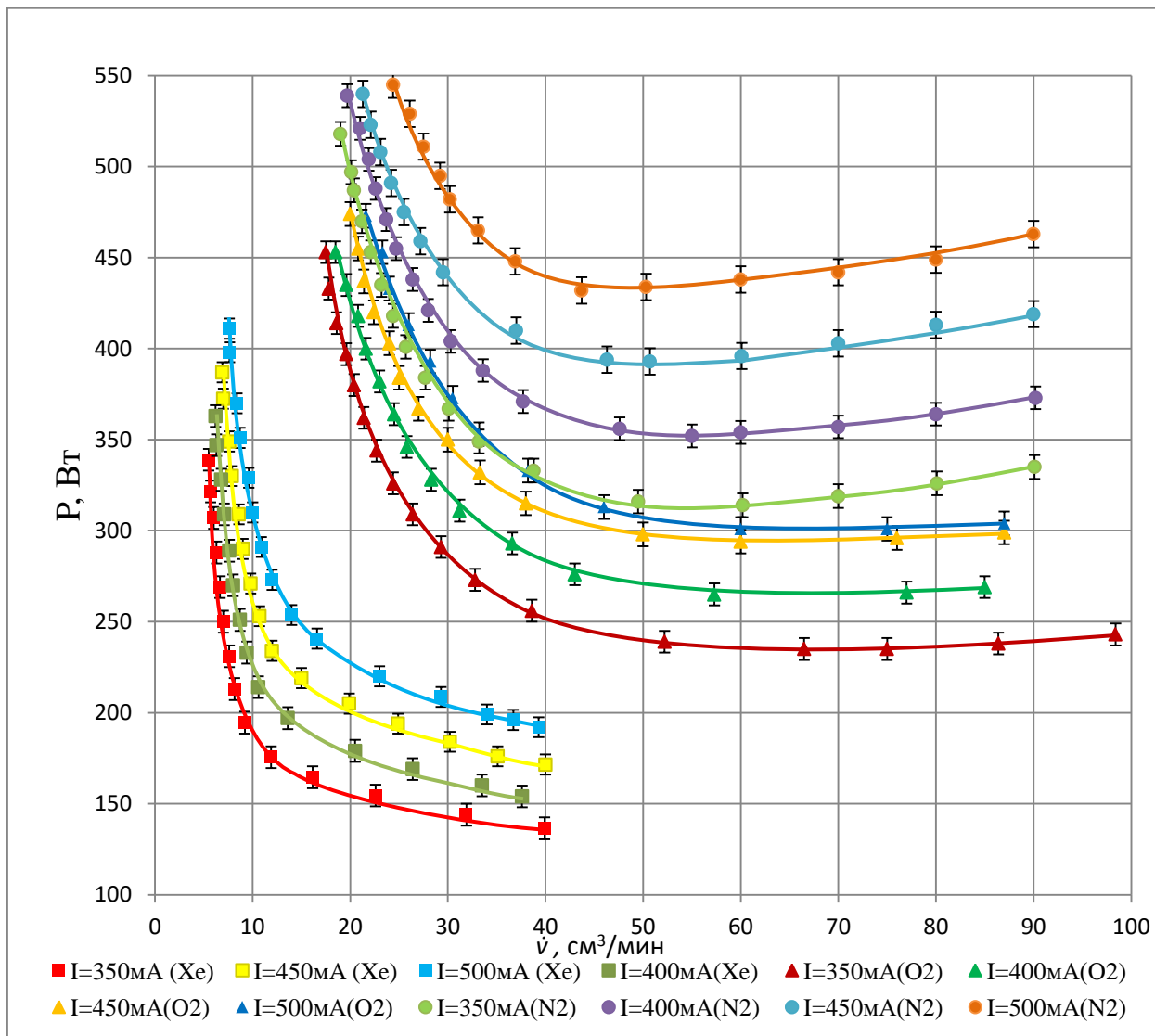


Рисунок 3.21 – Зависимости мощности ВЧГ от расхода РТ лабораторного образца ВЧИД-15-1 для ксенона, кислорода и азота (установка «2ИУ-4В»).

В соответствии с исследованиями [53], после попадания потока в УЗАГ, атомарные газы становятся молекулярными. Для экспериментальных исследований при работе на смеси газов было выбрано соотношение молекулярного азота к молекулярному кислороду 2 к 1. (см. Главу 1) Результаты аналогичных исследований при большей плотности среды в РК

приводятся в работе [49], однако для зажигания ВЧ-разряда применялся ксенон. В рамках экспериментальных исследований, представленных в настоящей диссертационной работе, во время серий испытаний на азоте, кислороде и атмосферной смеси для зажигания двигателя и для поддержания стабильного ВЧ разряда не использовались дополнительные газы.

Кривые-зависимости работы ВЧИД-15-1 на атмосферной смеси представлены на рис.3.22.

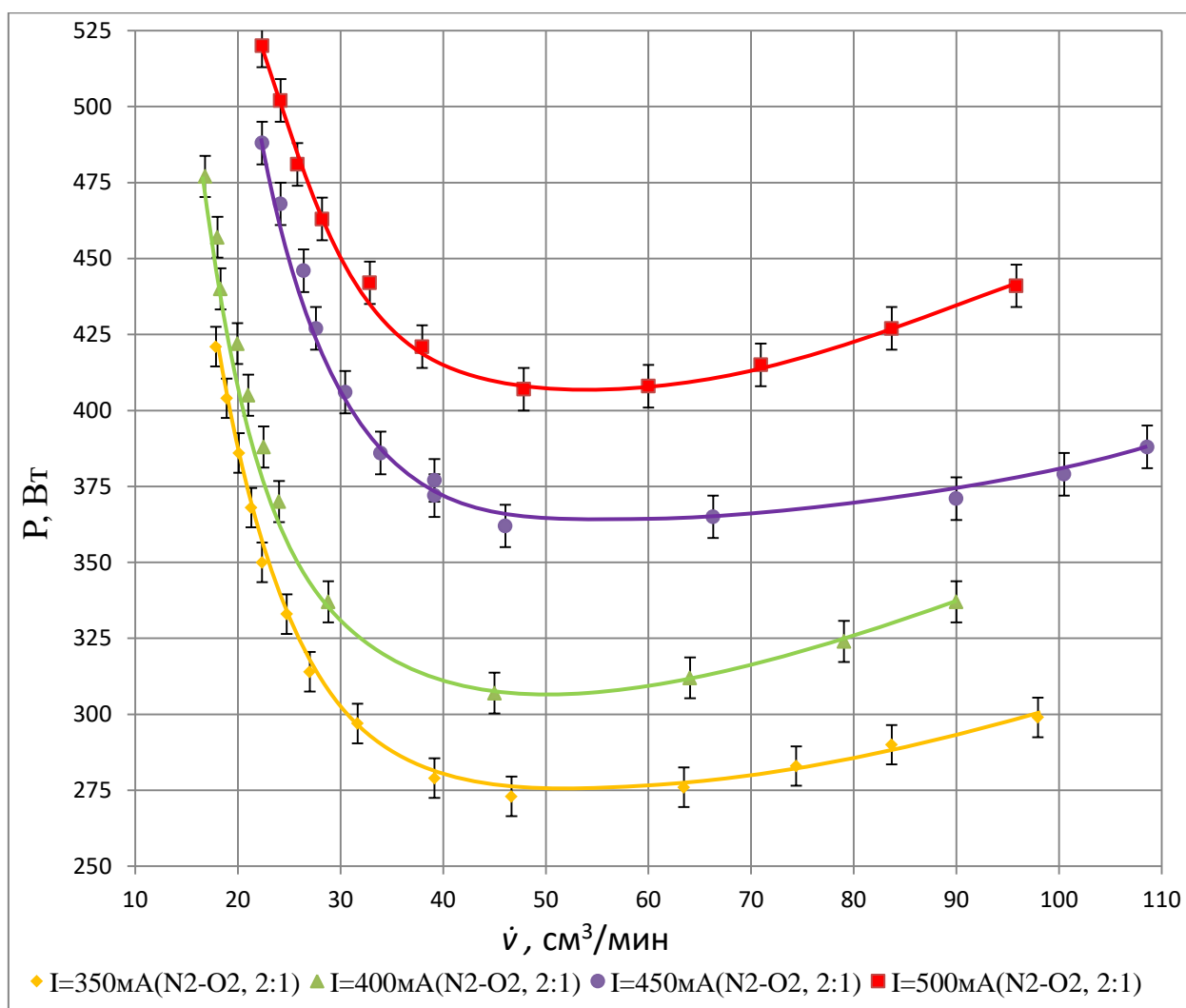


Рисунок 3.21 – Зависимости мощности ВЧГ от расхода РТ лабораторного образца ВЧИД-15-1 для атмосферной смеси (установка «2ИУ-4В»).

Сравнения зависимостей для атмосферной смеси с кислородом, азотом и ксеноном приведено на рис. 3.22 и 3.23. Из-за обилия данных и для удобства их чтения, кривые сгруппированы по цветам: ксенон – фиолетовый, азот – голубой, кислород – зеленый, атмосферная смесь – красная.

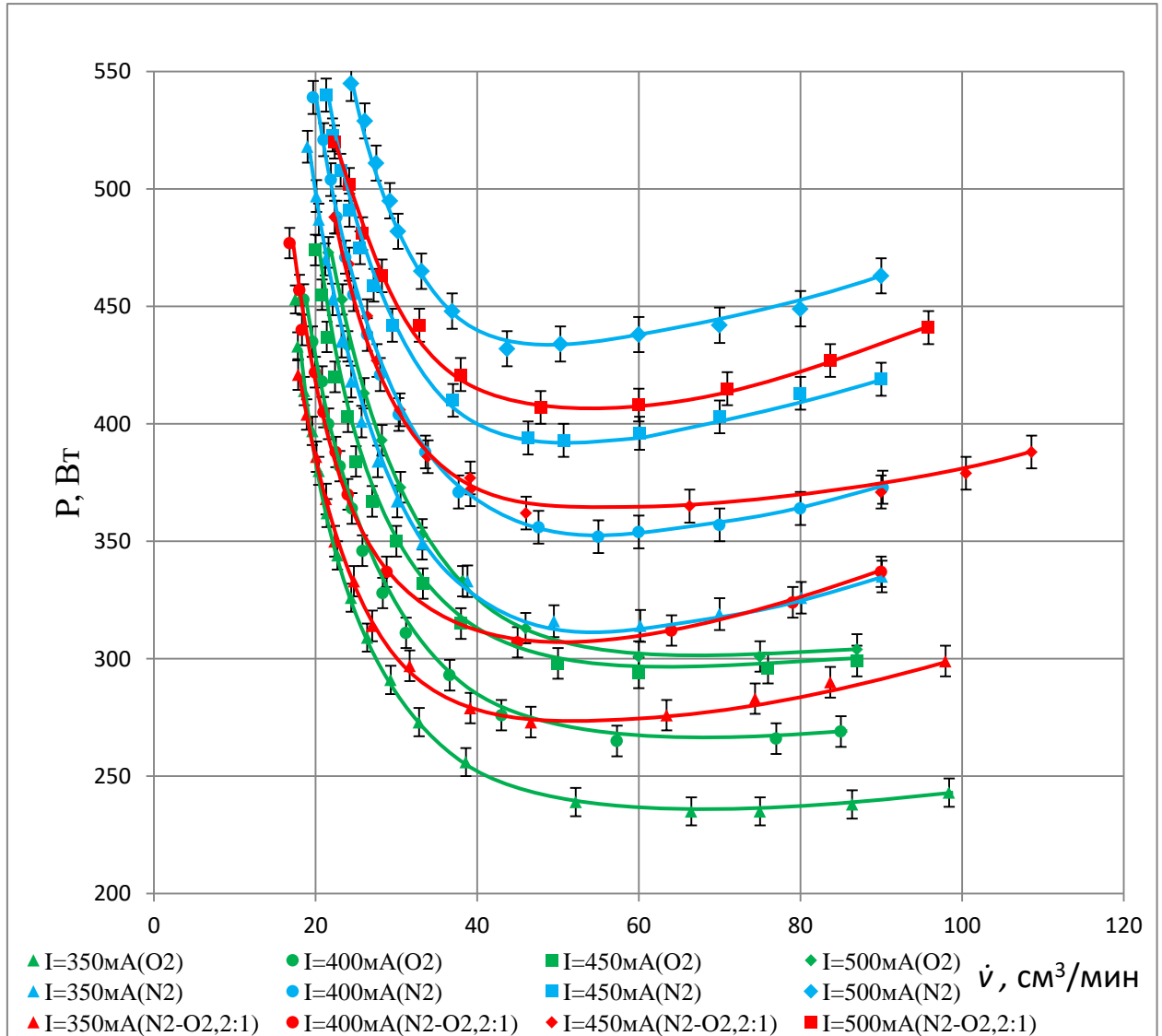


Рисунок 3.22 – Зависимости мощности ВЧГ от расхода РТ лабораторного образца ВЧИД-15-1 для атмосферной смеси, азота и кислорода (установка «2ИУ-4В»).

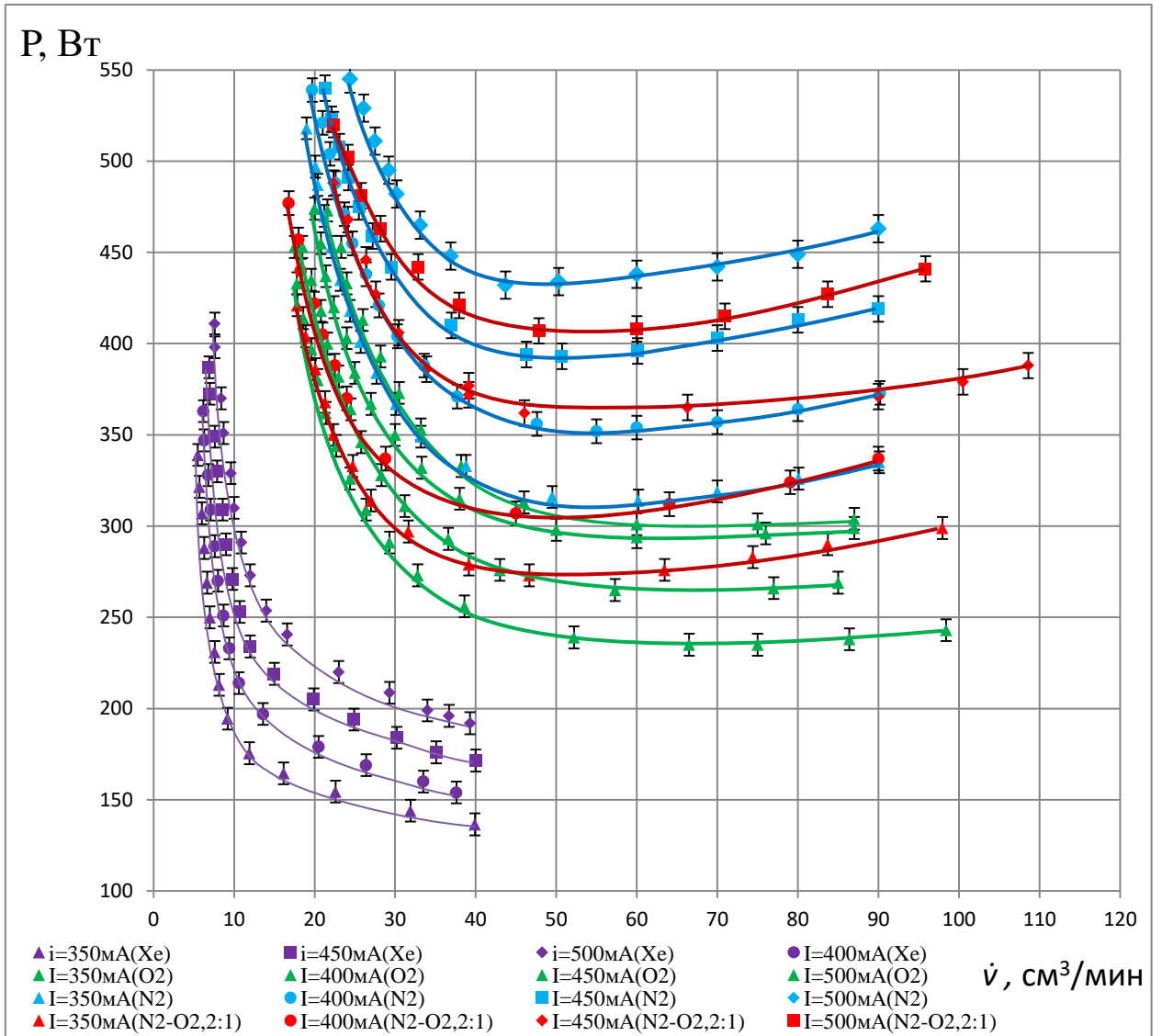


Рисунок 3.23 – Зависимости мощности ВЧГ от расхода РТ лабораторного образца ВЧИД-15-1 для атмосферной смеси, азота, кислорода и ксенона (установка «2ИУ-4В»).

Фотография ВЧИД-15-1, работающего на атмосферной смеси приведена на рисунке 3.24.

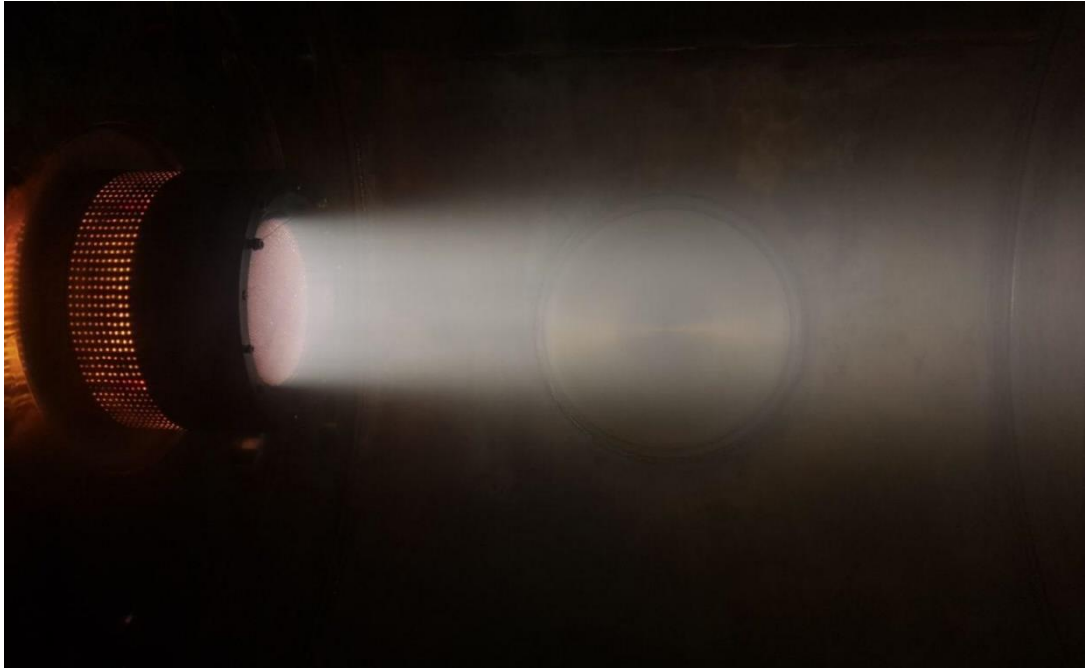


Рисунок 3.24 – Фото струи ВЧИД-15-1 при работе на атмосферной смеси (установка «2ИУ-4В»).

Для оценки возможности работы двигателя ВЧИД-15-1 на концентрациях атмосферных газов, получаемых с помощью УЗАГ на высотах около 220 км, в Главе 1, с помощью рекомендаций ЦАГИ относительно заборного устройства, а также при помощи стандартной модели атмосферы NRLMSISE-00 были выбраны расходы рабочих тел, соответствующие реальным условиям работы ПВЭРД на высоте орбиты около 220км $\dot{V}_{N_2}=31,68 \text{ см}^3/\text{мин}$ и $\dot{V}_{O_2}=15,84 \text{ см}^3/\text{мин}$ (отношение объемных расходов $2N_2:1O_2$). Для наглядности, суммарный объемный расход атмосферной смеси $\dot{V}_{УЗАГ}$, определяющий расход через УЗАГ площадью 1 м^2 был нанесен на график (см. рис. 3.25).

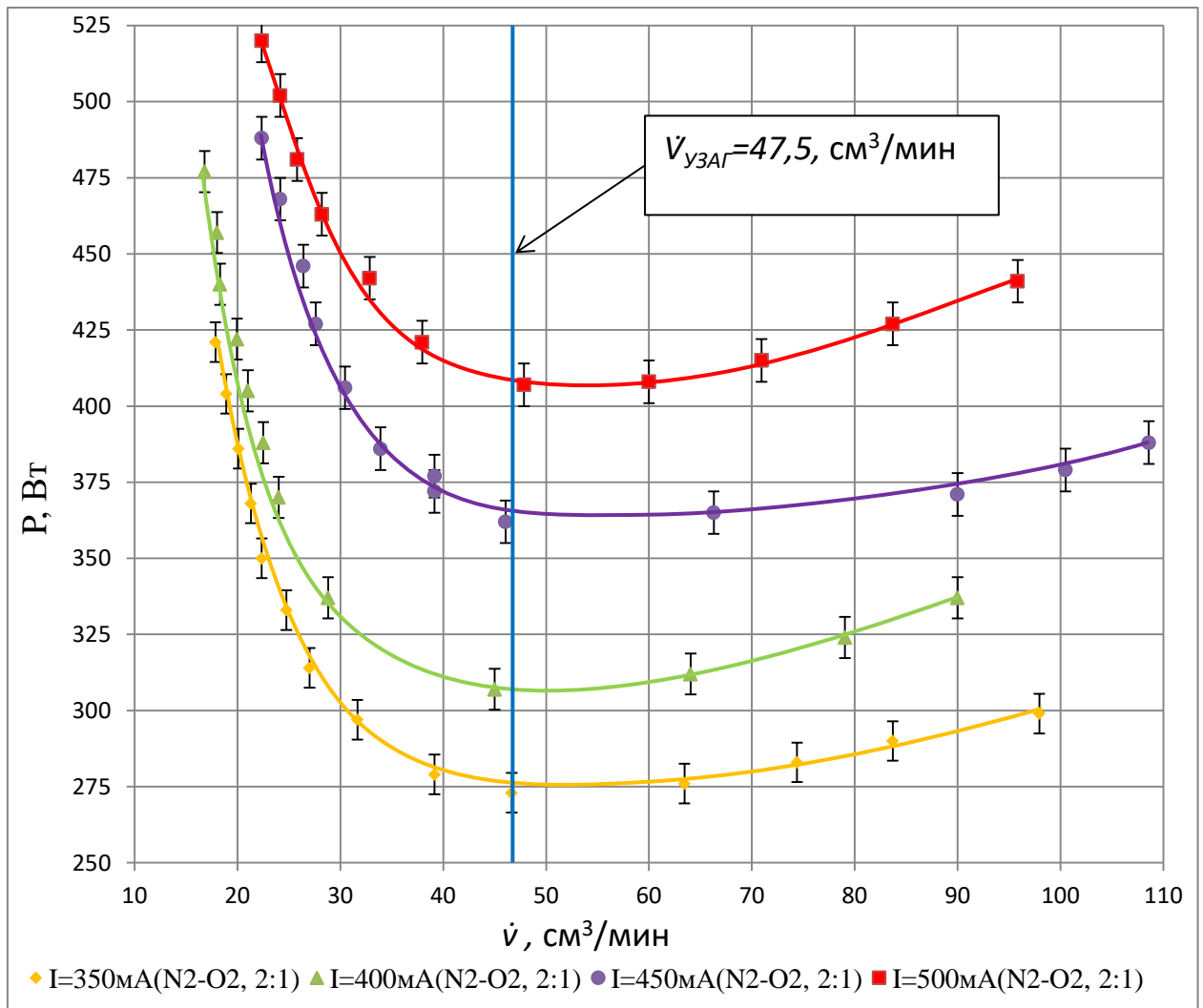


Рисунок 3.25 – Зависимости мощности ВЧГ от расхода РТ лабораторного образца ВЧИД-15-1 для атмосферной смеси. На графике отмечен суммарный объемный расход \dot{V}_{UZAG} через УЗАГ площадью 1м².

Как видно из рис. 3.25, области перегиба кривых-зависимостей лежат «левее» точки, соответствующей \dot{V}_{UZAG} , что говорит о том, что разработанная модель тягового модуля может стабильно и эффективно работать на композициях атмосферы, соответствующих концентрациям, полученным через УЗАГ на высотах около 220км.

В работе [19] были даны рекомендации для работы ПВЭРД на низких орбитах. ПВЭРД должен создавать тягу не менее 5 мН для преодоления силы лобового сопротивления. Тяги, создаваемые ВЧИД-15-1 в ходе экспериментальных исследований, были рассчитаны на основе ионных токов,

полученных в ходе экспериментальных исследований и представлены на графике (см. рис. 3.26).

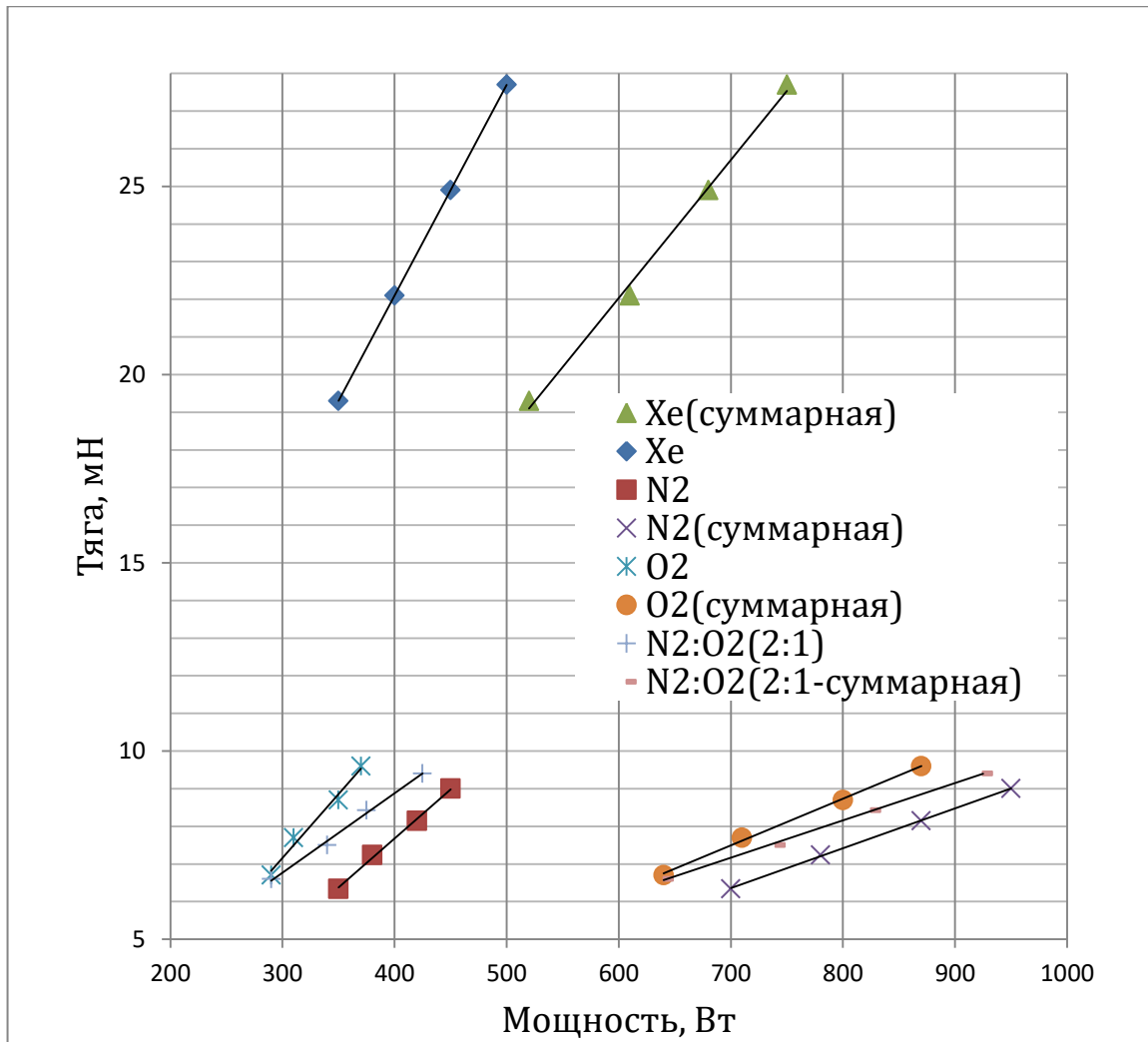


Рисунок 3.26 – Зависимости получаемой тяги ВЧИД от мощности лабораторного образца ВЧИД-15-1 для разных РТ. Суммарная мощность – сумма мощности, затрачиваемой на ионизацию рабочего тела и мощности, расходуемой в ИОС для создания ускоряющего потенциала.

Как видно из представленного графика – все режимы работы в ходе исследований ВЧИД-15-1 создавали достаточную тягу для преодоления лобового сопротивления аппарата. Двигатель работал в пределах мощности до 1кВт, создавал тягу больше 5 мН, а также доказал свою возможность зажигания и стабильной работы на малых концентрациях РТ, что в сумме

говорит о возможности применения ВЧИД-15-1 в качестве тягового узла ПВЭРД при работе на атмосферной смеси.

3.4 Исследования модификаций модели тягового модуля

3.4.1 ВЧИД-15-2

ВЧИД-15-2, отличающийся от ВЧИД-15 дополнительной термализационной емкостью, также был испытан на стенде «2ИУ-4В» на атмосферной смеси. Результаты исследований представлены на рис.3.27

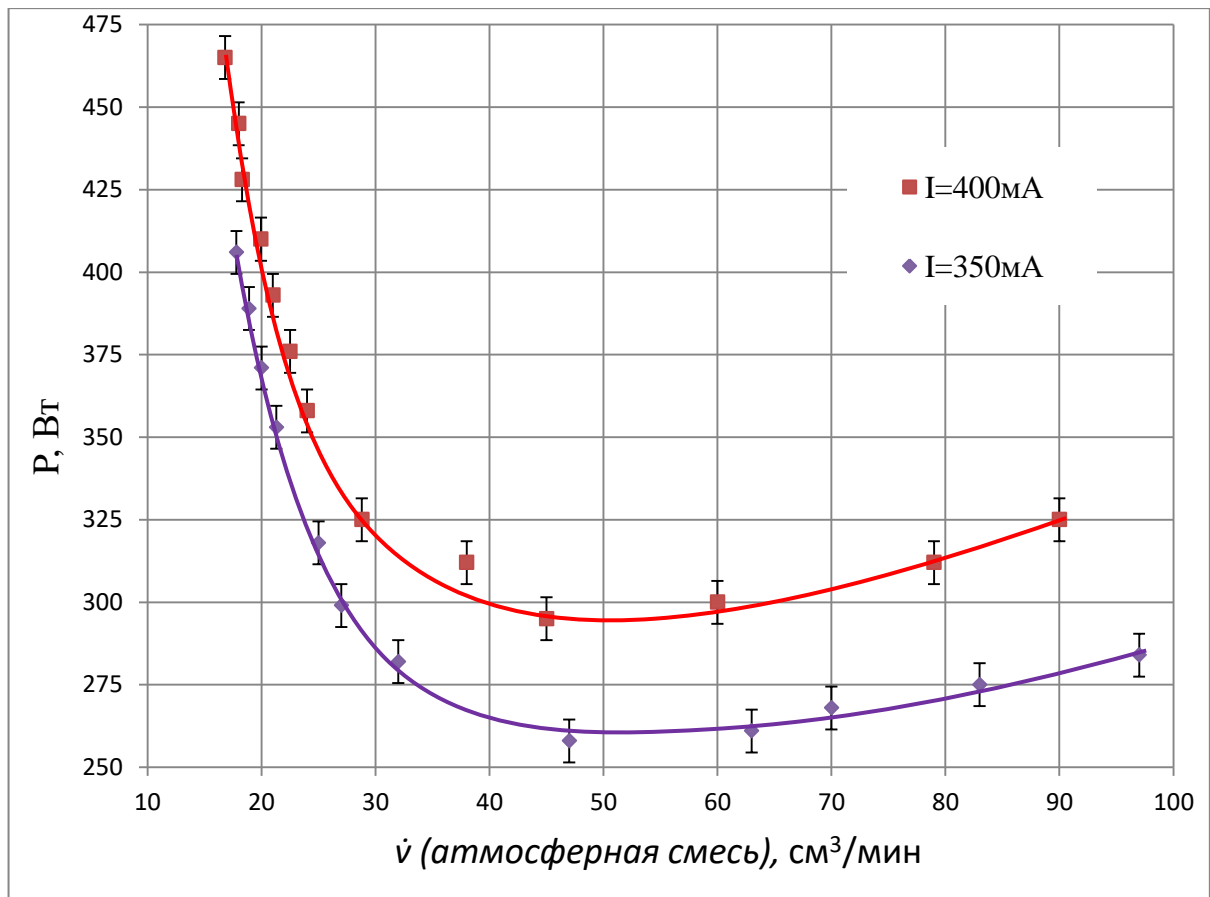


Рисунок 3.27 – Зависимости мощности ВЧГ от расхода РТ лабораторного образца ВЧИД-15-2 для атмосферной смеси (установка «2ИУ-4В»).

При этом стоит отметить, что лабораторный образец ВЧИД-15-2 имел 7 витков индуктора вместо 5 у ВЧИД-15. В среднем, снижение мощности на ионизацию РТ составило 10÷12 Вт для аналогичных режимов работы.

Модификация ВЧИД-15-2 проходила испытания на удлиненной временной базе в течение 100 часов [54]. На протяжении испытаний ВЧИД-15-2 работал в следующем режиме: суммарный объемный расход атмосферной смеси $\dot{V} = 24$ ст. см³/мин ($2N_2:1O_2$), мощность ВЧГ 280 Вт, частота ~ 1900 кГц, напряжение на эмиссионном электроде +1200В, на ускоряющем -200В. Ток пучка ионов поддерживался ~ 300 мА, что создавало тягу 6,13 мН. Двигатель работал циклами по 2 часа, между которыми проходило 45 минут, отведенных для остывания ЭРД. Данный режим обуславливался не столько несовершенством конструкции ИОС ВЧИД-15-2, в частности ее тепловой схемой, сколько необходимостью продемонстрировать возможность скважности работы с учетом теневых участков орбиты, где электропитания недостаточно для функционирования ПВЭРД.

Рассмотрение вопросов эрозионной стойкости не входило в данную квалификационную работу, но в целом, можно констатировать, что в течение 100 часов, ионный ток ВЧИД-15-2 оставался на одном и том же качественном уровне, что косвенно подтверждает возможность длительной работы ВЧИД в среде радикалов кислорода и азота.

Для борьбы с токами Фуко, возникающими в кольцевом держателе разделительной сетки, в этом самом кольце была сделана прорезь. Для предотвращения утечки газа, через образовавшуюся щель, во время экспериментов прорезь промазывалась термостойким вакуумным герметиком. Однако решить проблему герметизации не удалось, в данном месте во время работы двигателя возникал разряд, уничтоживший разделительную сетку (рис.3.28).



Рисунок 3.28 – Разрушение разделительной сетки в ВЧИД-15-2.

Данный конструкционный минус стоит учитывать в дальнейшем при разработке ПВЭРД. Главной рекомендацией можно назвать то, что разделительная перегородка и ее держатель должны выполняться из диэлектрического материала, к примеру, керамики. Реализация керамических изделий такого профиля не была выполнена в рамках данной работы из-за ограниченных временных сроков и лимитированных финансовых возможностей.

3.4.2 ВЧИД-15-3

В рамках данной работы также была рассмотрена модификация ВЧИД-15-3 с внутренним цилиндрическим и коническими индукторами. Главной проблемой работы ВЧИД-15-3 стала низкая стабильность работы из-за газовых пробоев между индуктором и эмиссионным электродом. На рис.3.29 и 3.30 представлена фотография индукторов после первичных испытаний.



Рисунок 3.29 – Внутренний конический индуктор ВЧИД-15-3. На нижних витках видны характерные «привязки» (обгоревшие области кварцевого шнура) от разряда.



Рисунок 3.30 – Внутренний цилиндрический индуктор ВЧИД-15-3. «Привязки» от разряда присутствуют на всех частях индуктора.

Приведенные на рис 3.29 и 3.30 «привязки» появлялись из-за возникновения разности потенциалов, и как следствия – разряда между эмиссионным электродом ИОС и индуктором. Для решение данной проблемы была предпринята попытка дополнительной изоляции индуктора от газоразрядного объема путем нанесения алюмооксидного порошка вместе с силикатным клеем. После нанесения индуктор запекался в печи для

удаления связующих частей клея. На рисунке 3.31 приведена фотография внутреннего цилиндрического индуктора в алюмооксидной изоляции.

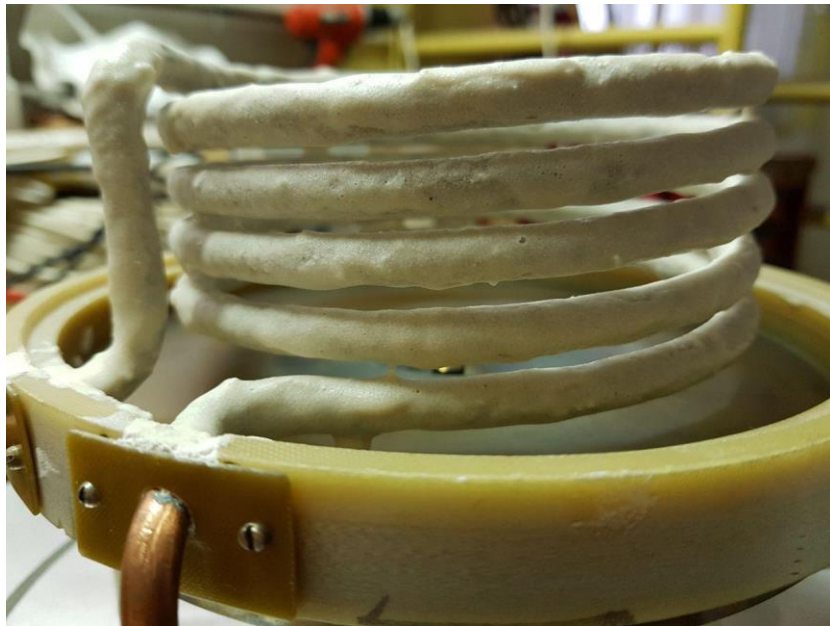


Рисунок 3.31 – Внутренний цилиндрический индуктор ВЧИД-15-3.

Дополнительная алюмооксидная изоляция.

Однако решение проблемы было временным, и после пробой на индуктор все равно происходил. На рисунке 3.32 приведены фотографии повреждений изоляции внутреннего индуктора.



Рисунок 3.32 – Внутренний цилиндрический индуктор ВЧИД-15-3. Отчетливо видны «черные области» повреждения алюмооксида.

При работе ВЧИД-15-3 были зарегистрированы кривые зависимости мощности ВЧГ от расхода. Значения ионного тока занижены, по сравнению с другими модификациями ВЧИД в виду нестабильной работы. Результаты экспериментов приведены на рис. 3.33.

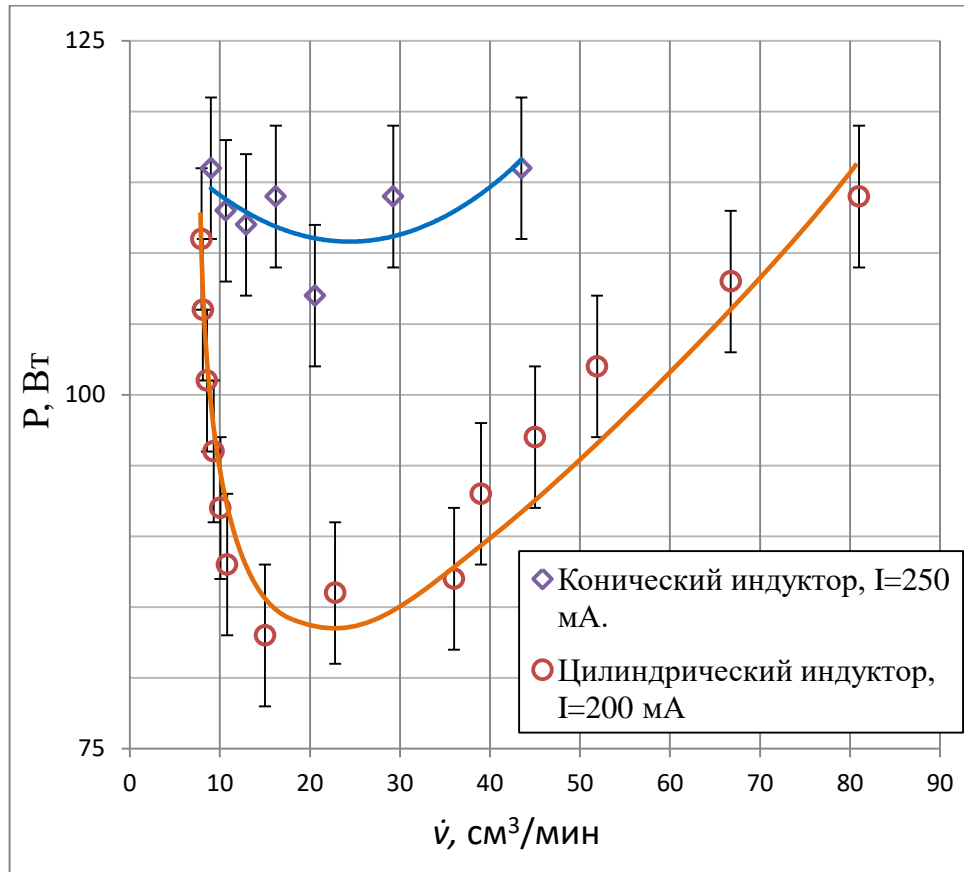


Рисунок 3.33 – Зависимости мощности ВЧГ от расхода РТ лабораторного образца ВЧИД-15-3 для атмосферной смеси.

Как видно из приведенных графиков – затраты на ионизацию в ВЧИД-15-3 ниже аналогов.

В дальнейшей проработке ПВЭРД стоит учесть данные вышеприведенных экспериментальных исследований ВЧИД с внутренним индуктором. Добиться отсутствия возникающего разряда между индуктором и эмиссионным электродом возможно при определенном подключении блока питания ИОС и ВЧГ, при котором эмиссионный электрод и индуктор будут

находиться под одним и тем же электрическим потенциалом. Однако реализация такой схемы в рамках настоящей диссертационной работы была невозможна из-за использования для питания ВЧГ и ИОС источников с заземленными клеммами.

3.5 Рекомендации и дальнейшие исследования

В результате проведенных экспериментальных исследований прототипа тягового узла ПВЭРД и его модификаций, были показаны:

- Возможность зажигания устойчивого ВЧ-разряда в РК ВЧИД без добавления инертных газов.
- Стабильная работа тягового узла в заданных режимах ионного тока на доступных концентрациях атмосферной смеси, соответствующих реальным условиям полета.
- Успешное функционирование схем тягового узла ПВЭРД с альтернативными компоновками, в частности, схемы с дополнительной термализаторной емкостью и схемы с внутренним индуктором.

Исходя из вышеперечисленных результатов теоретических и экспериментальных исследований, были предложены следующие рекомендации для проектирования тягового узла ПВЭРД:

1. В тяговом узле ПВЭРД целесообразно применять типовые конструктивные элементы ВЧИД, в частности, ионно-оптическую систему для ускорения ионизованных атмосферных газов.
2. Так как ресурс ИД напрямую зависит от ресурса электродов ИОС, то при их проектировании необходимо учитывать рекомендации по стойкости конструкционных материалов к эрозии при работе в среде радикалов азота и кислорода, сформулированных совместно с учеными из МГТУ им. Баумана [52]. В качестве материалов для электродов следует выбирать титан или молибден.
3. Для разделения термализатора и РК, между этими элементами необходимо размещать разделительную сетку. Разделитель должен быть выполнен из диэлектрического материала.

4. При использовании встраиваемого в поток индуктора следует предусмотреть возможность подключения ВЧГ и блоков питания ИОС таким образом, чтобы индуктор находился под плавающим потенциалом, или под потенциалом эмиссионного электрода во избежание возникновения электрического пробоя между индуктором и конструктивными элементами ВЧИД.

5. При работе тягового узла в составе ПВЭРД, целесообразно использовать внутренний индуктор конической формы, для термализации потока забираемого воздуха и более эффективной его ионизации.

Концептуальная схема ПВЭРД представлена на рисунке 3.34.

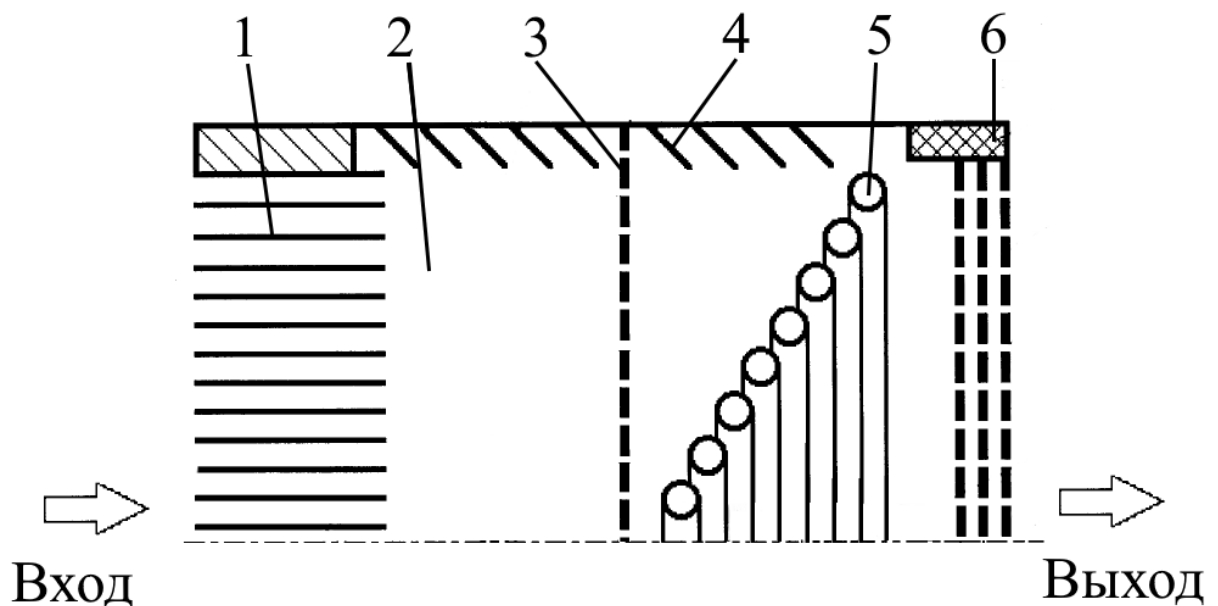


Рисунок 3.34– Концептуальная схема ПВЭРД [75].

1 – УЗАГ, 2 – термализатор, 3 – разделитель, 4 – кольцевые отражатели, 5 – внутренний индуктор, 6 – ионно-оптическая система.

В ходе дальнейших исследований, для учета всех эффектов, происходящих в ПВЭРД, а также для приближения к реальным условиям

работы, должен быть изготовлен макет, совмещающий в себе все три элемента ПВЭРД: УЗАГ, термализатор и тяговый узел. Дальнейшие исследования стоит проводить на данном сборочном макете, в первую очередь, оценив концентрации, получаемые на входе в тяговый узел ПВЭРД после прохождения УЗАГ, а также возможность создавать тягу, используя эти концентрации.

Для создания набегающего потока необходимо разработать имитатор источник плазмы, использующий атмосферные газы в качестве РТ, например, на основе холловского двигателя, выходящий скомпенсированный (и нейтрализованный) поток которого будет иметь скорости, приближенные к реальным условиям работы на орбите 220 км.

На сегодняшний момент создан подобный макет-демонстратор. Его изображение приводится в главе 1, на рисунке 1.20.

Не менее важной проблемой является создание катода-нейтрализатора, работающего на атмосферных газах. В данный момент работы по созданию подобного устройства ведутся в МАИ. В качестве КН предполагается использовать ВЧ-источник электронов [82], [83].

Глава 4. Балансная модель тягового узла ПВЭРД

При работе с ПВЭРД важно уметь быстро оценить изменения интегральных характеристик тягового узла ПВЭРД, в зависимости от значений концентраций атмосферных газов, поступающих в ионообразующую область ВЧИД. Изменение высоты орбиты, площади входного сечения УЗАГ, солнечная и геомагнитная активность – данные факторы в существенной степени влияют на доступные массовые расходы, попадающие в РК ВЧИД [84], [85], [86].

Для расчета интегральных характеристик, в частности тяги двигателя и затрачиваемой мощности тягового узла ПВЭРД была создана балансная модель.

В модели используются уравнения баланса частиц, уравнение баланса мощности в разряде, уравнение баланса массового расхода. Так как атмосферная смесь является композицией двух молекулярных газов - азота и кислорода, то в модели добавлены уравнения, учитывающие диссоциацию молекул.

Основной сложностью модели является использование в тяговом блоке ПВЭРД молекулярных газов – азота и кислорода. В отличие от ксенона, при расчетах стоит учитывать процессы диссоциации. При расчете концентраций частиц в РК ВЧИД при работе на ксеноне, у нас всего 2 неизвестных компоненты: концентрации заряженных частиц и концентрации нейтралов. При расчете на кислороде или азоте неизвестных уже 5, при работе на смеси газов – 9.

4.1 Ограничения и допущения балансной модели

В ходе работы над настоящей моделью был сделан ряд допущений и ограничений. К ним относятся:

- Средняя скорость нейтральных атомов считается тепловой.

- Расчетные концентрации частиц считаются постоянными по всему объему.
- В модели используется Максвелловское распределение электронов по скоростям. Данное допущение часто применяется в балансных моделях такого типа.
- Погрешности аппроксимации сечений ионизации и диссоциации составляют 30-40%. В отличие от ксенона, сказывается дефицит экспериментальных данных по определению сечений ионизации и диссоциации кислорода и азота.
- Для упрощения расчета в модели в полной мере не учтены потери мощности на возбуждение и двойную ионизацию. Тепловая энергия электронов задается равной $2,5 \text{ kT}_e$.
- Так как точная оценка потерь мощности в контуре согласования ВЧГ с нагрузкой невозможна, то для упрощения расчетов мощности на ионизацию был введен коэффициент, учитывающий эффективности передачи мощности ВЧГ в плазму.
- Так как при прохождении через термализатор атмосферные газы становятся молекулярными, то изначально модель была рассчитана на работу с молекулярным азотом, молекулярным кислородом и их композициями. Для расчета работы ВЧИД на других РТ требуется серьезная переработка модели.
- При моделировании не рассматривается конфигурация магнитного поля, создаваемого индуктором внутри газоразрядного объема.

Условно можно разделить модель на 3 части – для кислорода, для азота и для атмосферной смеси. Верификация модели проводилась по всем трем видам РТ.

4.2 Кислород

Для начала рассмотрим балансовую модель для кислорода.

Примем, что все ионы, появляющиеся в объеме РК выпадают на стенки[1] Для атомарного кислорода справедливо следующее выражение[2,1]:

$$n_e n_o \langle \sigma v_{iO} \rangle V_{\text{кам}} = K_n n_{iO} v_{iO} S_{\text{ст}}, \quad (4.1)$$

где K_n – коэффициент, учитывающий уменьшение концентрации заряженных частиц вблизи стенки. В настоящей работе он принимается равным 0,7 [87]. $\langle \sigma v_{iO} \rangle$ – коэффициент скорости ионизации, n_e – концентрация электронов и n_{iO} – концентрация ионов атомарного кислорода в камере, v_{iO} – скорость Бома, т.е. скорость выпадения ионов атомарного кислорода на стенку:

$$v_{iO} = \sqrt{\frac{kT_e}{M_{iO}}}, \quad (4.2)$$

T_e – температура электронов, M_{iO} – масса иона кислорода, $V_{\text{кам}}$ – объем ионизационной камеры, $S_{\text{ст}}$ – площадь стенок РК, k – постоянная Больцмана, $k = 1,38 \cdot 10^{-23} \frac{\text{Дж}}{\text{К}}$.

Аналогичное уравнение можно записать для молекулярного кислорода с учетом $K_n = 0,7$:

$$n_e n_{O_2} \langle \sigma v_{iO_2} \rangle V_{\text{кам}} = 0,7 n_{iO_2} v_{iO_2} S_{\text{ст}} \quad (4.3)$$

$$v_{iO_2} = \sqrt{\frac{kT_e}{M_{iO_2}}}, \quad (4.4)$$

где M_{iO_2} – масса ионизированной молекулы кислорода.

Массы атома и молекулы кислорода:

$$M_{iO} = 16 \cdot 1,6 \cdot 10^{-27} = 2,56 \cdot 10^{-27} \text{ кг} \quad (4.5)$$

$$M_{iO_2} = 32 \cdot 1,6 \cdot 10^{-27} = 5,12 \cdot 10^{-27} \text{ кг} \quad (4.6)$$

Массы атомов и ионов считаются равными друг другу:

Рассмотрим течение атомов кислорода в слое вблизи ИОС

Слой считаем тонким, ионизация и диссоциация в нем не происходит.

В рамках этого слоя рассматривается стационарная одномерная задача.

Ось X направлена в сторону вылета атомов через ИОС. Обозначим концентрацию атомов кислорода, имеющих положительную проекцию скорости на ось X n_{1O} , а отрицательную n_{2O} . Суммарную концентрацию обозначим за $n_{\Sigma O}$. Тогда:

$$n_{\Sigma O} = n_{1O} + n_{2O} \quad (4.7)$$

Средняя проекция скорости частицы на ось X , равна половине тепловой скорости:

$$\langle v_x \rangle = \frac{v_T}{2} \quad (4.8)$$

Полный поток частиц вблизи ИОС:

$$n_{\Sigma O} v_0 = n_{1O} \frac{v_T}{2} - n_{2O} \frac{v_T}{2}, \quad (4.9)$$

где v_0 – средняя скорость суммарного потока атомов кислорода вблизи ИОС.

Считаем, что частицы не попадают в объем РК через ИОС, тогда n_{2O} – это частицы, отраженные от ИОС.

$$n_{2O} = n_{1O}(1 - \sigma_0) + n_{iO\text{-отр}}, \quad (4.10)$$

где σ_0 – коэффициент прозрачности ИОС для нейтральных атомов, $n_{1O}(1 - \sigma_0)$ – концентрация нейтральных атомов кислорода, отразившихся от ИОС, $n_{iO-отр}$ – концентрация ионов атомарного кислорода, отраженных от ИОС.

Рассматривая задачу о выпадении ионов на ИОС, считаем, что ионы атомов кислорода выпадают на нее со скоростью Бома, а отражаются с тепловой скоростью. Если прозрачность стенки для ионов $\sigma_i = 0$ (задача о выпадении ионов на стенку), то отраженный поток будет равен падающему:

$$n_{iO-отр} \frac{v_T}{2} = n_{iO} v_i, \quad (4.11)$$

где v_i – скорость Бома.

Для ИОС, прозрачность равна σ_i и не равна нулю, тогда:

$$n_{iO-отр} \frac{v_T}{2} = n_{iO} v_i (1 - \sigma_i), \quad (4.12)$$

Подставим выражения (4.10) и (4.12) в (4.9):

$$n_{\Sigma O} v_0 = n_{1O} \frac{v_T}{2} - n_{1O} (1 - \sigma_0) \frac{v_T}{2} - n_{iO} v_i (1 - \sigma_i), \quad (4.13)$$

Уравнение (4.7) примет вид:

$$n_{\Sigma O} = n_{1O} + n_{1O} (1 - \sigma_0) + n_{iO-отр} \quad (4.14)$$

Выразим $n_{iO-отр}$ из соотношения (4.12):

$$n_{iO-отр} = \frac{2n_{iO} v_i (1 - \sigma_i)}{v_T}, \quad (4.16)$$

Подставив (4.16) в (4.14) получим выражение:

$$n_{\Sigma O} = n_{1O} + n_{1O}(1 - \sigma_0) + \frac{2n_{iO}v_i(1 - \sigma_i)}{v_T}, \quad (4.17)$$

Выразим из уравнения (4.17) n_{1O} и подставим его в соотношение (4.13). После преобразований получим выражение для $n_{\Sigma O}v_0$.

$$n_{\Sigma O}v_0 = n_{iO}v_i(1 - \sigma_i)\left(\frac{-2}{2 - \sigma_0}\right) + \frac{n_{1O}}{(2 - \sigma_0)}\frac{v_T}{2}\sigma_0 \quad (4.18)$$

Подставив это выражение в уравнение (4.13), найдем поток нейтральных атомов кислорода, покидающих РК через ИОС:

$$n_{1O}\frac{v_T}{2}\sigma_0 = \left(n_{\Sigma O}\frac{v_T}{2} - n_{iO}v_i(1 - \sigma_i)\right)\left(\frac{\sigma_0}{2 - \sigma_0}\right) \quad (4.19)$$

Расход нейтральных атомов кислорода через ИОС можно записать в виде:

$$\dot{m}_{\Sigma O} = \left(n_{\Sigma O}\frac{v_T}{2} - n_{iO}v_i(1 - \sigma_i)\right)\left(\frac{\sigma_0}{2 - \sigma_0}\right)M_iS_{\text{ИОС}} \quad (4.20)$$

Аналогичное выражение можно записать и для молекул. Для упрощения записи далее будем обозначать суммарную концентрацию атомов кислорода n_O , молекул n_{O_2} , а тепловые скорости для атомов и молекул кислорода v_O и v_{O_2} соответственно.

После попадания в термализатор весь газ становится молекулярным [32]. Массовый расход кислорода, входящий в РК, должен покидать ионообразующую область через ИОС в виде атомарных и молекулярных нейтралов, а так же в виде атомарных и молекулярных ионов [88]. С учетом (4.19) запишем:

$$\begin{aligned}
\dot{m}_{O_2} &= n_{iO} v_{iO} M_{iO} \sigma_i S_{\text{иос}} + n_{iO_2} v_{iO_2} M_{iO_2} \sigma_i S_{\text{иос}} \\
&+ \left(n_O \frac{v_O}{2} - n_{iO} v_{iO} (1 - \sigma_i) \right) \frac{\sigma_0}{2 - \sigma_0} S_{\text{иос}} M_{iO} \\
&+ \left(n_{O_2} \frac{v_{O_2}}{2} - n_{iO_2} v_{iO_2} (1 - \sigma_i) \right) \frac{\sigma_0}{2 - \sigma_0} S_{\text{иос}} M_{iO_2},
\end{aligned} \tag{4.21}$$

где v_O и v_{O_2} – тепловые скорости атомов и молекул:

$$v_O = \sqrt{\frac{8kT_w}{\pi M_{iO}}} \tag{4.22}$$

$$v_{O_2} = \sqrt{\frac{8kT_w}{\pi M_{iO_2}}} \tag{4.23}$$

где T_w - температура внутри РК.

Масса молекулы кислорода больше массы атома в два раза:

$$M_{iO_2} = 2M_{iO} \tag{4.24}$$

Подставляем выражение (4.24) в уравнение (4.21). Разделив обе его части на массу молекулы, получаем выражение для плотности потока кислорода, поступающей в РК из термализаторной емкости:

$$\begin{aligned}
\frac{\dot{m}_{O_2}}{M_{iO_2}} &= \frac{1}{2} n_{iO} v_{iO} \sigma_i S_{\text{иос}} + n_{iO_2} v_{iO_2} \sigma_i S_{\text{иос}} \\
&+ \frac{1}{2} \left(n_O \frac{v_O}{2} - n_{iO} v_{iO} (1 - \sigma_i) \right) \frac{\sigma_0}{2 - \sigma_0} S_{\text{иос}} \\
&+ \left(n_{O_2} \frac{v_{O_2}}{2} - n_{iO_2} v_{iO_2} (1 - \sigma_i) \right) \frac{\sigma_0}{2 - \sigma_0} S_{\text{иос}}
\end{aligned} \tag{4.25}$$

В РК происходит процесс диссоциации молекул кислорода на атомы. Получившиеся атомы покидают газоразрядный объем в виде ионов и нейтралов:

$$\begin{aligned}
& 2n_e n_{O_2} \langle \sigma v_{dissO_2} \rangle V_{\text{кам}} = \\
& = 0,7n_{iO} v_{iO} \sigma_i S_{\text{иос}} + \left(n_O \frac{v_O}{2} - 0,7n_{iO} v_{iO} (1 - \sigma_i) \right) \frac{\sigma_0}{2 - \sigma_0} S_{\text{иос}}, \quad (4.26)
\end{aligned}$$

где $\langle \sigma v_{dissO_2} \rangle$ – коэффициент скорости диссоциации молекул кислорода.

Массовый расход молекулярного кислорода на входе в РК задается в соответствии с экспериментальными данными из Главы 3.

Уравнения (4.1), (4.3), (4.25), (4.26) образуют систему уравнений, решив которую можно получить концентрации разных частиц внутри РК ВЧИД. Неизвестными в данном случае являются концентрации заряженных частиц n_e , нейтральных атомов кислорода n_O , молекулярных атомов кислорода n_{O_2} , ионов атомарного n_{iO} и молекулярного n_{iO_2} кислорода. На 5 неизвестных приходится 4 уравнения. Добавим к получившейся системе уравнений уравнение квазинейтральности плазмы:

$$n_e = n_{iO_2} + n_{iO} \quad (4.27)$$

Для конкретной температуры электронов T_e , решаем систему уравнений методом Ньютона (численный метод итерационных приближений), находим концентрации частиц внутри газоразрядного объема.

Для найденных концентраций частиц рассчитываем интегральные параметры двигателя.

Ток ионного пучка, создаваемого ВЧИД:

$$I_{O_2} = 0,43n_{iO} \sigma_i S_{\text{иос}} q_e + 0,43n_{iO_2} \sigma_i S_{\text{иос}} q_e, \quad (4.28)$$

где $q_e = 1,6 \cdot 10^{-19}$ Кл – заряд электрона.

Мощность, затрачиваемая на ионизацию и диссоциацию кислорода:

$$\begin{aligned}
N_{O_2} = & n_e n_{O_2} q_e (\langle \sigma v_{iO_2} \rangle (\varepsilon_{iO_2} + 2,5T_e) + \varepsilon_{disO_2} \langle \sigma v_{dissO_2} \rangle) V_{\text{кам}} + \\
& n_e n_O q_e \langle \sigma v_{iO} \rangle (\varepsilon_{iO} + 2,5T_e) V_{\text{кам}}, \quad (4.29)
\end{aligned}$$

где ε_{iO_2} – энергия ионизации молекулы кислорода, ε_{iO} – энергия ионизации атома кислорода, ε_{disO_2} – энергия диссоциации молекулы кислорода.

Тяга, создаваемая потоком ионов, истекающим из ИОС:

$$P_{O_2} = 0,43n_{iO} \sigma_i S_{\text{ИОС}} v_{iO} M_{iO} W_{iO} + 0,43n_{iO_2} \sigma_i S_{\text{ИОС}} v_{iO_2} M_{iO_2} W_{iO_2}, \quad (4.30)$$

где W_{iO_2} , W_{iO} – скорости истечения молекулярных и атомарных ионов соответственно:

$$W_{iO_2} = \sqrt{\frac{2q_e U^+}{M_{iO_2}}} \quad (4.31)$$

$$W_{iO} = \sqrt{\frac{2q_e U^+}{M_{iO}}} \quad (4.32)$$

U^+ – ускоряющий потенциал эмиссионного электрода. Во всех экспериментальных исследованиях, проведенных в настоящей диссертационной работе $U^+ = 1000\text{В}$.

Для оценки суммарной мощности, затрачиваемой в двигателе, была введена величина КПД индуктора. В работах [72], [89], [90], [91], [92] представлены данные о моделировании значений мощности, затрачиваемой на ионизацию рабочего тела. Сравнение результатов расчета с экспериментальными данными различаются минимум в 2 раза. Это происходит из-за сложности учета потерь, возникающих в схеме согласования ВЧГ и индуктора ВЧИД. Для оценки суммарной мощности, затрачиваемой в двигателе, была введена величина КПД индуктора.

$$N_{\Sigma O_2} = \frac{N_{O_2}}{\eta_{ind}} + U^+ I_{O_2} \quad (4.33)$$

В ходе моделирования КПД индуктора принимался равным $\eta_{ind} = 0,5$. В будущем, при появлении актуальных исследований потерь мощности в контуре согласования ВЧГ и нагрузки, настоящую модель можно будет уточнить.

Важными факторами в моделировании процессов, происходящих в газовом разряде, являются скорости ионизации $\langle \sigma v_{iO_2} \rangle$, $\langle \sigma v_{iO} \rangle$ и

диссоциации $\langle \sigma v_{diss O_2} \rangle$. Сечения ионизации атомарного и молекулярного кислорода приведены на рис 4.1 и 4.2.

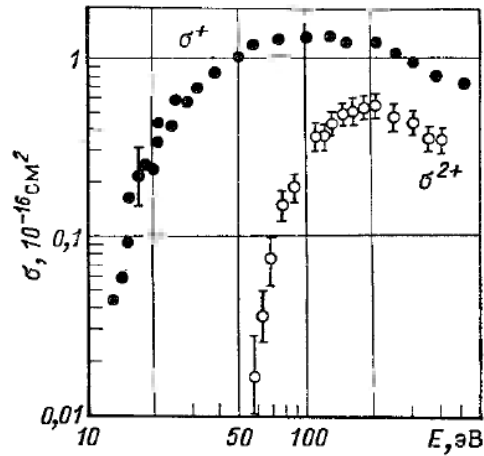


Рисунок 4.1 – Сечение ионизации атомарного кислорода:
 σ^+ - однократная ионизация [93], σ^{2+} - двукратная ионизация [94].

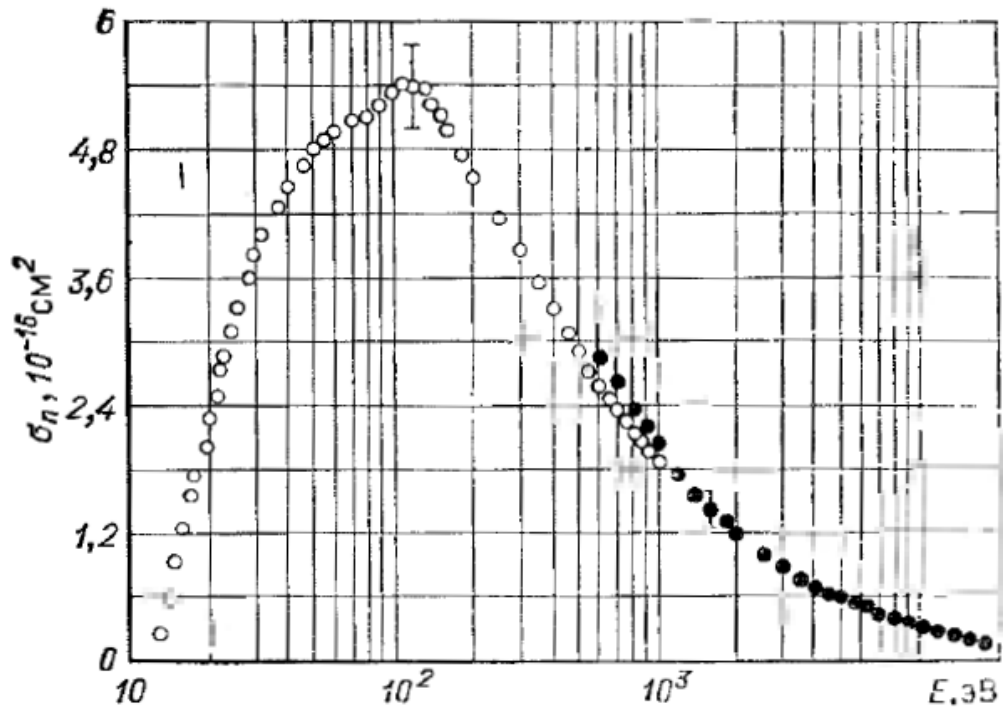


Рисунок 4.2 – Сечение ионизации молекулярного кислорода
 [95], [96].

Двукратная ионизация не учитывалась в рамках данной модели.

При энергии электрона T_e больше потенциала ионизации ε_i , сечение ионизации описывается соотношением Бете [97]:

$$\sigma_i = a \cdot q \cdot \frac{\ln\left(\frac{T_e}{\varepsilon_i}\right)}{T_e \varepsilon_i}, \quad (4.34)$$

Для сечения однократной ионизации в модели используется аппроксимация, предложенная в работах [98], [99]:

$$\sigma_i = a \cdot q \cdot \frac{\ln\left(\frac{T_e}{\varepsilon_i}\right)}{T_e \varepsilon_i} \times \left(1 - b \cdot \exp\left(-c\left(\frac{T_e}{\varepsilon_i} - 1\right)\right)\right), \quad (4.35)$$

где a , q , b , c – экспериментальные константы, зависящие от газа, табличные значения этих констант взяты из справочника физических величин [100]. Погрешность аппроксимации составляет 30-40% [99].

В модели используется Максвелловское распределение электронов по скоростям:

$$f(v, T_e) = 4\pi v^2 \left(\frac{m_e}{2\pi k T_e}\right)^{\frac{3}{2}} \exp\left(\frac{-(m_e v^2)}{2k T_e}\right), \quad (4.36)$$

где m_e – масса электрона, k – постоянная Больцмана.

Среднее значение коэффициента скорости ионизации определяется выражением:

$$\langle \sigma v_i \rangle = \int_0^{\infty} \sigma_i v f(v, T_e) dv \quad (4.37)$$

Соотношение Бете, аппроксимация Лотца и функция распределения Максвелла были использованы для определения скорости диссоциации:

$$\langle \sigma v_{dis} \rangle = \int_0^{\infty} \sigma_{dis} v f(v, T_e) dv \quad (4.38)$$

В качестве исходных данных в модели используются геометрические параметры двигательного узла ПВЭРД ВЧИД-15-1: объем и площадь стенок РК, площади и прозрачность эмиссионного и ускоряющего электродов:

$$\text{Объем РК } V_{\text{кам}} = 1,43 \cdot 10^{-3} \text{ м}^3$$

$$\text{Площадь стенок РК } S_{\text{ст}} = 77,49 \cdot 10^{-3} \text{ м}^2$$

$$\text{Площадь перфорированной части ИОС } S_{\text{ИОС}} = 21,38 \cdot 10^{-3} \text{ м}^2$$

Прозрачности $\sigma_i = 0,5, \sigma_0 = 0,2$

Температура газа внутри РК принималась $T_w = 573K$.

Энергия ионизации кислорода [101]:

$$\varepsilon_{iO} = 13,62 \text{ эВ}$$

$$\varepsilon_{iO_2} = 12,1 \text{ эВ}$$

Энергия диссоциации кислорода [101]

$$\varepsilon_{disO_2} = 5,12 \text{ эВ}$$

Были проанализированы режимы работы ВЧИД-15-1 на молекулярном кислороде. В качестве исходных данных было выбрано значение объемного расхода кислорода $\dot{V} = 30$ ст. см³/мин, т.к. это значение попадает в «область перегиба» всех 4-х режимов работы. Значение было переведено в единицы системы Си (массовый расход) (см. Главу 1):

$$\dot{m}_{O_2} = \frac{30}{10^6 \cdot 42} = 7,14 \cdot 10^{-7} \frac{\text{кг}}{\text{с}} \quad (4.39)$$

В качестве начальных приближений для численного решения системы уравнений (4.1), (4.3), (4.25), (4.26), (4.27) были выбраны следующие значения:

$$\begin{aligned} n_e &= 10^{17} \text{ м}^{-3} \\ n_O &= 10^{17} \text{ м}^{-3}, n_{O_2} = 10^{17} \text{ м}^{-3} \\ n_{iO} &= 10^{16} \text{ м}^{-3}, n_{iO_2} = 10^{16} \text{ м}^{-3} \end{aligned}$$

Результаты расчетов модели для кислорода сведены в таблицу 4.1

Таблица 4.1 – Результаты расчетов модели для кислорода.

Температура электронов, эВ	8,3	8,7	9,1	9,6
n_{iO}	$2,2 \cdot 10^{16}$	$2,8 \cdot 10^{16}$	$3,5 \cdot 10^{16}$	$4,4 \cdot 10^{16}$
n_{iO_2}	$4,9 \cdot 10^{16}$	$5 \cdot 10^{16}$	$5,1 \cdot 10^{16}$	$5,2 \cdot 10^{16}$
n_e	$7,1 \cdot 10^{16}$	$7,8 \cdot 10^{16}$	$8,6 \cdot 10^{16}$	$9,6 \cdot 10^{16}$
n_O	$1,32 \cdot 10^{19}$	$1,34 \cdot 10^{19}$	$1,34 \cdot 10^{19}$	$1,33 \cdot 10^{19}$
n_{O_2}	$4,7 \cdot 10^{18}$	$4,1 \cdot 10^{18}$	$3,6 \cdot 10^{18}$	$3 \cdot 10^{18}$
Мощность на ионизацию РТ, Вт	124	146	172	206
Мощность ВЧГ, Вт	248	293	344	412
Суммарная мощность, Вт	548	640	741	874
Тяга, мН	6,7	7,6	8,6	9,8

Сравнение результатов моделирования тяги и потребляемой мощности двигателя ВЧИД-15-1 при работе на молекулярном кислороде с результатами экспериментов представлено на рис 4.3.

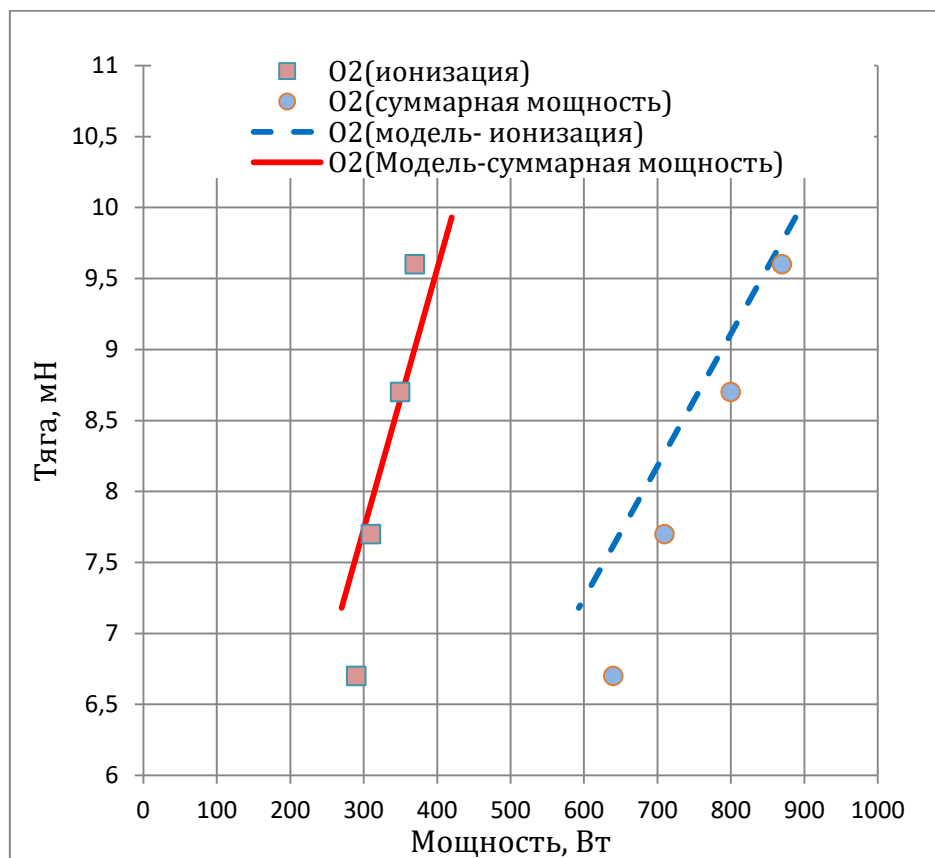


Рисунок 4.3 – Сравнение результатов моделирования тяги и потребляемой мощности двигателя ВЧИД-15-1 при работе на молекулярном кислороде с результатами экспериментов.

Как видно из рисунка 4.3, кривые производительности тяги, соответствующие экспериментальным данным, практически совпадают с кривыми, построенными в результате моделирования. На заданных участках наблюдается расхождение не более 15%, из чего можно сделать вывод, что сечения ионизации и диссоциации подобраны относительно точно, рассчитанные концентрации частиц внутри двигателя дают хорошую качественную оценку и в целом соответствуют эксперименту.

4.3 Азот

Далее приводится расчет модели для молекулярного азота. Аналогично кислороду и уравнениям (4.1), (4.3), (4.25), (4.26), (4.27) можно записать 5 уравнений для расчета концентраций внутри газоразрядного объема.

$$n_e n_N \langle \sigma v_{iN} \rangle V_{\text{кам}} = 0,7 n_{iN} v_{iN} S_{\text{ст}} \quad (4.40)$$

$$n_e n_{N_2} \langle \sigma v_{iN_2} \rangle V_{\text{кам}} = 0,7 n_{iN_2} v_{iN_2} S_{\text{ст}} \quad (4.41)$$

$$\begin{aligned} \frac{\dot{m}_{N_2}}{M_{iN_2}} &= \frac{1}{2} n_{iN} v_{iN} \sigma_i S_{\text{иос}} + n_{iN_2} v_{iN_2} \sigma_i S_{\text{иос}} \\ &+ \frac{1}{2} \left(n_N \frac{v_N}{2} - n_{iN} v_{iO} (1 - \sigma_i) \right) \frac{\sigma_0}{2 - \sigma_0} S_{\text{иос}} \\ &+ \left(n_{N_2} \frac{v_{N_2}}{2} - n_{iN_2} v_{iN_2} (1 - \sigma_i) \right) \frac{\sigma_0}{2 - \sigma_0} S_{\text{иос}} \end{aligned} \quad (4.42)$$

$$\begin{aligned} 2n_e n_{N_2} \langle \sigma v_{\text{diss}N_2} \rangle V_{\text{кам}} &= \\ &= 0,7 n_{iN} v_{iN} \sigma_i S_{\text{иос}} \\ &+ \left(n_N \frac{v_N}{2} - 0,7 n_{iN} v_{iN} (1 - \sigma_i) \right) \frac{\sigma_0}{2 - \sigma_0} S_{\text{иос}} \end{aligned} \quad (4.43)$$

$$n_e = n_{iN_2} + n_{iN} \quad (4.44)$$

Масса атома и молекулы азота:

$$M_{iN} = 14 \cdot 1,6 \cdot 10^{-27} = 2,24 \cdot 10^{-27} \text{ кг} \quad (4.45)$$

$$M_{iN_2} = 28 \cdot 1,6 \cdot 10^{-27} = 4,48 \cdot 10^{-27} \text{ кг} \quad (4.46)$$

Ток ионного пучка:

$$I_{N_2} = 0,43 n_{iN} \sigma_i S_{\text{иос}} q_e + 0,43 n_{iN_2} \sigma_i S_{\text{иос}} q_e, \quad (4.47)$$

Мощность, затрачиваемая на ионизацию и диссоциацию азота:

$$N_{N_2} = n_e n_{N_2} q_e (\langle \sigma v_{iN_2} \rangle (\varepsilon_{iN_2} + 2,5T_e) + \varepsilon_{disN_2} \langle \sigma v_{disN_2} \rangle) V_{кам} + n_e n_N q_e \langle \sigma v_{iN} \rangle (\varepsilon_{iN} + 2,5T_e) V_{кам}, \quad (4.48)$$

Тяга, создаваемая ВЧИД-15-1 при работе на азоте:

$$P_{N_2} = 0,43 n_{iN} \sigma_i S_{иоc} v_{iN} M_{iN} W_{iN} + 0,43 n_{iN_2} \sigma_i S_{иоc} v_{iN_2} M_{iN_2} W_{iN_2} \quad (4.49)$$

Суммарная мощность, затрачиваемая в двигателе:

$$N_{\Sigma N_2} = \frac{N_{N_2}}{\eta_{ind}} + U^+ I_{N_2}, \quad (4.50)$$

Мощность индуктора задавалась $\eta_{ind} = 0,5$.

Сечения ионизации атомарного и молекулярного азота приведены на рис 4.4 и 4.5.

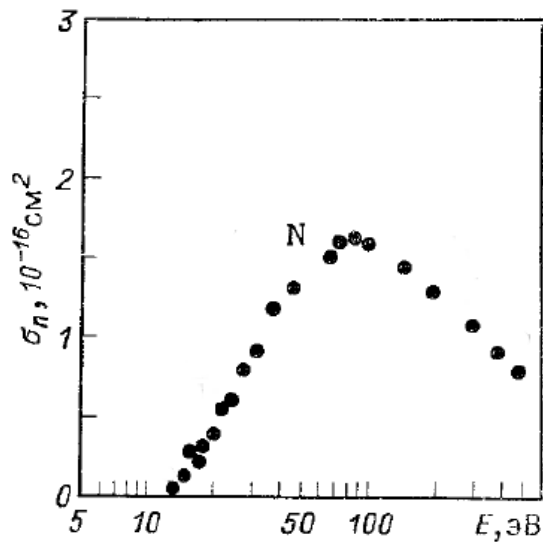


Рисунок 4.4 – Сечение ионизации атомарного азота [93].

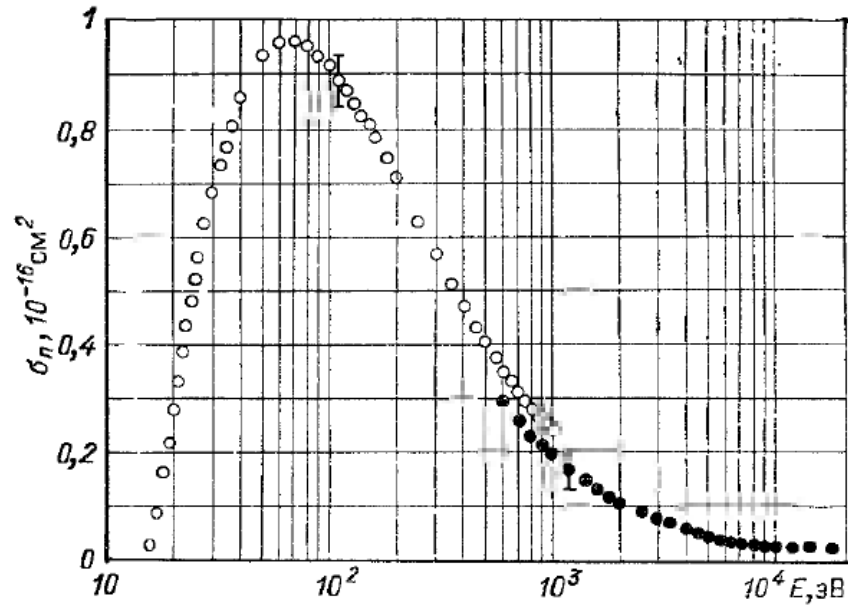


Рисунок 4.5 – Сечение ионизации молекулярного азота [95], [96].

Энергия ионизации азота [101]:

$$\varepsilon_{iN} = 14,53 \text{ эВ}$$

$$\varepsilon_{iN_2} = 15,58 \text{ эВ}$$

Энергия диссоциации молекулярного азота [101]:

$$\varepsilon_{disO_2} = 9,76 \text{ эВ}$$

В качестве исходных данных было выбрано значение объемного расхода азота $\dot{V} = 40$ ст. см³/мин:

$$\dot{m}_{N_2} = \frac{40}{10^6 \cdot 46} = 8,69 \cdot 10^{-7} \frac{\text{кг}}{\text{с}} \quad (4.51)$$

Начальные приближения для численного решения системы уравнений (4.40), (4.41), (4.42), (4.43), (4.44):

$$\begin{aligned} n_e &= 10^{17} \text{ м}^{-3} \\ n_N &= 10^{17} \text{ м}^{-3}, n_{N_2} = 10^{17} \text{ м}^{-3} \\ n_{N_i} &= 10^{16} \text{ м}^{-3}, n_{N_{i2}} = 10^{16} \text{ м}^{-3} \end{aligned}$$

Результаты расчетов модели для азота сведены в таблицу 4.2.

Таблица 4.2 – Результаты расчетов модели для азота.

Температура электронов, эВ	12	12,3	12,6	13
n_{iN}	$3,2 \cdot 10^{16}$	$4,1 \cdot 10^{16}$	$4,9 \cdot 10^{16}$	$6 \cdot 10^{16}$
n_{iN_2}	$2,1 \cdot 10^{16}$	$2,3 \cdot 10^{16}$	$2,4 \cdot 10^{16}$	$2,5 \cdot 10^{16}$
n_e	$5,3 \cdot 10^{16}$	$6,4 \cdot 10^{16}$	$7,3 \cdot 10^{16}$	$8,5 \cdot 10^{16}$
n_N	$1,7 \cdot 10^{19}$	$1,8 \cdot 10^{19}$	$1,8 \cdot 10^{19}$	$1,85 \cdot 10^{19}$
n_{N_2}	$7,9 \cdot 10^{18}$	$6,8 \cdot 10^{18}$	$6 \cdot 10^{18}$	$5,1 \cdot 10^{18}$
Мощность на ионизацию РТ, Вт	152	187	223	267
Мощность ВЧГ, Вт	304	375	445	535
Суммарная мощность, Вт	626	770	910	1000
Тяга, мН	6,1	7,4	8,6	10

Сравнение результатов моделирования тяги и потребляемой мощности двигателя ВЧИД-15-1 при работе на молекулярном азоте с результатами экспериментов представлено на рис 4.6.

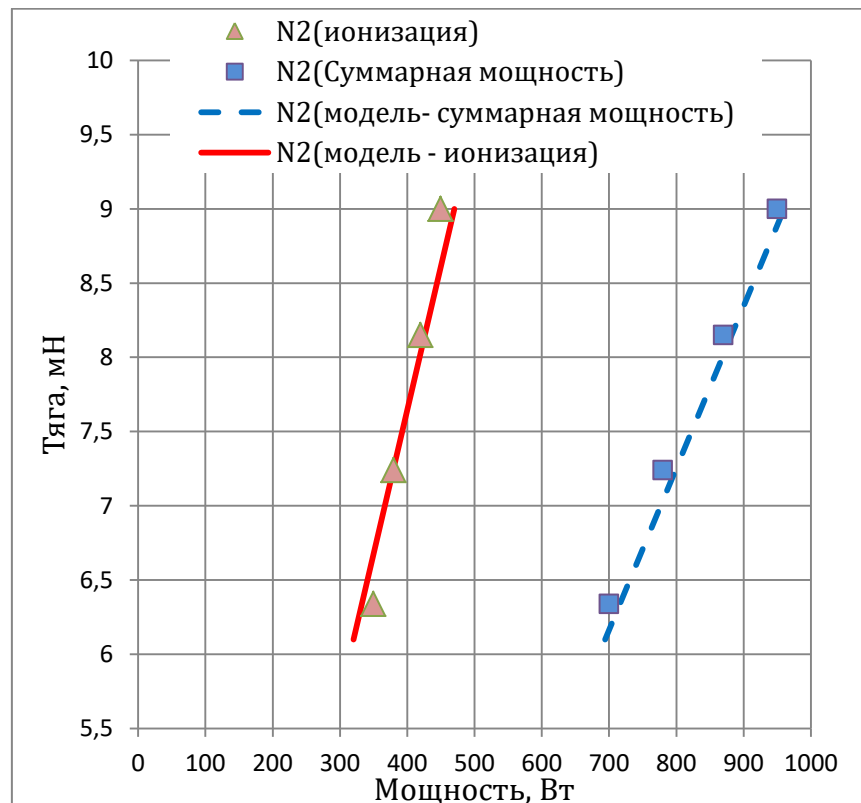


Рисунок 4.6 – Сравнение результатов моделирования тяги и потребляемой мощности двигателя ВЧИД-15-1 при работе на молекулярном кислороде с результатами экспериментов.

Из рисунка 4.6 видно, что сходимость модели для азота получилась выше, чем для кислорода, а отклонение модели от экспериментальных данных составляет не более 5% по значению тяги, и еще меньше по мощности. Далее представлен расчет модели для атмосферной смеси.

4.4 Атмосферная смесь

Используя уравнения (4.1), (4.3), (4.25), (4.26), (4.40), (4.41), (4.42), (4.43), запишем систему из 8 уравнений для смеси азота и кислорода для расчета концентраций частиц внутри РК:

$$n_e n_N \langle \sigma v_{iN} \rangle V_{\text{кам}} = 0,7 n_{iN} v_{iN} S_{\text{ст}} \quad (4.52)$$

$$n_e n_{N_2} \langle \sigma v_{iN_2} \rangle V_{\text{кам}} = 0,7 n_{iN_2} v_{iN_2} S_{\text{ст}} \quad (4.53)$$

$$\begin{aligned} \frac{\dot{m}_{N_2}}{M_{iN_2}} &= \frac{1}{2} n_{iN} v_{iN} \sigma_i S_{\text{иос}} + n_{iN_2} v_{iN_2} \sigma_i S_{\text{иос}} \\ &+ \frac{1}{2} \left(n_N \frac{v_N}{2} - n_{iN} v_{iO} (1 - \sigma_i) \right) \frac{\sigma_0}{2 - \sigma_0} S_{\text{иос}} \\ &+ \left(n_{N_2} \frac{v_{N_2}}{2} - n_{iN_2} v_{iN_2} (1 - \sigma_i) \right) \frac{\sigma_0}{2 - \sigma_0} S_{\text{иос}} \end{aligned} \quad (4.54)$$

$$\begin{aligned} 2n_e n_{N_2} \langle \sigma v_{diss N_2} \rangle V_{\text{кам}} &= \\ &= 0,7 n_{iN} v_{iN} \sigma_i S_{\text{иос}} \\ &+ \left(n_N \frac{v_N}{2} - 0,7 n_{iN} v_{iN} (1 - \sigma_i) \right) \frac{\sigma_0}{2 - \sigma_0} S_{\text{иос}} \end{aligned} \quad (4.55)$$

$$n_e n_O \langle \sigma v_{iO} \rangle V_{\text{кам}} = 0,7 n_{iO} v_{iO} S_{\text{ст}}, \quad (4.56)$$

$$n_e n_{O_2} \langle \sigma v_{iO_2} \rangle V_{\text{кам}} = 0,7 n_{iO_2} v_{iO_2} S_{\text{ст}} \quad (4.57)$$

$$\frac{\dot{m}_{O_2}}{M_{iO_2}} = \frac{1}{2} n_{iO} v_{iO} \sigma_i S_{\text{ИОС}} + n_{iO_2} v_{iO_2} \sigma_i S_{\text{ИОС}} + \frac{1}{2} \left(n_O \frac{v_O}{2} - n_{iO} v_{iO} (1 - \sigma_i) \right) \frac{\sigma_0}{2 - \sigma_0} S_{\text{ИОС}} \quad (4.58)$$

$$+ \left(n_{O_2} \frac{v_{O_2}}{2} - n_{iO_2} v_{iO_2} (1 - \sigma_i) \right) \frac{\sigma_0}{2 - \sigma_0} S_{\text{ИОС}} \\ 2n_e n_{O_2} \langle \sigma v_{\text{diss}O_2} \rangle V_{\text{кам}} = \\ = 0,7n_{iO} v_{iO} \sigma_i S_{\text{ИОС}} + \left(n_O \frac{v_O}{2} - 0,7n_{iO} v_{iO} (1 - \sigma_i) \right) \frac{\sigma_0}{2 - \sigma_0} S_{\text{ИОС}}, \quad (4.59)$$

Прибавим уравнение квазинейтральности, которое в этом случае принимает вид:

$$n_e = n_{iO_2} + n_{iO} + n_{iN_2} + n_{iN} \quad (4.60)$$

Ток ионного пучка, извлекаемого ИОС при работе ВЧИД-15-1 на атмосферной смеси:

$$I_{\Sigma} = 0,43n_{iN} \sigma_i S_{\text{ИОС}} q_e + 0,43n_{iN_2} \sigma_i S_{\text{ИОС}} q_e \\ + 0,43n_{iO} \sigma_i S_{\text{ИОС}} q_e + 0,43n_{iO_2} \sigma_i S_{\text{ИОС}} q_e \quad (4.61)$$

Мощность, затрачиваемая на ионизацию и диссоциацию атмосферной смеси:

$$N_{\text{ion}\Sigma} = n_e n_{N_2} q_e (\langle \sigma v_{iN_2} \rangle (\varepsilon_{iN_2} + 2,5T_e) + \varepsilon_{\text{dis}N_2} \langle \sigma v_{\text{dis}N_2} \rangle) V_{\text{кам}} + \\ n_e n_N q_e \langle \sigma v_{iN} \rangle (\varepsilon_{iN} + 2,5T_e) V_{\text{кам}} + n_e n_{O_2} q_e (\langle \sigma v_{iO_2} \rangle (\varepsilon_{iO_2} + 2,5T_e) + \\ \varepsilon_{\text{dis}O_2} \langle \sigma v_{\text{dis}O_2} \rangle) V_{\text{кам}} + n_e n_O q_e \langle \sigma v_{iO} \rangle (\varepsilon_{iO} + 2,5T_e) V_{\text{кам}}, \quad (4.62)$$

Тяга, создаваемая при работе двигательного узла ПВЭРД на атмосферной смеси:

$$P_{\Sigma} = 0,43n_{iN} \sigma_i S_{\text{ИОС}} v_{iN} M_{iN} W_{iN} + 0,43n_{iN_2} \sigma_i S_{\text{ИОС}} v_{iN_2} M_{iN_2} W_{iN_2} \\ + 0,43n_{iO} \sigma_i S_{\text{ИОС}} v_{iO} M_{iO} W_{iO} + 0,43n_{iO_2} \sigma_i S_{\text{ИОС}} v_{iO_2} M_{iO_2} W_{iO_2} \quad (4.63)$$

Суммарная мощность, затрачиваемая на поддержание ВЧ разряда, а также на создание ускоряющего потенциала в ИОС:

$$N_{\Sigma\Sigma} = \frac{N_{ion\Sigma}}{\eta_{ind}} + U^+ I_{\Sigma}, \quad (4.64)$$

Начальные приближения для численного решения системы уравнений (4.52) - (4.60):

$$\begin{aligned} n_e &= 10^{17} \text{ м}^{-3} \\ n_O &= 10^{17} \text{ м}^{-3}, n_{O_2} = 10^{17} \text{ м}^{-3} \\ n_{iO} &= 10^{16} \text{ м}^{-3}, n_{iO_2} = 10^{16} \text{ м}^{-3} \\ n_N &= 10^{17} \text{ м}^{-3}, n_{N_2} = 10^{17} \text{ м}^{-3} \\ n_{N_i} &= 10^{16} \text{ м}^{-3}, n_{N_{i2}} = 10^{16} \text{ м}^{-3} \end{aligned}$$

В главе 1 рассчитана концентрация молекулярного азота и кислорода, которые возможно получить при работе ПВЭРД на орбитах высотой 220км с помощью УЗАГ с входным сечением 1 м^2 . $\dot{V}_{N_2}=31,68 \text{ см}^3/\text{мин}$ и $\dot{V}_{O_2}=15,84 \text{ см}^3/\text{мин}$ (отношение объемных расходов $2N_2:1O_2$):

$$\dot{m}_{N_2} = \frac{31,68}{10^6 \cdot 46} = 6,88 \cdot 10^{-7} \frac{\text{кг}}{\text{с}} \quad (4.65)$$

$$\dot{m}_{O_2} = \frac{15,84}{10^6 \cdot 42} = 3,77 \cdot 10^{-7} \frac{\text{кг}}{\text{с}} \quad (4.66)$$

$$\dot{m}_{\Sigma} = \dot{m}_{N_2} + \dot{m}_{O_2} = 10,65 \cdot 10^{-7} \frac{\text{кг}}{\text{с}} \quad (4.67)$$

Результаты расчетов модели для атмосферной смеси сведены в таблицу 4.3.

Таблица 4.3 – Результаты расчетов модели для атмосферной смеси.

Температура электронов, эВ	8,5	8,8	9,1	9,5
n_{iO}	$1 \cdot 10^{16}$	$1,4 \cdot 10^{16}$	$1,8 \cdot 10^{16}$	$2,3 \cdot 10^{16}$
n_{iO_2}	$2,4 \cdot 10^{16}$	$2,5 \cdot 10^{16}$	$2,6 \cdot 10^{16}$	$2,61 \cdot 10^{16}$
n_O	$6,5 \cdot 10^{18}$	$6,7 \cdot 10^{18}$	$6,7 \cdot 10^{18}$	$6,7 \cdot 10^{18}$
n_{O_2}	$2,4 \cdot 10^{18}$	$2,1 \cdot 10^{18}$	$1,7 \cdot 10^{18}$	$1,4 \cdot 10^{18}$
n_e	$6,5 \cdot 10^{16}$	$7,6 \cdot 10^{16}$	$8,7 \cdot 10^{16}$	$1 \cdot 10^{17}$
n_{iN}	$1,7 \cdot 10^{18}$	$2,2 \cdot 10^{18}$	$2,8 \cdot 10^{18}$	$3,6 \cdot 10^{16}$
n_{iN_2}	$1,4 \cdot 10^{16}$	$1,5 \cdot 10^{16}$	$1,6 \cdot 10^{16}$	$1,7 \cdot 10^{16}$
n_N	$1,2 \cdot 10^{19}$	$1,3 \cdot 10^{19}$	$1,35 \cdot 10^{19}$	$1,4 \cdot 10^{19}$
n_{N_2}	$7,4 \cdot 10^{18}$	$6,5 \cdot 10^{18}$	$5,7 \cdot 10^{18}$	$4,8 \cdot 10^{18}$
Мощность на ионизацию РТ, Вт	124	152	182	227
Мощность ВЧГ, Вт	248	303	364	455
Суммарная мощность, Вт	551	670	800	987
Тяга, мН	6,3	7,5	8,7	10

Сравнение результатов моделирования тяги и потребляемой мощности двигателя ВЧИД-15-1 при работе на атмосферной смеси с результатами экспериментов представлено на рис 4.7.

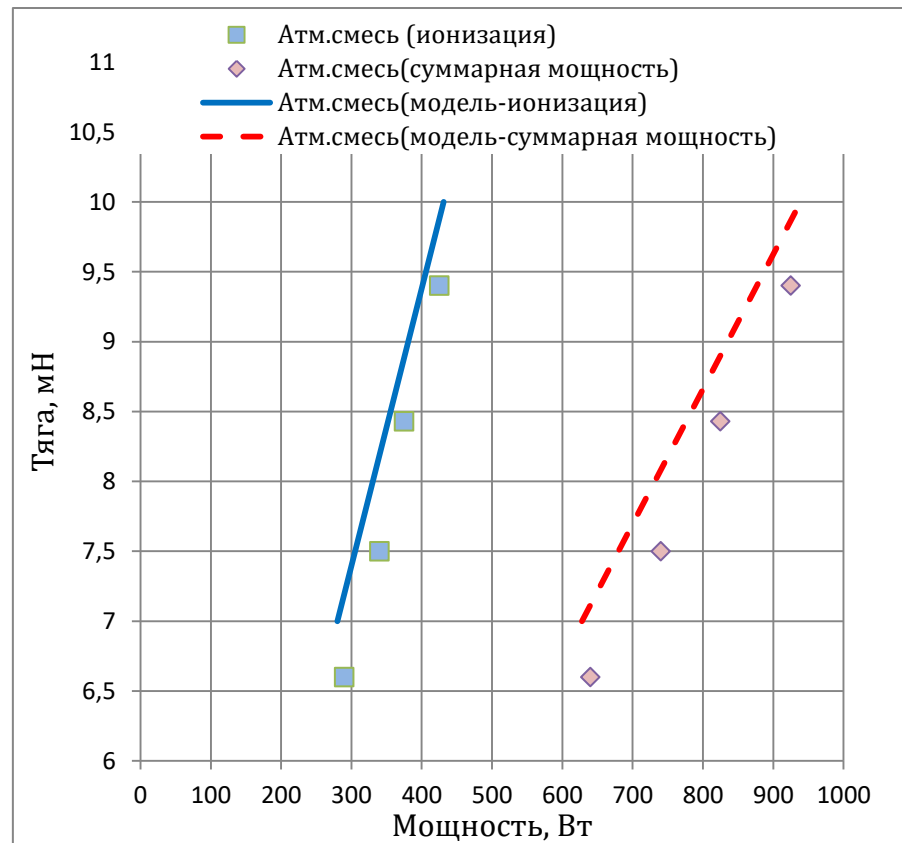


Рисунок 4.7 – Сравнение результатов моделирования тяги и потребляемой мощности двигателя ВЧИД-15-1 при работе на атмосферной смеси ($2N_2:1O_2$) с результатами экспериментов.

Анализ рис. 4.7 показывает, что в случае применения балансной модели для расчета работы тягового блока ПВЭРД на атмосферной смеси, отличие экспериментальных данных от результатов расчета не превышает 10%.

В целом, можно отметить, что созданная модель хорошо верифицируется экспериментальными данными, зарегистрированными во время экспериментальных исследований работы тягового блока ПВЭРД на компонентах атмосферы. Максимальное отличие модели от эксперимента составляет не более 15% процентов. При дальнейшей проработке ПВЭРД модель может быть использована для других образцов с отличными геометрическими параметрами ВЧИД и УЗАГ. При использовании ВЧГ

летного образца (ВЧГ с автоподстройкой частоты в составе штатного СПУ) – возможно повышение точности модели за счет уменьшения потерь мощности в контурах согласования ВЧГ с нагрузкой.

Заключение

При достижении поставленных в настоящей диссертации задач были получены следующие результаты:

1. На основании проведенного анализа компоновочных решений ПВЭРД показано, что на орбитах с высотами порядка 220 км в ионизационной камере его тягового узла возможно достижение концентраций молекулярных атмосферных газов до $5 \cdot 10^{17} \text{ м}^{-3}$ с соотношением смеси газов: молекулярного азота и кислорода – 2:1, что является достаточным для возможности ионизации в высокочастотном разряде.

2. С учетом экспериментальных данных, сделан вывод о возможности независимого исследования работы тягового и заборного узлов ПВЭРД. Обоснован выбор высокочастотного ионного двигателя в качестве прототипа тягового узла. Определен максимальный доступный массовый расход атмосферных газов через ПВЭРД с миделевой площадью 1 м^2 . Результаты экспериментального анализа стойкости к разрушению основных конструкционных материалов элементов тягового узла в среде радикалов азота и кислорода обосновали возможность использование в конструкции ПВЭРД типовых материалов.

3. Разработана лабораторная модель тягового узла с двумя модификациями, имитирующими ее работу в составе ПВЭРД. При проектировании моделей были учтены результаты анализа условий полета и рекомендации по выбору конструкционных материалов.

4. Создан стенд для имитации работы тягового узла, аттестованный для испытаний. Разработана схема автоматизированного управления подачей смеси атмосферных газов в ходе эксперимента.

5. В ходе экспериментальных исследований лабораторных моделей была продемонстрирована работоспособность тягового узла ПВЭРД на разнородных рабочих телах: ксеноне, кислороде, азоте и атмосферной смеси,

соответствующей высоте полета 220 км. Была доказана возможность стабильного зажигания высокочастотного разряда на достижимых в полете концентрациях газов без добавления к смеси инертных газов, используемых другими исследователями. В ходе испытаний на удлиненной временной базе продемонстрирована возможность работы тягового узла в циклическом режиме, демонстрирующим скважность работы ПВЭРД на потенциальных орбитах.

6. С учетом известных соотношений для высокочастотного разряда, была разработана балансная модель, которую можно рекомендовать для быстрой оценки интегральных характеристик, в частности тяги ПВЭРД. Результаты моделирования качественно согласуются с экспериментальными данными, максимальное количественное расхождение не превышает 15%.

7. На основании проведенных исследований сформулированы рекомендации по разработке тягового узла перспективного ПВЭРД для использования на макете-демонстраторе низкоорбитального космического аппарата.

Список сокращений и условных обозначений

АЦП	аналогово-цифровое преобразование
БПНН	блок питания накальной нити
БПУЭ	блок питания ускоряющего электрода
БПЭЭ	блок питания эмиссионного электрода
БСНН	блок смещения накальной нити
ВЧ	высокочастотный
ВЧГ	высокочастотный генератор
ВЧИД	высокочастотный ионный двигатель
ДЗЗ	дистанционное зондирование Земли
ДУ	двигательная установка
ИД	ионный двигатель
ИОС	ионно-оптическая система
ИСЗ	искусственный спутник земли
КА	космический аппарат
КН	катод-нейтрализатор
КЛТР	коэффициент линейного температурного расширения
МПДД	магнитоплазодинамический двигатель
НО	низкая орбита
ПВЭРД	прямоточный электрореактивный двигатель
РК	разрядная камера
РРГ	регулятор расхода газа
РТ	рабочее тело
САС	срок активного существования
СВЧ	сверхвысокочастотный
СПУ	система питания и управления
СУ	согласующее устройство
СХПРТ	система хранения и подачи рабочего тела
УЗАГ	устройство забора атмосферных газов

УЭ	ускоряющий электрод
ЦАП	цифро-аналоговое преобразование
ШИМ	шиотно-импульсная модуляция
ЭРД	электроракетный двигатель
ЭЭ	эмиссионный электрод

Список литературы

1. Кожевников В.В., Смирнов П.Е., Суворов М.О., Хартов С.А. Разработка высокочастотного ионного двигателя, работающего на атмосферных газах // Известия Российской академии наук. Энергетика. 2017. № 3 С. 5-12.
2. Горбунов А.В. Малые космические аппараты - новые средства дистанционного зондирования Земли из космоса // Вопросы Электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2001. Т. 100. С. 18-41.
3. Алифанов О.М., Медведев А.А., Соколов В.П. Малые космические аппараты как эволюционная ступень перехода к микро и наноспутникам // Труды МАИ. 2011. № 49. С. 30.
URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=28112>
4. Разработка лабораторного образца электрического ракетного двигателя, использующего в качестве рабочего тела атмосферную среду, для низкоорбитальных космических аппаратов, Отчет о ПНИ. Этап 1. Проведение теоретических исследований и разработка моделей физических процессов в ЭРД и УЗАГ. Руковод. проекта - Попов Г.А. Исп. - Сырин С.А., Леб.Х., Хартов С.А., Плохих А.П., Петухов В.Г. и др. Москва. 2014. 244 с.
5. Nishiyama K. Air breathing ion engine concept // 54th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, the International Academy of Astronautics and the International Institute of Space Law. Bremen, Germany. 29 September - 3 October 2003.
6. Suvorov M., Syrin S., Khartov S., Popov G. Air-Breathing ramjet electric propulsion thruster for controlling low-orbit spacecraft motion and for compensating its aerodynamic drag // Advances in the Astronautical Sciences. 2017. Vol. 161. pp. 833-841.
7. Wertz J., Larson J.W. Space Mission Analysis and Design. 3rd ed. El Segundo, CA: Microcosm Press. 1999. 969 p.
8. Kozhevnikov V. V., Smirnov P.E., Suvorov M.O., Khartov S.A. Development of the Radio-Frequency Ion Thruster on Atmospheric Gases // Thermal Engineering. December 2017. Vol. 64. No. 13. pp. 952-958.

9. Доросинский Л. Г. Оптимальная обработка радиолокационных изображений, формируемых в РСА. Монография. М: Издательский дом «Академия естествознания». 2017. 212 с.
10. Краснопевцев Б.В. Фотограмметрия. М: УПП «Репрография» МГИИГАиК. 2008. 160 с.
11. Богомолова Е. С., Брынь М. Я., Коугия В. А., Малковский О. Н. и др. Инженерная Геодезия. Часть 2. СПб: Петербургский государственный университет путей сообщения. 2008. 93 с.
12. Воробьева А. А. Дистанционное зондирование Земли. СПб: СПбу ИТМО. 2012. 168 с.
13. TIROS-1 [Электронный ресурс]
URL: <https://en.wikipedia.org/wiki/TIROS-1>(дата обращения: 20.02.2018)
14. Group of Earth Observations [Электронный ресурс] URL:
https://en.wikipedia.org/wiki/Group_on_Earth_Observations
(дата обращения: 05.03.2018)
15. Роскосмос. Заседание международной группы наблюдения за Землей. Ноябрь 2016. [Электронный ресурс] URL:
<https://www.roscosmos.ru/22880/>(дата обращения: 10.03.2018)
16. Спутники по области применения/Дистанционного зондирования Земли/Спутники ДЗЗ России [Электронный ресурс]
URL: <https://esoguspace.me>(дата обращения: 18.04.2018)
17. Лупян Е.А., Саворский В. П., Шокин Ю. И., Алексанин А. И. и др. Современные подходы и технологии организации работы с данными дистанционного зондирования Земли для решения научных задач // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса, 2012.Т. 9. № 5. С. 21-44.
18. Дворкин Б.А., Дудкин С.А. Новейшие и перспективные спутники дистанционного зондирования Земли. // Геоматика.2013. № 2. С. 16-36.
19. Канев С. В., Петухов В.Г., Попов Г. А., Хартов С. А. Прямоточный электрореактивный двигатель для компенсации аэродинамического торможения низкоорбитальных космических аппаратов // Изв. вузов.

Авиационная техника. 2015. № 3. С. 35-40.

20. Важенин Н. А., Обухов В. А., Плохих А. П., Попов Г. А. Электрические ракетные двигатели космических аппаратов и их влияние на радиосистемы космической связи. М: Физматлит. 2013. 432 с.
21. Роскосмос. Основные положения федеральной космической программы 2016-2025 URL: <https://www.roscosmos.ru/22347/>(дата обращения: 04.08.2018)
22. Суворов М.О., Хартов С.А. Разработка высокочастотного ионного двигателя, работающего // Сб. тез. 14-й международной конференции «Авиация и Космонавтика - 2015». 16-20 Ноября 2015. С. 152-153.
23. Суворов М.О, Хартов С.А. Разработка высокочастотного ионного двигателя, работающего на атмосферных газах. // Сб. тез. докл. XL академических чтений по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королева. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана. 26-29 января 2016. С. 74.
24. Суворов М.О., Хартов С.А. Высокочастотный ионный двигатель, работающий на атмосферных газах // Сб. тез. докл. XLI академических чтений по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королева. Москва. 17 января 2017. С. 77.
25. Суворов М.О, Хартов С.А. Разработка высокочастотного ионного двигателя, работающего на атмосферных газах. // Сб. тез. докл. международной молодежной научной конференции «Гагаринские чтения – 2016». Москва. 12-15 апреля 2016. Т. 3. С. 719.
26. Суворов М.О, Хартов С.А. Высокочастотный ионный двигатель, работающий на атмосферных газах. // Сб. тез. докл. международной молодежной научной конференции «Гагаринские чтения – 2017». Москва. 5-20 апреля 2017. С. 579-580.
27. DiCara D., Gonzalez del Amo J. RAM Electric Propulsion for Low Earth Orbit Operation: an ESA study // IEPC-2007-162 30th International Electric Propulsion Conference. Florence, Italy. 2007.
28. GOCE [Электронный ресурс] URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/GOCE>(дата обращения: 15.02.2017)

29. Romanazzo M., Steiger C., Viet D. T., Fehringer M. Low orbit operations of ESA's Gravity Mission GOCE // 5th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS). Munich, Germany. 2013. P. 14.
30. Steiger C., Romanazzo M., Emanuelli P. P., Fehringer M., Floberghagen R. The deorbiting of ESA's gravity mission GOCE - Spacecraft Operations in Extreme Conditions // 13th International Conference on Space Operations 2014. Pasadena, CA, USA. 2014. P. 12.
31. Kuijper D., García Matatoros M. GOCE Flight Dynamics operations from an orbital perspective // Proceedings 22th ISSFD. Sao José dos Campos, Brazil. 2011.
32. Ерофеев А.И., Суворов М.О., Никифоров А.П., Сырин С.А., Попов Г.А., Хартов С. А. Разработка воздушного прямогочного электрореактивного двигателя для компенсации аэродинамического торможения низкоорбитальных космических аппаратов // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 104-110.
33. Эмпирические модели верхней атмосферы [Электронный ресурс] URL: https://uamod.wordpress.com/keywords/empirical_models/ (дата обращения: 20.07.2018)
34. Picone J.M., Hedin A.E., Drob D.P., Aikin A.C. NRLMSISE-00 empirical model of the atmosphere: Statistical comparisons and scientific issues // Journal of Geophysical Research. 2002.
35. Picone J.M. Enhanced empirical models of the thermosphere // Physics and Chemistry of the Earth, Part C: Solar, Terrestrial & Planetary Science. 2000. Vol. 25. No. 5-6. pp. 537-542.
36. Picone J.M., Emmert J. T., Drob D.P. Consistent Static Models of Local Thermospheric Composition Profiles // Cornell University library, Space Physics. 2016. P. 26.
37. Bowman B. R., Tobiska W. K., Marcos F. A., Huang C. Y., Lin C.S., Burke W. J. A new empirical thermospheric density model JB2008 using new solar and geomagnetic indices // AIAA/AAS Astrodynamics Specialist Conference AIAA 2008-6438. Honolulu, Hawaii. 2008.
38. Jacchia L.G. Static Diffusion Models of the Upper Atmosphere with Empirical

- Temperature Profiles // Smithsonian Contributions to Astrophysics. 1964. Vol. 8. pp. 215-257.
39. Jacchia L.G. Revised Static Models of the Thermosphere and Exosphere with Empirical Temperature Profiles // Smithson. Astrophys. Obs. Spec. Rept. 1971. №. 332.
 40. Jacchia L. G. Thermospheric Temperature, Density, and Composition: New Models // Smithson. Astrophys. Obs. Spec. Rept. 1977. №. 375.
 41. Space engineering – Space environment, Standard ECSS-E-ST-10-04C, ESA-ESTEC, Noordwijk, The Netherlands, November 2008 URL: https://www.spacewx.com/Docs/ECSS-E-ST-10-04C_15Nov2008.pdf (дата обращения: 20.08.2018)
 42. Garrigues L. Computational Study of Hall-Effect Thruster with Ambient Atmospheric Gas as Propellant // Journal of Propulsion and Power. 2012. Vol. 28. No. 2. pp. 345-354.
 43. Sentman L. H. Comparison of the exact and approximate methods for predicting free-molecular aerodynamic coefficients // American Rocket Society Journal. 1961. Vol. 31. pp. 1576-1579.
 44. Schonhen T., Komurasaki T., Romano F., Massutti-Ballester B., Herdrich G. Analysis of atmosphere-breathing electric propulsion // IEEE Transactions on Plasma Science. 2015. Vol. 43. No. 1.
 45. Schonherr T., Abe Y., Okamura K., Koizumi H., Arakawa Y., Komurasaki K. Influence of propellant in the discharge process of PPT // 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. Atlanta, Georgia, USA. 2012.
 46. Hruby V., Pote B., Brogan T., et. al. Air Breathing Electrically Powered Hall Effect Thruster // Patent US 6,834,492 B2, Busek Company, Inc. Natick MA, USA. 2004.
 47. Andrenucci M., Cifali G., Feili D., Lotz B., Misuri T., Rossetti P., Valentian D. Experimental characterization of HET and RIT with atmospheric propellants // 32-nd International Electric Propulsion Conference (IEPC-2011). Kurhaus, Wiesbaden, Germany. 2011.

48. Fujita K. Air Intake Performance of Air Breathing Ion Engines // Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences. November 2004. Vol. 52. No. 610. pp. 514-521.
49. Lotz B. Plasma physical and material physical aspects of the application of atmospheric gases as a propellant for Ion-Thruster of the RIT-Type // Inaugural dissertation to graduate to the doctor's degree in natural sciences at the Justus-Liebig-University of Giessen (FB-07 Physics). Giessen, Germany. 2013.
50. Khartov S. A., Sitnikov S. A., Nigmatzyanov V. V. The effect of coil geometry and discharge chamber shape on to RIT parameters // 5th Russian-German Conference on Electric Propulsion. Dresden, Germany. 2014. P. 10.
51. Разработка лабораторного образца электрического ракетного двигателя, использующего в качестве рабочего тела атмосферную среду, для низкоорбитальных космических аппаратов, Отчет о ПНИ. Этап 2. Изготовление лабораторных образцов УЗАГ и ЭРД и подготовка экспериментальной базы к испытаниям. Руковод. проекта - Попов Г.А. Исп. - Сырин С.А., Свотина В. В., Хартов С.А., Плохих А.П., Петухов В.Г. и др. Москва. 2015. 198 с.
52. Разработка лабораторного образца электрического ракетного двигателя, использующего в качестве рабочего тела атмосферную среду, для низкоорбитальных космических аппаратов, Отчет о ПНИ. Этап 3. Предварительные экспериментальные исследования лабораторного образца ЭРД. Руковод. проекта - Попов Г.А. Исп. - Сырин С.А., Свотина В. В., Хартов С.А., Плохих А.П., Петухов В.Г. и др. Москва. 2015. 124 с.
53. Разработка лабораторного образца электрического ракетного двигателя, использующего в качестве рабочего тела атмосферную среду, для низкоорбитальных космических аппаратов, Отчет о ПНИ. Этап 4. Доработка эскизной документации на ЭРД АТМС и экспериментальные исследования лабораторных образцов УЗАГ и ЭРД. Руковод. проекта - Попов Г.А. Исп. - Сырин С.А., Свотина В. В., Хартов С.А., Плохих А.П., Петухов В.Г. и др. Москва. 2016. 154 с.
54. Разработка лабораторного образца электрического ракетного двигателя, использующего в качестве рабочего тела атмосферную среду, для низкоорбитальных космических аппаратов. Отчет о ПНИ. Этап 5 (заключительный). Разработка рекомендаций по созданию ЭРД АТМС

для различных типов НО КА, обобщение и оценка результатов проведенных исследований. Руковод. проекта - Попов Г.А. Исп. - Сырин С.А., Свотина В. В., Хартов С.А., Плохих А.П., Петухов В.Г. и др. Москва. 2016. 141 с.

55. MKS Type 247D Four-Channel Readout. Manual. Andover, MA, USA. MKS Instruments Inc.
56. MKS Type 1179A and 2179A Mass-Flow Controller and Type. Instruction Manual. 179A Mass-Flow Meter. Andover, MA, USA. MKS instruments Inc.
57. Interface Circuits for TIA/EIA-232-F. Design notes. Texas Instruments Inc., Dallas, Texas, USA, 2002.
58. Texas Instruments Inc. Power Transistor and Transistor-transistor Logic Integrated Circuit Applications (Texas Instruments electronics series). McGraw Hill Book Company. 1977. 248 pp.
59. Хоровиц П., Уинфилд Х. Искусство схемотехники. Том 2. М: Мир. 1993. 124 с.
60. Logic signal voltage levels [Электронный ресурс] URL: <https://www.allaboutcircuits.com/textbook/digital/chpt-3/logic-signal-voltage-levels/>(дата обращения: 16.04.2018)
61. Jian Sun. Pulse-Width Modulation // In: Dynamics and Control of Switched Electronic Systems. Advanced Perspectives for Modeling, Simulation and Control of Power Converters. London: Springer-Verlag London Limited. 2012. pp. 25-61.
62. Широтно-импульсная модуляция в Ардуино [Электронный ресурс] URL: <http://mypractic.ru/urok-37-shirotno-impulsnaya-modulyaciya-v-arduino>(дата обращения: 16.04.2018)
63. RX01/LX01 Series radio frequency power supply. Operators Manual. Seren Industrial power systems inc. Vineland, NJ, USA.
64. PCI-1723 User Manual. 16-bit / 8-ch. Non-isolated Analog Output Card. Advantech Co. Ltd. 2004.
65. Справочник по производству стекла. Том 2. Под редакцией Китайгородского И. И. и Сильвестровича С. И. М: Государственное

издательство литературы по строительству, архитектуре и строительным материалам. 1963.

66. Роус Б. Стекло в электронике, пер. с чеш. М. 1969.
67. Цимберов А. И., Штерн А. В. Стекланные изоляторы. М. 1973.
68. Глуханов Н.П., Федорова И.Г. Высокочастотный нагрев диэлектрических материалов в машиностроении. М.: Машиностроение. 1972. 159 с.
69. Лукс Г. Экспериментальные методы в неорганической химии. М.: Мир. 1965. 655 с.
70. Тростянская Е. Б., Колачев Б. А., Сильвестрович С.И. Новые материалы в технике.
М.: Гостоптехниздат. 1962. 656 с.
71. Круглов К.И. Моделирование теплофизических процессов в высокочастотном ионном двигателе. Диссертация на соискание научной степени кандидата технических наук (спец.05.07.05) 2017. URL: https://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=84644
72. Нигматзянов В. В. Выбор параметров разрядной камеры высокочастотного ионного двигателя. Диссертация на соискание научной степени кандидата технических наук (спец 05.07.05). 2017. URL: https://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=83933
73. Козлов О. В. Электрический зонд в плазме. М.: Атомиздат. 1969. 293 с.
74. Патент на полезную модель №168846 РФ. Ионно-плазменный двигатель/ Гаврюшин В. М., Канев С. В., Суворов М. О., Хартов С. А. Заявитель: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). — № 2016127448. Заявка от 07.07.2016. Опубликовано 21.02.17. Бюл № 6.
75. Патент на изобретение № 2614906 РФ. Прямоточный электрореактивный двигатель/ Канев С. В., Попов Г. А., Суворов М. О., Сырин С. А., Хартов С. А., Ерофеев А. И. Заявитель: Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). — № 2016112914. Заявка от 05.04.2016. Опубликовано 30.03.17. Бюл. № 10.
76. Groh K. H., Fahrenbach P., Loeb H. W. ESA-XX Ion Thruster for

Interplanetary Missions // 1st European Spacecraft Propulsion Conf. Toulouse, France. 1994. pp. 120-127.

77. Bassner H., Bond A. R., Thompson K. V., Groh K. The ESA-XX Ion Thruster // Second European Spacecraft Propulsion Conference, Proceedings of the conference. Noordwijk, Netherlands. 1997. pp. 251-257.
78. Leiter H.J., Loeb H.W., Schartner K.H. The RIT15 Ion Engines. A survey of the present state of Radio-Frequency Ion Thruster technology and its future potentiality // Spacecraft Propulsion, Third International Conference held 10-13 October. Cannes, France. 2001. pp. 422-432.
79. Bisten M., Freisinger J., Heland J., Lob H. et. al. The rf-ion sources RIM and PRIS for material processing and surface modification // Proceedings of the 25-th IEPC. Viareggio, Italy. 1991.
80. Freisinger J. RIT spin-offs: neutral particle injectors and ion sources for material processing // 1st Russian-German Conference on Electric Propulsion Engines and Their Technical Applications. Giessen, Germany. 1992.
81. Leiter H. J., Loeb H. W. The RIT-15 Ion engines. A survey of the present state of radio-frequency ion thruster technology and its future potentiality // Spacecraft Propulsion. 2000. Vol. 465. P. 423.
82. Суворов М.О., Смирнов П.Е., Смирнова О.В., Хартов С.А. Экспериментальное исследование работы катода-нейтрализатора с высокочастотным разрядом // Сб. тез. 16-й международной конференции «Авиация и Космонавтика - 2017». Москва. 2017. С. 125-126.
83. Смирнов П.Е., Смирнова О.В. Экспериментальное исследование лабораторного образца катода-нейтрализатора с высокочастотным разрядом // Сб. тез. докл. XLIV международной конференции «Гагаринские чтения - 2018». Москва. 2018. Т.1. С. 188-189.
84. Суворов М.О., Гордеев С.В., Канев С.В., Хартов С.А. Анализ характеристик высокочастотного ионного двигателя, работающего на ионизированных газах верхних слоев атмосферы. // Сб. тез. докл. XLII академических чтений по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королева. Москва. 23-26 января 2018. С. 71.
85. Суворов М.О., Гордеев С.В., Канев С.В., Хартов С.А. Высокочастотный

ионный двигатель, использующий в качестве рабочего тела смесь газов верхних слоев атмосферы. // Сб. тез. IV-й научно-технической конференции молодых специалистов АО «ИСС», посвященная 60-ти летию запуска первого спутника Земли на тему «Разработка, производство, испытания и эксплуатация космических аппаратов и систем». Железногорск. 2017. С. 123-124.

86. Суворов М.О., Гордеев С.В., Канев С.В., Хартов С.А. Высокочастотный ионный двигатель, работающий на ионизированных газах верхних слоев атмосферы. // Сб. тез. докл. конференции «Иосифьяновские чтения-2017». Истра. 2017. С. 187-188.
87. Franz, G. Low Pressure Plasmas and Microstructuring. London, UK: Springer Dordrecht Heidelberg. 2009. pp. 307-359.
88. Гордеев С. В., Канев С. В., Суворов М.О., Хартов С.А. Оценка параметров прямого высокочастотного ионного двигателя // Труды МАИ. 2017. № 96. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=85709>
89. Кожевников В.В. Исследование локальных параметров плазмы в разрядной камере высокочастотного ионного двигателя малой мощности. Диссертация на соискание научной степени кандидата технических наук (спец. 05.07.05). 2017.
URL: https://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=84938
90. Машеров П. Е. Разработка космического источника ионов на основе высокочастотного ионного двигателя. Диссертация на соискание научной степени кандидата технических наук (спец. 05.07.05). 2016. URL: https://mai.ru/events/defence/index.php?ELEMENT_ID=72190
91. Suvorov M., Kozhevnikov V., Khartov S., Cherniy I. Plasma local parameters measuring in the low power radio-frequency ion thruster's discharge chamber // Procedia Engineering. 2017. Vol. 185. pp. 432-437.
92. Кожевников В.В., Суворов М.О., Хартов С.А. Исследование индукционного разряда в камере высокочастотного ионного двигателя // Сб. тез. докл. XLII академических чтений по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королева. Москва. 23-26 января 2018. С. 72.
93. Brook E., Harrison M.F., Smith A.C. // J. Physics B: Atomic, Molecular and

Optical Physics. 1978. Vol. 11. pp. 3115-3123.

94. Ziegler D. E., Newman J. H., Smith K. A., Stebbings R. F. Charge transfer in H⁺-H and H⁺-D collisions within the energy range 0.1 — 150 eV // *Planet and Space Sci.* 1982. Vol. 30. pp 451-456.
95. Rapp D., Englander-Golden P. Total Cross Sections for Ionization and Attachment in Gases by Electron Impact // *The Journal of Chemical Physics.* 1965. Vol. 43. pp. 1464-1479.
96. Schram B.L., De Heer F. J., Van der Wiel M. J., Kistemaker J. Ionization cross sections for electrons (0.6–20 keV) in noble and diatomic gases // *Physica.* 1965. Vol. 31. pp. 94-112.
97. Bethe H. A. A Zur Theorie des Durchgangs schneller Korpuskularstrahlen durch Materie // *Annalen der Physik.* 1930. Vol. 397. No. 3. pp. 325-400.
98. Lotz W. Electron-impact ionization cross-sections and ionization rate coefficients for atoms and ions from hydrogen to calcium // *Zeitschrift für Physik.* 1968. Vol. 216. No 3. pp. 241-247.
99. Lotz W. Electron-impact ionization cross-sections for atoms up to Z=108 // *Zeitschrift für Physik.* 1970. Vol. 232. No 2. pp. 101-107.
100. Бабичев А. П., Бабушкина Н. А., Братковский А. М., Винокурова Л. И. и др. Под редакцией Григорьева И.С. и Мейлихова Е. З. Физические величины. М.: Энергоатомиздат. 1991. 1232 с.
101. Завилопуло А. Н., Чипев Ф. Ф., Шпеник О. Б. Ионизация молекул азота, кислорода, воды и двуокиси углерода // *Журнал технической физики.* 2005. Т. 75. № 4.