

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

На правах рукописи



Свотина Виктория Витальевна

Высокочастотный ионный двигатель системы бесконтактной транспортировки объектов
космического мусора

Специальность 2.5.15.

«Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов»

Диссертация

на соискание ученой степени кандидата технических наук

Научный руководитель: д.т.н., профессор

Хартов Сергей Анатольевич

Москва – 2023

ОГЛАВЛЕНИЕ

<i>ВВЕДЕНИЕ</i>	<i>5</i>
<i>1 АНАЛИЗ СОСТОЯНИЯ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА В ЧАСТИ ЗАСОРЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМ МУСОРОМ. СПОСОБЫ И УСТРОЙСТВА ДЛЯ ОЧИСТКИ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА. ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ СЕРВИСНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА</i>	<i>15</i>
<i>1.1 ОБЪЕКТЫ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА НА ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЕ.....</i>	<i>15</i>
<i>1.2 СПОСОБЫ УВОДА ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА С РАБОЧИХ ОРБИТ.....</i>	<i>18</i>
<i>1.3 ОЦЕНКА ПОТРЕБНЫХ ЗАПАСОВ ХАРАКТЕРИСТИКОЙ СКОРОСТИ</i>	<i>23</i>
<i>1.4 МАССОВАЯ МОДЕЛЬ СЕРВИСНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА И ЭЛЕМЕНТОВ СИСТЕМЫ БЕСКОНТАКТНОЙ ТРАНСПОРТИРОВКИ</i>	<i>25</i>
<i>1.5 БАЛЛИСТИКА СИСТЕМЫ «СЕРВИСНЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ – ОБЪЕКТ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА»</i>	<i>26</i>
<i>1.6 ФОРМИРОВАНИЕ ТРЕБОВАНИЙ К ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКЕ И К СИСТЕМЕ БЕСКОНТАКТНОЙ ТРАНСПОРТИРОВКИ</i>	<i>31</i>
<i>1.6.1 ЦИКЛ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СЕРВИСНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА</i>	<i>31</i>
<i>1.6.2 ТРЕБОВАНИЯ К ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКЕ СЕРВИСНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА.....</i>	<i>34</i>
<i>1.7 АНАЛИЗ ТРЕБОВАНИЙ К ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКЕ СЕРВИСНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА</i>	<i>37</i>
<i>1.8 ОБЛИК ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ СЕРВИСНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА.....</i>	<i>39</i>
<i>1.8.1 СТРУКТУРА ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ</i>	<i>39</i>
<i>1.8.2 КОМПЕНСИРУЮЩИЕ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ – СПД-70.....</i>	<i>40</i>
<i>1.8.3 БЛОК ХРАНЕНИЯ КСЕНОНА</i>	<i>41</i>
<i>1.8.4 БЛОК ПОДАЧИ КСЕНОНА.....</i>	<i>42</i>
<i>1.8.5 МОДУЛЬ ГАЗОРАСПРЕДЕЛЕНИЯ.....</i>	<i>43</i>
<i>1.8.6 СИСТЕМА ПРЕОБРАЗОВАНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ.....</i>	<i>43</i>
<i>1.8.7 МЕХАНИЗМ ОРИЕНТАЦИИ ДВИГАТЕЛЕЙ</i>	<i>44</i>
<i>1.8.8 ОСНОВНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ СЕРВИСНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА</i>	<i>45</i>
<i>1.9 ВЫВОДЫ ПО ГЛАВЕ 1</i>	<i>47</i>

<i>2 ИОННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ КАК ЭЛЕМЕНТ СИСТЕМЫ БЕСКОНТАКТНОГО УВОДА ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА. МОДЕЛИРОВАНИЕ КРИТИЧЕСКИХ УЗЛОВ ИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ.....</i>	<i>49</i>
2.1 ФИЗИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ В ИОННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ.....	50
2.2 ТИПОВАЯ КОНСТРУКЦИЯ ИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ. ФИЗИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ В ИОННОМ ДВИГАТЕЛЕ.....	54
2.3 МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ВОЗДЕЙСТВИЯ ИОННОГО ПУЧКА НА ОБЪЕКТ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА	65
2.4 МОДЕЛИРОВАНИЕ ИОННО-ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ.....	72
2.4.1 МОДЕЛИРОВАНИЕ ИОННО-ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ С КРУГЛОЙ ГЕКСАГОНАЛЬНОЙ ПЕРФОРАЦИЕЙ ЭЛЕКТРОДОВ.....	75
2.4.2 МОДЕЛИРОВАНИЕ ИОННО-ОПТИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ С ЩЕЛЕВОЙ ПЕРФОРАЦИЕЙ ЭЛЕКТРОДОВ	88
2.5 ПОСТРОЕНИЕ МОДЕЛЕЙ ПОЛНОГО ФАКТОРНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА РАЗМЕРНОСТИ 2^8 ДЛЯ КРУГЛОЙ И ЩЕЛЕВОЙ ПЕРФОРАЦИЙ ЭЛЕКТРОДОВ	92
2.6 АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ МОДЕЛИРОВАНИЯ	96
2.7 БАЛАНС ЧАСТИЦ И МОЩНОСТИ В ГАЗОРАЗРЯДНОЙ КАМЕРЕ	103
2.8 ТЯГОВО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ПАРАМЕТРЫ ИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ	107
2.9 ВЫВОДЫ ПО ГЛАВЕ 2.....	109
<i>3 ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЕ ИСПЫТАНИЯ ВЫСОКОЧАТОТНОГО ИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ</i> 111	
3.1 КОНСТРУКТИВНОЕ ИСПОЛНЕНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ОБРАЗЦА ДВИГАТЕЛЯ... 111	
3.2 ПОСТРОЕНИЕ МОДЕЛИ ФАКТОРНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА ДЛЯ ОПТИКИ С КРУГЛОЙ ПЕРФОРАЦИЕЙ РАЗМЕРНОСТИ 2^3	114
3.3 ПОСТРОЕНИЕ МОДЕЛИ ФАКТОРНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА ДЛЯ ОПТИКИ С ЩЕЛЕВОЙ ПЕРФОРАЦИЕЙ РАЗМЕРНОСТИ 2^3	114
3.4 ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЕ ИСПЫТАНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ОБРАЗЦА ВЫСОКОЧАСТОТНОГО ИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ.....	115
3.4.1 ИОННО-ОПТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА С ГЕКСАГОНАЛЬНОЙ КРУГЛОЙ ПЕРФОРАЦИЕЙ ЭЛЕКТРОДОВ, РАБОЧЕЕ ТЕЛО - КСЕНОН	115
3.4.2 ИОННО-ОПТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА С ГЕКСАГОНАЛЬНОЙ КРУГЛОЙ ПЕРФОРАЦИЕЙ ЭЛЕКТРОДОВ, РАБОЧЕЕ ТЕЛО - КРИПТОН.....	117
3.4.3 ИОННО-ОПТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА С ЩЕЛЕВОЙ ПЕРФОРАЦИЕЙ ЭЛЕКТРОДОВ, РАБОЧЕЕ ТЕЛО - КСЕНОН	119

3.4.4 ИОННО-ОПТИЧЕСКАЯ СИСТЕМА С ЩЕЛЕВОЙ ПЕРФОРАЦИЕЙ ЭЛЕКТРОДОВ, РАБОЧЕЕ ТЕЛО - КРИПТОН	121
3.4.5 ИНТЕГРАЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ОБРАЗЦА ВЫСОКОЧАСТОТНОГО ИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ.....	123
3.5 ВЫВОДЫ ПО ГЛАВЕ 3.....	124
4 ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ И УПРАВЛЕНИЕ ВИРТУАЛЬНОЙ СВЯЗКОЙ «СЕРВИСНЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ – ОБЪЕКТ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА».....	129
4.1 УПРАВЛЕНИЕ СВЯЗКОЙ «СЕРВИСНЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ – ОБЪЕКТ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА»	129
4.1.1 ПОСТРОЕНИЕ СХЕМЫ СЕРВИСНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА И СВЯЗАННОЙ СИСТЕМЫ КООРДИНАТ. ПРЕДВАРИТЕЛЬНАЯ ОЦЕНКА СИЛОВОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ ИОННОГО ПУЧКА	129
4.1.2 МОДЕЛИРОВАНИЕ ТРАНСПОРТИРОВКИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ГОРИЗОНТ 18».....	137
4.2 ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ВИРТУАЛЬНОЙ СВЯЗКИ «СЕРВИСНЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ – ОБЪЕКТ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА».....	150
4.3 ВЫВОДЫ ПО ГЛАВЕ 4.....	154
ЗАКЛЮЧЕНИЕ.....	156
СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ	157
СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ	159

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы исследования

Цели, приоритеты и задачи государственной политики Российской Федерации в области исследования, освоения и использования космического пространства, включая международное сотрудничество в данной сфере, определяются Основами государственной политики РФ в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу, утвержденными Президентом Российской Федерации 19 апреля 2013 г. № Пр-906 [1].

Основными принципами осуществления Федеральной космической программы Российской Федерации в целях решения задач государственной политики в области космической деятельности в интересах социально-экономической сферы, науки, техники и международного сотрудничества в 2016–2025 годах являются техническая актуальность и реализуемость, существующие научно-технический и научно-технологический потенциалы, инновационность предлагаемых к реализации проектов и технологий, обеспечивающих мировой уровень технических и эксплуатационных характеристик КА [2].

Засорение околоземного космического пространства (ОКП) отработавшими объектами космической техники, фрагментами их распада или столкновений представляет собой техногенную угрозу осуществления космической деятельности, играющей важную роль в экономике и жизни общества. Возникающее в результате деятельности человека загрязнение ОКП носит название «космический мусор» (КМ) или объекты космического мусора (ОКМ). Основными источниками возникновения КМ в ОКП являются: самопроизвольные и/или преднамеренные разрушения космических аппаратов (КА) на орбите, которые приводят к долгосрочному засорению ОКП (40 % всех ОКМ являются следствием разрушения крупных ОКМ [3, 4]); КМ, высвобождаемый умышленно во время функционирования орбитальных ступеней ракет-носителей (РН) и КА. Фрагменты КМ, возникающие в результате столкновений КМ с КА или КМ/КА между собой, как предполагается, станут значительным источником ОКМ, так как за последние годы наблюдается тенденция к увеличению частоты таких эпизодов [5]. В [6, 7, 8, 9, 10] подчеркнута, что необходимо незамедлительное осуществление мер по предупреждению образования ОКМ для сохранения космической среды для будущих поколений. Меры по предупреждению образования ОКМ можно подразделить на две категории: уменьшение образования ОКМ в краткосрочном плане в результате полетов и предупреждение разрушений КА на орбите; ограничение образования ОКМ в долгосрочном плане за счет проведения процедур после завершения программы полета КА путем увода отработавших КА и орбитальных ступеней РН и разгонных блоков (РБ) из областей ОКП, плотно загруженных функционирующими КА.

В 2007 году на 62-ой Генеральной Ассамблее ООН в ноябре 2007 г. были приняты Руководящие принципы предупреждения образования КМ [11], которые разработаны на основе документа Межагентского координационного комитета по КМ (Inter-Agency Space Debris Coordination Committee) [12], в котором подчеркивалось, что засоренность ОКП продолжает неуклонно увеличиваться, а вместе с тем, существенно возрастает вероятность столкновений ОКМ между собой и с функционирующими КА, что с большой долей вероятности будет приводить к деградации свойств последних, если не к полной потере работоспособности. В странах, осуществляющих исследование космического пространства, приняты специальные стандарты и руководящие принципы предупреждения образования КМ [6, 13, 14, 15, 16, 17].

Все руководящие принципы и стандарты различных стран участников космической деятельности по предупреждению засорения ОКП определяют области околоземных орбит, являющихся охраняемыми зонами, из пределов которых все отработавшие КА должны быть удалены в конце срока активного существования (САС).

Наиболее критичным с точки зрения экономического ущерба является возникновение ОКМ на геостационарной орбите (ГСО), как наиболее важной области ОКП с точки зрения высокой стоимости выведения на нее полезной нагрузки (ПН) и невозможности самоочищения в обозримый промежуток времени ввиду высоких значений времен баллистического существования КА на ней. Минимальные требования по защите области ГСО (см. Рисунок 1) сводятся к необходимости обеспечить отсутствие объектов КМ (ОКМ) в области пространства, ограниченной по высоте: высота ГСО ± 200 -300 км, а по широте, ограниченной областью $\pm 15^\circ$.

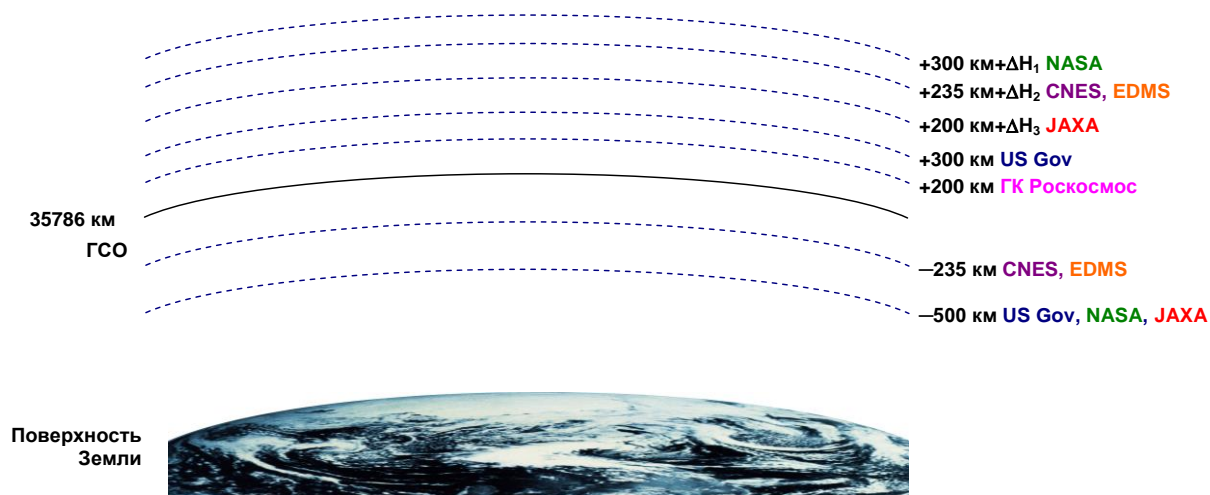


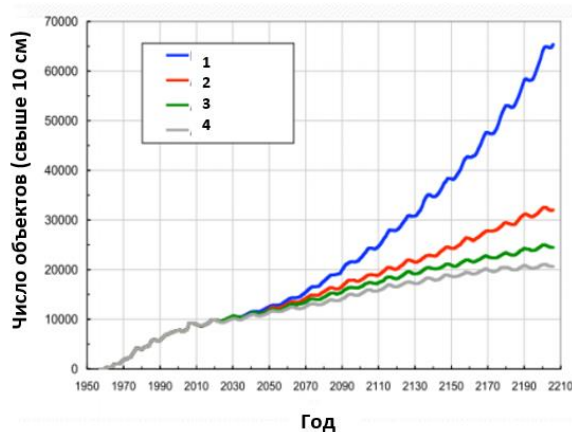
Рисунок 1 – Защищаемая область ГСО

Выбор орбит захоронения уводимых ОКМ представляет отдельную научно-техническую проблему. В настоящее время, кроме необходимости выполнения межгосударственных договоренностей по защищаемой области ГСО, в Российской Федерации разрабатываются методические рекомендации по выбору орбит увода, обеспечивающих заданное ограниченное время существования, для удаления крупноразмерного ОКМ из области с высотным диапазоном

900–1500 км и орбита захоронения для отработавших изделий ракетно-космической техники в области функционирования глобальной навигационной спутниковой системы (ГЛОНАСС) [18]. Частично эти требования могут затронуть и нефункционирующие КА, часть траектории которых пролегает в окрестности защищаемой области ГСО, а другая часть - затрагивает данные высоты.

Проблема очистки ОКП от ОКМ является общемировой проблемой. Во многих странах проводятся работы над проектами по каталогизации ОКМ, исследуются различные технические средства для осуществления увода ОКМ на орбиты с согласованными международным сообществом параметрами. Государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос» развертывает отечественную инфраструктуру для решения задач борьбы с техногенным засорением ОКП [19]. Значительная часть разрабатываемых проектов направлена на поиск и удаление с орбиты ОКМ размером более 10 см. Группа ОКМ меньших размеров, в настоящее время исследована гораздо хуже, в том числе из-за сложностей наблюдения таких объектов с поверхности Земли и из космоса с помощью малых КА и кубсатов [20].

При рассмотрении стратегии очистки ОКП от ОКМ установлено, что наиболее эффективно защита зоны рабочих орбит достигается при удалении крупногабаритных ОКМ техногенной природы. При такой стратегии снижаются риски лавинообразного размножения ОКМ из-за столкновения крупных ОКМ между собой [21]. Использование на практике систем активного увода КМ способно существенно изменить загрязненность ОКП КМ техногенной природы. Для оценки числа ОКМ в ОКП может быть использована модель LEGEND [22, 23, 24]. В литературе приводятся данные по оценкам степени загрязненности ОКП КМ с учетом различных сценариев активного увода ОКМ на базе построенных вероятностных моделей эволюции числа КМ на околоземных орбитах (см. Рисунок 2).



1 – без увода в конце САС; 2 – увод в конце САС плюс активный увод 5 ОКМ; 3 – увод в конце САС плюс активный увод 10 ОКМ; 4 – увод в конце САС плюс активный увод 20 ОКМ в год, начиная с 2020 года

Рисунок 2 – Сравнение четырех различных сценариев [25]

Чаще всего для оценки вероятности разрушения КА на фрагменты используется NASA Standard Breakup Model, которая описывает вероятностную модель распределения числа

образующихся в результате разрушения КА фрагментов, их скорости, а также отношение площади к массе [26]. Образование большого числа фрагментов потенциально может нанести существенный урон функционирующим КА ввиду больших скоростей, а соответственно, и большой энергии разрушения. Приведенные данные свидетельствуют об актуальности задачи активного увода ОКМ ввиду серьезности угрозы для осуществления безопасной космической деятельности, обусловленной существующими современными тенденциями долговременного обеспечения безопасности осуществления космической деятельности в части реализации всех возможных способов защиты и очистки ОКП от ОКМ техногенной природы [6, 27, 28]. Указанный тезис подтверждается проработкой большого числа проектов космических систем, обеспечивающих транспортировку ОКМ на орбиты захоронения, которые поддерживаются космическими агентствами государств – участников космической деятельности и ООН [10], [29], [30], [31], [32], [33]. Одним из вариантов очистки ГСО от крупногабаритных ОКМ является исследуемый в МАИ метод бесконтактной транспортировки ОКМ с использованием высокоимпульсного электроракетного двигателя (ЭРД).

Объект исследования

Модифицированный высокочастотный ионный двигатель (ВЧИД), выполняющий в составе электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) сервисного космического аппарата (СКА) функции точного фазирования СКА относительно ОКМ и исполнительного элемента системы бесконтактной транспортировки ОКМ.

Предмет исследования

Особые требования к системе генерации и ускорения ионных потоков во ВЧИД (ионно-оптической системе (ИОС)) для увода ОКМ из защищаемой области ГСО на орбиты захоронения.

Целью диссертационной работы является оптимизация и выбор параметров ВЧИД ЭРДУ СКА, для удовлетворения им требований, предъявляемых к исполнительному элементу системы бесконтактной транспортировки ОКМ.

Методология и методы диссертационного исследования

В работе использованы: фундаментальные законы сохранения, методы расчета механики космического полета, математическое и статистическое моделирование, экспериментальные методы исследования характеристик ВЧИД, методы обработки экспериментальных данных, методы объектно-ориентированного программирования.

Для оценки взаимного влияния геометрических параметров ИОС на угол расходимости ионного пучка моделирование проводилось в валидированном программном комплексе IGUN с использованием метода покоординатного спуска. Статистическое моделирование применено для построения моделей полного факторного эксперимента размерностями 2^8 и 2^3 для ИОС с щелевой и гексагональной круглой перфорациями электродов. Валидированный программный комплекс

IOS-3D нашел применение для оценки эрозии электродов ВЧИД и ресурса ВЧИД в целом. Экспериментальные исследования выполнены для оценки основных тягово-энергетических характеристик экспериментального образца ВЧИД, работающего на различных рабочих телах с использованием в его составе ИОС с различными электродами из нового конструкционного материала. Методы физического и математического моделирования задействованы при построении модели воздействия ионного пучка на ОКМ. Методы объектно-ориентированного программирования эксплуатировались при проведении проектно-баллистического анализа виртуальной связки «СКА-ОКМ».

В соответствии с целью диссертационной работы были поставлены следующие **задачи**:

1. Проведение: анализа обстановки в ОКП в части загрязнения техногенными ОКМ; методов, средств и технических устройств, которые могут быть использованы при разработке и создании СКА для увода ОКМ на орбиты захоронения; оценки потребных запасов характеристической скорости для увода ОКМ из защищаемой области ГСО на орбиты захоронения в соответствии с требованиями нормативных документов по обеспечению безопасности космической деятельности. Выработка рекомендаций к построению ЭРДУ СКА. Формирование облика ЭРДУ СКА.
2. Моделирование ИОС ВЧИД с щелевой и гексагональной круглой перфорациями электродов с построением моделей полных факторных экспериментов размерности 2^8 и оптимизацией параметров ИОС с целью получения минимальных углов расходимости генерируемого ионного пучка; оценка баланса мощности и частиц в газоразрядной камере (ГРК) ВЧИД на базе разработанной методики усреднения энергий возбуждения и ионизации энергетических термов рабочих тел с учетом изменения массового потока атомов рабочего тела при прохождении ионной оптики.
3. Изготовление и испытание на различных рабочих телах экспериментального образца ВЧИД с использованием различных конфигураций ИОС, полученных при моделировании, с электродами из нового конструкционного материала, подтверждение интегральных характеристик ВЧИД.
4. Моделирование силового воздействия ионного пучка на ОКМ и проектно-баллистический анализ виртуальной связки «СКА-ОКМ» с подтверждением возможности увода цепочки СКА из защищаемой области ГСО на орбиты захоронения.

Научная новизна результатов исследований

В работе получены следующие результаты, обладающие новизной и научной значимостью в соответствии с паспортом специальности 2.5.15. «Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов»:

1. Проведено моделирование ИОС ВЧИД с щелевой и гексагональной круглой перфорациями электродов с построением моделей полных факторных экспериментов размерности 2^8 и выполнена оптимизация параметров ИОС с целью получения минимальных углов расходимости генерируемого ионного пучка, расчетным путем определен ресурс ВЧИД (п.п. 1, 6, 12, 13). Рассчитаны и экспериментально подтверждены выходные интегральные характеристики элементов ЭРДУ СКА (п.п. 2, 10, 13).
2. Проведена оценка баланса мощности и частиц в ГРК ВЧИД с учетом предложенной методики оценки усредненных значений энергий возбуждения и ионизации энергетических уровней термов рабочих тел с учетом изменения массового потока атомов рабочего тела при прохождении ионной оптики (п.п. 3, 13).
3. Оценены необходимые параметры ЭРДУ СКА для выполнения СКА целевой задачи по уводу ОКМ на орбиты захоронения, решена задача по выбору конкретного ОКМ или цепочки ОКМ, которые могут быть уведены из защищаемой области ГСО на орбиты захоронения заданной ЭРДУ СКА в рамках единичной миссии СКА. Сформирован облик ЭРДУ СКА, включающей пару компенсирующих СПД и разработанный ВЧИД, выполняющий задачи фазирования СКА относительно ОКМ и оказывающий силовое воздействие на ОКМ (п. 5).

Практическая и теоретическая значимость результатов исследования

1. С помощью разработанных методов проектного анализа оценивается возможность и целесообразность увода конкретных ОКМ. Данные методы обладают практической значимостью для выбора цепочки ОКМ, подлежащих уводу в рамках единичной миссии СКА. Выработанные рекомендации позволяют провести проектную проработку ЭРДУ СКА.
2. Результаты проведенного моделирования конструктивных элементов ВЧИД и полученные регрессионные зависимости для углов расходимости ионных пучков, генерируемых ИОС с щелевой и гексагональной круглой перфорациями электродов, позволяют без проведения полномасштабного моделирования оценить выходные параметры ВЧИД, а также оптимизировать конструкцию ИОС с целью удовлетворения ею требований, предъявляемых к ней как к элементу системы бесконтактной транспортировки ОКМ.
3. С использованием результатов предварительного моделирования разработана конструкция экспериментального образца ВЧИД, проведены ее исследовательские испытания на различных рабочих телах. В ИОС использованы электроды из нового углерод-углеродного композиционного материала на основе нетканого каркаса «ИПРЕССКОН®». Подтверждены результаты проведенного моделирования и интегральные характеристики ВЧИД. Расчетным путем получена оценка высокого ресурса экспериментального образца ВЧИД при его работе на различных рабочих телах и с использованием различных по конструктивному исполнению электродов.

4. С помощью построенной модели силового воздействия ионного пучка на ОКМ можно оценить возможность увода конкретного ОКМ ВЧИД с заданными параметрами, уточнить необходимые параметры работы системы управления СКА и углы отклонения компенсирующих ЭРД; получить необходимые диапазоны варьирования параметров ВЧИД, размещенного на борту СКА заданной массы, для увода конкретного ОКМ.

Степень достоверности результатов

Достоверность полученных результатов подтверждается удовлетворительным соответствием полученных в диссертации результатов с аналогичными результатами, достигнутыми другими авторами, использовавшими другие методы и методики, опубликованными результатами экспериментальных исследований; применением апробированного математического аппарата, обоснованным выбором существующих методик измерений параметров испытываемых экспериментальных образцов ВЧИД, эксплуатацией при проведении исследовательских испытаний современной аттестованной экспериментальной базы и поверенных и/или калиброванных средств измерений.

Внедрение результатов диссертационной работы

Результаты диссертационной работы использовались в составных частях (СЧ) опытно-конструкторских работ (ОКР) «ЭРДНП-НИИПМЭ», «ВЧИД-НИИ ПМЭ», СЧ научно-исследовательских работ (НИР) «ЭДЗ-ПМЭ», «Дебри-ПМЭ», «Двигатель-НИИ ПМЭ МАИ», «Дебри-ПМЭ-2», «ЭРДНП-НИИПМЭ», «Программа-ПМЭ», «Устойчивость-ПМЭ», «Устойчивость-КМ-ПМЭ», «ИСС-КМ-ПМЭ», «Отработка-МАИ (НИИ ПМЭ)», «Форсаж-ЭРДУ-МКА», «Устойчивость-СИИП», грантах Президента Российской Федерации для государственной поддержки научных исследований, проводимых под руководством ведущих ученых в российских образовательных учреждениях высшего профессионального образования по Постановлению № 220 от 9 апреля 2010 года (№ 11.G34.31.0022 от 25.11.2010 г. и № 075–15–2019–1894 от 03.12.2019 г.), Соглашении № 075–15–2019–1718 от 26 ноября 2019 г. с Министерством образования и науки Российской Федерации в рамках Федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014 – 2020 годы».

Апробация работы

Основные результаты работы обсуждались на семинарах НИИ ПМЭ МАИ, а также докладывались и получили одобрение на отечественных и международных конференциях: 1) 4 International Spacecraft Propulsion Conference, Sardinia, 2-4 июня 2004 г.; 2) XXXVI Международной конференции по физике плазмы и УТС, г. Звенигород, РФ, 9–13 февраля 2009 г.; 3) 3 International Conference for Aero-Space Sciences, г. Версаль, Франция, 6-9 июля 2009 г.; 4) 5 European Conference for Aeronautics and Space Sciences, г. Мюнхен, Германия, 1-5 июля 2013 г.;

5) Joint Conference of 30 ISTS, 34 IEPC, 6 NSAT, г. Кобе, Япония 4-10 июля 2015 г.; 6) 6 European Conference for Aeronautics and Space Science, г. Краков, Польша, 29 июня – 4 июля 2015 г.; 7) 15 Международной конференции «Авиация и космонавтика», г. Москва, РФ, 14-18 ноября 2016 г.; 8) 6 Russian-German Conference on Electric Propulsion and Their Application, г. Самара, РФ, 28 августа-2 сентября 2016 г.; 9) 7 European Conference on Space Debris, г. Дармштадт, Германия, 18-21 апреля 2017 г.; 10) 3 IAA Conference on Dynamics and Control of Space Systems, г. Москва, РФ, 30 мая - 1 июня 2017 г.; 11) 68 International Astronautical Congress, г. Аделаида, Австралия, 25-29 сентября 2017 г.; 12) 7 European Conference for Aeronautics and Space Sciences, г. Милан, Италия, 3-7 июля 2017 г.; 13) 16 Международной конференции «Авиация и космонавтика–2017», г. Москва, РФ, 20–24 октября 2017 г.; 14) 17 Международной конференции «Авиация и космонавтика–2018», г. Москва, РФ, 19–23 ноября 2018 г.; 15) XXI Международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным программным системам, г. Алушта, Крым, РФ, 24–31 мая 2019 г.; 16) XIII Международной конференции по прикладной математике и механике в аэрокосмической отрасли, г. Алушта, Крым, РФ, 6-13 сентября 2020 г.; 17) 2 International Conference on Modernization, Innovations, Progress: Advanced Technologies in Material Science, Mechanical and Automation Engineering (MIP): Engineering 2020, г. Красноярск, РФ, 16-18 апреля 2020 г.; 18) 19 Международная конференция «Авиация и космонавтика», г. Москва, РФ, 23-27 ноября 2020 г.; 19) XLIV Academic Space Conference: Dedicated to the Memory of Academician S.P. Korolev and Other Outstanding Russian Scientists - Pioneers of Space Exploration", 28-31 января 2020 г.; 20) XXII Международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным программным системам, г. Алушта, Крым, РФ, 5-13 сентября 2021 г.

Публикации

Результаты работы опубликованы в 27 статьях, в том числе в 8 статьях, входящих в перечень Высшей аттестационной комиссии Министерства науки и высшего образования Российской Федерации, из которых 8 соответствуют специальности 2.5.15., 22 статьях Scopus, в том числе 17 Web of Science, из них 6 входят в Q1 и Q2. В сборниках тезисов и трудов конференций опубликовано 26 работ. Результаты работы используются в 2 патентах.

Личный вклад соискателя

Основные положения диссертации получены лично автором, либо при непосредственном его участии, что подтверждено публикациями и полученными патентами, а именно:

- 1) Проведены:
 - анализ засорения ОКП различными ОКМ техногенного происхождения;
 - предварительный проектно-баллистический анализ, позволяющий выбрать группу (цепочку) ОКМ, подлежащую уводу в рамках одной миссии СКА.

- анализ средств, способов и технических устройств, которые могут быть использованы для построения СКА, осуществляющего увод ОКМ на орбиты захоронения в соответствии с требованиями нормативной документации;
- 2) Сформулированы требования к построению и техническим характеристикам ЭРДУ СКА, предназначенного для увода техногенных ОКМ из защищаемой области ГСО и сформирован облик ЭРДУ СКА.
- 3) Представлен:
 - анализ влияния геометрических параметров ИОС с щелевой и гексагональной круглой перфорациями электродов на угол расходимости ионного пучка с построением моделей полного факторного эксперимента размерности 2^8 ;
 - анализ баланса частиц и мощности в ГРК на базе предложенной модели усреднения энергий возбуждения и ионизации рабочих тел с учетом вариации массового потока атомов рабочего тела при прохождении ИОС.
- 4) Изготовлен и испытан экспериментальный образец ВЧИД с ИОС с щелевой и гексагональной круглой перфорациями электродов при работе на различных рабочих телах с использованием в составе ИОС электродов из нового конструкционного материала. Проведена оценка эрозии электродов с различными перфорациями из нового конструкционного материала.
- 5) Построена модель воздействия ионного пучка на ОКМ, проведен проектно-баллистический анализ виртуальной связки «СКА-ОКМ», показана возможность последовательного увода нескольких ОКМ из защищаемой области ГСО на орбиты захоронения одним СКА, который может быть построен на базе существующих унифицированных космических платформ отечественной разработки.

Основные положения, выносимые на защиту:

1. Облик ЭРДУ СКА для бесконтактной транспортировки ОКМ техногенной природы, состоящей из компенсирующих СПД и ВЧИД, выполняющего две функции точного позиционирования СКА и воздействия на ОКМ.
2. Метод оценки угла расходимости ионного пучка в зависимости от геометрических параметров ИОС, позволяющий оптимизировать конструкцию узла ИОС с целью уменьшения угла расходимости в соответствии с требованиями к системе бесконтактной транспортировки ОКМ техногенной природы и метод усреднения энергий ионизации и возбуждения энергетических уровней термов рабочих тел с учетом вариации массового потока атомов рабочего тела для построения балансовой модели частиц и мощности в ГРК рассматриваемого ВЧИД.
3. Результаты экспериментальных исследований разработанного и созданного экспериментального образца ВЧИД, использующего в своем составе ИОС с различной

конфигурацией электродов из нового конструкционного материала, при работе на различных рабочих телах.

4. Модель воздействия ионного пучка на ОКМ и результаты проектно-баллистического анализа виртуальной связки «СКА-ОКМ», показывающие принципиальную возможность последовательного увода нескольких ОКМ из защищаемой области ГСО на орбиты захоронения одним СКА.

Объем и структура диссертационной работы

Диссертационная работа представляет собой рукопись объемом 185 страниц печатного текста, включая 131 рисунок, 30 таблиц, 273 библиографические ссылки. Работа содержит введение, 4 главы, выводы, список обозначений и сокращений, список литературы.

В первой главе представлен анализ накопления ОКМ на орбитах, близких к ГСО, приведены основные способы, устройства и методы увода ОКМ из защищаемых областей ОКП, представлено их сравнение, представлены оценочная массовая модель СКА и результаты предварительного проектно-баллистического анализа виртуальной связки «СКА-ОКМ», на базе которых сформированы требования к ЭРДУ СКА, целевым назначением которой является увод ОКМ из защищаемой области ГСО в обеспечение безопасности осуществления космических полетов в долговременной перспективе, сформирован облик ЭРДУ СКА.

Во второй главе проведено описание ВЧИД как элемента системы бесконтактного увода ОКМ техногенной природы из защищаемой области ГСО, изложены основные технические характеристики и результаты проведенного моделирования локальных и интегральных характеристик ВЧИД, построены модели полного факторного эксперимента для ИОС с щелевой и гексагональной круглой перфорациями размерностями 2^8 с целью оптимизации геометрических параметров ИОС для получения минимальных углов расходимости генерируемого ионного пучка. Построены методика усреднения энергий возбуждения и ионизации энергетических уровней рабочих тел и модель воздействия ионного пучка на ОКМ.

Изготовлен, собран и испытан экспериментальный образец ВЧИД с электродами из нового конструкционного материала – углерод-углеродного композиционного материала на основе нетканого каркаса «ИПРЕССКОН®» по ТУ 23.99.14.130–859–56897835–2019 (УУКМ) с круглой гексагональной и щелевой перфорациями. Показано хорошее соответствие результатов имитационного моделирования и полученных экспериментальных результатов. Результаты экспериментальных исследований отражены в главе 3.

В главе 4 представлены результаты оценки параметров системы управления СКА и проектно-баллистического анализа виртуальной связки «СКА-ОКМ» с использованием данных, полученных из построенной модели воздействия ионного пучка на ОКМ.

1 АНАЛИЗ СОСТОЯНИЯ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА В ЧАСТИ ЗАСОРЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМ МУСОРОМ. СПОСОБЫ И УСТРОЙСТВА ДЛЯ ОЧИСТКИ ОКОЛОЗЕМНОГО КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА. ФОРМИРОВАНИЕ ОБЛИКА ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ СЕРВИСНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

1.1 Объекты космического мусора на геостационарной орбите

За время осуществления космических полетов количество ОКМ в ОКП возросло до такой степени, что масса ОКМ в верхней части атмосферы Земли (на высоте свыше 200 км) составляет 1 % от массы самой верхней атмосферы Земли [34, 35, 36]. Особенно остро проблема техногенного засорения ОКП относится к области низких орбит и окрестности ГСО, поскольку ОКМ на высотах до 600 км входят в атмосферу Земли на протяжении нескольких лет, а объектам на высотах свыше 1000 км на это требуются века [37, 38].

К 2016 году в мире было каталогизировано около 17 тысяч космических объектов, из них только 1430 объектов – это функционирующие по прямому назначению КА (77 % в области низких орбит, 6 % – в области ГСО, 10 % – в области высокоэллиптических орбит, 7 % – на других орбитах, в том числе навигационных спутниковых систем [39, 40]. В настоящее время Системой контроля космического пространства – стратегическая система, обеспечивающая безопасность Российской Федерации, – каталогизировано свыше 50000 космических объектов [41].

Тенденцию экспоненциального роста можно наблюдать и в отношении космических объектов в окрестности ГСО. В области ГСО обнаружено большое число ОКМ с большим соотношением площади к массе, приводящим к тому, что с течением времени (несколько лет) такие ОКМ начинают пересекать области высокоэллиптических и низких орбит [42, 43, 44]. На графиках ниже представлено количество каталогизированных объектов в окрестности ГСО или ее пересекающих, прирост их массы и площади, занимаемой космическими объектами, по данным на середину 2022 года (см. Рисунок 3-Рисунок 8). На диаграммах введены следующие аббревиатуры: НЕО – высокая эллиптическая орбита (высота перигея: 0-31570 км; апогей: свыше 40002 км); МГО – орбита, пересекающая средние орбиты и ГСО (перигей: 2000-31570 км; апогей: 31520-40002 км); ГТО – геопереходная орбита (перигей: 0-2000 км; апогей: 31570-40002 км; наклонение: 0–90°); ЕГО – расширенная ГСО (высота: 37948-46380 км; наклонение: 0-25°; эксцентриситет: 0-0,25); GEO – ГСО (перигей: 35586-35986 км; апогей: 35586-35986 км; наклонение: 0-25°).

Из представленных диаграмм становится очевидным неуклонный рост всех приведенных показателей, как числа и массы объектов в окрестности ГСО, так и их площади. Однако следует

помнить о том, что из-за ограничений в чувствительности радаров и телескопов на сегодняшний день невозможно отследить ОКМ размером менее 1 м в окрестности ГСО, а, следовательно, неопознанных и неучтенных объектов в окрестности ГСО значительно больше.

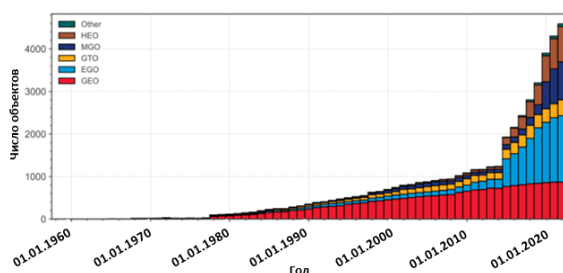


Рисунок 3 – Прирост числа объектов, находящихся в защищаемой области ГСО, с 1957 года по 2022 год [45]

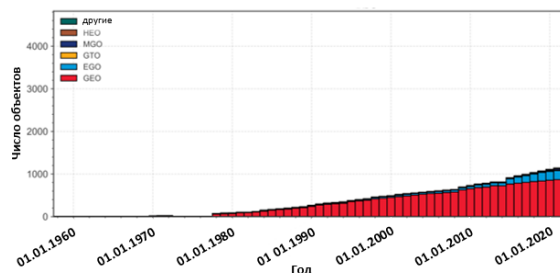


Рисунок 4 – Прирост числа объектов, пересекающих защищаемую область ГСО, с 1957 года по 2022 год [45]

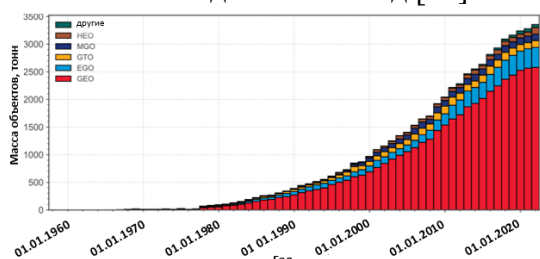


Рисунок 5 – Прирост массы объектов, находящихся в защищаемой области ГСО, с 1957 года по 2022 год [45]

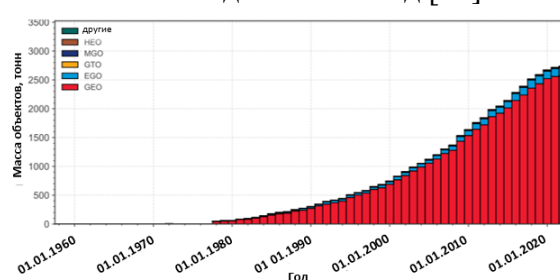


Рисунок 6 – Прирост массы объектов, пересекающих защищаемую область ГСО, с 1957 года по 2022 год [45]

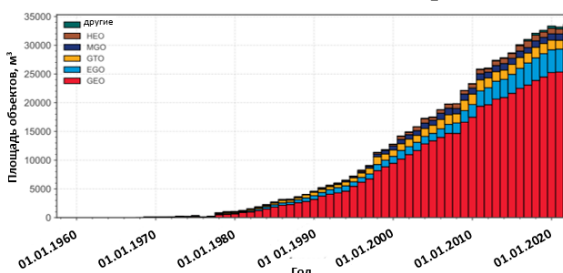


Рисунок 7 – Прирост площади объектов, находящихся в защищаемой области ГСО, с 1957 года по 2022 год [45]

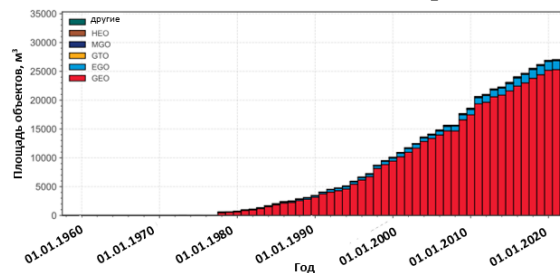


Рисунок 8 – Прирост площади объектов, пересекающих защищаемую область ГСО, с 1957 года по 2022 год [45]

Из представленных диаграмм становится очевидным неуклонный рост всех приведенных показателей. Однако следует помнить о том, что из-за ограничений в чувствительности радаров и телескопов на сегодняшний день невозможно отследить ОКМ размером менее 1 м в окрестности ГСО, а, следовательно, неопознанных и неучтенных объектов значительно больше.

Высокие скорости движения ОКМ вокруг Земли создают реальную угрозу КА. По оценке риск катастрофического столкновения КА типа Space Shuttle с ОКМ составлял порядка 1 к 300. Для Hubble Space Telescope риск составлял 1 к 185. Для Международной космической станции при вероятности столкновения 1 к 10000 астронавты выполняют маневр уклонения [46, 47].

Согласно синдрому Кesslerа (цепная реакция столкновения ОКМ между собой), предложенному ученым из США Дональдом Дж. Кesslerом в 1978 году, с течением времени

экспоненциально увеличивается число ОКМ с плохо прогнозируемыми массами и скоростями [48]. Что в свою очередь увеличивает стоимость защиты от ОКМ для разрабатываемых КА, и существенно увеличивает риск уничтожения функционирующих КА. На сегодняшний день задокументировано свыше 350 преднамеренных взрывов, преднамеренных или случайных столкновений между ОКМ. Одним из следствий этого является то, что распространение ОКМ сделает космическую деятельность и использование КА в определенных орбитальных диапазонах нецелесообразным для Человечества на протяжении многих поколений [49].

ГСО является наиболее востребованной областью ОКП с точки зрения обеспечения телекоммуникации, метеорологии и науки. В среднем ежегодно на ГСО осуществляется 25–30 запусков КА. В 1989 году общая масса ОКМ составляла порядка около 2000 тонн, увеличившись в три раза к 2002 году. К концу 2008 года число отслеживаемых объектов на ГСО составило 1186 штук и только 32 % из них были функционирующими КА [50]. К концу декабря 2009 года общее число отслеживаемых объектов в окрестности ГСО превысило 1467 штук, из которых 892 были КА (391 функционирующий, 501 отработавший или вышедший из строя) и 250 верхние ступени и РБ более чем 15 различных типов [37]. К концу 2011 года число функционирующих КА на ГСО составляло 419 штук, а к середине 2017 года число функционирующих КА на ГСО превысило 590 штук [36]. В настоящее время на ГСО работают 40 КА, чей возраст превысил 20 лет. В настоящее время чуть более 30 % всех космических объектов в защищаемой области ГСО представляют собой функционирующие КА [37, 51].

На диаграмме представлены результаты оценки относительного числа успешно уведенных ПН из защищаемой области ГСО к общему числу ПН в защищаемой области ГСО (см. Рисунок 9). На гистограмме (см. Рисунок 10) приведены данные по числу ПН, выведенных в защищаемую область ГСО в определенном диапазоне масс. Представленные данные позволяют сделать оценку по массе тех ОКМ, увод которых необходимо будет обеспечивать в долгосрочной перспективе - подавляющее большинство ОКМ имеют массы свыше 1000 кг.

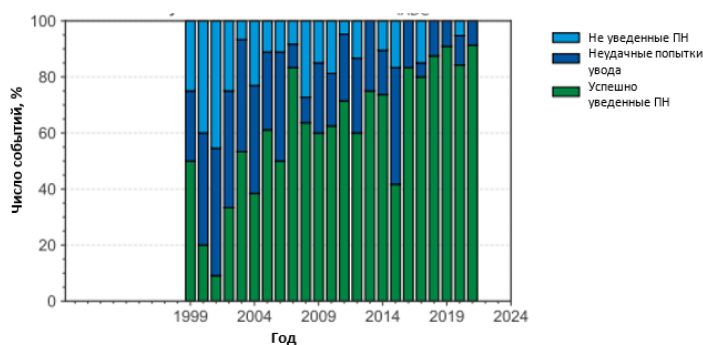


Рисунок 9 – Относительное число успешно уведенных ПН в конце САС из защищаемой области ГСО, неудачных попыток увода и не уведенных ПН [45]

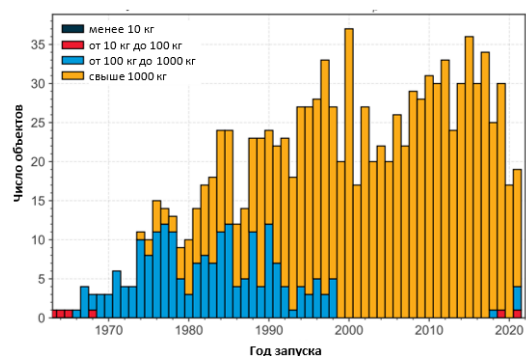


Рисунок 10 – Гистограмма масс ПН, выведенных в защищаемую область ГСО [45]

Анализ распределения отслеживаемых на ГСО или в ее окрестности космических объектов по периоду, наклонению, долготе восходящего узла и среднему перигею орбиты [52, 53, 54, 55] позволяет сделать вывод о том, что большинство объектов имеют наклонение около 0° . Другие объекты - это ракетные ступени и неконтролируемые КА, которые под воздействием внешних сил описывают «восьмерки», относительно точки на экваторе каждые сутки, но в любом случае пересекают защищаемую область ГСО, а значит, потенциально могут представлять опасность, особенно в случае некооперируемости (не функционирует система управления по различным причинам, КА перешел в состояние неуправляемого вращения). Большое число объектов или находится непосредственно в защищаемой области ГСО или пересекает защищаемую область ГСО в процессе дрейфа или перемещения по орбите. Указанная баллистическая особенность дрейфующих КА еще раз демонстрирует необходимость их учета при оценке безопасности осуществления полетов в окрестности ГСО, а также при планировании программ, связанных с уводом ОКМ из защищаемой области ГСО.

Хотя, согласно «Руководящим принципам по предотвращению образования космического мусора», отработавшие КА должны быть уведены с ГСО в конце САС [56], в реальности это не всегда реализовывается. В 2009 году 21 геостационарный КА достиг конца САС, и лишь 11 из них были переведены на более высокие орбиты [107] захоронения. По оценкам, представленным в литературе, в период с 2012 года по 2022 год 203 КА на ГСО достигнут предельных САС [36]. Однако приведенный выше пример показывает, что слишком большой процент отработавших КА не переводится или не может быть переведен на орбиты захоронения по тем или иным причинам, и нет основания полагать, что соотношение уведенных на орбиты захоронения КА и КА, оставшихся в защищаемой области ГСО, для КА, выводимых из эксплуатации, может измениться. Поэтому увод ОКМ из защищаемой области ГСО вновь разрабатываемыми техническими средствами в настоящее время становится одной из актуальных и насущных проблем.

1.2 Способы увода объектов космического мусора с рабочих орбит

Все современные геостационарные КА должны в конце САС уводиться с ГСО на более высокие/низкие орбиты (орбита захоронения), при этом высота целевой орбиты КА увеличивается/уменьшается на несколько сотен километров. Данный метод «очистки» ГСО имеет ряд существенных недостатков. При выполнении операции перевода:

- возникает высокий технический риск ввиду того, что операция увода производится в конце САС, а большинство критических отказов основных служебных систем КА приходится на

конец САС (отказ бортовых систем КА приводит к невозможности выполнения операции увода);

- на увод затрачивается рабочее тело, количество которого достаточно трудно прогнозируемо даже для выполнения целевой задачи из-за достаточно больших САС современных КА (порядка 10–15 лет);
- уменьшается САС КА, так как на увод тратится часть рабочего тела, достаточная для поддержания точки стояния в течение нескольких месяцев, и время, в течение которого КА мог бы выполнять целевую задачу.

Штатный увод КА из точки стояния на сегодняшний день является основным, наиболее дешевым и надежным способом увода КА на орбиту захоронения.

Другие способы увода, предложенные к настоящему времени, следует применять для уже имеющихся в окрестности ГСО ОКМ, увод которых не возможен в силу различных причин, и в случае возникновения нештатных ситуаций, приводящих к невозможности реализации увода КА на орбиту захоронения с помощью собственной ДУ КА.

Научным сообществом предложено большое число различных технических устройств и концепций, которые могут быть использованы при создании КА, который сможет уводить ОКМ с рабочих орбит. Проекты предусматривают использование: различных механических устройств [29, 57, 58, 59, 60, 61, 62, 63, 64, 65, 66, 67, 68, 69, 70, 71, 72, 73, 74, 75, 76, 77, 78, 79, 80, 81]; гарпунов [9, 82]; сетей [82, 83, 84, 85]; магнитных конструкций [86]; надувных или разворачиваемых конструкций в виде парусов [87, 88], шаров [89] или парашютов [90]; солнечных концентраторов [91]; пены [92]; тросовых систем, как чисто механических [93, 94], так и электродинамических [95, 96] с дополнительными концевыми механизмами захвата в виде гарпунов [97], манипуляторов и захватов [98], сетей [99] и т.д., в том числе с использованием встроенных электростатических и клеевых технологий [100], сухих контролируемых клеев [101]; лазерного излучения, как наземного [102], так и космического [103] базирования. Часть реализованных или предложенных проектов было направлено на отработку систем сближения и инспектирования ОКМ [72, 104]. Проведены обширные исследования динамического поведения конструкций, например, сетей [105].

Описание проектов, предусматривающих гибкую или виртуальную связки между СКА и ОКМ, представлено, например, в обзоре [106]. Представленное ниже сравнение концепций носит субъективный характер, так как ни одна из них не была до конца технически реализована в реальных условиях космического полета за исключением штатного увода в конце САС.

Тросовые системы, ориентированные на Землю, постоянно расположены на ГСО. Маневры осуществляются путем обмена импульсами между концевыми массами. Система может быть построена с использованием существующих ныне материалов. Требуется обеспечить

возможность стыковки с КА/ОКМ на ГСО. Стартовая масса меньше по сравнению с массой буксира. Сокращаются затраты топлива базового КА, оснащенного тросом, на поддержание орбиты и увод в конце САС. ОКМ на ГСО могут быть использованы для уменьшения начальной массы системы в случае их использования в качестве одной из концевых масс. Высокие риски столкновения с другими объектами в случае использования длинных тросов. Поддержание стабильности тросовой системы не требуется. Вращающаяся тросовая система обеспечивает существенную экономию топлива по сравнению с использованием буксиров/РБ, но удлиняет время проведения маневра на 50 % по сравнению с ними же, из-за ограничений на силу натяжения в тросе. Поддержание орбиты и динамические маневры являются сложной задачей. Материалы для тросовой системы с большим запасом прочности существуют, но возможна их существенная деградация в условиях ОКП, а также высока вероятность столкновения с другими КА/ОКМ.

Концепции с жесткой сцепкой между КА и ОКМ хорошо подходят для удаления крупногабаритных ОКМ с ГСО или любых других орбит. Возможны: осуществление нескольких функций с течение нескольких суток, стыковка с некооперируемым КА/ОКМ, в том числе большого размера, адаптация под КА/ОКМ, продление САС. Часть предлагаемых к использованию технологий не проверены на практике в натуральных условиях космического полета. Такие системы могут быть многократными/дозаправляемыми и поддерживать работу в режимах: увод с орбиты, перевод на другую орбиту и обслуживание; однако стоимость таких систем высока за счет высокой стоимости пусковых услуг и необходимости разработки высокоточных систем управления. Системы позволяют работать под управлением человека или в автоматическом режиме, могут быть запущены в качестве попутной ПН.

Магнитный парус обладает относительно низкой стоимостью, но высокой технической сложностью и большой неопределенностью в фундаментальных вопросах физики взаимодействия солнечного ветра с магнитной структурой.

Солнечный парус – практически «вечный» двигатель, но с большими временными затратами на осуществление транспортных операций, что может быть приемлемым только в конце САС. Система может потенциально обеспечить увеличение САС КА на ГСО, но обладает высокой стоимостью при использовании в автономном режиме и невысокой надежностью на сегодняшний день. Технологичность концепции на сегодняшний день не доказана.

Системы увода, построенные на базе разворачиваемых конструкций, на сегодняшний день не обладают достаточной надежностью ввиду своей крупногабаритности, сложности управления, а также возникающими вопросами фундаментального характера протекающих в ионосфере Земли физических процессов, воздействующих на такие конструкции. Кроме того,

достаточно высока вероятность повреждения крупногабаритных конструкций как мелкими ОКМ техногенной природы, так и КМ естественного происхождения (микрометеориты).

Маневр схода с орбиты – используемая в настоящее время концепция. Требует больших затрат на функционирование. Требуется международное регулирование правил осуществления увода с ГСО и специальных контролирующих органов. Перевод на орбиту с высотой на 300 км превышающей ГСО не достаточно уменьшает риски столкновения с функционирующими объектами на ГСО и других орбитах в долгосрочной перспективе. В зависимости от внешних условий при сохранении КА на любых орбитах, в том числе на орбитах захоронения, сопровождается фактически неконтролируемым процессом их дальнейшего баллистического существования и низкой точностью/достоверностью оценки действительного времени существования КА на этих орбитах. Используемый в настоящее время маневр схода с орбиты в первую очередь уменьшает доходность базового КА на ГСО из-за снижения САС и, как было показано, не обеспечивается в 100 % случаев ввиду различных технических причин.

Последние несколько лет особое внимание привлечено к концепции увода ОКМ с использованием ионного пучка (см. Рисунок 11) [107, 108, 109, 110]. В качестве основных проблем реализации способа указаны поиск оптимальных параметров источника ионного пучка, коллимация и рассеяние ионного пучка на больших расстояниях.

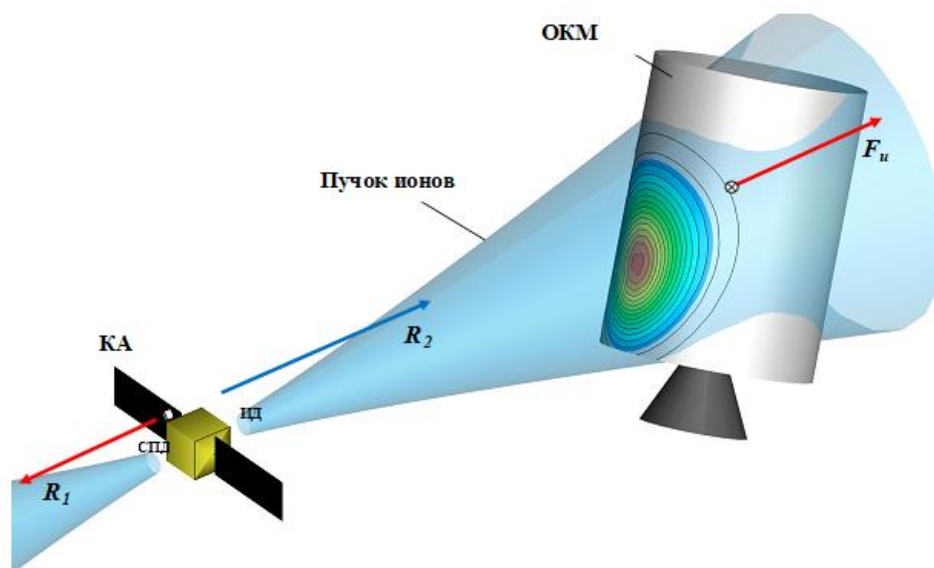


Рисунок 11 – Схема концепции увода ОКМ ионным пучком

Ионный пучок генерируется и ускоряется до 30 км/с и более ДУ СКА (ВЧИД/ионной пушке/инжекторе ионов), направленной в сторону ОКМ, размещенной на расстоянии в несколько габаритных размеров ОКМ на СКА. Пучок ускоренной квазинейтральной плазмы попадает на поверхность ОКМ, воздействуя на него с силой, величина которой зависит от угла расходимости ионного пучка, распыления атомов на поверхности ОКМ, отклонения оси пучка от центра тяжести ОКМ и других факторов. Предложенная концепция позволяет осуществлять

транспортировку ОКМ без осуществления стыковки с ним, а, следовательно, отпадает необходимость разработки механизмов стыковки/захвата, которые будет трудно использовать повторно для нескольких последовательных операций увода ОКМ, разработки сложных алгоритмов оценки состояния поверхности и динамики ОКМ перед стыковкой; появляется возможность транспортировки некооперируемых ОКМ (неуправляемое движение ОКМ: неупорядоченное вращение, часто с большими скоростями, колебания с большой амплитудой и т.д.) с точно не установленной геометрией, динамикой, массовыми и инерционными характеристиками.

Построение такой системы представляет собой достаточно трудоемкую задачу, поскольку необходимо оптимизировать параметры сразу двух типов двигателей с учетом большого числа ограничений, в том числе, на располагаемую бортовую мощность энергоустановки СКА, на массу системы бесконтактного увода и т.д., включая итоговую стоимость самой системы и стоимость ее эксплуатации. При проектировании системы бесконтактного увода ОКМ должны определяться: расходы рабочих тел в компенсирующих двигателях и в источнике ионов, рабочие напряжения, оптимальные расстояния между СКА и ОКМ (относительная дальность), генерируемые тяги для увода каждого конкретного ОКМ с учетом динамических характеристик ОКМ, которые в большинстве случаев априори не известны, не говоря уже об оценке оптимальной, с точки зрения затрат характеристикой скорости, последовательности уводимых ОКМ с учетом различий их параметров орбит и обеспечения снижения рисков катастрофических столкновений ОКМ с выводимыми и/или действующими КА, а также между собой в долгосрочной перспективе с образованием большого числа ОКМ с трудно прогнозируемыми орбитальными параметрами.

В [111] проведен анализ состава орбитальной группировки геостационарных КА и РБ, подлежащих уводу на орбиту захоронения (см. Рисунок 12, Таблица 1). Показано, что для геостационарных КА, запущенных с 1964 года по 1980 год, характерна стабилизация вращением. При этом КА чаще всего имеет форму цилиндра, вращающегося вокруг продольной оси со скоростью до 100 об/мин (для первых спутников GOES), на которой установлены панели солнечных батарей (ПСБ), и стабилизированной – с установленными коммуникационными антеннами, которая делает один оборот за виток, поддерживая антенны постоянно повернутыми к Земле и предотвращая вход КА в плоское вращение (которое является естественной тенденцией). При трехосной стабилизации, которая характерна для КА более новых поколений, КА вращается со скоростью один оборот за виток, поддерживая антенны постоянно повернутыми к Земле. ПСБ также совершают один оборот в год, поддерживая направление на Солнце. В обоих случаях ось вращения КА перпендикулярна орбитальной плоскости (экваториальной плоскости).

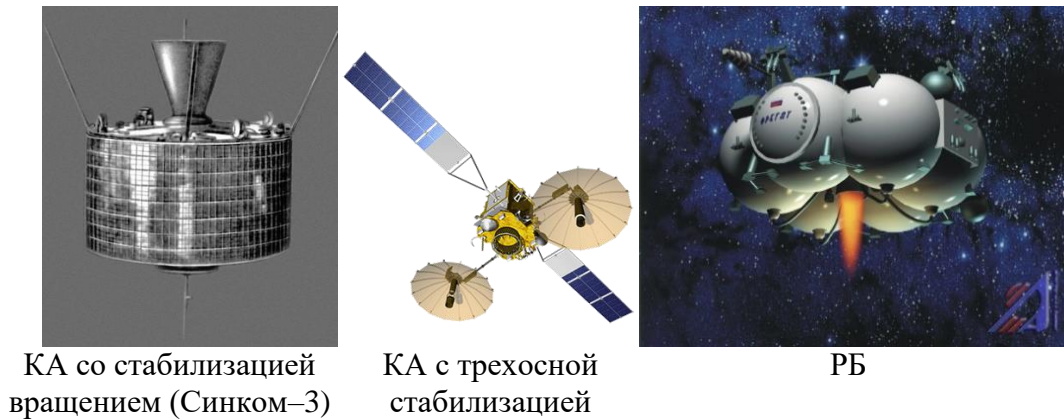


Рисунок 12 – Примеры космических объектов в области ГСО [111]

Таблица 1 – Классификация ОКМ в области ГСО [111]

Параметры	КА со стабилизацией вращением		КА с трехосной стабилизацией	РБ	
Внешний вид					
Масса, кг	30–150	700–1500	1000–6500	~3400	~1500
Размер, м	1×1×1	2,5×2,5×5	до 5×10×20	4×4×6	4×4×3
Годы запуска	1964–1970	1970–1980	1980–по н.в.	1964–по н.в.	1990–по н.в.

Таким образом очевидно, что основные формы ОКМ, с которыми предстоит иметь дело, представляют собой параллелепипеды и цилиндры и/или их комбинации. С учетом вышеизложенного при проведении оценок предполагалось, что центральная часть ОКМ представляет собой параллелепипед или цилиндр, в условный центр которого осуществляется прицеливание источник ионного пучка [112].

1.3 Оценка потребных запасов характеристикой скорости

Основные требования к компенсирующим двигателям определяются условиями работы и величинами возмущающих сил и моментов, действующих на СКА, его массой и инерциальными характеристиками, а также необходимой точностью управления. Как показано в [113] для диапазона изменения большой полуоси, равного 0-500 км, эксцентриситета 0-0,007 и наклона 1-20° (что соответствует диапазонам вариации параметров большого числа ОКМ в окрестности защищаемой области ГСО) на участке дальнего наведения требуемые затраты характеристической скорости определяются в основном требуемой величиной изменения ориентации плоскости орбиты. В этом диапазоне гарантированная (максимальная) оценка требуемых затрат характеристической скорости может быть получена из выражения:

$$V_{ХАР} = -0.1147\Delta i^2 + 84.878\Delta i + 0.1201, \quad (1)$$

где Δi – требуемый угол изменения ориентации плоскости орбиты, выраженный в градусах.

Относительная ошибка этой оценки не превышает 1,2 % при $\Delta i = 1^\circ$ и 0,3 % при $\Delta i \geq 5^\circ$.

Для определения времени увода ОКМ из защищаемой области ГСО достаточно знать ускорение, с которым движется СКА, а, следовательно, изменение сил и массы СКА в процессе увода. Поскольку время увода определяется единицами суток, то изменением массы СКА в процессе перевода одного ОКМ на орбиту захоронения можно пренебречь. Показано, что, осуществляя слабое воздействие в пределах единиц Ньютон на ОКМ с массой порядка единиц тонн, можно увести ОКМ из защищаемой области ГСО за время в пределах десятков суток. При тяге и удельном импульсе тяги компенсирующих двигателей порядка 0,166 Н и 1520 с, соответственно, и массе СКА, равной 1500 кг, потребные запасы характеристической скорости, длительность межорбитального перелета и расход рабочего тела приведены ниже (см. Таблица 2 -Таблица 4).

Таблица 2 – Зависимость затрат характеристической скорости [м/с] от требуемого изменения эксцентриситета, большой полуоси и ориентации плоскости орбиты [113]

Δe	0,00234	0,00235	0,00237	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00237	0,00711
Δa [км]	500	300	100	0	100	300	500	0	0
$\Delta i = 0^\circ$	20,03	13,33	13,55	0,00	3,64	10,88	18,07	4,73	14,18
$\Delta i = 1^\circ$	85,22	84,58	84,72	84,28	84,26	84,48	85,11	84,37	85,17
$\Delta i = 5^\circ$	419,71	420,06	420,32	420,72	420,48	420,05	419,69	420,73	420,87
$\Delta i = 10^\circ$	835,54	836,44	836,93	837,88	837,39	836,44	835,54	837,88	837,94
$\Delta i = 20^\circ$	1646,92	1648,81	1649,76	1651,71	1650,74	1648,81	1646,93	1651,71	1651,69

Таблица 3 – Зависимость длительности межорбитального перелета [сутки] от требуемого изменения эксцентриситета, большой полуоси и ориентации плоскости орбиты [113]

Δe	0,00234	0,00235	0,00237	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00237	0,00711
Δa [км]	500	300	100	0	100	300	500	0	0
$\Delta i = 0^\circ$	2,09	1,39	1,42	0,00	0,38	1,14	1,89	0,49	1,48
$\Delta i = 1^\circ$	8,89	8,82	8,84	8,79	8,79	8,81	8,88	8,80	8,88
$\Delta i = 5^\circ$	43,28	43,32	43,35	43,39	43,36	43,32	43,28	43,39	43,40
$\Delta i = 10^\circ$	84,98	85,07	85,12	85,21	85,16	85,07	84,98	85,21	85,22
$\Delta i = 20^\circ$	163,07	163,25	163,33	163,52	163,43	163,25	163,07	163,52	163,52

Таблица 4 – Зависимость требуемых затрат ксенона [кг] от требуемого изменения эксцентриситета, большой полуоси и ориентации плоскости орбиты при начальной массе КА 1500 кг [113]

Δe	0,00234	0,00235	0,00237	0,00000	0,00000	0,00000	0,00000	0,00237	0,00711
Δa [км]	500	300	100	0	100	300	500	0	0
$\Delta i = 0^\circ$	2,01	1,34	1,36	0,00	0,37	1,09	1,82	0,48	1,43
$\Delta i = 1^\circ$	8,55	8,49	8,50	8,46	8,46	8,48	8,54	8,47	8,55
$\Delta i = 5^\circ$	41,65	41,68	41,71	41,74	41,72	41,68	41,64	41,75	41,76
$\Delta i = 10^\circ$	81,77	81,85	81,90	81,99	81,94	81,85	81,77	81,99	82,00
$\Delta i = 20^\circ$	156,90	157,07	157,16	157,33	157,25	157,07	156,90	157,33	157,33

Полученные значения не являются оптимальными, как с точки зрения оценки суммарного времени увода нескольких ОКМ, так и с точки зрения оценки суммарной потребной массы

рабочего тела для увода нескольких ОКМ. Они показывают принципиальную возможность реализации метода за достаточно ограниченное время. Анализ представленных результатов показывает, что выбор ОКМ для следующей операции увода должен быть ограничен теми ОКМ, чьи орбиты отличаются по наклонению на не более чем на 5° и по эксцентриситету на 0,007.

Предварительные результаты по оценке силового воздействия ионного пучка на ОКМ были изложены в [114, 115, 116, 117, 118, 119, 120]. Реализация способа сопряжена с решением ряда слабо изученных проблем, таких как: осуществление многократных маневров СКА при сближении с ОКМ в дальней и ближней зонах; учет трудно прогнозируемой реакции ОКМ сложной формы на силовое воздействие ионного пучка. Движение СКА в дальней зоне будет определяться выбранной последовательностью ОКМ для увода, что представляет собой достаточно трудную многопараметрическую задачу для оптимизации, где критериями оптимальности могут выступать как число уведенных ОКМ за САС СКА в простом варианте, так и параметры, определяющие вероятность столкновения оставшихся ОКМ, функционирующих КА или вновь выводимых КА, с другими ОКМ и их фрагментами в более сложном варианте. Было показано, что целесообразно, при прочих равных условиях, уводить ОКМ большей массы, что не всегда может оказаться осуществимым при рассмотрении и оценке конкретной складывающейся на ГСО обстановки с учетом потенциальных времен реализации космических миссий по «уборке» [21, 22, 23, 24, 25, 26, 27, 28].

1.4 Массовая модель сервисного космического аппарата и элементов системы бесконтактной транспортировки

Массовая модель СКА, оснащенного источником ионного пучка, построена с учетом следующих допущений: угол рассеяния ионного пучка мал и при расходимости пучка сохраняется начальное распределение плотности ионного тока; ионный пучок осесимметричен и его ось проходит через центр тяжести ОКМ; столкновения неупругие; плазменный поток полностью ионизирован, бесстолкновителен, квазинейтрален и состоит из ионов и электронов; расстояние между СКА и ОКМ позволяет говорить об отсутствии неоднородности плазменного пучка и малости остаточных магнитных полей источника ионного пучка. Построение массовой модели приведено на базе данных, представленных в [109]. Дополнительно предположим, что бортовой источник ионов СКА функционирует от момента выхода на орбиту ОКМ и сближения с ним до достижения СКА и ОКМ целевой орбиты (орбиты захоронения).

Массовый расход \dot{m}_{EP} (кг/с) и мощность компенсирующих двигателей P_{EP} (Вт) определяются из соотношения:

$$\frac{\dot{m}_{EP}}{\dot{m}_{IS}} = \frac{P_{EP}}{P_{IS}} = \frac{F_{EP}}{F_{IS}} = 1 + \frac{m_{SC}}{m_{SD}}. \quad (2)$$

Масса СКА складывается из массы рабочего тела для выполнения целевой задачи m_{fuel} (кг), массы энергосистемы m_p (кг) и массы конструкции СКА m_{str} (кг). С учетом того, что c – скорость истечения, F_{EP} – постоянные, имеем следующее выражение для определения массы рабочего тела, необходимого СКА, для транспортировки одного ОКМ:

$$m_{fuel} = \int_{\Delta t} 2\dot{m}dt = \int_{\Delta t} \frac{2F_{EP}}{c} dt = \frac{2F_{EP}}{c} \Delta t, \quad (3)$$

где: Δt – продолжительность перелета.

Масса энергосистемы СКА m_p (кг):

$$m_p = 2\alpha P = \frac{\alpha F_{EP} c}{\eta}, \quad (4)$$

где α – удельная масса энергосистемы (кг/Вт); η – КПД двигательной установки (ДУ).

Сложим все массы и приравняем нулю производную по скорости истечения, тогда оптимальное значение скорости истечения c_{opt} (м/с), обеспечивающее минимум массы СКА, определяется из соотношения Ирвинга-Штуллингера [121] с учетом КПД ДУ:

$$c_{opt} = \sqrt{\frac{2\eta\Delta t}{\alpha}}. \quad (5)$$

Масса СКА, соответствующая оптимальному значению скорости истечения, равна:

$$m_{SC}^{opt} = 2F_{EP} \sqrt{\frac{2\alpha\Delta t}{\eta}} + m_{str}. \quad (6)$$

Масса рабочего тела m_{fuel}^{opt} (кг):

$$m_{fuel}^{opt} = F_p \sqrt{\frac{2\alpha\Delta t}{\eta}}. \quad (7)$$

1.5 Баллистика системы «сервисный космический аппарат – объект космического мусора»

Первые результаты расчетного исследования, представленные в данном разделе, впервые были опубликованы в [202]. Они были частично дополнены и доработаны в части исправления допущенных неточностей и ошибок. Проектный вариант баллистической модели системы «СКА–ОКМ» может быть построен на базе предположений, изложенных выше, а также с учетом следующих допущений:

- орбита ОКМ является квазикруговой (что справедливо для геостационарных КА);
- движение виртуальной связки «СКА–ОКМ» происходит по квазикруговым орбитам, так как малая тяга компенсирующих двигателей обеспечивает малое изменение эксцентриситета орбиты связки «СКА–ОКМ»;

– создаваемая ВЧИД сила F_{IS} является постоянной и направлена по касательной к мгновенной плоскости орбиты.

Изменение большой полуоси орбиты a связки «СКА–ОКМ» под действием тангенциальной возмущающей силы F_{EP} определяется уравнением Гаусса (знак перед выражением в правой части указывает на перевод ОКМ на орбиту захоронения с увеличением/уменьшением начальной высоты орбиты):

$$\frac{da}{dt} = \pm \frac{2a^2 v F_{EP}}{\mu m_{SD}} \quad \text{или} \quad \frac{da}{dt} = \frac{2a^{3/2} F_{EP}}{\mu^{1/2} m_{SD}}, \quad (8)$$

где: $\mu = 3.98 \times 10^{14}$ – гравитационный параметр Земли ($\text{м}^3/\text{с}^2$); $v = \sqrt{\frac{\mu}{a}}$ – скорость ОКМ ($\text{м}/\text{с}$).

С учетом $F_{EP} = \text{const}$ уравнение (8) может быть проинтегрировано во времени:

$$a_H = \frac{\mu R}{\left(\sqrt{\mu} + \frac{F_{EP}}{m_{SD}} t \sqrt{R} \right)^2}, \quad (9)$$

$$a_K = \frac{\mu R}{\left(\frac{F_{EP}}{m_{SD}} t \sqrt{r} - \sqrt{\mu} \right)^2}, \quad (10)$$

где: R, r – радиусы орбит (м) в начале и конце маневра.

Продолжительность маневра определяется из (9) и (10) с учетом $a_K = r$ и $a_H = R$

$$\Delta t = m_d \frac{\sqrt{\mu} \sqrt{R} - \sqrt{r}}{F_p \sqrt{rR}}. \quad (11)$$

Подставляя (11) в (6) получаем оптимальную массу СКА:

$$m^{opt}(m_d, r, R, F_p) = 2 \left(\frac{\mu}{Rr} \right)^{1/4} \sqrt{\frac{2\alpha m_d F_p}{\eta} (\sqrt{R} - \sqrt{r})} + m_{str}. \quad (12)$$

Масса рабочего тела на перевод с учетом (7) и (11) равна:

$$m_{fuel}^{opt}(m_d, r, R, F_p) = \left(\frac{\mu}{Rr} \right)^{1/4} \sqrt{\frac{2\alpha m_d F_p}{\eta} (\sqrt{R} - \sqrt{r})}. \quad (13)$$

Мощность энергоустановки с учетом (5) и (11) записывается в виде:

$$P^{opt}(m_d, r, R, F_p) = \left(\frac{\mu}{Rr} \right)^{1/4} \sqrt{\frac{2m_d F_p}{\eta} (\sqrt{R} - \sqrt{r})}. \quad (14)$$

При проведении анализа упор делался на больших ОКМ с массой свыше 500 кг, так как их удаление в перспективе дает наибольший выигрыш с точки зрения снижения риска столкновения с такими ОКМ.

На графиках (см. Рисунок 13) представлена зависимость времени (dt , сутки), потребного на перевод ОКМ массой 500–5000 кг с ГСО на орбиту захоронения согласно требованиям ГК

Роскосмос, в зависимости от различного уровня тяги ($F_{p1}=F_{IS}$, Н), создаваемой источником ионов (20–200 мН). Удельная масса источника ионов принята равной 40 кг/кВт. Масса конструкции СКА принята равной 1000 кг. На графиках (см. Рисунок 14) представлены оптимизированные зависимости массы СКА (m_{SCopt1} , кг) как функции тяги ($F_{p1}=F_{IS}$, Н), создаваемой источником ионов (20–200 мН), при тех же условиях, что и выше. На графиках (см. Рисунок 15) представлены запасы рабочего тела ($m_{fuelopt}$, кг), необходимые для перевода ОКМ массой 500–5000 кг на орбиту захоронения, как функция тяги ($F_{p1}=F_{IS}$, Н), создаваемой ионным источником (20–200 мН), при тех же граничных условиях, что и выше. На графиках (см. Рисунок 16) представлен оптимальный удельный импульс тяги (s_{opt} , с), необходимый для перевода ОКМ массой 500–5000 кг на орбиту захоронения, как функция тяги ($F_{p1}=F_{IS}$, Н), создаваемой источником ионов (20–200 мН), при тех же граничных условиях, что и выше. Для перевода ОКМ с ГСО на орбиту захоронения согласно требованиям ГК Роскосмос необходимо сообщить ОКМ дополнительную скорость, равную 7,266 м/с (круговая скорость КА на ГСО – 3075 м/с, а на орбите захоронения – 3067 м/с). При необходимости выполнения требований НАСА по уводу ОКМ на орбиту захоронения потребная характеристическая скорость, сообщаемая ОКМ, возрастает до 10,881 м/с ввиду большей высоты орбиты захоронения.

Была проведена оценка потребной тяги компенсирующих двигателей (F_{p2} , Н) при указанных выше допущениях и принятых начальных условиях. Результат оценки приведен на графиках (см. Рисунок 17) в диапазоне тяг ДУ СКА, обеспечивающей воздействие на ОКМ, от 20 мН до 200 мН (F_{p1} , Н). Проведена оценка времени (dt_{vz} , сутки), необходимого на возвращение СКА массой 500–2500 кг с орбиты захоронения на ГСО, для проведения последующей операции увода следующего на очереди ОКМ в зависимости от тяги ДУ СКА (F_{p2} , Н) (см. Рисунок 18 – для случая необходимости выполнения требований ГК Роскосмос; см. Рисунок 19 – для случая необходимости выполнения требований НАСА). В расчете не учитывалась необходимость изменения точки стояния СКА после возвращения на ГСО. Такой расчет может быть сделан при разработке сценария миссии с учетом конкретного расположения ОКМ на ГСО и необходимой последовательности их увода. Потребные значения удельного импульса тяги компенсирующих двигателей (s_{opt} , с) в зависимости от тяги компенсирующих двигателей приведена на графиках (см. Рисунок 20) для различных масс СКА в диапазоне 500–2500 кг.

Во всех вышеприведенных результатах расчета принималось, что весь ионный пучок с углом расходимости, равным 4° , перехватывается поверхностью ОКМ, расстояние между СКА и ОКМ – около 36 м, площадь поверхности ОКМ составляет около 20 м^2 .

Номограммы зависимости времени перевода ОКМ на орбиту захоронения и потребного запаса рабочего тела на перевод ОКМ при различных мощностях источника ионов и массе ОКМ

как функции скорости истечения рабочего тела из источника ионов приведены ниже (см. Рисунок 21).

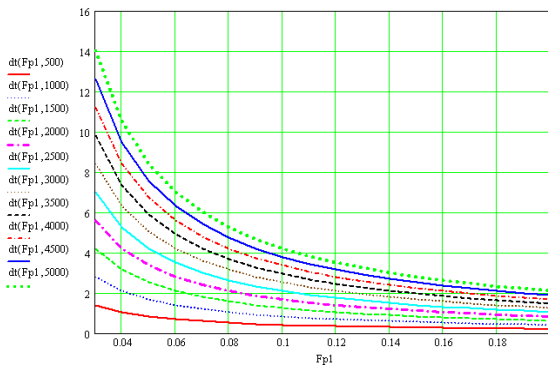


Рисунок 13 – Зависимость времени перевода (dt, сутки) ОКМ массой 500–5000 кг с ГСО на орбиту захоронения от тяги источника ионов (F_{p1} , Н)

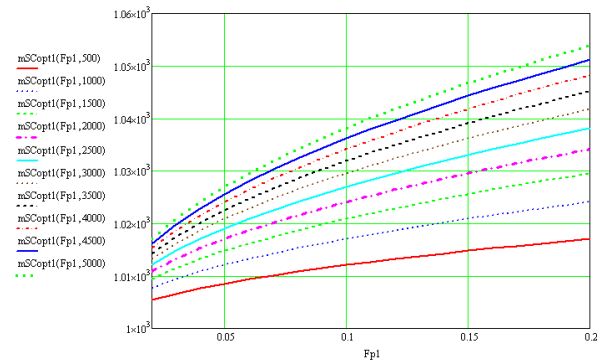


Рисунок 14 – Зависимость оптимальной массы СКА (m_{SCopt1} , кг) для перевода ОКМ массой 500–5000 кг с ГСО на орбиту захоронения от тяги источника ионов (F_{p1} , Н)

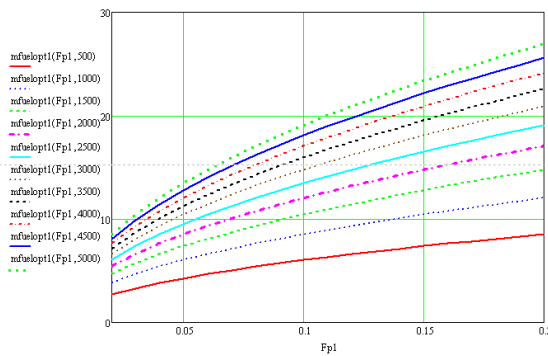


Рисунок 15 – Зависимость потребных запасов рабочего тела ($m_{fuelopt}$, кг) для перевода ОКМ массой 500–5000 кг с ГСО на орбиту захоронения от тяги источника ионов (F_{p1} , Н)

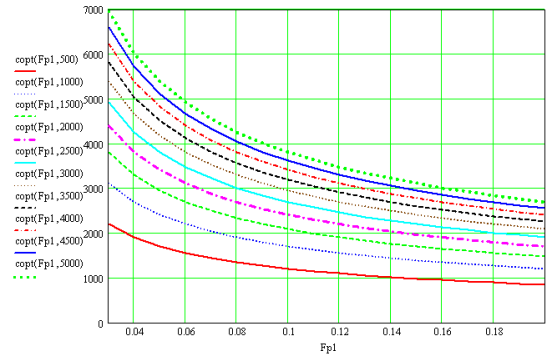


Рисунок 16 – Зависимость оптимального удельного импульса тяги (s_{opt} , с) для перевода ОКМ массой 500–5000 кг с ГСО на орбиту захоронения от тяги источника ионов (F_{p1} , Н)

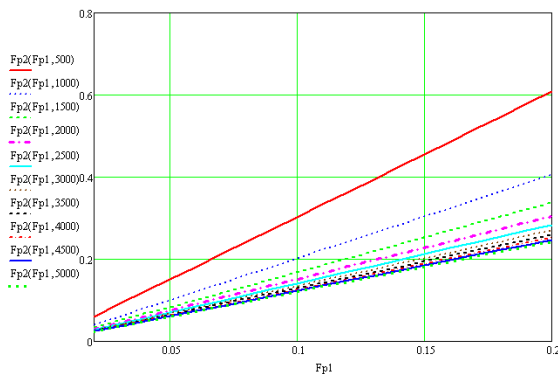


Рисунок 17 – Зависимость тяги компенсирующих двигателей (F_{p2} , Н) как функция тяги источника ионов (F_{p1} , Н), осуществляющего увод ОКМ массой 500–5000 кг, в диапазоне тяг от 30 мН до 200 мН

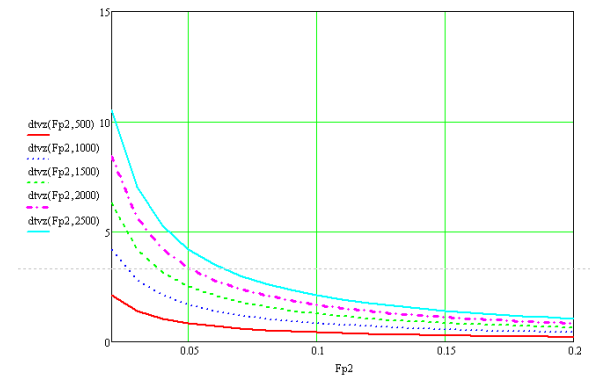


Рисунок 18 – Оценка времени (dt_{vz} , сутки), необходимого на возвращение КА массой 500–2500 кг на ГСО с орбиты захоронения для выполнения последующих транспортных операций (выполнение требований ГК Роскосмос) при различных уровнях тяг компенсирующих двигателей (F_{p2} , Н)

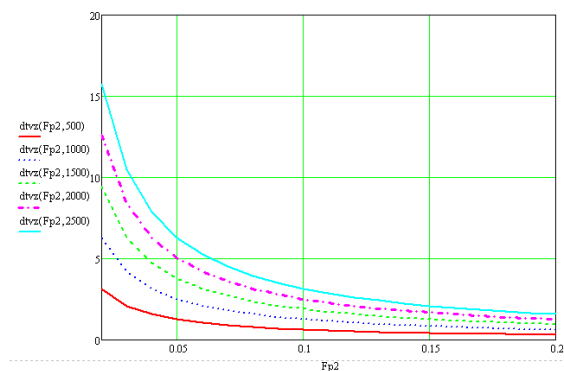


Рисунок 19 – Оценка времени (dtvz, сутки), необходимого на возвращение КА массой от 500–2500 кг на ГСО с орбиты захоронения для выполнения последующих транспортных операций (выполнение требований НАСА) при различных уровнях тяг компенсирующих двигателей (F_{p2} , Н)

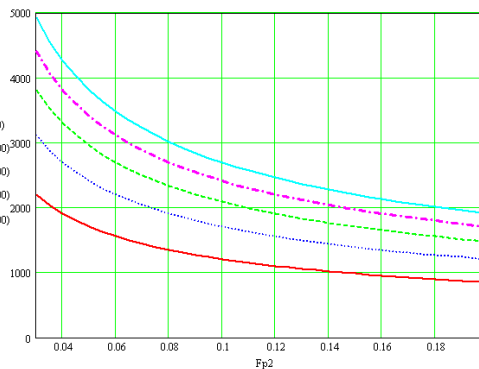


Рисунок 20 – Потребный удельный импульс тяги (сорт, с) компенсирующих двигателей при различных уровнях тяг компенсирующих двигателей (F_{p2} , Н)

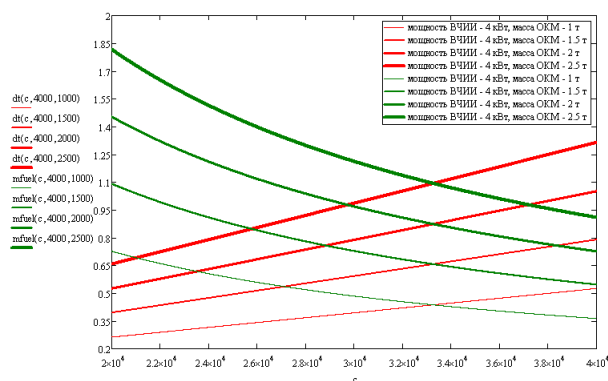
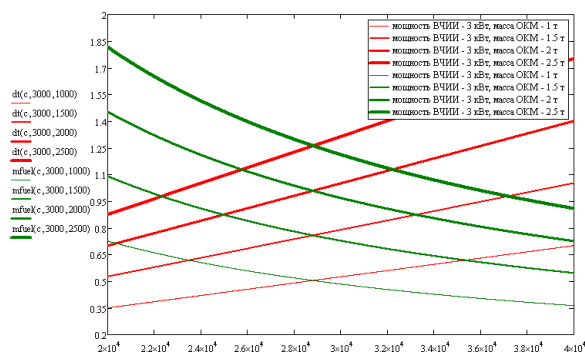
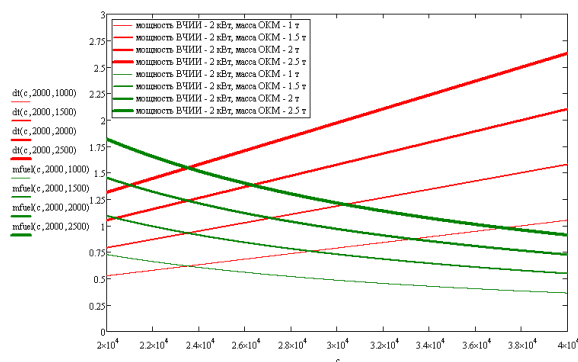


Рисунок 21 – Номограммы зависимости времени перевода (dt, сутки) ОКМ различной массы на орбиту захоронения и потребного запаса рабочего тела (mfuel, кг) на перевод в зависимости от мощности источника ионов и скорости истечения (с, с) рабочего тела

Из проведенных предварительных расчетов следует, что при массе СКА чуть больше тонны и необходимости осуществлять перевод на орбиту захоронения ОКМ массой 2500 кг на один перевод будет затрачено около 0,8 кг рабочего тела, а один СКА сможет увести на орбиту захоронения до 16 ОКМ в случае 100 % перехвата ионного пучка ОКМ. Если перехват ионного пучка ОКМ составит 50 %, то число уводимых ОКМ ожидаемо снизится до 11. При тех же самых условиях в случае, если масса ОКМ составит 2000 кг, на один перевод на орбиту захоронения

будет израсходовано 0,6 кг рабочего тела, а СКА сможет осуществить перевод 18 ОКМ при 100 % перехвате ионного пучка и 13 ОКМ при 50 % перехвате. При снижении перехвата ионного пучка до 25 % можно будет осуществить увод только 9 ОКМ.

Таким образом показана принципиальная возможность многократного использования бесконтактной системы транспортировки ОКМ с помощью ионного пучка.

1.6 Формирование требований к электроракетной двигательной установке и к системе бесконтактной транспортировки

Исходя из полученных выше уровней тяг и удельных импульсов тяг необходимых для осуществления транспортировки ОКМ очевидна целесообразность использования ЭРД как в качестве исполнительных органов компенсирующих двигателей, так и в качестве источника ионов.

Источник ионов входит в состав электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) СКА. Под СКА понимается интенсивно разрабатываемые в последнее время специальные автоматические космические аппараты, предназначенный для осуществления различных операций обслуживания с целью продления ресурса или перевода на другие орбиты размещенных ранее на рабочих орбитах КА. Традиционно ЭРДУ СКА содержит от двух до четырех однотипных ЭРД, обеспечивающих только транспортные операции. В большинстве случаев выгодно использовать стационарные плазменные двигатели (СПД). В настоящей работе предлагается вариант ЭРДУ, который включает СПД и ВЧИД, на который возлагаются как транспортные операции, так и задача генерации высокоимпульсного потока для бесконтактной транспортировки ОКМ.

Формирование требований к облику ЭРДУ СКА строится в том числе на основе анализа области ее эксплуатации. ЭРДУ СКА, имеющая в своем составе несколько реактивных двигателей малой тяги, установленных в различных каналах управления, должна обеспечивать выполнение целевой задачи: ориентация, стабилизация, коррекция орбиты, маневрирование СКА и увод ОКМ из защищаемой области ГСО. Важной отличительной особенностью ЭРДУ является выдаваемый ими низкий уровень тяг, что обеспечивается, соответственно, низкими расходами рабочего тела.

1.6.1 Цикл функционирования сервисного космического аппарата

Этап функционирования СКА на ГСО, связанный с проведением маневра сближения с ОКМ, представляет собой наиболее сложную задачу с точки зрения выполнения целевого назначения СКА. Для успешного выполнения задачи СКА, учитывая возможную, в подавляющем большинстве случаев, неуправляемость ОКМ, необходимо обеспечить совместную работу бортовой целевой аппаратуры СКА и наземных средств контроля

космического пространства, например, элементов Автоматизированной системы предупреждения об опасных ситуациях (АСПОС) в ОКП, специально разработанной для обеспечения безопасности полётов КА в ОКП в условиях их засорения ОКМ техногенного происхождения. АСПОС осуществляет контроль ОКП, сбор и обработку информации по космическим объектам с линейным размером более 10-20 см, а также анализ и прогнозирование обстановки в ОКП для обеспечения безопасности космической деятельности. В настоящее время АСПОС ОКП позволяет наблюдать около 11000 космических объектов с размером 25–30 см на орбитах высотой свыше 3000 км (в планах расширение возможностей системы за счет расширения наземного сегмента и увеличения числа КА в орбитальной группировке) [122, 123]. Данные, получаемые из АСПОС, должны лечь в основу для определения последовательности цепочки подлежащих уводу ОКМ.

С целью обеспечения выполнения целевой задачи и бесперебойной работы СКА, в первую очередь, необходимо определить режимы функционирования СКА, а также особенности его эксплуатации на участках сближения и увода крупных ОКМ. Цикл функционирования СКА включает следующие этапы [115]:

1. Режим ожидания СКА в заданной орбитальной позиции на ГСО или в ее окрестности.
2. Приведение СКА из позиции ожидания на орбиту, близкую к орбите ОКМ (межорбитальный перелет) - этап дальнего наведения СКА на выбранный ОКМ по целеуказаниям наземного комплекса управления (НКУ). СКА совершает межорбитальный перелет со своей начальной орбиты к выбранному ОКМ с использованием компенсирующих ЭРД до сближения СКА с ОКМ на расстояние в несколько километров.
3. Наведение и полет СКА в дальней зоне, при которой расстояние между СКА и ОКМ составляет не менее 3 км.
4. Наведение и полет СКА в ближней зоне, при которой расстояние между СКА и ОКМ составляет менее 3 км - этап ближнего наведения с использованием автономных бортовых средств навигации и наведения и компенсирующих ЭРД.
5. Наблюдение, инспекция, оценка основных динамических и геометрических параметров ОКМ, захват и удержание линии визирования «СКА–ОКМ» (в идеальном случае положение КА на ГСО поддерживается с точностью $0,05^\circ$ по долготе, 3 с по периоду обращения, с точностью не хуже 0,0004 по эксцентриситету и $0,05^\circ$ по наклонению) - этап оценки динамических и геометрических параметров ОКМ реализуется в случае отсутствия априорной информации об ОКМ. На этом этапе может производиться серия включений источника ионов с генерацией ионного пучка в сторону ОКМ с последующей оценкой параметров движения ОКМ относительно СКА, с оценкой массы ОКМ, может быть

выполнена калибровка параметров алгоритмов управления. Провести высокоточное моделирование процесса воздействия ионного пучка на ОКМ не представляется возможным, ввиду отсутствия точной информации о геометрии ОКМ и его инерциальных характеристиках, кроме того для получения обобщенной информации об особенностях процесса увода ОКМ с ГСО потребуется провести статистическое моделирование с учетом углового движения ОКМ при различных начальных условиях. Следует также принять во внимание что, для оценок времени увода ОКМ с ГСО и расхода рабочего тела компенсирующих ЭРД и источника ионов необходимо не только определиться с качественным и количественным составом ДУ, но и контролировать диапазон изменения относительной дальности, поскольку при малых значениях относительной дальности возникает опасность столкновения СКА с ОКМ, а при больших значениях - возникает опасность потери контакта ионного пучка с ОКМ.

6. Сближение СКА с ОКМ на рабочее расстояние (предположительно 20–40 м, оценивается для каждого конкретного случая отдельно). Сближение с ОКМ происходит со стороны, противоположной вектору орбитальной скорости ОКМ, на котором осуществляется непосредственное воздействие ионным пучком на ОКМ для его транспортировки на орбиту захоронения. Одновременно происходит процесс выравнивания относительной скорости СКА и ОКМ. На этом этапе ВЧИД может быть задействован для точного позиционирования СКА относительно ОКМ.
7. Этап транспортировки ОКМ на орбиту захоронения с работающими источником ионов и компенсирующими ЭРД. Потребное значение тяги компенсирующих ЭРД может быть предварительно определено по оценкам текущих масс СКА и транспортируемого ОКМ, а в процессе транспортировки ОКМ оно может быть изменено по результатам автономных измерений параметров относительного движения ОКМ с целью стабилизации удаления ОКМ от СКА за счет поворота компенсирующих ЭРД в кордановом подвесе. Управление ориентацией линии визирования СКА-ОКМ в орбитальной системе координат (номинальное направление – вдоль трансверсали) осуществляется отклонением вектора тяги компенсирующих ЭРД так, чтобы создать компоненты тяги в плоскости, перпендикулярной линии визирования. Связка «СКА-ОКМ» является неустойчивой по боковым отклонениям и, следовательно, необходимы алгоритмы управления в плоскости, ортогональной направлению распространения ионного пучка, по возможности, использующие только управление, осуществляемое посредством компенсирующих ЭРД. В направлении относительной дальности наблюдается устойчивость (если относительная дальность соответствует коэффициенту равновесия, то при уменьшении относительной дальности будет увеличиваться импульс, передаваемый ОКМ, ионным пучком, и дальность будет увеличиваться, а при

увеличении относительной дальности импульс, передаваемый на ОКМ, будет уменьшаться, а, следовательно, относительная дальность будет уменьшаться).

8. Возвращение СКА с орбиты захоронения в защищаемую область ГСО с одновременным сближением со следующим ОКМ или постановка в режим ожидания на орбите захоронения (или на какой-то другой промежуточной орбите, но не на ГСО, поскольку в соответствии с рекомендациями Международного союза электросвязи геостационарные КА устанавливаются на ГСО в рабочие точки с шагом по долготе, равным $0,1^\circ$, с организацией буферной зоны между орбитальными позициями КА. Фактически в случае размещения точки ожидания на ГСО каждый раз будет возникать необходимость проведения международного согласования такого временного размещения СКА).

С учетом полученных выше результатов по предварительному проектному анализу системы бесконтактной транспортировки, а также с учетом изложенного цикла функционирования СКА возможно сформулировать основные требования к ДУ СКА.

1.6.2 Требования к двигательной установке сервисного космического аппарата

ДУ СКА должна отвечать следующим требованиям, характерным для целевой задачи по уводу ОКМ:

1. Обеспечение минимально допустимого с точки зрения безопасности расстояния между ОКМ и СКА для сведения к минимуму непродуктивных энергетических затрат на создание высококоллимированного ионного пучка (из-за очевидных ограничений на массу СКА и выдаваемую им энергетику), часть которого будет без воздействия на транспортируемый объект уходить в космическое пространство, не выполняя никакой полезной работы.
2. Отражённый от ОКМ поток как первичных ионов ионного пучка, так и выбитых с поверхности ОКМ, должен оказывать минимальное воздействие на функциональные поверхности СКА. Это может достигаться, например, путём использования защитных экранов или исключением из зоны вероятного попадания отражённых ионов оптических поверхностей и ПСБ. Может оказаться целесообразным принять во внимание при разработке системы управления связкой «СКА-ОКМ» дополнительную компоненту тяги, генерируемую таким отраженным пучком.

ДУ должна соответствовать не только полетным требованиям (по нагрузкам в процессе выведения на РН, отделения головного обтекателя, разделения ступеней РН, отделения РБ, функционирования на орбитах назначения, увода на орбиту захоронения, воздействию собственной внутренней атмосферы, эрозионная и коррозионная стойкость), но и обеспечивать возможность проведения наземных операций обслуживания (функциональный контроль, испытания, заправку/слив/промывку/осушение, транспортировку, сборку, хранение,

предстартовую подготовку) и соответствовать требованиям техники безопасности при изготовлении компонентов, наземной экспериментальной отработке и эксплуатации.

Исходя из анализа режимов работы СКА целесообразно потребовать от ДУ иметь возможность многократного включения и прогнозируемость выходных характеристик. ДУ должна обеспечивать: работу в непрерывном режиме с заданными ресурсом и величинами управляющих воздействий и/или в импульсном режиме с заданными ресурсом и величинами импульсов; высокое быстродействие для обеспечения малых угловых скоростей и высокой точности управления движением; высокую экономичность с точки зрения расхода рабочего тела и энергопотребления; стабильность выходных характеристик (воспроизводимость параметров); высокие герметичность и надежность; минимальные массогабаритные характеристики; простоту и удобство в эксплуатации и обслуживании на этапе наземной экспериментальной отработки и предстартовой подготовки; низкую стоимость изготовления и эксплуатации.

С точки зрения оптимизации всех расходов на создание системы бесконтактного увода ОКМ и уменьшения времени наземной экспериментальной отработки целесообразно, по возможности, использовать существующие в настоящее время наработки по бортовым системам СКА. Представляется целесообразным построить СКА на базе разработанных на отечественных предприятиях ракетно-космической промышленности унифицированных платформ, которые включают все необходимые служебные подсистемы, обеспечивающие при выведении СКА на ГСО, дрейфе и установке КА в заданную точку ГСО, выполнение целевых задач, таких как:

- общее управление работой всех бортовых подсистем и оборудования;
- взаимодействие с наземным комплексом управления;
- перевод СКА из стартовой конфигурации в рабочую;
- ориентацию и стабилизацию СКА, созданного на базе платформы, с требуемыми точностями;
- удержание СКА на заданной в окрестности ГСО орбите с требуемыми точностями;
- формирование управляющих сил и моментов в процессе ориентации, стабилизации СКА и управления его движением;
- электропитание всех систем СКА на всех режимах эксплуатации;
- поддержание температурных режимов всех элементов СКА в заданных пределах;
- поддержание конструктивных элементов СКА в требуемом взаимном положении на всех этапах эксплуатации и защита от внешних воздействий;
- обеспечение проведения наземной отработки и испытаний СКА и его бортовых систем, взаимодействия с наземным испытательным оборудованием.

Примером таких платформ могут служить унифицированные платформы «Экспресс–1000НМ» или «Экспресс-1000НТВ», разработки АО «Информационные спутниковые системы»

имени академика М.Ф. Решетнева» (АО «Решетнев»). Например, платформа «Экспресс–1000НМ» допускает установку ПН массой до 800 кг, масса полностью снаряженного КА на ее базе может достигать 3000 кг. Платформа имеет в своем составе систему электропитания мощностью 9,6 кВт, 6,3 кВт из которой может приходиться на ПН. САС КА, построенного на базе указанной платформы, не менее 15,5 лет [55].

При таком подходе к проектированию системы транспортировки отпадает необходимость в специальной разработке части бортовых систем и можно сконцентрироваться на отработке модуля целевой аппаратуры, которым в нашем случае будет являться ЭРДУ, включающая в свой состав компенсирующие ЭРД, и непосредственно источник ионов, генерирующий высококоллимированный пучок для транспортировки ОКМ, объединенные систему хранения и подачи рабочего тела, а также систему питания и управления.

Сокращение времени разработки и наземной экспериментальной отработки системы бесконтактной транспортировки техногенных ОКМ может быть основано на использовании в составе компенсирующих ЭРД, разработанных к настоящему времени ЭРД. Исходя из сказанного выше сформированы дополнительные требования к ЭРДУ СКА:

- число компенсирующих ЭРД - два (типоразмер подлежит уточнению после проведения проектного анализа);
- каждый компенсирующий ЭРД устанавливается на поворотном устройстве с возможностью отклонения вектора тяги по двум углам (углы отклонения должны обеспечивать устойчивое управление связкой «СКА-ОКМ» и в тоже время не подвергать разрушающему эрозионному воздействию конструктивные элементы СКА истекающей струей ЭРД);
- исполнительный орган системы бесконтактной транспортировки – источник ионов – должен осуществлять две функциональные задачи: фазирования СКА относительно ОКМ и транспортировку ОКМ;
- элементы ЭРДУ, относящиеся к компенсирующим ЭРД, должны быть отработаны и в идеале иметь летную квалификацию;
- блок хранения рабочего тела должен быть общим как для компенсирующих ЭРД, так и для исполнительного органа системы бесконтактного воздействия на ОКМ, следовательно, вся ЭРДУ СКА должна работать на однообразном рабочем теле – инертном газе (ксенон, криптон);
- выбор конкретного типа или предпочтительного типа рабочего тела должен быть сделан на этапе проектирования исполнительного органа системы бесконтактного воздействия на ОКМ, по результатам оптимизации его характеристик с целью получения плазменного потока с минимальным углом расходимости;

- в целом масса всей снаряженной (заправленной) ЭРДУ СКА не должна превышать 800 кг;
- энергопотребление ЭРДУ СКА в целом не должно превышать 6,3 кВт, таким образом энергопотребление исполнительного органа системы бесконтактного воздействия на ОКМ не может превышать 4,5 кВт;
- подлежат уводу из защищаемой области ГСО отработавшие свой САС КА с массой до 3000 кг (в пределе 5000 кг), находящиеся на сходных по наклонению орбитах в пределах до 10° (в цикле эксплуатации одного СКА);
- используемые алгоритмы управления связкой «СКА-ОКМ» должны обеспечить увод на орбиты захоронения цепочки ОКМ при ориентировочной заправке всей ЭРДУ СКА порядка 300 кг.

В качестве ДУ для СКА в литературе [124, 125, 125] представлена, например, концепция двухстороннего двигателя, построенного на базе технологии ионных двигателей (ИД), имеющего в своем составе две ИОС с различными выходными параметрами, расположенные с двух сторон от цилиндрической ГРК. Одна ИОС обеспечивает генерацию ионного пучка для воздействия на ОКМ, а другая - используется для транспортировки связки «СКА-ОКМ». Использование совместной ГРК накладывает существенные ограничения на генерируемую плазму, и, соответственно, выходные характеристики обеих частей двигателя, которые должны обеспечивать выполнение совершенно разных задач (в одном случае это должно быть высокое значение удельного импульса тяги, а в другом - тяги), что частично решается в конструкции двигателя использованием электродов с различными диаметрами перфорированных частей. Поскольку такой тип двигателя не до конца отработан использовать его при разработке системы бесконтактной транспортировки с точки временных и финансовых затрат, технологических трудностей не целесообразно. Кроме того, не понятно, как работать с таким двигателем на этапе перелета к ОКМ, когда транспортировка не производится, а, следовательно, в составе бортовой ДУ СКА должен быть еще один двигатель для выполнения этой операции.

1.7 Анализ требований к двигательной установке сервисного космического аппарата

Исходя из вышеизложенных требований и проведенного предварительного проектно-баллистического анализа, а также с учетом необходимости обеспечения выдачи высокого удельного импульса тяги, возможности регулирования выходных характеристик, обработанности технологии изготовления как самого двигателя, так и сопутствующих систем, а также с учетом имеющейся положительной летной истории предлагается использовать в качестве компенсирующих ЭРД – СПД, имеющие хорошую летную историю, начиная с 70-х

годов XX века, и прекрасно зарекомендовавшие себя в качестве исполнительных органов систем управления движением многочисленных КА, в том числе и геостационарных.

Для СПД уже разработаны и имеют летную квалификацию модуль газораспределения (МГР) и блок подачи ксенона (БПК), которые могут быть использованы без каких-либо доработок, точно также, как и система питания и управления (СПУ).

Для обеспечения высокой эффективности перевода ОКМ из защищаемой области ГСО на орбиту захоронения целесообразно в качестве прототипа источника ионов использовать двигатель, обладающий высокими тяговыми и энергетическими характеристиками.

Одним из основных требований к источнику ионов как к элементу системы формирования ионного пучка, осуществляющего силовое воздействие на уводимый ОКМ, является требование формирования с его помощью слабо расходящегося (коллимированного) ионного пучка. Требование обусловлено относительно большим в несколько десятков метров (из соображений безопасности – исключение возможности столкновения ОКМ и СКА) расстоянием между СКА и ОКМ, на котором должна сохраняться высокая эффективность передачи ОКМ требуемого для его увода импульса тяги.

Технология источника ионов должна соответствовать требованиям по технологичности и экономичности, предъявляемым к изделиям космической техники. По своей физической сути технология инжекторов ионов близка к технологии ЭРД, а именно - технологии ИД, активно развивающейся в Российской Федерации в последние годы. Несмотря на то, что требования очень малой расходимости пучка ионов является новым, некритичным для ИД, техническое ее решение следует искать на основе физических принципов, общих с принципами формирования ионного пучка в электростатической системе ускорения ионов ИД. Кроме того, положительной чертой ИД является их нечувствительность к чистоте используемого рабочего тела.

За прототип источника ионов может быть взят ВЧИД, экспериментальный образец которого разработан в Научно-исследовательском институте прикладной механики и электродинамики федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)» (НИИ ПМЭ МАИ). В отличие от прототипа ВЧИД для системы бесконтактной транспортировки ОКМ должен обеспечивать минимально возможный угол расходимости ионного пучка на уровне 4° . Существующий прототип данному требованию не удовлетворяет, следовательно, необходимо провести разработку нового ВЧИД с минимальным углом расходимости, изготовить его, провести его отработку на различных рабочих телах, получить его интегральные рабочие характеристики, подтвержденные экспериментально. На основании полученных экспериментальных данных провести уточняющий проектно-баллистический

анализ связки «СКА-ОКМ» с подтверждением возможности увода цепочки ОКМ с близкими орбитальными параметрами.

1.8 Облик электроракетной двигательной установки сервисного космического аппарата

1.8.1 Структура электроракетной двигательной установки

ЭРДУ СКА содержит компенсирующие ЭРД и ВЧИД (см. Рисунок 22) как ключевой элемент системы бесконтактной транспортировки объектов ОКМ из защищаемой области ГСО. Использование ВЧИД для данной задачи обусловлено его преимуществами перед другими высокоимпульсными ЭРД, в частности ионным двигателям с разрядом постоянного тока, – в части возможности регулировки выходных характеристик по нескольким каналам; меньшим количеством систем электропитания, а следовательно меньшей массой и повышенной надёжностью системы в целом; а также слабой чувствительностью элементов двигателя к загрязнению, возникновение которых возможно при распылении поверхностей ОКМ ионным потоком и формирование обратного движения и осаждения распыленных атомов на элементах двигателя.

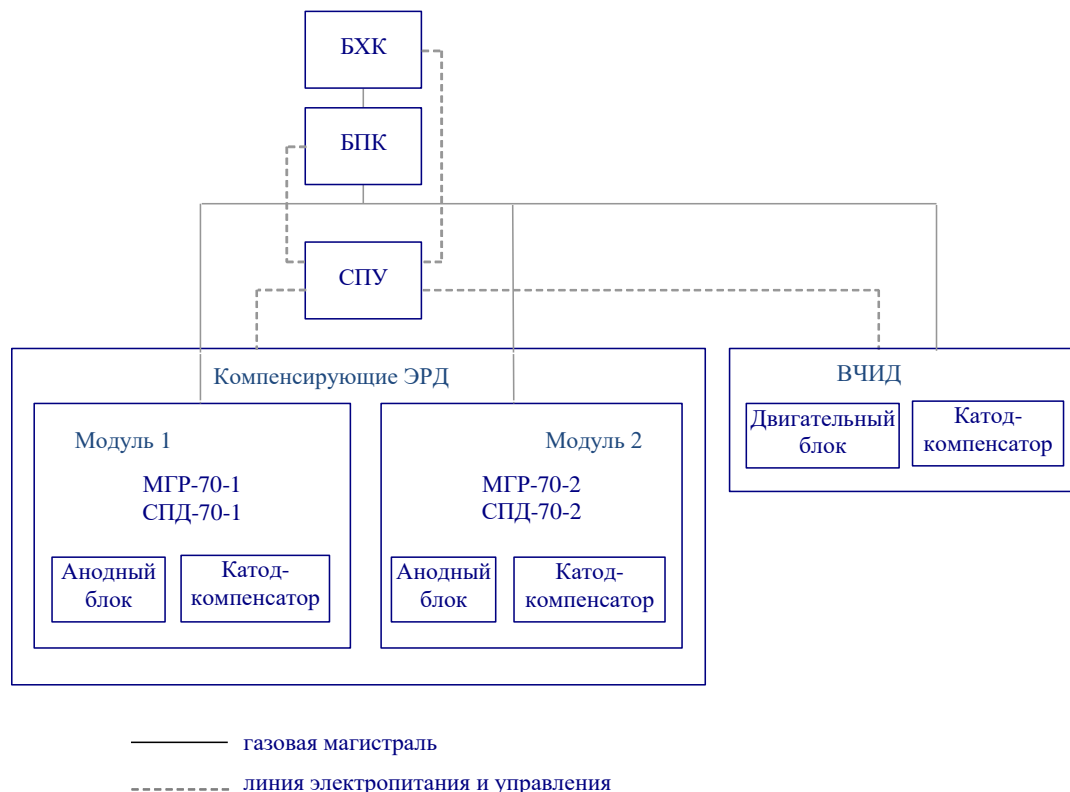


Рисунок 22 – Структурная схема ЭРДУ СКА

ВЧИД предназначен для выполнения точного позиционирования СКА относительно ОКМ и воздействия на ОКМ с целью его транспортировки.

Компенсирующие ЭРД предназначены для выполнения следующих задач:

- создания импульсов тяги при помощи ЭРД для перевода СКА на орбиту сближения с выбранным ОКМ;
- создания тяги при помощи ЭРД для компенсации тяги, создаваемой ВЧИД при уводе ОКМ на орбиту с ограниченным сроком существования или на орбиту захоронения;
- создание импульсов тяги, используемых для управления движением центра масс СКА (коррекция орбиты);
- создания моментов сил вокруг осей СКА при помощи ЭРД для управления положением СКА относительно центра масс и для разгрузки двигателей-маховиков (как резервная система).

Для выполнения целевой задачи ЭРДУ СКА содержит:

- два двигателя СПД-70, каждый из которых установлен на двухкоординатных механизмах ориентации двигателей (МОД), обеспечивающих поворот двигателя по двум осям;
- ВЧИД (количество электродов в ИОС подлежит уточнению);
- БХК, содержащий один или несколько баков с рабочим телом, датчики температуры, ресивер и элементы крепления (БХК является общим для ВЧИД и компенсирующих ЭРД);
- БПК, содержащий основную и резервную ветку подачи, каждая из которых содержит регулятор давления (редуктор), клапаны, датчики высокого и низкого давления, термодатчик и элементы крепления;
- МГР, каждый из которых содержит клапаны, жиклеры, регулятор расхода и элементы крепления;
- СПУ, рассчитанную на управление как ВЧИД, так и компенсирующими ЭРД;
- межблочные кабели;
- межблочные трубопроводы.

Электропневмосхема компенсирующих ЭРД может быть построена на тех же принципах, что и электропневмосхема, например, для КА «ГАЛС» [126]. Поскольку компенсирующие ЭРД представляет собой сложную систему, содержащую большое число элементов, поэтому разработка и наземная отработка новой ЭРДУ является трудоемкой и дорогостоящей процедурой. С учетом вышесказанного принято, что для создания компенсирующих ЭРД необходимо максимально использовать существующий научно-технический задел.

1.8.2 Компенсирующие электроракетные двигатели – СПД-70

В качестве компенсирующих двигателей в составе ЭРДУ СКА предлагается использовать СПД, которые относятся к плазменным двигателям с эффектом Холла, включающие анодный и катодный (катод-нейтрализатор) блоки [127, 128]. Технология СПД является отечественной разработкой авторства А.И. Морозова. Главное преимущество СПД перед другими схемами ЭРД заключается в возможности достижения ими достаточно высокого КПД (до 60 %) при удельных

импульсах тяги в диапазоне 1200-1600 с и низких энергозатратах на создание единицы тяги (цена тяги) – 13-20 кВт/Н (СПД нового поколения с повышенным до 2500-2750 с удельным импульсом тяги при цене тяги до 27 кВт/Н). Основным производителем СПД в СССР, а затем и в Российской Федерации, является АО «Опытное конструкторское бюро «Факел» (АО «ОКБ «Факел») [129]. СПД активно применяются в практике космических полетов начиная с 70-х годов XX века. С 1982 года началась летная эксплуатация СПД на геостационарных спутниках связи, разрабатываемых АО «Решетнев». Достаточность тяговых характеристик указанных двигателей для выполнения целевой задачи транспортировки связки «СКА-ОКМ», межорбитальных перелетов с целевой орбиты в окрестность ГСО и т.д. должна быть подтверждена на этапе проведения проектно-баллистического анализа связки «СКА-ОКМ» после уточнения параметров источника ионов. В случае необходимости по результатам анализа может возникнуть необходимость скорректировать типоразмер СПД.

За базовый вариант для использования в составе компенсирующих ЭРД принят СПД-70 (см. Рисунок 23). Описание особенностей конструкции СПД-70 представлено в [130].

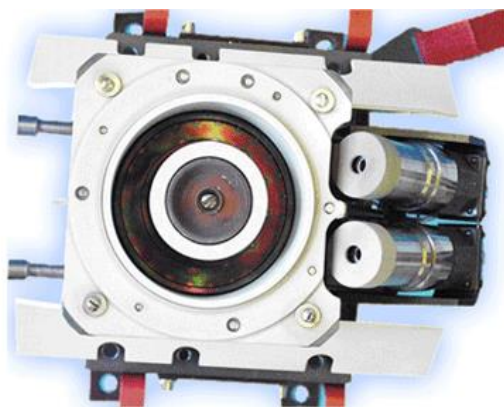


Рисунок 23 – СПД-70 [129]

1.8.3 Блок хранения ксенона

Выбор типа и параметров БХК определяется необходимым запасом рабочего тела (ксенона) и конструктивно-компоновочными и эксплуатационными требованиями. Конструкторско-технологические решения формируются на базе современных космических технологий. Этим требованиям удовлетворяет БХК для ЭРДУ КА, представляющий собой батарею цилиндрических баков разработки и производства АО Научно-исследовательский институт машиностроения (АО НИИМаш) (г. Нижняя Салда) (см. Рисунок 24, Рисунок 25). Сравнительный анализ эксплуатационных характеристик отечественного БХК показывает, что характеристики данного, основанный исключительно на отечественном сырье, БХК превышает импортные аналоги, разрабатываемые фирмой PSI, по рабочему объему (38,2 л ($3,82 \times 10^{-2}$ м³) против 32,1 л ($3,21 \times 10^{-2}$ м³)) и, соответственно, по заправляемой массе (71 кг против 56 кг), однако, несколько уступают по массе самого баллона (8,8 кг против 6,4 кг) и максимальному

рабочему давлению (135 кгс/см^2 ($1,324 \times 10^7 \text{ Па}$) против 178 кгс/см^2 ($1,746 \times 10^7 \text{ Па}$)), что связано с отсутствием на отечественном рынке высокомодульных и высокопрочных угольных нитей [131, 132].

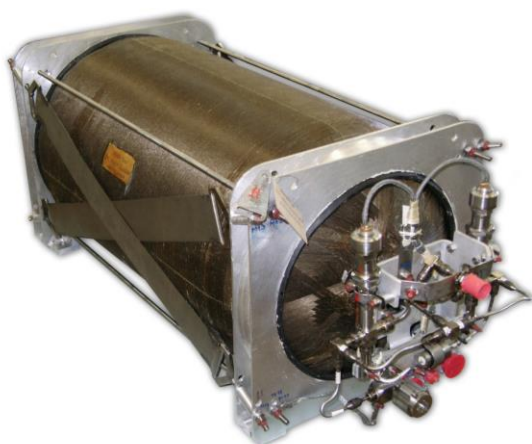


Рисунок 24 – Общий вид блока хранения ксенона [131]

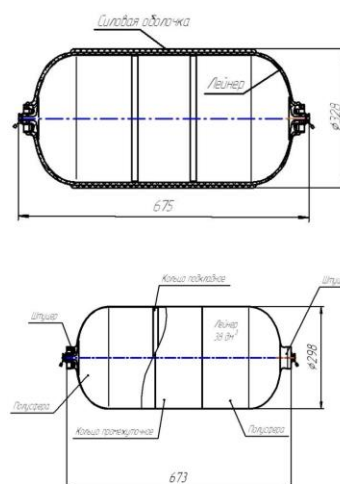


Рисунок 25 – Конструктивная схема композиционного бака для рабочего тела [133]

Необходимый диапазон рабочих температур бака может поддерживаться нанесением специальных, например, анодно-оксидных алюминиевых покрытий на наружной поверхности модуля БХК с отношением коэффициента поглощения к степени черноты – 0,2-0,3, обеспечивающем относительно небольшие колебания температуры стенки бака.

1.8.4 Блок подачи ксенона

БПК, выполняющий функции редуктора, предназначен для подачи ксенона от БХК в МГР с обеспечением требуемых параметров давления на выходе при заданных значениях секундного массового расхода рабочего тела. БПК имеет блочную конструкцию и состоит из двух независимых пневмомагистралей (основной и резервной), связанных по высокому и низкому давлению и разделенных запорными электроклапанами. На входе в БПК предусматривается проверочная горловина, предназначенная для технологических проверок БПК и компенсирующих ЭРД, а также для проверок межблочных трубопроводов высокого давления.

Подача рабочего тела в анодный и катодный тракты СПД-70 осуществляется через соответствующий МГР.

В состав БПК входят нагреватели системы термостатирования (основной и резервный обычно мощностью по 5 Вт каждый), управление работой которых осуществляется по показаниям (по схеме два из трех) функциональных датчиков температуры, построенных на базе термометров. Температура определяется по градуировочной характеристике, представляющей собой зависимость сопротивления чувствительного элемента от температуры.

1.8.5 Модуль газораспределения

МГР (см. Рисунок 26) предназначен для обеспечения подачи и регулирования расхода рабочего тела в соответствующий двигатель и осуществляют его распределение между анодным и катодным трактами; исключают возможность несанкционированного расхода рабочего тела в тракт резервного катода-нейтрализатора, что улучшает его ресурсные характеристики; поддерживают разрядный ток регулированием расхода на заданном уровне, соответствующем величине электрической мощности. МГР-70 состоит из модулей распределения и регулирования расхода рабочего тела в анодный и катодный тракты СПД-70.

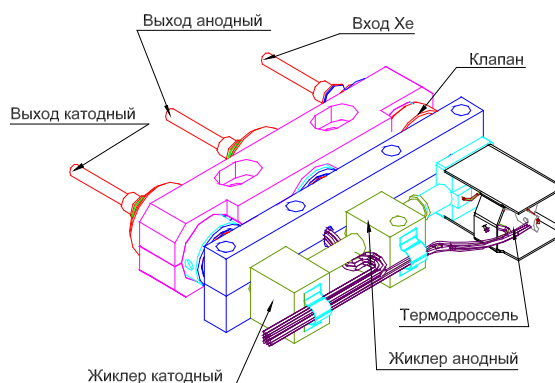


Рисунок 26 – Схема модуля газораспределения [134]

1.8.6 Система преобразования и управления

СПУ обеспечивает суммарное время работы двигателей и решает следующие задачи:

- преобразование энергии бортового источника питания в напряжения ($100 \pm 0,5$ В) в напряжение и токи, требуемые для питания элементов компенсирующих ЭРД;
- прием и исполнение команд управления от бортового комплекса управления (БКУ) в соответствии с алгоритмом функционирования;
- запуск двигателей и обеспечение их рабочего режима работы;
- управление БХК и БПК;
- управление регуляторами тока разряда (управление нагревом термодросселя);
- формирование и выдачу в БКУ функциональной и телеметрической информации;
- автоматически ограничивает ток разряда СПД на заданном уровне при возникновении аварийной ситуации – короткого замыкания – в цепи разряда с последующим отключением разрядного напряжения и соответствующих клапанов;
- автоматически отключает накал катода и питание поджигного электрода СПД, осуществляет перевод работы РР из дежурного режима в режим регулирования при достижении разрядным током заданного значения.

Управление компенсирующими ЭРД может осуществляться командами от БКУ и/или наземного комплекса управления (НКУ).

Нагрузками СПУ являются элементы СПД–70, БГР и элементы БХК и БПК:

- анодные цепи (разрядные промежутки);
- цепи накала катодов;
- цепи питания поджигных электродов;
- цепи нагрева РР МГР;
- цепи питания клапанов подачи рабочего тела (имеют активно–индуктивный характер и зашунтированы диодами, установленными в СПУ);
- цепи подрыва пироклапанов БХК

1.8.7 Механизм ориентации двигателей

Механизм ориентации двигателей должен обеспечивать выставку вектора тяги двигателей для:

- регулирования тяги и создания управляющего ускорения при компенсации тяги ВЧИД;
- выдачи корректирующих импульсов в заданном направлении при ограничениях на ориентацию КА.
- уменьшения возмущающих моментов при выдаче корректирующих импульсов;
- гашения угловых скоростей с помощью управляющих моментов от ЭРД;
- резервирования магнитной системы разгрузки (при необходимости).

Предельные углы отклонения двигателей по осям Y и Z (перпендикулярно вектору скорости) определяются по результатам оценки динамики связки «СКА-ОКМ» из условия обеспечения увода ОКМ на орбиту захоронения.

Конфигурация положений двигателей при транспортировке ОКМ (компенсации тяги ВЧИД) обеспечивает выдачу импульса тяги вдоль оси X СКА с одновременной работой обоих компенсирующих двигателей. Такая конфигурация положения компенсирующих двигателей в режиме ориентации оси X на ОКМ обеспечивает выдачу импульсов тяги по линии визирования «СКА-ОКМ». Управляющее ускорение может при необходимости создаваться за счет регулирования суммарной тяги СПД путем поворота двигателей относительно оси Y (ось вращения ПСБ) в противоположном направлении друг от друга на одинаковые углы. Расположение компенсирующих двигателей в этой конфигурации исключает влияние истекающей струи на ПСБ и оптические покрытия приборных панелей и радиаторов СКА.

На участке транспортировки ОКМ ось Y (ось вращения ПСБ) по возможности, ориентируется перпендикулярно направлению на Солнце. Таким образом, за счет разворота СКА вокруг оси Y и относительно направления на Солнце, обеспечивается любое направление вектора тяги. При этом за счет поворота ПСБ с помощью привода ориентации ПСБ всегда реализуется энергоприток, близкий к максимально возможному.

Схема расположения СПД должна обеспечивать решение задачи выдачи импульса тяги в требуемом направлении на участке межорбитального перелета с помощью компенсирующих ЭРД при ориентации ПСБ на Солнце. Ориентация двигателей в конфигурации коррекции орбиты исключает попадание струи плазмы СПД на антенны, приборные панели и радиаторы КА.

Положение двигателей должно обеспечивать прохождение вектора тяги каждого двигателя в окрестности центра масс СКА, при этом смещение центра масс по мере выработки рабочего тела может компенсироваться за счет небольшого поворота двигателей помощью поворотного механизма.

Компенсирующие ЭРД должны обеспечивать (при необходимости) разгрузку двигателей-маховиков системы управления (должна обеспечивать создание моментов требуемого знака вокруг всех трех осей СКА). За счет отклонения каждого двигателя с помощью поворотного механизма на требуемый угол обеспечивается создание необходимых моментов относительно каждой оси СКА для управления вектором тяги и для разгрузки двигателей-маховиков. При этом создание требуемых моментов относительно осей СКА для разгрузки двигателей-маховиков обеспечивается за счет выбора соответствующего времени работы каждого двигателя и переключения между ними.

Использование приводов обеспечивает парирование нештатных ситуаций, связанных с потерей ориентации СКА. При отсутствии информации об угловом положении СКА использование системы магнитной разгрузки не представляется возможным. Информации о проекциях вектора угловой скорости на оси связанной системы координат достаточно для расчета углов разворота приводов и длительности работы ЭРД для торможения вращения КА.

1.8.8 Основные параметры электроракетной двигательной установки сервисного космического аппарата

Оценочные значения энергопотребления элементов ЭРДУ СКА по литературным данным представлены ниже (см. Таблица 5).

Предполагается, что номинальное значение напряжения питания на входе в СПУ ВЧИД - порядка 100 В. В баланс не включены кратковременные потребления мощности клапанами БПК и МГР на время срабатывания, мощность в цепи поджигного электрода катодного блока и источника инициирования разряда.

Исходя из анализа масс элементов, а также принимая во внимание результаты, представленные в [135], оценочные значения масс компонентов системы увода ОКМ, касающиеся ВЧИД без учета масс межблочных трубопроводов и кабельной сети, сведены в таблицу (см. Таблица 6).

Таблица 5 – Параметры элементов ЭРДУ СКА

Потребитель	Сопротивление потребителя, Ом	Характеристика источника питания	Потребляемая мощность, Вт
Электроклапаны: БПК СПД-70 (на одну единицу) МГР СПД-70 (на одну единицу)	205-215	10 В (номинальное значение)	0,5
Нагреватель БПК СПД-70	31,0 ^{+0,7} _{-1,2}	12 В (максимальное значение)	5
Нагреватель ВЧИД			35
Нагреватель МГР СПД-70			5
Нагреватель катода ВЧИД	0,20-0,73	11,0-11,5 А	96,54
Регулятор расхода блока МГР СПД-70	0,2-0,4	1,40-1,65 А (дежурный режим)	1,09
		0-4 А (режим регулирования)	6,4 в импульсе (1,8 – средняя мощность)
ВЧГ для ВЧИД		12 В (режим поддержки температурного режима)	6-7,2
		120 В (дежурный режим)	9,1-13,5
		160 В (номинальный режим)	400
Источник питания ЭЭ ВЧИД		4000-4500 В (рабочий режим)	2000-2250 (ток – 0,5 А)
Источник питания УЭ ВЧИД		500 В	7,5 (ток – 0,015 А)

Таблица 6 – Оценочная масса узлов ВЧИД

Наименование элемента	Масса, кг
Источник пучка ионов (без монтажного интерфейса)	5,6
ВЧГ	0,5
Система питания и управления	11
Регулятор расхода	0,32
Блок катода-нейтрализатора	0,15
Итого:	17,57

Структуру СПУ можно представить, как систему, состоящую из следующих подсистем: электропитания (преобразователь); приема команд и управления работой двигателя (блоки управления и коммутации); регулирования тока разряда двигателя; фильтрация электрических колебаний разряда двигателя.

Подсистема электропитания обеспечивает необходимые для работы двигателя: разрядное напряжение; напряжение накала катодов; напряжение питания термодросселя МГР; поджигные импульсы; дополнительное подмагничивание магнитных катушек двигателя; питание катушек электроклапанов.

Таким образом сформирован облик основных агрегатов и узлов ЭРДУ СКА с оценкой их технических характеристик по существующим аналогам, дальнейшей разработке и наземной экспериментальной отработке подлежит ВЧИД с СПУ, которая дополнит СПУ для СПД.

1.9 Выводы по главе 1

В главе 1 показана все возрастающая угроза осуществления космической деятельности лавинообразным накоплением ОКМ техногенной природы на околоземных орбитах. Показано, что только около трети космических объектов, находящихся в окрестности ГСО, являются функционирующими КА. С учетом полученных к настоящему времени статистических данных можно предположить, что только половина КА из этого числа будет уведена на орбиты захоронения. Результаты проведенных оценок показывают, что вероятность столкновения одного КА с ОКМ размером 1 см на ГСО в течение 4 лет приближается к единице и каждые 7 лет для ОКМ размером 0,2 м [44]. В настоящее время на ГСО каталогизируются ОКМ размером до 0,01 м вследствие технических ограничений, накладываемых средствами обнаружения. По оценкам к настоящему времени отслеживается всего около 4 % ОКМ такого размера, находящиеся в окрестности ГСО.

Сравнительная оценка различных разработанных к настоящему времени способов и методов увода ОКМ с рабочих орбит показала, что часть из них может быть построена с использованием уже существующих и опробованных технологий, например, стыковки. Однако все эти методы, за исключением, штатного увода в конце САС, предполагают необходимость разработки достаточно сложных систем управления. Хотя представленное в работе сравнение различных способов и носит чисто субъективный характер, следует отметить, что ни одна из описанных стратегий не была до конца технически реализована и испытана в реальных условиях космического полета, за исключением штатного увода. Для практической реализации любых методов увода отработавших, но неуведенных в конце САС КА, необходимо провести международное регулирование правил осуществления увода, поскольку разработанная оптимальная стратегия увода ОКМ может включать отработавшие КА, принадлежащие различным странам.

Представленный краткий анализ показывает целесообразность расширения работ по разработке способа бесконтактной транспортировки ОКМ, основанного на использовании ионного пучка, который не требует разработки дополнительных систем стыковки с ОКМ и может быть реализован дистанционно с использованием двигателей СКА. СКА может быть создан на базе существующих технологий с проведением дополнительных работ по оптимизации параметров входящих в СКА систем. При этом двигатели СКА могут и/или должны обладать достаточно большим разбросом по тяге. Из общих соображений целесообразно использовать

высококоллимированные пучки, воздействующие на ОКМ, что позволяет проводить его транспортировку с более высоким КПД.

Сформированы общие тактико-технические требования к составу, функциональному и целевому назначению ЭРДУ СКА. Показано, что в составе ЭРДУ СКА могут быть использованы существующие СПД со всеми подсистемами. Сформирован облик ЭРДУ СКА. Дальнейшей проработке подлежит источник ионов, прототипом которого может выступать экспериментальный образец ВЧИД, разработанный в НИИ ПМЭ МАИ.

2 ИОННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ КАК ЭЛЕМЕНТ СИСТЕМЫ БЕСКОНТАКТНОГО УВОДА ОБЪЕКТОВ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА. МОДЕЛИРОВАНИЕ КРИТИЧЕСКИХ УЗЛОВ ИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

При разработке ВЧИД одной из основных задач является проектирование ИОС, формирующей слабо расходящийся ионный пучок. Возможными конструктивными вариантами являются ИОС с электродами с круглой и щелевой апертурами. Характеристики пучка ионов, извлекаемого с эмиссионной поверхности плазмы и ускоряемого ИОС ВЧИД, определяются параметрами плазмы разряда, геометрией ИОС и напряжением приложенного электрического поля за счет поданных на электроды ИОС электрических потенциалов. При разработке ИОС ВЧИД один из основных вопросов заключается в определении связи угла расходимости ионного пучка с плотностью ионного тока, приходящего из плазмы ГРК на ее границу в ИОС. Выявление этой связи позволяет создать ИОС «оптимальной» геометрии, обеспечивающей получение пучков с минимальной угловой расходимостью при заданной плотности тока. Решение этой задачи, как будет показано, осложняется ограничениями различного характера: физическими (ограничение напряженности электрического поля по вакуумному пробую), технологическими (невозможность изготовить желаемую форму электродов), термомеханическими (деформация электродов при тепловом нагружении, особенно с учетом необходимости применять плоские электроды), конструкционные (необходимость выполнения электроды с максимально возможной прозрачностью при технологических ограничениях на толщину перемычки между отверстиями). Эти ограничения, по существу, с учетом опыта и имеющихся технологических возможностей, как правило, не позволяют использовать известные технические решения в полном объеме и делают разработку ИОС для конкретной задачи уникальной, хотя при этом максимально используется накопленный научно-технический задел в смежных областях науки и техники.

К такой области относится создание и использование инжекторов быстрых атомов водорода (ИБАВ) в экспериментах по управляемому термоядерному синтезу [136]. Применительно к ИБАВ вопрос о расходимости пучка стоит очень остро: требования определены на уровне $1-1,5^\circ$. Несмотря на существенное отличие параметров ионных пучков в ИБАВ и ВЧИД, в отдельных случаях используя принципы подобия можно отталкиваться от полученных в области ИБАВ решений, например, в части использования профилированных электродов.

Полный теоретический анализ динамики ионов в ИОС и условий на границе плазмы сложен. Качественно описать работу ИОС, можно, используя приближенный подход, основанный на методах электронной оптики, развитой Дж. Пирсом. В более поздних работах,

использующих идеи Пирса, расчетным путем были определены оптимальные геометрии ИОС для получения малых значений угла расходимости ионного пучка.

В настоящее время разработаны программные комплексы, которые могут быть использованы как инструменты при проектировании ИОС. В диссертации такими инструментами являются специально разработанные для оценки параметров ИД программные комплексы IGUN и IOS-3D [137].

Геометрия рассчитанной с использованием IGUN ячейки ИОС основана на «квазипирсовском» профиле эмиссионного электрода, апробированном в ИБАВ [138]. Однако в данной работе необходимо учесть существенное отличие в профиле ЭЭ от оптимального. В рамках данной работы располагаемые технологии позволили получить профили отверстия в эмиссионном электроде ИОС достаточно далекими от идеальных, предсказанных теоретически.

В силу этого возникает задача численного моделирования ячейки ИОС с неоптимальным профилем ЭЭ с целью поиска оптимальных величин, определяющих геометрию ИОС в целом. Под оптимальной геометрией ИОС в данном случае понимается геометрия, дающая минимум угла расходимости пучка. Таким образом, угол расходимости может рассматриваться как функция качества в процессе расчетной оптимизации. Методика расчетного исследования может быть основана на идеях полного факторного эксперимента, позволяющего детерминировать процесс расчетного исследования. Целью исследования в общем виде является разработка модели идентификации исследуемого объекта. Ключевой проблемой при решении задач идентификации является выбор формы математического описания. Несмотря на существовании ряда хорошо формализованных методов, разработка моделей идентификации и связанной с ними задачей оптимизации во много остается искусством. Экспериментальная оптимизация методически опиралась на метод планируемого факторного эксперимента. Основной задачей при этом не ставилось получение регрессионных зависимостей, важнее было разумно минимизировать число экспериментов. В соответствии с методикой полного факторного эксперимента были определены коэффициенты регрессионных уравнений, связывающих функции отклика с варьируемыми параметрами. Показано, что в некоторых случаях коэффициенты регрессии, относящиеся к совместному влиянию двух и трех факторов, достаточно велики.

2.1 Физические процессы в ионных двигателях

ИД относятся к классу электростатических двигателей, в которых рабочее тело сначала переводится в плазменное (ионизированное) состояние в ГРК, а затем положительно заряженные тяжелые частицы (ионы) ускоряются электростатическим полем в ИОС, образованной электродами с приложенной к ним разностью потенциалов, до заданной скорости. Для

предотвращения накопления на ИД отрицательного заряда, тормозящего выбрасываемые ионы, на выходе в поток ионов с помощью специального устройства – нейтрализатора, вводятся электроны, чем достигается пространственная нейтрализация пучка ионов на выходе из ИД.

Затраты мощности на ионизацию рабочего тела относят к потерям, снижающим КПД ИД в целом. Эти затраты оценивают величиной, обычно называемой «ценой иона» и равной отношению подведенной к ГРК (разряду) мощности к току ионного пучка.

Электростатическое ускорение ионов может быть осуществлено в различных конструкциях ИОС с КПД, близким к 100 % и с высоким качеством фокусировки пучка ионов. К настоящему времени разработаны, успешно развиваются и используются в космосе три типа ИД, различающиеся механизмом перевода рабочего тела в ионизированное состояние, на основе:

- газового разряда постоянного тока (ИДПТ) - впервые разработаны в США [138, 139, 140, 141, 142, 143, 144, 145, 146, 147] и используются в Европе, Российской Федерации и Японии [148, 149, 150, 151, 152, 153, 154, 155, 156, 157, 158, 159, 160];
- высокочастотного (ВЧ) (радиочастотного) разряда (ВЧИД) - в основном, исследовались и разрабатывались в Германии. Первые исследования ВЧИД проводились в Гиссенском университете (Justus-Liebig-Universität Gießen) под руководством профессора Х.В.Й.А. Леба [161, 162, 163, 164, 165];
- сверхвысокочастотного (СВЧ) разряда (СВЧИД) - разрабатываются и используются в основном в Японии [145, 152, 166, 167, 168]. Исследовательские работы проводятся также в США [169, 170].

В известных зарубежных теоретических работах проблема создания специального бортового средства бесконтактного воздействия не рассматривалась. Принималось, что в качестве инжектора ионного пучка, воздействующего на ОКМ, может быть использован один из известных ИД. Такой подход имеет существенный недостаток, обусловленный тем, что ионный пучок, формируемый ИД, имеет значительную угловую расходимость (полуугол – около 15°). Учитывая размеры отработавших ресурс геостационарных КА различных поколений, а также РБ, составляющих значительную долю крупногабаритных ОКМ, минимально допустимое безопасное сближение СКА и ОКМ должно составлять не менее 20 м [119]. При характерном диаметре крупногабаритных ОКМ около 5 м требуемые углы расходимости ионного пучка (поток частиц, ограниченный в поперечном направлении, содержащий 95 % ионного тока) для полной передачи импульса должны составлять $2-4^\circ$ [171].

Применение для воздействия на ОКМ в чистом виде существующих образцов ИД со значительно большими углами расходимости ионного пучка связано со значительными непроизводительными затратами электрической энергии и рабочего тела, что является

нецелесообразным с экономической точки зрения ввиду высокой стоимости вывода единицы массы ПН на ГСО. В силу сказанного вытекает необходимость создания ИД со слабо расходящимся ионным пучком, который может обеспечить высокую эффективность процесса увода ОКМ.

Поскольку технология СВЧИД не освоена в Российской Федерации: отсутствует теоретический задел по данному типу двигателей, не изготавливались и, соответственно, не испытывались макетные образцы двигателей, следовательно, целесообразность такой разработки находится под большим вопросом.

На основании вышесказанного, а также с учетом наличия научно-технического задела в качестве базового варианта выбран ВЧИД, основанный на газоразрядном источнике ионного пучка с индуктивным ВЧ разрядом. Использование технологии ВЧИД не означает, что она без изменения может быть применена при разработке ВЧИД для системы бесконтактной транспортировки ОКМ. По своему назначению и техническим характеристикам такой ВЧИД значительно отличается. Необходимость создания слабо расходящегося ионного пучка потребовало исследовать ИОС новой геометрии, по-новому решать вопросы согласования параметров индуктивного ВЧ газового разряда в ГРК с параметрами ИОС. Варьируя геометрическими параметрами ИОС (формой и диаметром отверстий, распределением потенциалов электродов), можно управлять углом расходимости ионного пучка, добиваясь полуугла расходимости ниже 4° , что принципиально в случае ВЧИД для системы бесконтактной транспортировки ОКМ.

ГРК ВЧИД выполнена из радиопрозрачного диэлектрика (кварц, окись алюминия и др.). ГРК может быть выполнена различной по конфигурации: усеченный конус (например, как у RIT–XT [172]), цилиндр (например, как у XIPS–13 или как у RIT–10 [173]), купол (например, как у RIT серии 2X [173]).

Узел ИОС включает эмиссионный (ЭЭ), ускоряющий (УЭ) и замедляющий (ЗЭ) электроды (см. Рисунок 27). Внутри ГРК отсутствуют электроды, нет необходимости в магнитной системе. Ввод мощности в разряд осуществляется от индуктора, подключенного к высокочастотному генератору (ВЧГ). Ввод газа производится в ГРК через газораспределитель и в нейтрализатор. После подачи газа и подвода ВЧ мощности индукционный ВЧ разряд инициируется подачей отрицательного импульса напряжения на нейтрализатор. Ионный пучок формируется при подаче напряжения на электроды ИОС. Как и в ИДПТ для нейтрализации ионного пучка по току на срезе двигателя установлен нейтрализатор, выполненный на основе полого катода и эмитирующий электроны. За ЗЭ формируется квазинейтральная плазма, плотность которой определяется ионами пучка и, в большей степени, медленными ионами, образующимися в результате процесса резонансной перезарядки быстрых ионов пучка на атомах

рабочего тела, истекающего из газоразрядной плазмы. Плотность плазмы в зоне нейтрализации примерно на два порядка меньше, чем плотность плазмы в ГРК. Как и в ИДПТ за срезом двигателя ионный пучок распространяется в виде разреженной квазинейтральной плазмы. Радиальное распределение потенциала в пучке устанавливается автоматически таким, чтобы удерживать в его объеме электроны, компенсирующие пространственный заряд ионов.

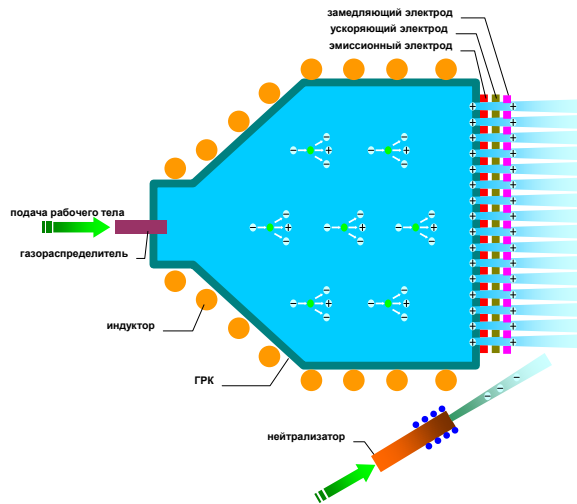


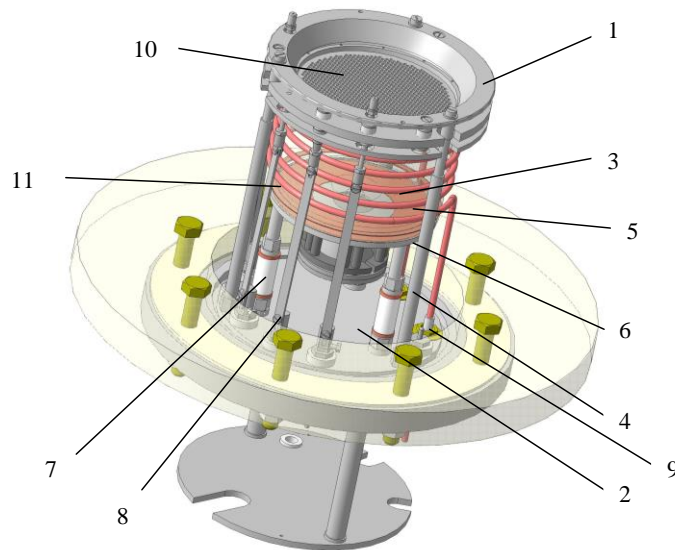
Рисунок 27 – Принципиальная схема ВЧИД

Были созданы образцы ВЧИД в диапазоне мощности от нескольких Ватт до 8 кВт [174, 175, 176, 177, 178, 179, 180]. По сравнению с ИДПТ ВЧИД обладают определенными преимуществами, связанными с упрощением конструкции: в ГРК отсутствуют электроды (анод и катод), находящиеся под высоким потенциалом (распыление которых ограничивает ресурс) и не требуется внешняя магнитная система для удержания плазмы в ГРК (снижается масса и упрощается конструкция). Особенно существенно, что во ВЧИД для осуществления газового разряда не требуется катод. Катод ИДПТ представляет собой сложное в конструктивном и технологическом отношении плазменное устройство на основе т.н. полого катода, требующего для своей работы подачи через него рабочего тела и использования нескольких источников электропитания, работающих по определенному алгоритму. Проблемным остается важный вопрос ресурса катода. По существу, разработка технологии катода ГРК ИДПТ представляет собой самостоятельную трудоемкую задачу. ВЧ разряд не чувствителен к инородным, в том числе химически активным газам в составе рабочего тела, что может дать экономическую выгоду при наземной экспериментальной отработке моделей ВЧИД, а также в процессе летной эксплуатации. Развитие ВЧИД потребовало освоение новых технологий: создания керамических ГРК, ВЧГ, различных по форме ИОС с различным числом перфорированных электродов, для которых в сборе должна быть обеспечена соосность.

2.2 Типовая конструкция ионного двигателя. Физические процессы в ионном двигателе

Типовая конструктивная схема ВЧИД представлена ниже (см. Рисунок 28). В общем случае ВЧИД включает три основных узла: узел ИОС (поз. 1), узел внешнего фланца (поз. 2) и узел ГРК (поз. 3). Сборка основных узлов осуществляется стяжкой ИОС с внешним фланцем специальными стяжными шпильками (поз. 4). ГРК (поз. 5) в сборке находится между внешним фланцем, к которому притянута специальными изоляторами (поз. 7), и ИОС. С внешней поверхности ГРК размещен индуктор (поз. 11), изготовленный из медной трубки. Питающее напряжение на электроды (УЭ (поз. 10) и ЭЭ (на схеме не виден)) ИОС и к индуктору подается через токоподводы (поз. 8 и поз. 9).

ГРК с расположенным на внешней поверхности индуктором, выполненным чаще всего из медной трубки в форме спирали, служит для ввода ВЧ мощности в разряд от внешнего ВЧГ с рабочей частотой ω . ГРК изготавливается из радиопрозрачного диэлектрического материала с минимальным тангенсом диэлектрических потерь по отношению к рабочей частоте ВЧГ.



- 1 – ИОС; 2 – фланец; 3 – узел ГРК; 4 – шпилька; 5 – индуктор; 6 – опора (внешний электрод);
7 – изолятор электрода; 8 – шина; 9 – изолятор индуктора; 10 – УЭ; 11 – кольцо

Рисунок 28 – Типовая конструктивная схема ВЧИД [181]

Фактически единственным источником энергии, который поддерживает разряд, является электромагнитное поле, энергия которого поглощается атомами рабочего тела. Образование ионов из нейтральных атомов рабочего тела, поступающего в объем ГРК, происходит под воздействием переменного, преимущественно аксиального, магнитного поля с индукцией

$$B_{rf} = 0.5B_{rf0} \sin \omega t = \mu_0 \frac{N}{L} I_{rf0} \sin \omega t \quad (\mu_0 = 1,257 \times 10^{-6} \text{ Гн/м} - \text{ магнитная постоянная; } I_{rf0} -$$

амплитудное значение тока в индукторе (А); N – число витков индуктора; L – длина индуктора (м)) при генерации ВЧ токов в индукторе, которое проникает через диэлектрические стенки ГРК

с малым тангенсом диэлектрических потерь, генерируют в объеме ГРК ВЧ переменное аксиальное магнитное поле. Магнитное поле в свою очередь индуцирует ВЧ переменное вихревое, преимущественно азимутальное, электрическое поле с напряженностью $E_{ind} = 0,5B_{rf0}r\omega \cos \omega t$, которое вызывает появление токов Фуко. Преимущественно азимутальное электрическое поле ускоряет или замедляет электроны в ГРК, которые осциллируют с частотой внешнего ВЧ поля и аккумулируют его энергию, тратя ее на неупругие столкновения с тяжелыми атомами или ионами рабочего тела, вызывая их возбуждение и/или ионизацию. Первичные электроны попадают в ГРК из катода-нейтрализатора, который кратковременно эмитирует из в область разряда, для чего на один из электродов ИОС подается небольшой положительный потенциал порядка 100-200 В. Потенциалы ионизации (энергия, необходимая для отрыва электрона от атома или иона) для атомов всех элементов периодической системы известны, также как и для большого числа молекулярных соединений и ионов [182]. В газоразрядной плазме атомы и ионы находятся в разных квантово-механических состояниях. Распределение по состояниям (заселенность энергетических уровней) является важнейшей характеристикой плазмы. Переход атомов из возбужденного состояния на основной уровень сопряжен с потерей кванта энергии (в плазме низкого давления соответствует порогу возбуждения или ионизации). Кинетическая энергия электрона, определяемая его электронной температурой, при неупругом столкновении практически полностью им теряется. Часть фотонов без взаимодействия с атомами и ионами рабочего тела, находящимися на более низком энергетическом уровне, поглощается стенками ГРК и ЭЭ ИОС за счет разряженности плазмы, из-за чего процессами ступенчатой ионизации (возбуждение - ионизация) можно пренебречь, так же, как и рекомбинацией ионов в объеме плазмы. Ступенчатая фотоионизация возможна, но ее вероятность мала, поскольку она может протекать в случае возбуждения метастабильных состояний с временем жизни порядка 10^{-6} с, в то время как время протекания процессов ионизации в других состояниях порядка 10^{-8} с. Скорость выпадения электронов на стенки ГРК зависит от разности потенциалов между плазмой и стенкой ГРК. Концентрация атомов и ионов в ГРК будет определяться соотношением скоростей ионизации и выпадения на стенки ГРК и электроды ИОС. Плотность плазмы в ВЧ разряде составляет порядка 10^{17} м^{-3} [174] и уменьшается от центра плазменного объема к краям.

Разряд в ГРК является индукционным, его также называют самостоятельным, поскольку для стационарного горения разряда в ГРК не требуется какого-либо специального элемента (катода), эмитирующего электроны, или каких-либо элементов нагрева. Поскольку индуктор находится вне объема ГРК, то он не взаимодействует с плазмой и не подвергается разрушению

при ее образовании. Описанная схема зажигания и поддержания разряда является безэлектродной.

Эффективность генерации плазмы в ГРК зависит от КПД передачи мощности от электромагнитного поля, создаваемого индуктором, в разряд в ГРК; потерь ионизированных частиц рабочего тела при их осаждении на стенках ГРК, а также малого числа образующихся двух-и более зарядных ионов рабочего тела (менее 1 % [183]).

Как было показано в [184], для получения высоких тяговых и энергетических характеристик (больших значений извлекаемого из ИОС ионного тока) необходимо, чтобы ГРК имела: минимально возможную, с точки зрения технологии изготовления, толщину стенок, для уменьшения потерь ВЧ мощности, передаваемой в разряд; высокую прочность и стойкость к вибрационным нагрузкам; низкую пористость. Кроме того, как показано в [184] форма ГРК должна выбираться исходя из требования получения минимальной цены иона при максимально возможном коэффициенте использования рабочего тела. Таким образом, предпочтительной является форма ГРК с минимальной площадью поверхности стенок, то есть полусферической или эллипсоидальной формы с минимальной высотой. Проведенное моделирование с оптимизацией формы ГРК показало, что переход от ГРК цилиндрической или конической форм к ГРК полусферической формы позволяет сократить на четверть потребляемую мощность ВЧГ с одновременным уменьшением массы ГРК (до 40 %), за счет чего было достигнуто уменьшение потерь заряженных частиц на стенках ГРК [185].

Как показано в [184] наблюдается значительный рост извлекаемого ионного тока, при увеличении числа витков индуктора с трех до семи. При дальнейшем увеличении числа витков рост извлекаемого из ИОС ионного тока существенно не изменяется, фактически, выходит на насыщение, при одновременном увеличении вероятности межвиткового пробоя. Расстояние между витками индуктора должно составлять не менее одного диаметра используемой для изготовления индуктора трубки. Размещение индуктора на ГРК должно быть равномерным.

Затухание напряженности азимутального электрического поля от максимального значения у стенки ГРК до минимальных значений на оси ВЧИД приводит к неоднородности плазмы по сечениям. Типичное распределение параметров плазмы (концентрации, температуры электронов и плотности ионного тока) по радиусу цилиндрической ГРК на примере двигателя РИТ-10 приведено ниже (см. Рисунок 29). В окрестности стенки ГРК возникает скин-слой некоторой толщиной δ , на котором происходит затухание амплитуды электромагнитной волны в e раз. В этом слое происходит наиболее эффективная передача мощности от внешнего поля ВЧГ к электронам плазмы в ГРК (чем больше концентрация электронов в плазме, тем поглощение энергии больше за счет омического нагрева плазмы и увеличения кинетической энергии электронов). Неоднородность распределения n_e и T_e по радиусу ГРК превышает 100 %.

Неоднородность по плотности ионного тока j_i выражена слабее в силу характера его зависимости от n_e и T_e : $j_i \propto n_e \sqrt{T_e}$ и составляет порядка 20 %. Аналогичные зависимости получены экспериментально для цилиндрической ГРК с торцевым расположением индуктора [186]. Однако, торцевое расположение индуктора позволило несколько сократить перепад параметров по радиусу.

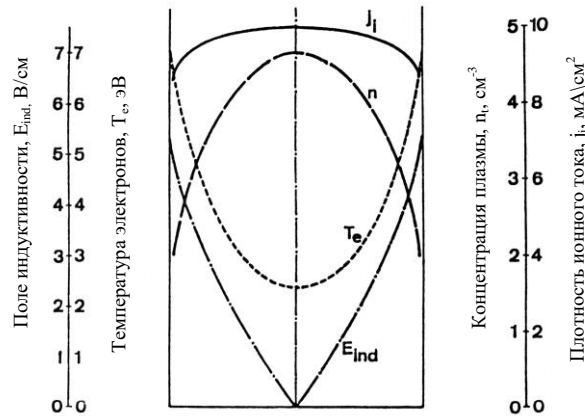


Рисунок 29 – Распределение концентрации плазмы n_e , температуры электронов T_e и плотности ионного тока j_i по радиусу ГРК [187]

В объеме ГРК устанавливается равновесное состояние электронного газа, которое в случае максвелловского распределения электронов по энергиям [188] характеризуется некоторой температурой $T_e \approx 3-5$ эВ – температурой электронов, которая существенно выше температуры атомов и ионов рабочего тела $T_e \approx T_i \approx 0,03-0,07$ эВ, которая приблизительно соответствует температуре конструкции ВЧИД. Проведенные экспериментальные замеры термодинамической температуры электронов вдоль оси распространения ионного пучка показали, что ее вариация мала [189]. Плотность n_e в плазме [190] связана с потенциалом U уравнением Больцмана

$$n_e = n_0 \exp\left(\frac{eU}{kT}\right); n_0 - \text{плотность в толще плазмы (м}^{-3}\text{); } e = 1,60 \times 10^{-19} \text{ Кл} - \text{элементарный заряд}$$

электрона; T – температура (К); $k = 1,38 \times 10^{-23}$ Дж/К – постоянная Больцмана. В созданном плазменном объеме ионы дрейфуют к границам плазмы, где $n_i \approx n_e$ (n_i , n_e – концентрации ионов и электронов, соответственно), перенося кинетическую энергию направленного движения порядка kT . При этом потенциал плазмы изменяется на величину порядка $\frac{kT}{e}$. При приближении к

границе плазмы постепенно формируется слой, в котором нарастает концентрация ионов. Этот слой носит название переходного. Ионы приходят на границу слоя с энергией $\frac{kT}{2}$, плотность

ионного тока равна $e n_p \sqrt{\frac{kT}{M}}$, где n_p – плотность ионов или электронов в переходном слое (м^{-3});

M – масса иона рабочего тела (кг).

Формирование и ускорение ионного пучка происходит в ИОС, размещаемой в конструкции ионного источника сразу за ГРК. В общем случае ИОС содержит три электрода – ЭЭ, УЭ и ЗЭ. Электрод, размещаемый на границе плазмы ГРК и вытягивающий ионы из плазменного объема – ЭЭ, имеет потенциал положительного знака по отношению к корпусу КА. За ним располагается УЭ с отрицательным значением потенциала для создания потенциального барьера для электронов из области нейтрализации. Оба электрода выполняются перфорированными, что позволяет разбить систему формирования ионного пучка на множество элементарных ионных пучков, которые позволяют получить высокую плотность ионного тока. Наличие третьего – ЗЭ – не является обязательным (он может быть виртуальным и будет располагаться в районе катода-нейтрализатора и может быть заменен кольцевым электродом). На графиках (см. Рисунок 30) представлены результаты моделирования в двух- и трех-электродной ИОС ВЧИД.

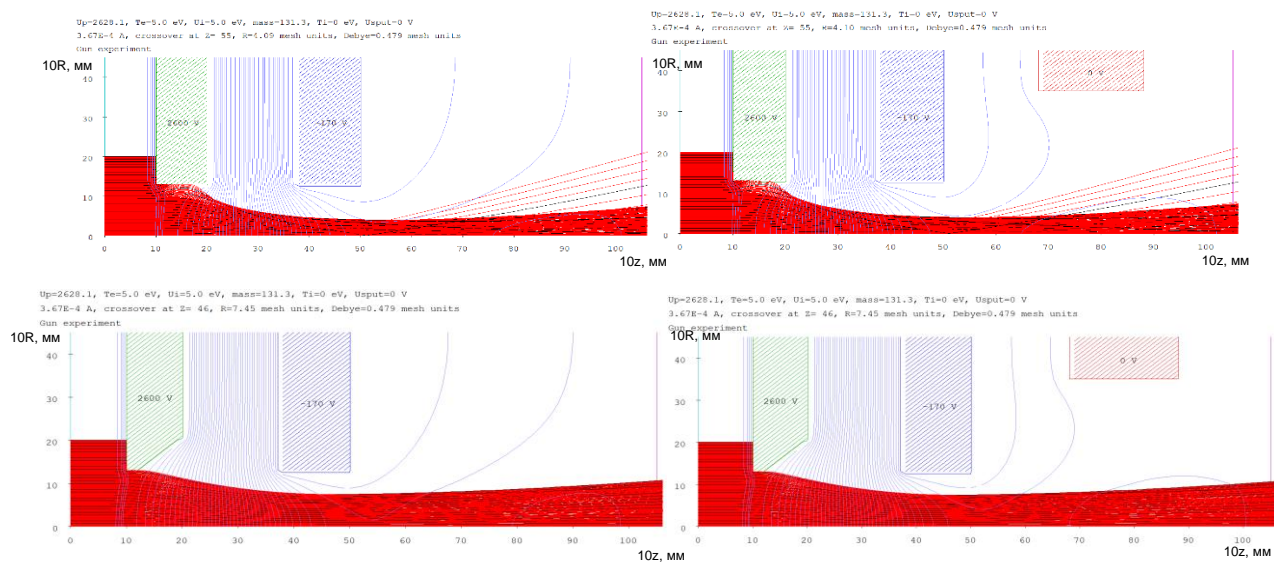


Рисунок 30 – Распределение потенциала в двух- и трех- электродной ИОС ВЧИД с электродами, имеющими гексагональную круглую перфорацию и гексагональную круглую перфорацию с профилированием отверстий в ЭЭ

При прочих равных условиях ВЧИД с трехэлектродной ИОС может обеспечить меньшие углы расходимости ионного пучка на выходе из ВЧИД по сравнению с двухэлектродной ИОС, как в случае обычной перфорации электродов ИОС, так и в случае использования профилированной перфорации электродов ИОС. В приведенном примере уменьшение полуугла расходимости ионного пучка составило около 2° для обычной перфорации и 4° для профилированной перфорации. Таким образом, наличие третьего – ЗЭ способствует фокусировке ионного пучка. Чаще всего он выполняется кольцевым, охватывающим весь пучок, и находится под потенциалом корпуса СКА. Фактически он обеспечивает появление эквипотенциальных поверхностей, способствующих фокусировке ионного пучка в области нейтрализации плазмы

пучка. Аналогичные результаты по улучшению фокусировки ионного пучка в трехэлектродных ИОС приведены в [191, 192].

Несмотря на то, что в ВЧИД имеет место высокий коэффициент использования массы рабочего тела (высокий коэффициент ионизации рабочего тела), свыше 80 %, некоторое количество рабочего тела поступает в ИОС с тепловыми скоростями, в результате чего в ИОС протекают процессы рассеяния и перезарядки ионов на атомах, ионизация атомов и ионов и т.д. В ИД при скоростях ионов и атомов порядка 10^3 – 10^4 м/с наиболее вероятным процессом является резонансная перезарядка ускоренных ионов на нейтральных атомах. При перезарядке ускоренный ион приобретает электрон и становится быстрым атомом, продолжающим движение со скоростью, равной скорости иона в момент перезарядки. Атом, потерявший электрон, становится вторичным ионом, начальная скорость которого равна тепловой скорости атома (около 10^3 м/с). Даже если доля ионного пучка, подверженная перезарядке мала, скорость образующихся ионов такова, что плотность образовавшихся ионов может значительно превышать плотность ионов пучка. Необходимо обеспечить такое распределение потенциала по ионному пучку, чтобы сначала происходило ускорение ионов, а затем их замедление, причем потенциал плазмы ионного пучка должен быть выше потенциала УЭ, но ниже потенциала ЭЭ. При таком распределении потенциала электроны из плазмы ионного пучка не могут попасть в ВЧИД, а медленные ионы, образованные в результате перезарядки ионного пучка, могут ускоряться в направлении УЭ, в поле, тормозящем электроны (см. Рисунок 31). Процесс перезарядки иона на атоме нейтрального газа $Xe_B^+ + Xe_M^0 \Leftrightarrow Xe_B^0 + Xe_M^+$ в межэлектродном промежутке вызывает паразитные потоки ионов, расходящиеся под большими углами, увеличивающими суммарный угол расходимости ионного потока и ионную бомбардировку УЭ. Бомбардируя УЭ, вторичные ионы вызывают его катодное распыление, что существенно ограничивает срок службы УЭ (см. Рисунок 32).

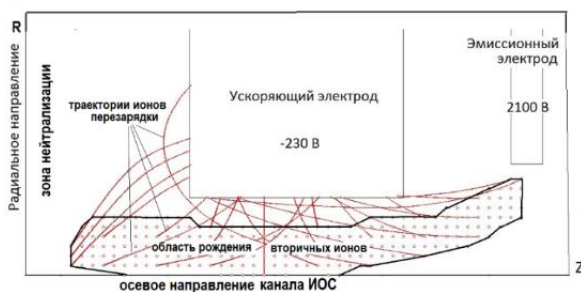


Рисунок 31 – Область образования вторичных ионов в межэлектродном промежутке [193]

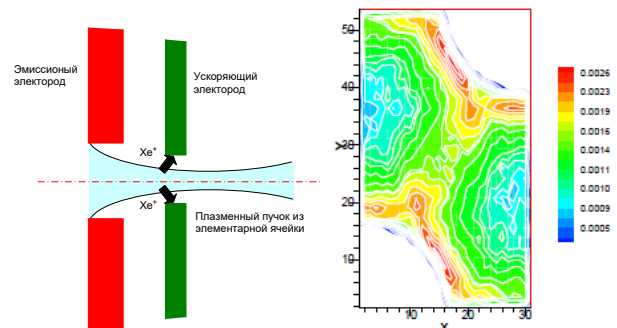


Рисунок 32 – Характерная эрозия поверхности УЭ под действием ионов перезарядки, образующихся в межэлектродном промежутке [194]

Как видно бомбардировка поверхности УЭ ионами перезарядки, возникшими в межэлектродном зазоре, оказывает влияние на диаметр отверстия в УЭ, вызывая эрозию материала электрода в нем.

Ионы перезарядки возникают также в зоне нейтрализации ионного пучка за срезом УЭ и ВЧИД (см. Рисунок 33). Медленные ионы перезарядки движутся в сторону УЭ под действием его отрицательного потенциала с границы плазмы, что в большей степени вызывает эрозию поверхности УЭ (см. Рисунок 34).

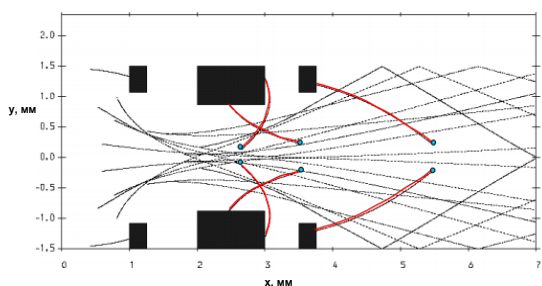


Рисунок 33 – Типичные места возникновения ионов перезарядки (синие точки) и траектории их движения (красные линии) в зоне нейтрализации [195]

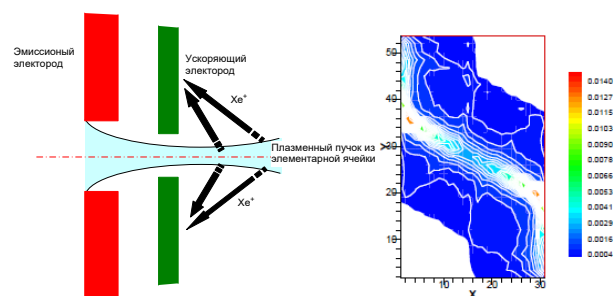


Рисунок 34 – Характер эрозии поверхности УЭ ионами перезарядки из области нейтрализации [194]

Экспериментально показано, что ток ионов на УЭ составляет 1–2 % от тока ионов пучка. Согласно оценке, ток ионов перезарядки, образующихся в объеме ионного пучка в межэлектродном зазоре, составляет примерно 0,1 % от тока первичных ионов. Таким образом, основной ток ионов на УЭ приходит из области нейтрализации. Тем не менее, с учетом их высокой энергии вклад этих ионов в эрозию УЭ необходимо учитывать.

Наряду с вторичными ионами УЭ при плохой фокусировке ионного пучка может перехватывать и первичные ионы, обладающие энергией в несколько килоэлектронвольт и вызывающие особенно интенсивное его распыление. Как было показано в [195, 196, 197] в случае использования в составе ВЧИД двухэлектродной ИОС, распределение вторичных ионов по поверхности УЭ носит существенно более сложный характер, чем в случае трехэлектродных ИОС из-за крайней неоднородности плотности тока по сечению. Наибольшие разрушения поверхности УЭ имеют место внутри отверстий и между отверстиями на боковой поверхности УЭ, обращенной к зоне нейтрализации пучка.

Расположение ЗЭ с нулевым потенциалом на расстояниях от УЭ меньших, чем граница плазмы ионного пучка, вызывает появление эквипотенциальных линий «сжимающих» ионный пучок (что хорошо заметно на диаграммах (см. Рисунок 30)). Таким образом ЗЭ частично решает проблемы с потоками вторичных ионов, образующихся в результате перезарядки в объеме пучка и уменьшает распыление УЭ, что в свою очередь влияет на ресурс ВЧИД.

Ускорение ионизированного рабочего тела происходит в ИОС за счет подаваемой разности потенциалов на электроды с различной формой отверстий. Ускорение ионов в ИОС определяется как соотношением тока пучка ионов и извлекающей разности потенциалов, так и плотностью ионного тока. ИОС должна обладать высокой геометрической прозрачностью (отношение площади перфорации в электроде к площади электрода) и высоким качеством фокусировки плазменной струи при низкой степени ее торможения.

Движение ионов в потоке (однонаправленном, стационарном) определяется электростатическим полем электродов и взаимодействием с другими заряженными частицами потока. Выражение для плотности тока в пучке получается из решения уравнения Пуассона $\nabla^2 U = \frac{\partial^2 U}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 U}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 U}{\partial z^2} = -\frac{\rho}{\varepsilon_0}$, где U – электростатический потенциал (ускоряющая разность потенциалов между ЭЭ и УЭ) (В); $\rho = -j/v$ – объемная плотность заряда (Кл/м³); $\varepsilon_0 = 8,85 \times 10^{-12}$ Ф/м – электрическая постоянная; j – плотность тока (А/м²); $v = \sqrt{\frac{2eU}{M}}$ – скорость ионов рабочего тела (м/с).

Для одномерного случая уравнение Пуассона преобразуется в $\nabla^2 U = \frac{\partial^2 U}{\partial z^2} = -\frac{\rho}{\varepsilon_0}$. Для полностью ионизованного ионного потока обеспечить параллельное движение ионов можно при использовании электродов в виде бесконечных плоскостей. Решение задачи с учетом предположения, что частицы имитируются с нулевой скоростью, полученное С.Д. Чайлда [198] и уточненное I. Langmuir [199] имеет вид [200]:

$$j = \frac{4\varepsilon_0}{9} \sqrt{\frac{2e}{M}} \frac{U^{3/2}}{L_{эф}^2} = x \frac{U^{3/2}}{L_{эф}^2}, \quad (15)$$

где: $L_{эф}$ – эффективная длина ускоряющего промежутка (в простейшем случае $L_{эф} = L$ – это межэлектродный промежуток – расстояние между ЭЭ и УЭ) (м) (с учетом образующегося в окрестности ЭЭ мениска эффективная длина ускоряющего промежутка возрастает и определяется соотношением: $L_{эф} = \sqrt{L^2 + \frac{d^2}{4}}$, где d – диаметр отверстия в ЭЭ [201]);

$x = \frac{4\varepsilon_0}{9} \sqrt{\frac{2e}{M}}$ – константа С.Д. Чайлда (для ксенона – $x = 4,77 \times 10^{-9}$ А/В^{3/2}; для криптона – $x = 5,97 \times 10^{-9}$ А/В^{3/2}).

Изменение потенциала вдоль потока ионов определяется выражением [202]:

$$U(z) = \left(\frac{j}{x} \right)^{2/3} z^{4/3}, \quad (16)$$

где z – координата, отсчитываемая от плазменной границы вдоль по ионному пучку (м).

Параллельное движение ионного пучка в двумерной постановке рассмотрено J.R. Pierce [200, 203, 204]. Он предложил использовать электроды специальной формы для создания ленточных электронных пучков. Клиновидный ЭЭ с определенным углом скоса и щелевой апертурой обеспечивает формирование параллельного потока ионов. Выходная щель УЭ действует как рассеивающая линза, создавая угол расходимости ионного пучка.

Однако недостаточно выбрать только форму электродов, необходимо также подобрать разность потенциалов на ЭЭ и УЭ, и плотность плазмы, из объема которой будут вытягиваться ионы, таким образом, чтобы обеспечить высокую скорость ионов на выходе из ИОС и такую форму плазменного эмиттера – границы, с которой стартуют ионы (плоский или вогнутый плазменный мениск (см. Рисунок 35)), чтобы сформировался ионный пучок с возможно минимальной расходимостью. В плазменном эмиттере нарушается условие квазинейтральности плазмы и формируется поток ионов рабочего тела.

В зависимости от соотношения электронного давления в плазме $p = n_e k T_e$ и давления электростатического поля $p_E = \frac{\rho}{2\epsilon_0}$ (где ρ - поверхностная плотность заряда) формируется выгнутый в сторону от ГРК или вогнутый внутрь ГРК плазменный эмиттер (мениск) – граница плазмы, являющаяся переходным слоем (несколько дебаевских радиусов), в которой происходит согласование параметров ГРК и ИОС. Это приведет формированию расходящегося ионного пучка. Для обеспечения параллельности ионного потока нужно обеспечить возможно более плоскую границу плазмы со стороны ЭЭ или слегка вогнутую в сторону ГРК, в этом случае ионный пучок будет сходящимся (см. Рисунок 35).

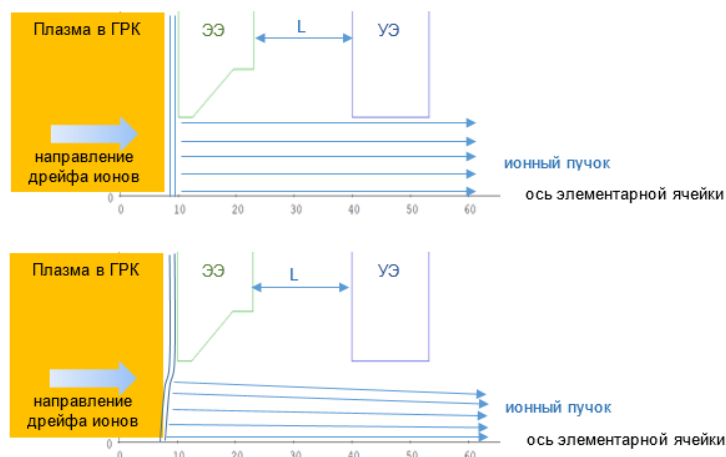


Рисунок 35 – Плоская (вверху) и вогнутая (внизу) плазменная граница [по 200]

Воздействие пространственного заряда на движение ионного пучка описывается первеансом (мерой интенсивности ионного пучка) [200] $P = \frac{I}{U^{3/2}}$ - параметр, определяющий эффективность ИОС. Приведенным первеансом называют величину:

$$\bar{P} = \frac{j}{U^{3/2}}, \quad (17)$$

где j - плотность тока в элементарной ячейке ИОС (A/m^2).

Рассмотрим пучок, инжектируемый щелью с шириной a и длиной $b \gg a$. Под воздействием поперечного поля пространственного заряда ионы перестают двигаться параллельно, а начинают расходиться под возрастающими углами относительно плоскости симметрии щели по мере увеличения расстояния от ЭЭ (координата z).

Выражение для тока пучка, инжектируемого щелью, с учетом (15) имеет вид

$$I = jS = jab = xU^{3/2} \frac{ab}{L^2}$$

Для щели выражение для теоретически максимального значения первеанса имеет вид [202]:

$$P = \frac{I}{U^{3/2}} = x \frac{ab}{L^2}. \quad (18)$$

Приведенный первеанс для щелевой перфорации имеет такой же вид, как и для круглой (см. (17)).

Ионный пучок под действием собственного объемного заряда, вследствие обыкновенного электростатического отталкивания положительных ионов, расходится. Действие электростатических полей также приводит к захватыванию электронов и быстрой нейтрализации ионного пучка практически сразу за срезом ЗЭ. Таким образом ионы при движении за срезом ВЧИД двигаются сквозь плазму, состоящую из ионов первичного пучка, вторичных медленных ионов перезарядки и «термализованных» холодных электронов (электроны, чья энергия близка к энергии теплового движения атомов). При этом в объеме ионного пучка устанавливается радиальное падение потенциала (так называемое амбиполярное поле) на уровне электронной температуры. Под действием амбиполярного поля ионы будут постепенно уходить наружу (во внешние слои ионного пучка) по мере образования вторичных ионов. Расширение ионного пучка связано с изменением потенциала в плазме и в слое на границе ионного пучка. Расширение ионного пучка сверх обусловленного угловым разбросом, происходит в виде последовательного отделения внешних слоев ионного пучка, где находятся ионы переходного слоя. Для оценки степени влияния пространственного заряда и расширения ионного пучка используется нормированный первеанс [200]:

$$\Pi = \frac{I}{I_0}; \text{ или для щелевой оптики } \Pi = \frac{I}{I_0} = \frac{\frac{I}{U^{3/2}}}{x \frac{b}{a}}. \quad (19)$$

Таким образом для заданного рабочего газа (известной массы иона) первеанс является также критерием геометрического подобия ИОС. В двух геометрически подобных ИОС на различных рабочих телах первеансы отличаются на корень квадратный из отношения масс ионов рабочих тел, например:

$$\frac{P_{Xe}}{P_{Kr}} = \frac{I_{Xe}}{I_{Kr}} = \sqrt{\frac{M_{Kr}}{M_{Xe}}}, \quad (20)$$

где S - площадь отверстия в ЭЭ.

Максимальный ионный ток, который можно получить в одноэлектродной ИОС с гексагональными круглыми отверстиями, пропорционален $xU^{3/2}$, а в ИОС с щелевой апертурой - $xU^{3/2} \frac{b}{a}$ [200]. Для получения больших значений токов необходимо использовать в электродах большее число отверстий (щелей).

Если первоначально предположить, что в ионном пучке отсутствует разброс ионов по скоростям (монокинетический пучок – разброс по энергиям не превышает $\pm 2\%$), и нет других типов частиц (бесстолкновительное движение), то поперечное расширение пучка можно оценить как [200]:

$$\frac{r}{a} = \frac{1}{2} + \frac{1}{18} \Pi \left(\frac{z}{a} \right)^2. \quad (21)$$

На графике (см. Рисунок 36) представлено влияние величины нормированного первеанса на расходимость ионного пучка в ИОС с щелевой перфорацией.

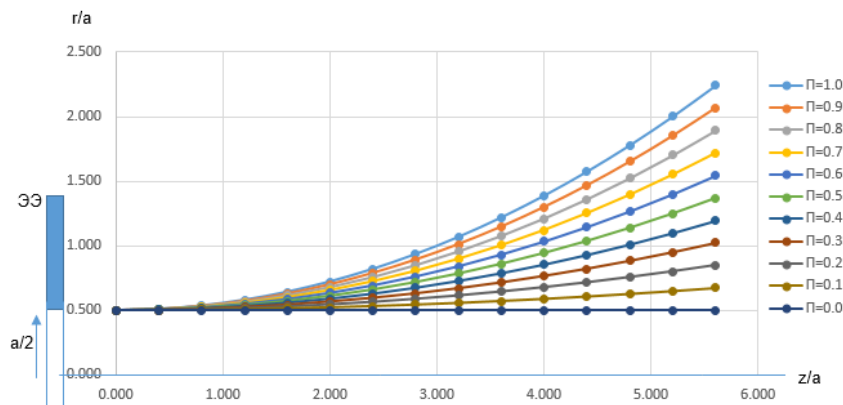


Рисунок 36 – Расходимость ионного пучка под действием пространственного заряда

Максимально возможный первеанс единичного отверстия в ИОС ограничен величиной, равной константе Чайлда, или в случае щелевой перфорации $\approx \frac{b}{a}$. Одиночное/ая отверстие/щель может иметь максимальный нормированный первеанс, равный 1. Для достижения высокой прозрачности электродов (снятия большого ионного тока) необходимо плотное размещение отверстий/щелей по поверхности, но такая плотная упаковка сокращает боковое пространство, необходимое для электродов с пирсовской (или почти пирсовской) геометрией. Для создания

высококоллимированного ионного пучка, нормированный первеанс ВЧИД должен быть порядка 0,15 и менее.

2.3 Математическая модель воздействия ионного пучка на объект космического мусора

Для определения исходных данных, необходимых для проведения моделирования ИОС ВЧИД, проведем оценку параметров взаимодействия ионного пучка с ОКМ.

Построим математическую модель взаимодействия ионного пучка, истекающего из ВЧИД, расположенного на борту СКА, с ОКМ с учетом допущений, изложенных выше (см. раздел 1.4).

Пучок ускоренной квазинейтральной плазмы из ВЧИД попадает на поверхность ОКМ, воздействуя на него с некоторой силой F_{SD} . Величина передаваемого усилия существенно зависит от угла расходимости ионного пучка φ . Если площадь ионного пучка около ОКМ превышает размеры ОКМ πR_{SD}^2 , то сила, с которой ионный пучок действует на ОКМ F_{SD} обратно пропорциональна квадрату расстояния между ВЧИД и ОКМ d . Если СКА с ВЧИД расположить против направления орбитальной скорости ОКМ, то сила, действующая со стороны ионного пучка на ОКМ будет создавать положительное касательное ускорение, в результате чего ОКМ начнет переход на более высокую орбиту. Для сохранения расстояния между СКА и ОКМ d на СКА должны быть установлены компенсирующие ЭРД, создающие такую величину тяги F_{EP} , что суммарное реактивное ускорение СКА от ВЧИД и компенсирующих ЭРД равнялось реактивному ускорению ОКМ от ионного пучка. Схема воздействия ионного пучка и ОКМ приведена ниже (см. Рисунок 37).

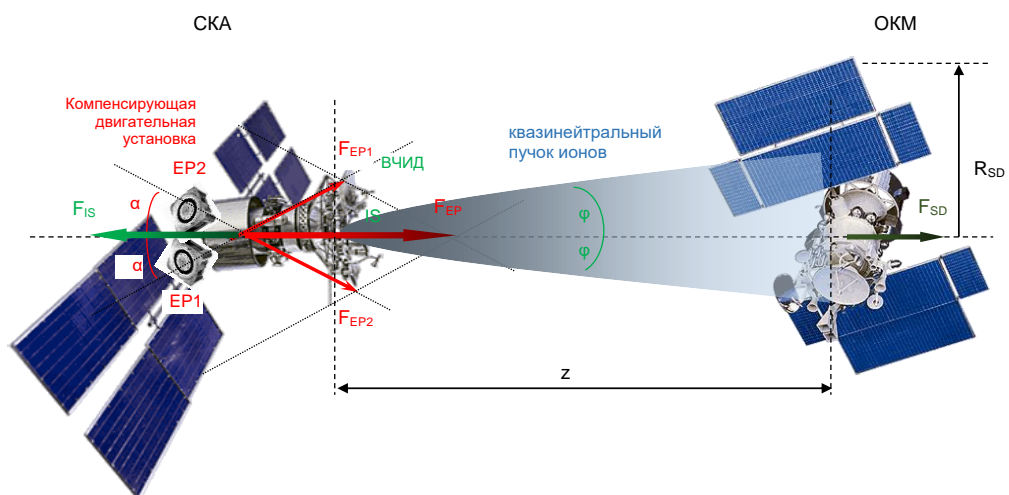


Рисунок 37 – Принципиальная схема использования ионного пучка для воздействия на ОКМ

Сила F_{SD} (Н), действующая на ОКМ, согласно третьему закону Ньютона будет равна по модулю и противоположна по направлению силе, с которой ЭРДУ СКА воздействует на ОКМ:

$$F_{SD} = -F_{IS} . \quad (22)$$

На самом деле вторичные ионы и нейтралы, отражающиеся от поверхности ОКМ, будут увеличивать величину импульса, передаваемого ОКМ. Величина этого импульса мала, по сравнению с импульсом, передаваемым падающим ионным потоком, из-за малости величины скорости отраженных ионов [109].

Величина силы F_{IS} определяется энергетическим КПД ВЧИД η , его мощностью P и скоростью истечения ионов рабочего тела w :

$$F_{IS} = 2\eta \frac{P}{w} \text{ (Н)}. \quad (23)$$

Величина силы F_{IS} может быть выражена через массовый расход рабочего тела \dot{m} через ВЧИД:

$$F_{IS} = \dot{m}w \text{ (Н)}. \quad (24)$$

В предположении, что СКА массой m_{SC} и ОКМ массой m_{SD} находятся на круговой орбите и расстояние между ними поддерживается постоянным, то величина силы F_{EP} может быть вычислена из равенства нулю второй производной от расстояния между СКА и ОКМ d :

$$\ddot{z} = \frac{F_{IS} - F_{EP}}{m_{SC}} + \frac{F_{IS}}{m_{SD}} = 0. \quad (25)$$

Откуда

$$F_{EP} = F_{IS} \left(1 + \frac{m_{SC}}{m_{SD}} \right). \quad (26)$$

Расстояние между СКА и ОКМ z_{opt} при котором весь ионный поток полностью перехватывается поверхностью ОКМ определяется углом расходимости ионного пучка α :

$$z_{opt} = \frac{s}{2 \tan \alpha}. \quad (27)$$

Номограммы (см. Рисунок 38) представляют зависимость расстояния между СКА и ОКМ, при котором ионный пучок полностью перехватывается поверхностью ОКМ. Принятое в вышеприведенной формуле допущение о распространении ионного пучка в космическом пространстве с постоянным углом расходимости достаточно сильное и не учитывает амбиполярной диффузии электронов и ионов в слабо ионизированной плазме, которой является ионный пучок. Подобное допущение о распространении ионного пучка в космическом пространстве может быть допустимым только на этапе предварительного проектирования системы бесконтактного увода ОКМ. Подробнее этот вопрос будет исследован ниже.

Очевидно, что при увеличении диаметра ионного пучка в процессе его распространения в космическом пространстве эффективная сила, переданная ОКМ, составляет лишь часть общей тяги ВЧИД:

$$F_{SD} = k_{IS} F_{IS}, \quad (28)$$

где: k_{IS} - коэффициент передачи импульса (равновесия или коэффициент использования тяги ВЧИД, равный отношению импульса, сообщаемого ОКМ, к импульсу, создаваемому ВЧИД). Он зависит от тяг и масс СКА и ОКМ, геометрии ОКМ и относительной дальности.

Расстояние между СКА и ОКМ, м

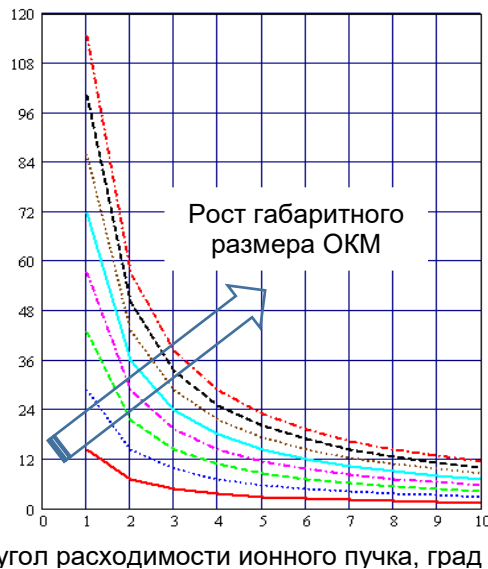


Рисунок 38 – Приближенное расстояние между СКА и ОКМ, обеспечивающего малую вероятность столкновения между СКА и ОКМ в процессе транспортировки последнего на орбиту захоронения, при различных значениях минимального габаритного размера ОКМ в диапазоне от 0,25-2,0 м с шагом 0,25 м, обеспечивающего полное попадание ионного пучка на ОКМ, в зависимости от полуугла расходимости ионного пучка

Для того, чтобы связка «СКА-ОКМ» не «развалилась» тяга, создаваемая компенсирующими ЭРД, должна несколько превышать тягу, создаваемую ВЧИД [205]:

$$F_{EP} = \left(1 + k_{IS} \frac{m_{SC}}{m_{SD}} \right) F_{IS} > F_{SD}. \quad (29)$$

В [109] приведена формула для оценки минимально возможного угла расходимости ионного пучка:

$$\alpha_{\min} = \tan^{-1} \frac{v_{\perp}}{v_{\parallel}} = \tan^{-1} \left(\frac{1}{w} \sqrt{\frac{2eT_e}{M}} \right), \quad (30)$$

где: $v_{\parallel} = w$ – скорость ионов вдоль оси распространения ионного пучка на выходе из ВЧИД (м/с);
 v_{\perp} – поперечная скорость распространения максвелловских ионов на выходе из ВЧИД (м/с).

Из (30) видно, что для уменьшения угла расходимости струи необходимо иметь максимально возможную скорость истечения, а, следовательно, и высокий удельный импульс. Например, для двигателя DS4G значение полуугла расходимости ионного пучка составляет 5° [206], для двигателя $\mu\text{NRIt-4}$ значение полуугла расходимости ионного пучка составляет $15,2^{\circ}$ [207]. Эти величины получены при наземных огневых испытаниях на незначительных

расстояниях от среза двигателей (ближняя зона), а экспериментальные данные об углах расходимости ионных пучков на расстояниях порядка нескольких десятков метров (дальняя зона) отсутствуют.

Из расчетов видно, что профили плотности тока ионного пучка обладают выраженной симметрией и хорошо описываются распределением Гаусса, как в случае гексагональной круглой, так и в случае щелевой перфорации электродов ИОС (см. Рисунок 39, что подтверждается результатами экспериментальных исследований (см. Рисунок 40) [208, 209]. Параметры ИОС в модельном расчете оптимальными не подбирались, поэтому на рисунке видно, что ионный пучок задевает ЗЭ в случае щелевой оптики.

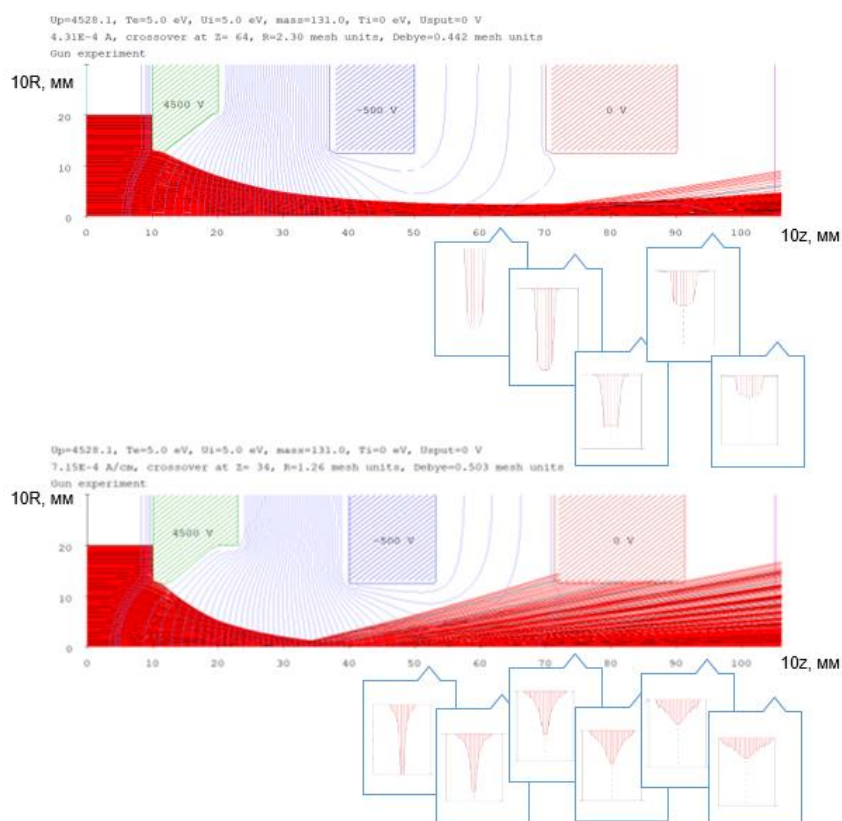


Рисунок 39 – Расчетные профили плотности тока в ионном пучке, генерируемом ИОС с гексагональной круглой (вверху) и щелевой перфорацией (внизу), в зависимости от расстояния от ИОС

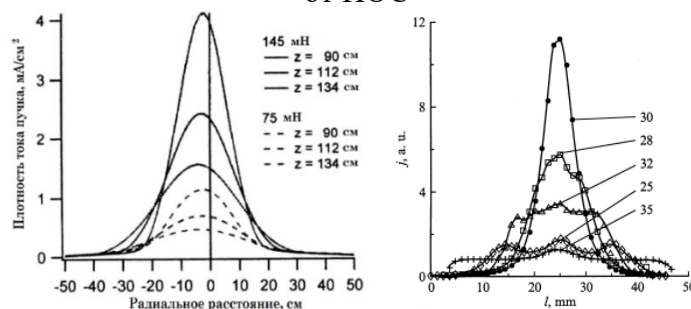


Рисунок 40 – Профили плотности тока пучка в зависимости от расстояния до электродной системы для гексагональной круглой перфорации [208] и профили плотности пучка, формируемые при различных разностях потенциалов между ЭЭ и УЭ, для щелевой перфорации [209]

Исходя из предположения, что распределение ионного тока в пучке подчиняется закону Гаусса, имеем:

$$\frac{I_i|_{d=0}}{I_i|_{d=\infty}} = 1 - \exp(-\sigma^2), \quad (31)$$

где σ^2 определяет начальное распределение плотности ионного тока (для случая учета 95 % ионного тока $\sigma=0,3$), введем для высокоскоростного ионного пучка понятие числа Маха M ,

представляющее собой отношение начальной скорости ионов $V_{i0} = \sqrt{\frac{2E_i}{M_i}}$, где E_i - энергия ионов

на выходе источника ионов (для всех дальнейших расчетов принято $E_i=4000$ эВ), к скорости ионов $V_i = \sqrt{\frac{T_e}{M_i}}$, которую они приобретают в результате воздействия амбиполярного поля,

которое минимально на оси ионного пучка и имеет тенденцию к увеличению в периферийных областях из-за неоднородности концентрации заряженных частиц вследствие большей подвижности электронной компоненты (при упругих столкновениях из-за малой массы электроны теряют незначительную часть энергии, что приводит к тому, что средняя энергия электронов становится выше, чем средняя энергия ионов):

$$M = \frac{V_{i0}}{V_i} = \sqrt{\frac{2E_i}{T_e}}. \quad (32)$$

С учетом амбиполярной диффузии электронов и ионов в слабо ионизированной плазме величина радиуса ионного пучка, распространяющегося в космическом пространстве, не подчиняется прямолинейному закону, а носит существенно более сложный характер, поскольку меняется и полуугол расходимости ионного пучка. Зависимость радиуса ионного пучка (линии тока, охватывающие 95 % ионного пучка) от удаления от среза ВЧИД может в безразмерных координатах быть описана соотношением [205]:

$$\frac{d\bar{R}}{dz} = \sqrt{tg^2\alpha_0 + 12 \frac{\ln \bar{R}}{M^2}} \quad (33)$$

где: $\bar{R} = \frac{R}{R_0}$ - безразмерная радиальная координата (R_0 - радиус ионного пучка на выходе из

ВЧИД; R - радиус ионного пучка на удалении z); $dz = \frac{z}{R_0}$ - безразмерная продольная координата;

α_0 - полуугол расходимости ионного пучка на срезе ВЧИД; $M^2 = \frac{2q_i U_0}{T_e}$ - начальное значение

квадрата числа Маха ионного пучка; $q_i = 1,01e$ - заряд ионов с учетом 1% двухзарядных ионов, формирующихся в ГРК.

Ниже (см. Рисунок 41) представлен график зависимости радиуса ионного пучка как функции расстояния между СКА и ОКМ для различных значений полуугла расходимости ионного пучка (α), построенные в соответствии с (33).

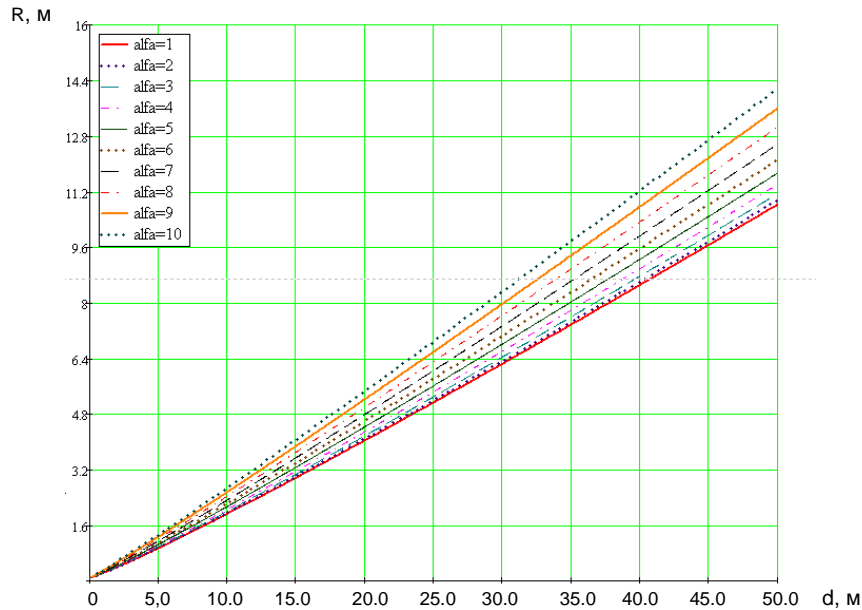


Рисунок 41 – Зависимость радиуса ионного пучка от расстояния между СКА и ОКМ при различных полууглах (α) расходимости ионного пучка

Коэффициент передачи импульса к ОКМ сферической формы от ионного пучка может быть аппроксимирован соотношением [120]:

$$k_{IS} = 1 - \exp\left(-\frac{3R_{SD}^2}{R^2 - tg^2(\alpha R)}\right), \quad (34)$$

где R_{SD} - радиус ОКМ; $\alpha = \arctg\left(\frac{R - R_0}{z}\right) > \alpha_0$ - текущий полуугол расходимости ионного пучка на удалении z ; α_0 - полуугол расходимости ионного пучка на выходе из ВЧИД.

Зависимость коэффициента передачи импульса от расстояния между СКА и ОКМ при различных габаритных размерах ОКМ представлена на графиках (см. Рисунок 42).

В общем виде форма ионного пучка, распространяющегося в космическом пространстве, может быть описана двумерным нормальным законом распределения (законом Гаусса):

$$F(x, y) = \frac{1}{2\pi\sigma_x\sigma_y} \exp\left(-\frac{(x - m_x)^2}{2\sigma_x^2} - \frac{(y - m_y)^2}{2\sigma_y^2}\right),$$

где σ_x, σ_y - среднеквадратичное отклонение; m_x, m_y - математическое ожидание.

Поскольку ионный пучок рассматривается осесимметричным, то его текущий радиус может быть введен как центрированная величина. То есть при рассмотрении распространения ионного пучка в пространстве ось координат переносится в центральную точку ИОС, абсцисса

которой равна математическому ожиданию. Тогда центральный момент первого порядка (математическое ожидание) в нормальном законе распределения будет равен нулю, то есть $m_x = m_y = 0$. Второй центральный момент (дисперсия) будет равен математическому ожиданию квадрата соответствующей центральной величины, то есть в нашем случае радиуса ионного пучка. При чем из-за осесимметричности ионного пучка дисперсии по осям симметрии ионного пучка будут равны: $D_x = D[X] = D_y = D[Y] = D[R] = M[R^2]$. Тогда среднеквадратичные отклонения тоже будут равны: $\sigma_x = \sqrt{D_x} = \sigma_y = \sqrt{D_y} = \sigma = \sqrt{D[R]}$. В случае, когда главные среднеквадратичные отклонения равны друг другу, все эллипсы рассеяния обращаются в круги. Такое рассеяние называют круговым.

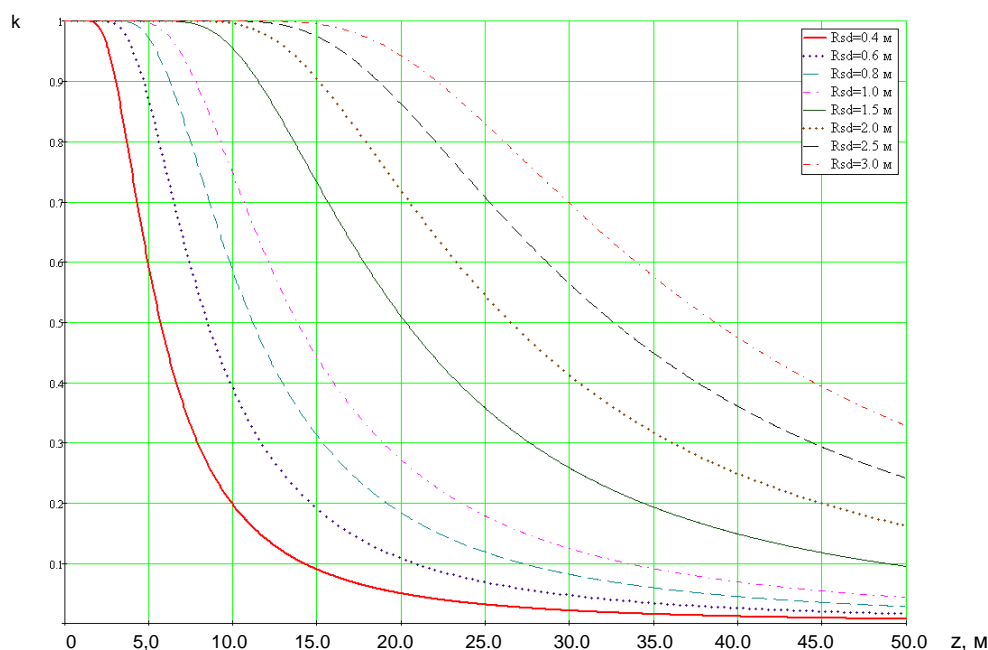


Рисунок 42 – Зависимость коэффициента передачи импульса от расстояния между СКА и ОКМ при различных габаритных размерах ОКМ

Для оценки доли тяги ВЧИД, передаваемой на ОКМ, необходимо рассчитать среднеквадратичные отклонения кругового распределения плотности тока ионного пучка в зависимости от тяги ВЧИД и удаления от среза ВЧИД. Для нормального закона распределения известны формулы расчета вероятности попадания в круг заданного радиуса, а также вероятность попадания в прямоугольную область с заданными размерами. Фактически в нашем случае эта вероятность будет определять коэффициент использования ионного пучка. Вероятность P попадания в круг D радиуса R с центром, совпадающим с центром двумерного нормального Гауссова закона распределения со среднеквадратическим отклонением σ , пропорциональна площади круга D и вычисляется по формуле [210, 211]:

$$P(X, Y \in D) = \frac{1}{2\sigma^2} \iint_D \exp\left(-\frac{(x^2 + y^2)}{2\sigma^2}\right) dx dy = 1 - \exp\left(-\frac{R^2}{2\sigma^2}\right), \quad (35)$$

Вероятность попадания в прямоугольник R со сторонами, параллельными главным осям рассеивания, определяется формулой [210]:

$$P(X, Y \subset D) = \left[\Phi * \left(\frac{\beta - m_x}{\sigma_x} \right) - \Phi * \left(\frac{\alpha - m_x}{\sigma_x} \right) \right] \left[\Phi * \left(\frac{\delta - m_y}{\sigma_y} \right) - \Phi * \left(\frac{\gamma - m_y}{\sigma_y} \right) \right], \quad (36)$$

где: α, β, σ_x – положения сторон прямоугольника и среднеквадратическое отклонение по оси X; γ, δ, σ_y – положения сторон прямоугольника и среднеквадратическое отклонение по оси Y; Φ^* – нормальная функция распределения.

Для прямоугольника со сторонами a, b и круговым законом распределения со среднеквадратическим отклонением σ из (36) для вероятности попадания в прямоугольник имеем:

$$\begin{aligned} P(X, Y \subset D) &= \left[\Phi * \left(\frac{\alpha - m_x}{\sigma_x} \right) - \Phi * \left(\frac{\beta - m_x}{\sigma_x} \right) \right] \left[\Phi * \left(\frac{\gamma - m_y}{\sigma_y} \right) - \Phi * \left(\frac{\delta - m_y}{\sigma_y} \right) \right] = \\ &= 2\Phi * \left(\frac{a - m_x}{2\sigma_x} \right) 2\Phi * \left(\frac{b - m_y}{2\sigma_y} \right) = 4\Phi * \left(\frac{a}{2\sigma} \right) \Phi * \left(\frac{b}{2\sigma} \right) \end{aligned} \quad (37)$$

Уравнение (37) позволяет оценить долю импульса ионного пучка, передаваемую на ОКМ, когда проекция ОКМ на плоскость, ортогональную направлению распространения ионного пучка, имеет форму прямоугольника.

Полученные зависимости позволяют проводить оценки как углов расходимости ионного пучка для обеспечения эффективной передачи импульса ОКМ, так и потребных расстояний между ОКМ и СКА для обеспечения безопасности маневров. Очевидно, что при прочих равных условиях необходимо разработать такую конструкцию ВЧИД, которая бы обеспечивала минимальный угол расходимости. Приняв за базовый размер ОКМ – 5 м, получим оценку для максимального расстояния), с которого необходимо оказывать воздействие ионным пучком на ОКМ. Это расстояние не должно превышать 35-40 м (площадь воздействия оценивается величиной 20 м² при угле расходимости ионного пучка, равном 4°). С увеличением расстояния воздействия на ОКМ требуемое значение угла расходимости ионного пучка уменьшается, но конструктивное изготовление такого ВЧИД повлечет необходимость уменьшения межэлектродных зазоров и существенного повышения точности изготовления и сборки ВЧИД, что не оправдано с технологической точки зрения.

2.4 Моделирование ионно-оптической системы

Поскольку, как было показано в [212], каждая щель (каждое отверстие) действует независимо, то есть первенс и угол расходимости ионного пучка для каждой щели (отверстия) при плотном расположении щелей (отверстий) такие же, как и в случае одиночной щели (одиночного отверстия), то можно проводить моделирование ИОС для одиночной щели

(одиночного отверстия). С учетом симметричности электрического поля можно рассматривать половину ионного пучка одиночной апертуры ИОС, которую принято называть элементарной ячейкой ИОС, схема которой приведена ниже (см. Рисунок 43).

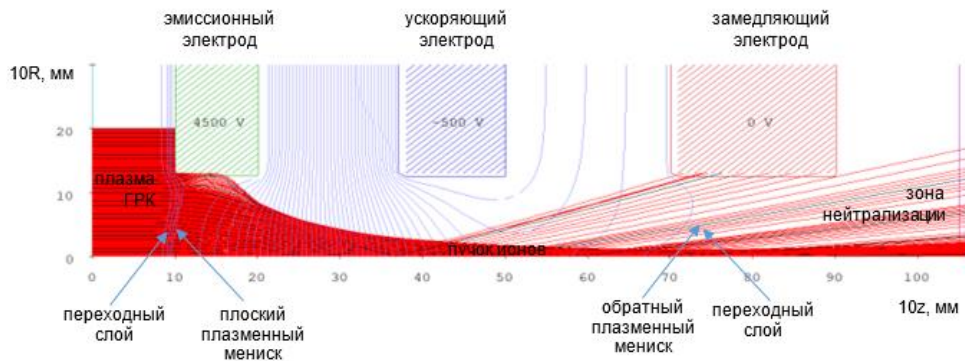


Рисунок 43 – Схема элементарной ячейки ИОС

Формирование ионного пучка для воздействия на ОКМ предлагается реализовать в трехэлектродной ИОС. В дальнейшем будут рассматриваться ИОС с гексагональной круглой и щелевой перфорацией. Основным критерием оценки генерируемого ионного пучка будет являться угол расходимости, поскольку разрабатываемый ВЧИД предполагается использовать в системе бесконтактной транспортировки ОКМ на орбиты захоронения, где требуется создание высококоллимированного ионного пучка.

Особенностью щелевой ИОС, в отличие от ИОС с гексагональной круглой перфорацией, является то, что расходимость ионного пучка в поперечном по отношению к щели направлении происходит в соответствии с законами электростатики и может варьироваться изменением конструкции ИОС. Расходимость ионного пучка вдоль щели определяется соотношением тепловой скорости ионов рабочего тела и скорости ионов на выходе из ИОС. Так, измерения распределения ионов по энергиям, результаты которых представлены в [204], показали разброс по энергиям ионов в ионном пучке может достигать ± 20 эВ. Будем учитывать эту величину для оценки расходимости ионного пучка вдоль щели.

При моделировании процессов в элементарной ячейке с выбранной геометрией электродов определяется значение перванса, при котором достигается необходимая геометрия пучка ионов. Для выбранных потенциалов электродов ИОС по полученному значению перванса рассчитывается плотность ионного тока и концентрация плазмы, обеспечивающая необходимую плотность ионного тока. Математическая модель состоит из следующих уравнений:

1) уравнение Пуассона для самосогласованного электростатического поля электродов с учетом объемного заряда первичного пучка

$$\Delta\varphi = \left(\frac{\partial^2 \varphi}{\partial r^2} + \frac{1}{r} \frac{\partial \varphi}{\partial r} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial z^2} \right) = \frac{j_i}{\varepsilon_0 \sqrt{\frac{2\varepsilon\varphi}{M_i}}}; \quad (38)$$

2) уравнение движения первичных ионов пучка в электростатическом поле (второй закон И. Ньютона)

$$M_i \frac{dv}{dt} = -e \text{grad}(\varphi); \quad (39)$$

3) уравнение неразрывности, согласно которому в межэлектродном пространстве ИОС не возникают и не исчезают ионы

$$\text{div}(en_i \varphi) = 0, \quad (40)$$

где: φ – потенциал электростатического поля электродов; v – скорость ионов в пучке.

В качестве граничных условий известны потенциалы и расположение электродов. На оси симметрии по направлению нормали к оси выполняется условие К.Г. Неймана $\text{grad}(\varphi) = 0$, и известно приблизительное распределение потенциала в переходном слое.

Как и большинство плазменных задач, задача формирования первичного ионного пучка является самосогласованной. По сути задачи, плазменные границы подвижны. Положение их определяется в итерационном процессе решения системы уравнений из условия согласования электростатического поля внутри и снаружи пучка. Плазма ограничена с одной стороны стенками ГРК, а с другой стороны ЭЭ, находящимся под положительным потенциалом. Баланс ионов и электронов на ЭЭ будет выполняться в случае, если вследствие более высокой подвижности электронов из-за их меньшей по сравнению с ионами массы, плазма будет характеризоваться положительным по отношению к ЭЭ потенциалом V_{II} . Между невозмущенной плазмой и границей плазмы в отверстии ЭЭ возникает переходный слой толщиной в несколько дебаевских слоев. ЭЭ находится по отношению к плазме под плавающим потенциалом V_{II} . Его величина рассчитывается на основании теории двойного слоя из уравнения равенства плотности токов ионов j_i и электронов j_e при решении самосогласованной задачи [213]:

$$j_e \approx j_i = 0,43en_e \sqrt{\frac{2T_e}{M_i}}; \quad j_e = \frac{1}{4}en_e \bar{v}_e \exp\left(-\frac{eV_{II}}{T_e}\right),$$

где: $\bar{v}_e = \sqrt{\frac{8T_e}{\pi m_e}}$ – средняя тепловая скорость электронов при максвелловском распределении.

Откуда $\frac{1}{4}en_e \sqrt{\frac{8T_e}{\pi m_e}} \exp\left(-\frac{eV_{II}}{T_e}\right) = 0,43en_e \sqrt{\frac{2T_e}{M_i}}$, следовательно: $V_{II} \approx -\frac{T_e}{e} \ln\left[0,86 \sqrt{\frac{\pi m_e}{M_i}}\right]$, где: m_i ,

m_e – масса ионов и электронов. Для ксенона плавающий потенциал составляет 28,86 В; для криптона – 27,74 В.

С учетом геометрической прозрачности ЭЭ уравнение баланса примет вид:

$$\frac{1 - \sigma_{ЭЭ}}{4} en_e \sqrt{\frac{8T_e}{\pi m_e}} \exp\left(-\frac{eV_{II}}{T_e}\right) = 0,43en_e \sqrt{\frac{2T_e}{M_i}}. \text{ Откуда:}$$

$$V_{II} = -\frac{T_e}{e} \ln \left[\frac{0,86}{1 - \sigma_{ЭЭ}} \right] \sqrt{\frac{\pi n_e}{M_i}} \quad (41)$$

Получены графики зависимости плавающего потенциала от прозрачности ЭЭ для источника ионов, работающего на ксеноне и криптоне (см. Рисунок 44).

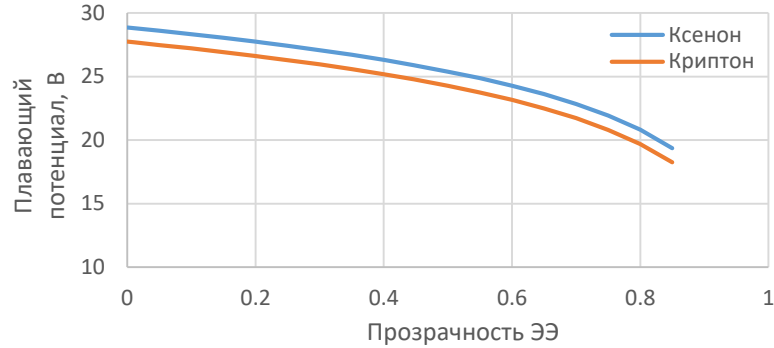


Рисунок 44 – Плавающий потенциал как функция прозрачности ЭЭ

Таким образом разность потенциалов плазмы ГРК (V_{II}) и УЭ всегда превышает разность потенциалов ЭЭ ($U_{ЭЭ}$) и УЭ ($U_{УЭ}$), поэтому извлекающая (или пропускная) способность ИОС определяется разностью потенциалов:

$$U_T = U_{ЭЭ} + |U_{УЭ}| + V_{II}. \quad (42)$$

Проведен комплекс расчетов элементарной ячейки ИОС в программе IGUN [214].

Поскольку, как было показано ранее, меньший угол расходимости ионного пучка ожидается для профилированного ЭЭ со скошенным краем, который обеспечивает угол между эквипотенциальной поверхностью ЭЭ и граничной траекторией ионов ионного пучка близкий к углу Пирса $67,5^\circ$, то для дальнейшего моделирования была использована именно такая геометрия ЭЭ. Кроме того, как было показано в [215], такая форма отверстия в ЭЭ позволяет понизить напряженность электрического поля в межэлектродном промежутке. Профилированная форма щелей в ЭЭ обсуждалась и исследовалась в [216] применительно к проблеме создания инжекторов ионов водорода. В обеих работах [215, 216] исследовалась единичная апертура и предлагалось использовать также профилированные отверстия в УЭ. Концентрация плазмы подбиралась, исходя из необходимости создания минимального угла расходимости ионного пучка. Температура электронов в плазме ГРК выбрана равной 5 эВ на основании результатов, полученных в [208, 212]. С учетом того, что прозрачность ЭЭ ИОС такой конфигурации не превышает 0,2, то плавающий потенциал принят равным 28,1 В.

2.4.1 Моделирование ионно-оптической системы с круглой гексагональной перфорацией электродов

При проведении моделирования принято: рабочее тело – ксенон/криптон (отдельное моделирование ИОС для криптона не проводится на основании (20)), потенциал ЭЭ принят

равным 2500 В, потенциал УЭ – минус 200 В, потенциал ЗЭ – 0 В. Для расчета условно принято, что диаметр отверстий в УЭ и ЗЭ одинаков (см. Рисунок 45).

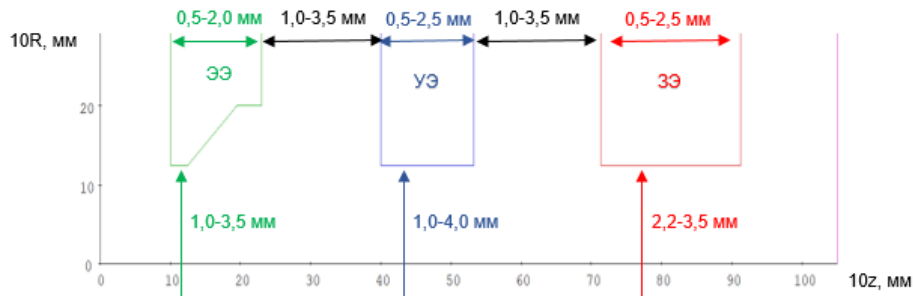


Рисунок 45 – Схема элементарной ячейки ИОС с круглой гексагональной перфорацией с указанием варьируемых параметров

Исследовалось влияние на генерируемый ионный пучок следующих геометрических параметров ИОС:

- диаметр отверстия в ЭЭ – 1,0; 1,5; 1,75; 2,0; 2,25; 2,5; 2,75; 3,0; 3,5 мм;
- толщина ЭЭ – 0,5; 0,75; 1,0; 1,25; 1,5; 1,75; 2,0 мм;
- расстояние между ЭЭ и УЭ – 1,0; 1,25; 1,5; 1,75; 2,0; 2,25; 2,5; 3,0; 3,5 мм;
- диаметр отверстия в УЭ – 1,0; 1,25; 1,5; 1,75; 1,8; 2,0; 2,2; 2,5; 3,0; 3,5; 4,0 мм;
- толщина УЭ – 0,5; 0,75; 1,0; 1,25; 1,5; 1,75; 2,0; 2,25; 2,5 мм;
- расстояние между УЭ и ЗЭ – 1; 1,5-3 мм с шагом 0,1 мм; 3,5 мм;
- диаметр отверстия в ЗЭ – 2,2; 2,25; 3,0; 3,25; 3,5 мм;
- толщина ЗЭ – 0,5; 1,0; 1,5; 2,0; 2,5 мм.

При моделировании использовался метод покоординатного спуска, в котором на следующем шаге моделирования используются параметры, давшие на предыдущем шаге лучшие значения контролируемой (оптимизируемой) величины.

2.4.1.1 Влияние положения и толщины замедляющего электрода

На первом этапе исследовалось влияние геометрии ЗЭ на параметры извлекаемого ионного пучка. Моделирование проведено для следующих геометрических параметров ИОС: толщины ЭЭ и УЭ – 0,5 мм, диаметры отверстий в ЭЭ, УЭ и ЗЭ – 3 мм, ЭЭ-УЭ и УЭ-ЗЭ межэлектродные промежутки – 1 мм.

Показано, что толщина ЗЭ практически не влияет на расходимость ионного пучка. При увеличении толщины ЗЭ в пять раз минимальный полуугол расходимости ионного пучка изменился на 0,14 % или в абсолютных значениях 0,02°. Минимальный полуугол расходимости составил – 16,18° при концентрации плазмы, равной $2,31 \times 10^{17} \text{ м}^{-3}$ и первеансе – $8,77 \times 10^{-9} \text{ А/В}^{3/2}$. Зависимость полуугла расходимости ионного пучка от первеанса для толщины ЗЭ, равной 0,5 мм представлена ниже (см. Рисунок 46). Зависимость полуугла расходимости ионного пучка как функция толщины ЗЭ представлена на графике (см. Рисунок 47).

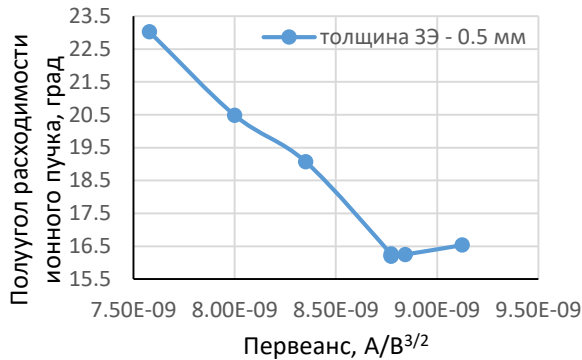


Рисунок 46 – Зависимость полуугла расходимости ионного пучка от первеанса

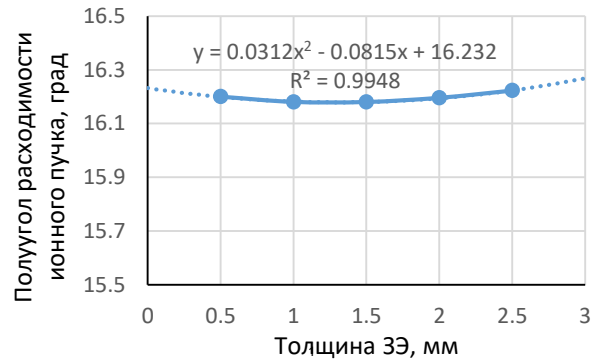


Рисунок 47 – Зависимость полуугла расходимости ионного пучка от толщины ЗЭ

Исследовано влияние размеров УЭ-ЗЭ межэлектродного промежутка на параметры извлекаемого ионного пучка. Моделирование проведено для следующих геометрических параметров ИОС: толщина ЭЭ – 0,5 мм, диаметры отверстий в ЭЭ, УЭ и ЗЭ – 3 мм, ЭЭ-УЭ межэлектродный промежуток – 1 мм, толщина УЭ – 0,5 мм, толщина ЗЭ – 1,5 мм.

Показано, что УЭ-ЗЭ межэлектродный промежуток слабо влияет на расходимость ионного пучка. При увеличении УЭ-ЗЭ межэлектродного промежутка в 3 раза с 1 мм до 3 мм полуугол расходимости ионного пучка изменился на 1,78 % или в абсолютных значениях на $0,295^\circ$. Минимальный полуугол расходимости ионного пучка составил – $16,18^\circ$ при первеансе, равном $8,77 \times 10^{-9} A/V^{3/2}$. График зависимости полуугла расходимости ионного пучка от первеанса при различных значениях УЭ-ЗЭ межэлектродного промежутка представлен ниже (см. Рисунок 48). Зависимость полуугла расходимости ионного пучка как функция УЭ-ЗЭ межэлектродного промежутка представлена на графике (см. Рисунок 50). Там же приведены границы необходимого увеличения диаметра отверстия в ЗЭ для того, чтобы генерируемый ионный пучок не попал на ЗЭ для отношений диаметр отверстия в ЗЭ к УЭ-ЗЭ межэлектродному промежутку менее 1,3. Получена аппроксимирующая зависимость полуугла расходимости ионного пучка как функция УЭ-ЗЭ межэлектродного промежутка (приведена на рисунке). Показано, что при отношении диаметра отверстия в ЗЭ к УЭ-ЗЭ межэлектродному промежутку, превышающему 1,3 обеспечивается непопадание ионного пучка на ЗЭ (см. Рисунок 49) при заданных потенциалах ЭЭ и УЭ. Полученный результат в части необходимости уменьшения УЭ-ЗЭ межэлектродного промежутка согласуется с результатами, представленными в [191]. Зависимости отношений диаметров отверстий в ЗЭ к УЭ-ЗЭ межэлектродному промежутку как функции потенциалов ЭЭ и УЭ, обеспечивающие непопадание ионного пучка на ЗЭ представлены ниже (см. Рисунок 51).

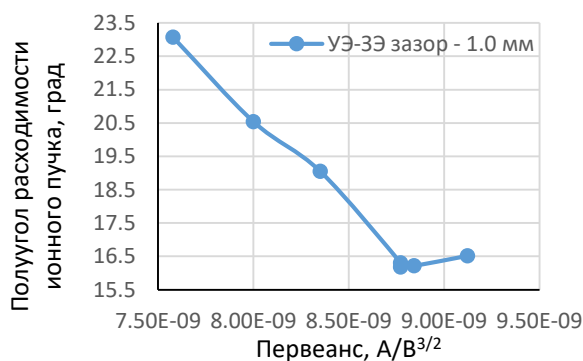


Рисунок 48 – Зависимость полуугла расходимости ионного пучка от первеанса при вариации УЭ-ЗЭ межэлектродного промежутка

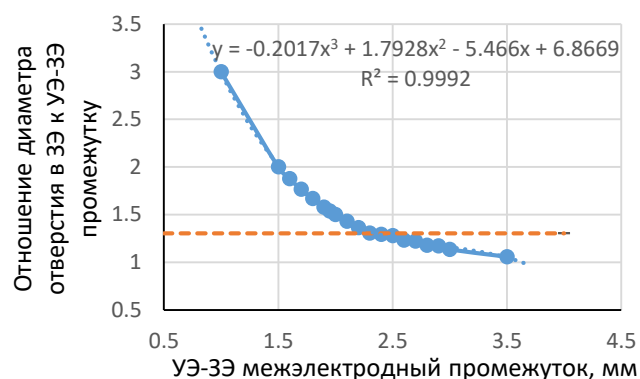


Рисунок 49 – Отношение диаметра отверстия в ЗЭ к УЭ-ЗЭ промежутку

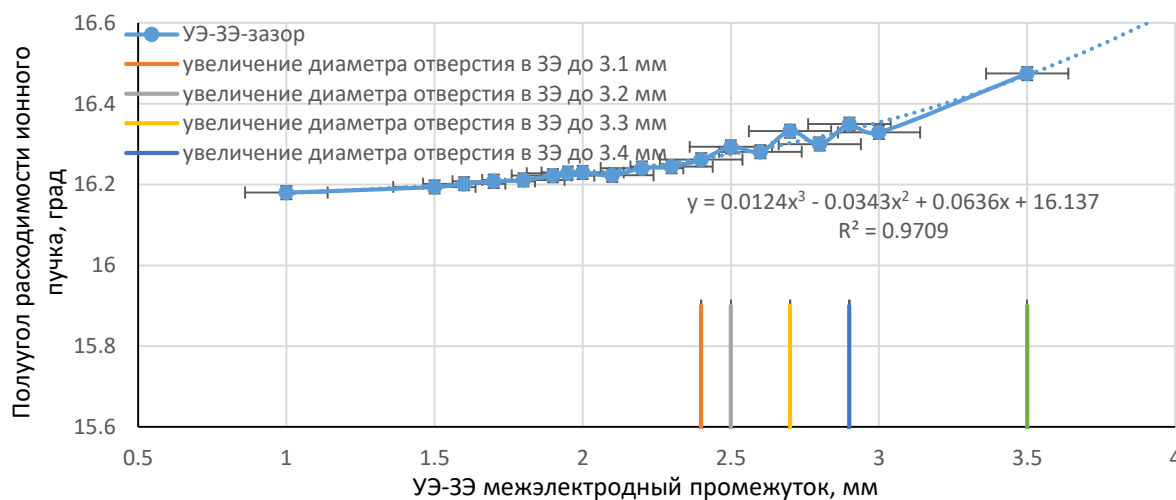


Рисунок 50 – Зависимость полуугла расходимости ионного пучка от УЭ-ЗЭ межэлектродного промежутка

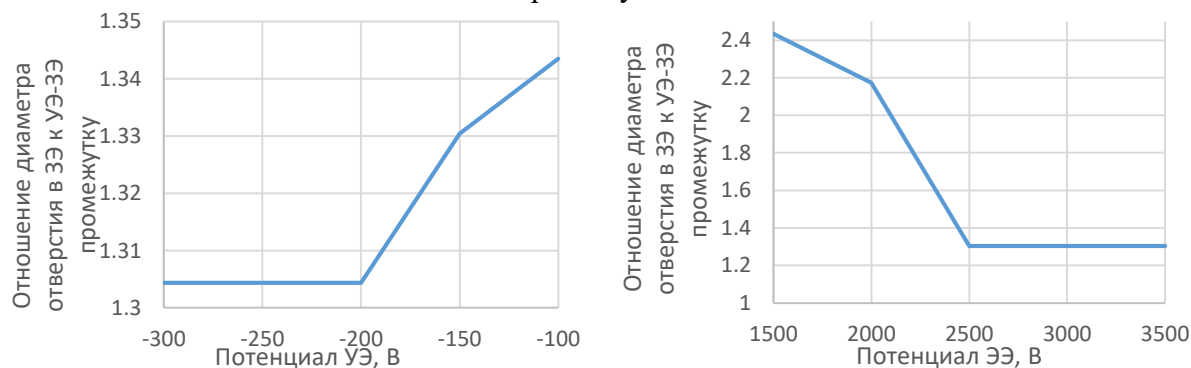


Рисунок 51 – Отношение диаметра отверстия в ЗЭ к УЭ-ЗЭ межэлектродному промежутку как функция потенциалов УЭ и ЭЭ, обеспечивающие непопадание ионного пучка на ЗЭ

2.4.1.2 Влияние положения и толщины ускоряющего электрода

Исследовано влияние толщины УЭ на параметры извлекаемого ионного пучка. Моделирование проведено для следующих геометрических параметров ИОС: толщина ЭЭ – 0,5 мм, диаметры отверстий в ЭЭ, УЭ и ЗЭ – 3 мм, ЭЭ-УЭ межэлектродный промежуток – 1,0 мм, УЭ-ЗЭ межэлектродный промежуток – 1,5 мм, толщина ЗЭ – 1,5 мм.

Показано, что увеличение толщины УЭ приводит к незначительному уменьшению полуугла расходимости ионного пучка (см. Рисунок 52). При увеличении толщины УЭ в пять раз минимальный полуугол расходимости ионного пучка изменился на 0,68 % или в абсолютных значениях на $0,1^\circ$. Первеанс, обеспечивающий минимум угла расходимости ионного пучка, при прочих равных условиях с увеличением толщины УЭ смещается в область больших значений (с $8,84 \times 10^{-9} \text{ A/B}^{3/2}$ до $8,91 \times 10^{-9} \text{ A/B}^{3/2}$). Минимальный полуугол расходимости (при условии отсутствия коррекции других геометрических размеров ИОС) составил – $16,09^\circ$ при концентрации плазмы, равной $2,33 \times 10^{17} \text{ м}^{-3}$ (первеанс - $8,88 \times 10^{-9} \text{ A/B}^{3/2}$) при толщине УЭ, равной 1,25 мм. Увеличение толщины УЭ приводит к попаданию ионного пучка на ЗЭ (при отношении диаметра отверстия в ЗЭ к толщине УЭ меньше, чем 2,1). Для парирования этого попадания была проведена коррекция диаметров отверстий в ЗЭ. На графике (см. Рисунок 52) приведены границы необходимого увеличения диаметра отверстия в ЗЭ для того, чтобы генерируемый ионный пучок не попал на ЗЭ. Получена аппроксимирующая зависимость полуугла расходимости ионного пучка как функция толщины УЭ (приведена на рисунке). Показано, что при отношении диаметра отверстия в ЗЭ к толщине УЭ, более 2,4 обеспечивается непопадание ионного пучка на ЗЭ (см. Рисунок 53) при заданных потенциалах ЭЭ и УЭ.

Зависимости отношений диаметров отверстий в ЗЭ к толщине УЭ как функции потенциалов ЭЭ и УЭ, обеспечивающие непопадание ионного пучка на ЗЭ представлены ниже (см. Рисунок 54). Определено минимальное значение потенциала ЭЭ, обеспечивающее непопадание ионного пучка на УЭ (1620 В).

Исследовано влияние ЭЭ-УЭ межэлектродного промежутка на параметры извлекаемого ионного пучка. Моделирование проведено для следующих геометрических параметров ИОС: толщина ЭЭ – 0,5 мм, диаметры отверстий в ЭЭ, УЭ и ЗЭ – 3 мм, толщина УЭ – 1,25 мм, УЭ-ЗЭ межэлектродный промежуток – 1,5 мм, толщина ЗЭ – 1,5 мм.

Показано, что увеличение ЭЭ-УЭ межэлектродного промежутка приводит к практически уменьшению угла расходимости извлекаемого ионного пучка (см. Рисунок 55). При увеличении ЭЭ-УЭ межэлектродного промежутка в 2,5 раза полуугол расходимости ионного пучка изменился на 53 % или в абсолютных значениях $8,92^\circ$. Первеанс, обеспечивающий минимум угла расходимости ионного пучка, с увеличением ЭЭ-УЭ межэлектродного промежутка существенно смещается в область меньших значений (см. Рисунок 56). При увеличении ЭЭ-УЭ межэлектродного промежутка в 2,5 раза с 1 мм до 2,5 мм первеанс, обеспечивающий минимум угла расходимости ионного пучка, падает с $8,77 \times 10^{-9} \text{ A/B}^{3/2}$ до $4,2 \times 10^{-9} \text{ A/B}^{3/2}$. Минимальный полуугол расходимости ионного пучка составил – $7,91^\circ$ при первеансе, равном $4,2 \times 10^{-9} \text{ A/B}^{3/2}$.

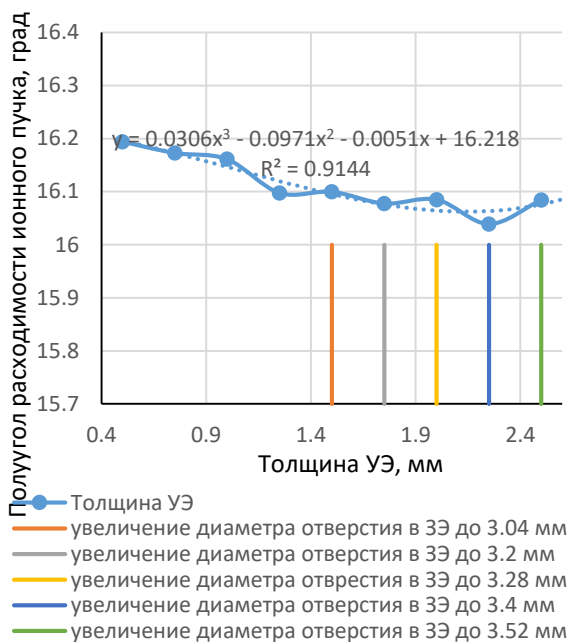


Рисунок 52 – Зависимость полуугла расходимости ионного пучка от толщины УЭ

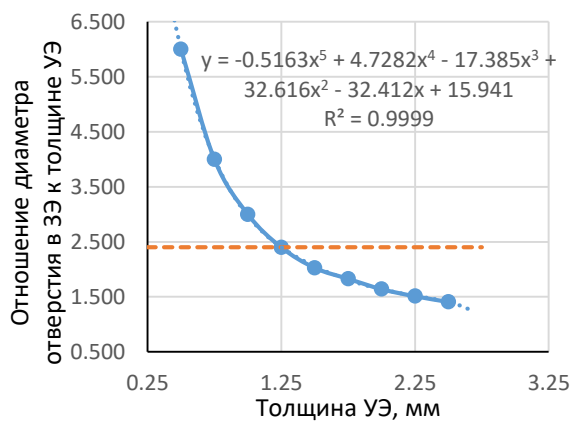


Рисунок 53 – Отношение диаметра отверстия в ЗЭ к толщине УЭ

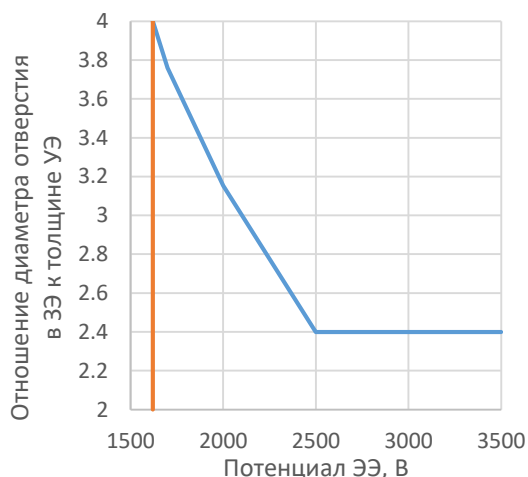
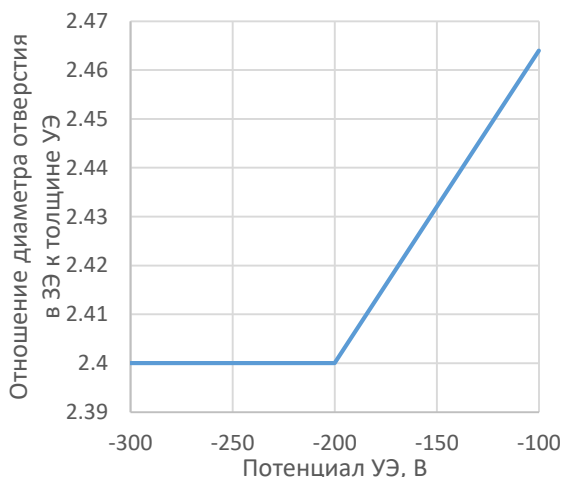


Рисунок 54 – Зависимости отношения диаметра отверстия в ЗЭ к толщине УЭ как функция потенциалов УЭ и ЭЭ, обеспечивающие непопадание ионного пучка на ЗЭ

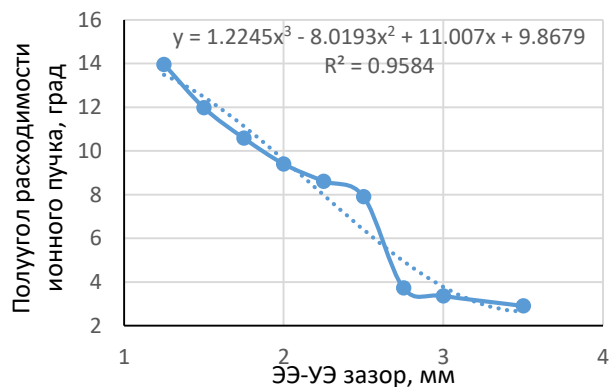
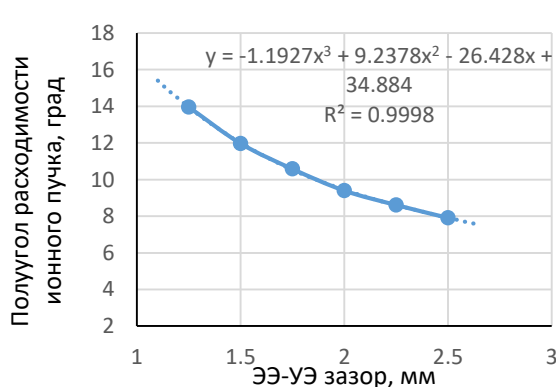


Рисунок 55 – Зависимости полуугла расходимости ионного пучка от величины ЭЭ-УЭ межэлектродного промежутка

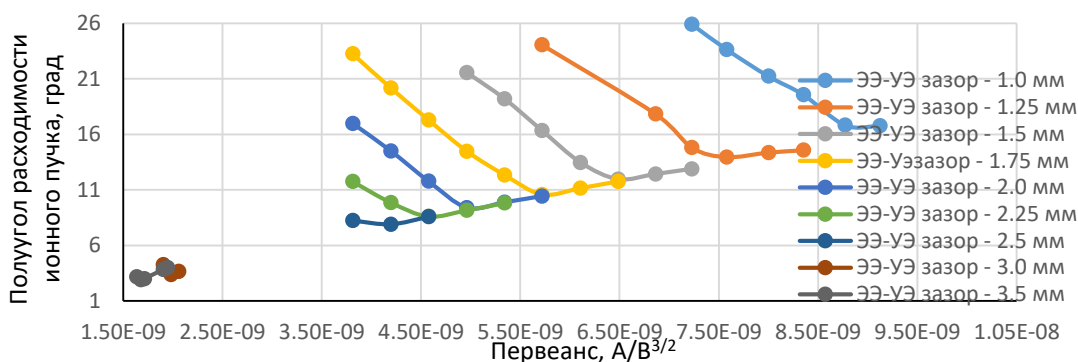


Рисунок 56 – Зависимости полуугла расходимости ионного пучка от первеанса при вариации ЭЭ-УЭ межэлектродного промежутка

При выборе расстояния между электродами следует учитывать несколько факторов:

- наличие приложенных к ЭЭ и УЭ потенциалов разного знака, что может вызвать эффект их схлопывания за счет электростатических сил;
- неравномерность тепловых потоков по поверхности электродов вызывают температурные напряжения в них, приводящие к локальным деформациям электродов, потере их устойчивости, а, следовательно, к возможным существенным локальным изменениям межэлектродных зазоров, что в случае уменьшения зазора может привести к высоковольтному межэлектродному пробую.

Задавая максимально допустимое значение напряженности электрического поля E_{MAX} , которое в общем случае зависит от используемых при производстве ЭЭ и УЭ материалов, качества поверхности электродов и т.д., можно определить минимально допустимую величину межэлектродного промежутка (см. Таблица 7).

Таблица 7 – Минимум межэлектродных зазоров на базе данных из [144] с запасом в 35 %

Материал электродов	Максимально допустимое значение напряженности электрического поля, кВ/см	Допустимое значение напряженности электрического поля, кВ/см	Минимально допустимый межэлектродный зазор, мм
Потенциал ЭЭ – 2500 В, потенциал УЭ – минус 200 В			
Молибден	40-50	26-32,5	0,84-1,05
Углерод-углеродные композитные материалы	35	23	1,19
Пиролитический графит	20-40	13-26	1,05-2,01
Потенциал ЭЭ – 3000 В, потенциал УЭ – минус 300 В			
Молибден	40-50	26-32,5	1,02-1,28
Углерод-углеродные композитные материалы	35	23	1,45
Пиролитический графит	20-40	13-26	1,28-2,56
Потенциал ЭЭ – 4500 В, потенциал УЭ – минус 400 В			
Молибден	40-50	26-32,5	1,21-1,51
Углерод-углеродные композитные материалы	35	23	1,71
Пиролитический графит	20-40	13-26	1,51-3,02

2.4.1.3 Влияние геометрии эмиссионного электрода

Исследовано влияние толщины ЭЭ на параметры извлекаемого ионного пучка. Моделирование проведено для следующих геометрических параметров ИОС: диаметры отверстий в ЭЭ, УЭ и ЗЭ – 3 мм, ЭЭ-УЭ межэлектродный промежуток – 2,5 мм, толщина УЭ – 1,25 мм, УЭ-ЗЭ межэлектродный промежуток – 1,5 мм, толщина ЗЭ – 1,5 мм.

Показано, что увеличение толщины ЭЭ приводит к уменьшению угла расходимости ионного пучка (см. Рисунок 57). При увеличении толщины ЭЭ в четыре раза полуугол расходимости ионного пучка изменился на 53 % или в абсолютных значениях на $4,19^\circ$. Отдельно построен график зависимости полуугла расходимости от толщины ЭЭ до толщин, равных диаметрам отверстий в ЭЭ (см. Рисунок 58). Первеанс, обеспечивающий минимум угла расходимости ионного пучка, при прочих равных условиях с увеличением толщины ЭЭ существенно смещается в область меньших значений (см. Рисунок 59). При увеличении толщины ЭЭ в четыре раза с 0,5 мм до 2,0 мм первеанс падает с $4,2 \times 10^{-9} \text{ A/B}^{3/2}$ до $1,9 \times 10^{-9} \text{ A/B}^{3/2}$. Минимальный полуугол расходимости ионного пучка составил – $3,72^\circ$ при первеансе, равном $1,9 \times 10^{-9} \text{ A/B}^{3/2}$.

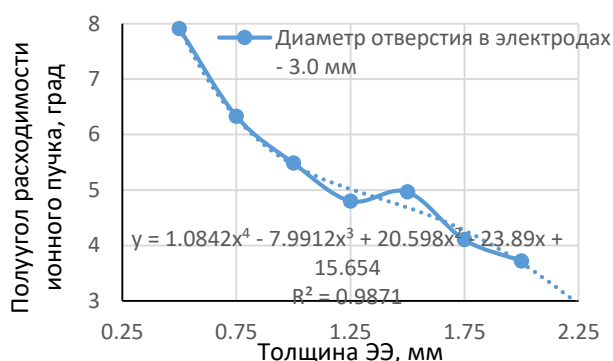


Рисунок 57 – Зависимость полуугла расходимости ионного пучка от толщины ЭЭ

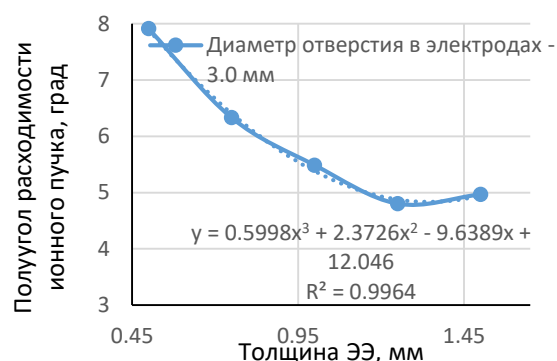


Рисунок 58 – Зависимость полуугла расходимости ионного пучка от толщины ЭЭ (до толщины ЭЭ меньше или равного радиусу отверстий в ЭЭ)

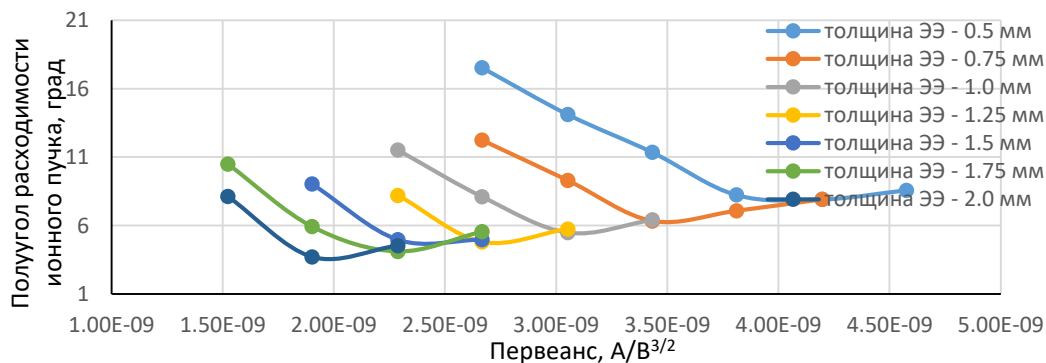


Рисунок 59 – Зависимости полуугла расходимости ионного пучка от первеанса при вариации толщины ЭЭ

2.4.1.4 Влияние диаметров отверстий в электродах

Моделирование влияния диаметра отверстий в ЗЭ проведено для следующих геометрических параметров ИОС: толщина ЭЭ – 1,5 мм, ЭЭ-УЭ межэлектродный зазор – 2,5 мм, толщина УЭ – 1,25 мм, УЭ-ЗЭ межэлектродный зазор – 1,5 мм, толщина ЗЭ – 1,5 мм, диаметр отверстий в ЭЭ и УЭ – 3 мм. Показано, что диаметры отверстий в ЗЭ не влияют на угол расходимости ионного пучка (погрешность составляет менее 2 %, что соответствует точности представления выходных данных в программе I-GUN) (см. Рисунок 60). Для наглядности эта погрешность на графике обозначена в виде отклонения от среднего значения по полууглу расходимости ионного пучка и по первеансу.

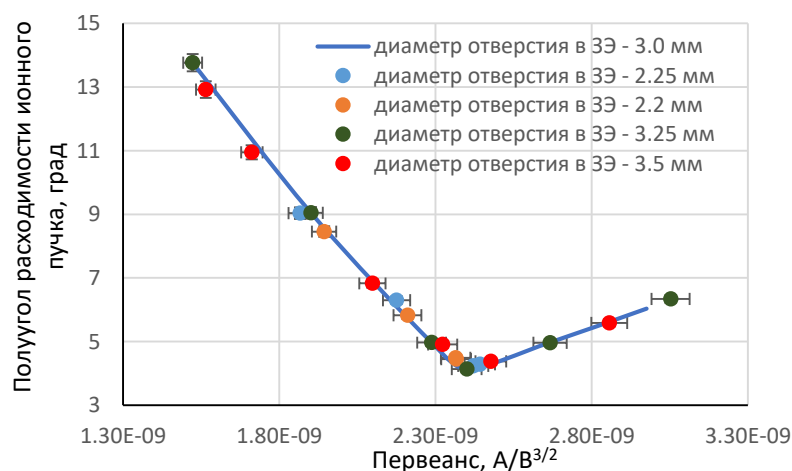


Рисунок 60 – Зависимость полуугла расходимости ионного пучка от первеанса при вариации диаметра отверстий в ЗЭ

Моделирование влияния диаметра отверстий в УЭ проведено для следующих геометрических параметров ИОС: толщина ЭЭ – 1,5 мм, ЭЭ-УЭ межэлектродный зазор – 2,5 мм, толщина УЭ – 1,25 мм, УЭ-ЗЭ межэлектродный зазор – 1,5 мм, толщина ЗЭ – 1,5 мм, диаметр отверстий в ЭЭ и ЗЭ – 3 мм. Показано, что диаметры отверстий в УЭ сильно влияют на угол расходимости извлекаемого ионного пучка (см. Рисунок 61). Существует критическое значение первеанса для каждого диаметра отверстия в УЭ, которое обеспечивает непопадание генерируемого ионного пучка на УЭ (см. Рисунок 62). При отношении диаметр отверстия в ЭЭ к диаметру отверстия в УЭ свыше 1,5 ионный пучок попадает на УЭ, и минимально возможный угол расходимости ионного пучка обеспечивается при критическом первеансе (максимальное значение первеанса, при котором ионный пучок не попадает на УЭ). Получена аппроксимирующая зависимость критического первеанса от диаметра отверстий в УЭ с погрешностью не более 3 % в исследуемом диапазоне диаметров отверстий в УЭ. Построена зависимость критического первеанса, обеспечивающего непопадание генерируемого ионного пучка на УЭ, от отношения диаметров отверстий в ЭЭ и УЭ (см. Рисунок 63). Получена аппроксимирующая зависимость критического первеанса от отношения диаметров отверстий в

ЭЭ и УЭ с погрешностью не более 3 % в исследованном диапазоне диаметров. Построена зависимость первеанса, обеспечивающего минимально возможный угол расходимости ионного пучка от отношения диаметров отверстий в ЭЭ и УЭ (см. Рисунок 64).

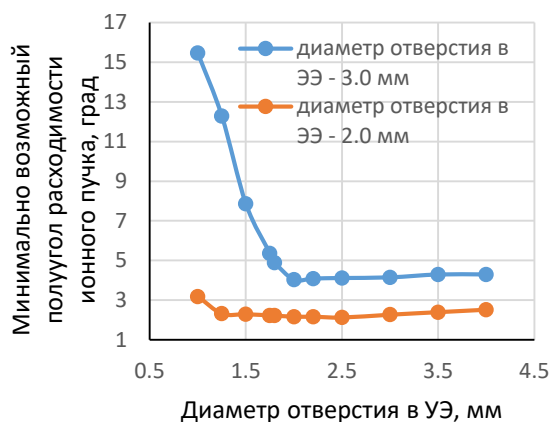


Рисунок 61 – Зависимости минимально возможного полуугла расходимости ионного пучка, от диаметра отверстия в УЭ

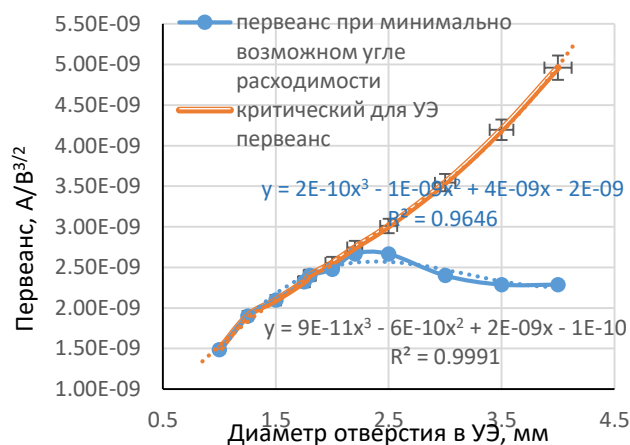


Рисунок 62 – Зависимости критического первеанса, обеспечивающего непопадание ионного пучка на УЭ, и первеанса при минимально возможном угле расходимости ионного пучка, от диаметра отверстия в УЭ

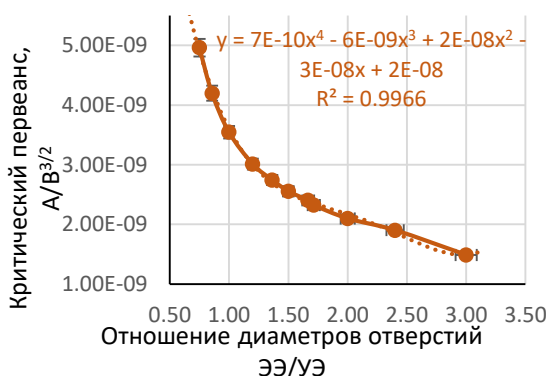


Рисунок 63 – Зависимость критического первеанса, обеспечивающего непопадание ионного пучка на УЭ, от отношения диаметров отверстий в ЭЭ и УЭ

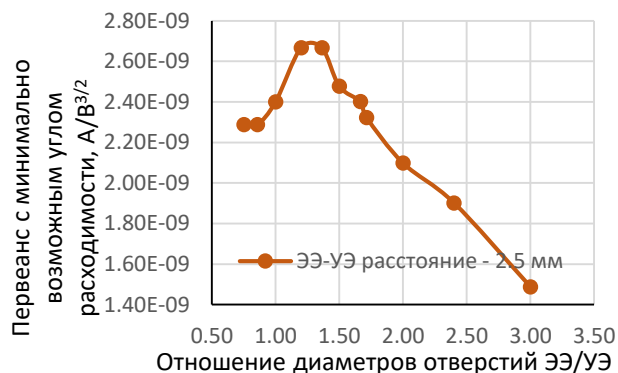


Рисунок 64 – Зависимость первеанса, обеспечивающего минимально возможный угол расходимости ионного пучка, от отношения диаметров отверстий в ЭЭ и УЭ

Показано, что в целом диаметр отверстия в ЭЭ оказывает существенно большее влияние на угол расходимости ионного пучка, чем диаметр отверстия в УЭ (см. Рисунок 65). При соотношениях диаметр отверстия в ЭЭ к диаметру отверстия в УЭ свыше 2,5 минимальные углы расходимости ионного пучка ограничены его попаданием на УЭ или ЗЭ. При фиксированном диаметре отверстия в УЭ минимальные углы расходимости достигаются при меньших диаметрах отверстий в ЭЭ.

Зависимости полуугла расходимости ионного пучка от первеанса при различных диаметрах отверстий в ЭЭ представлены ниже (см. Рисунок 66). Минимально возможный угол расходимости ионного пучка как функция диаметра отверстий в ЭЭ представлен на графике (см. Рисунок 67).

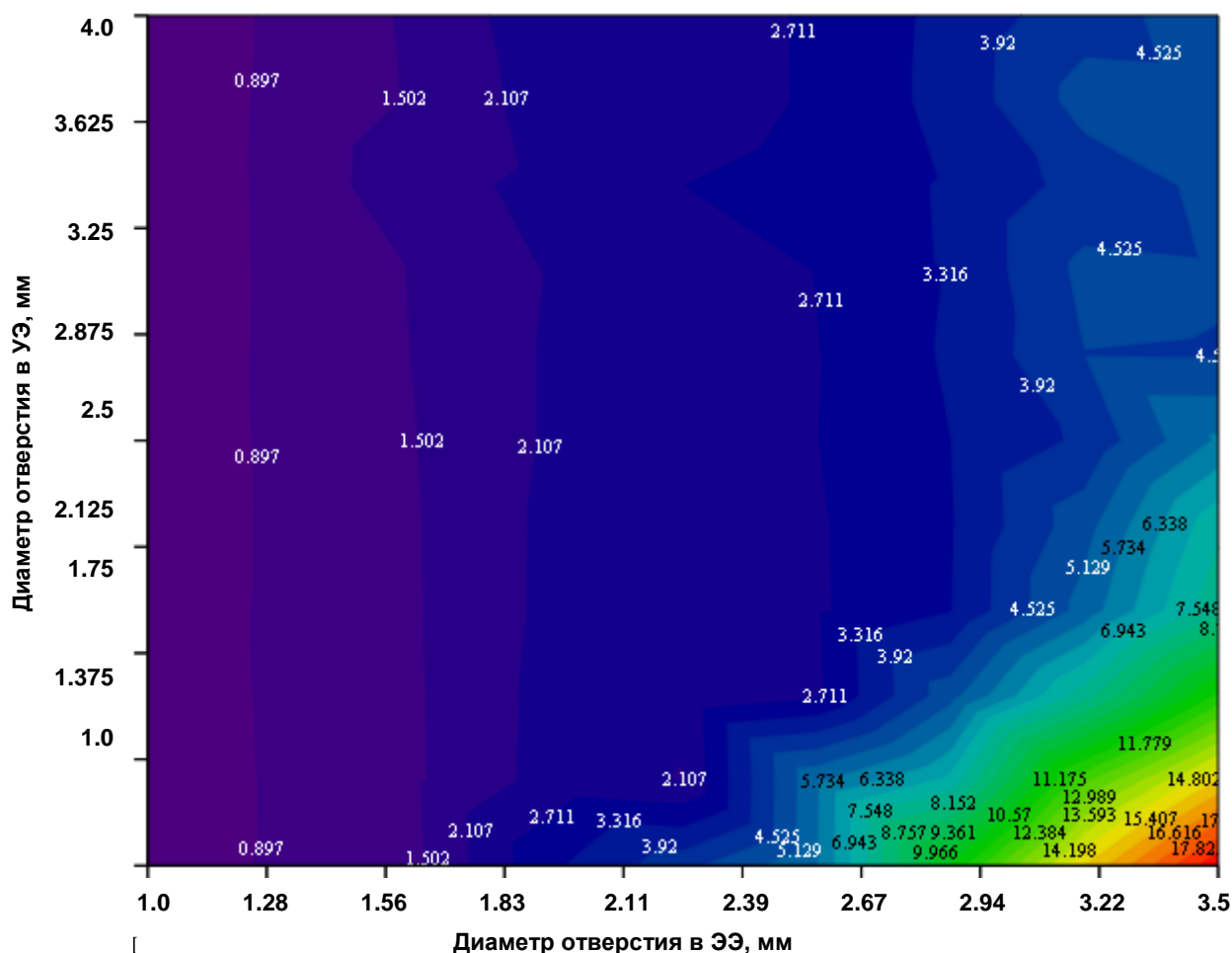


Рисунок 65 – Диаграмма зависимости полуугла расходимости ионного пучка от диаметров отверстий в ЭЭ и УЭ

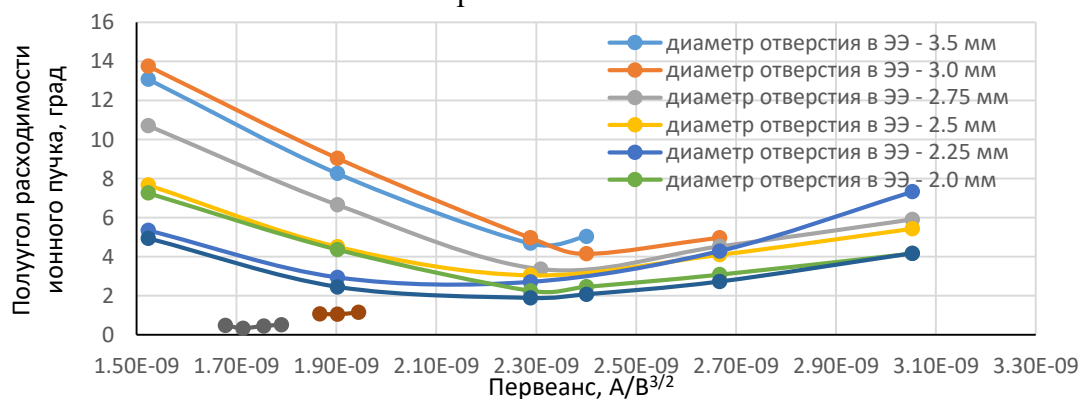


Рисунок 66 – Полуугол расходимости ионного пучка от первеанса при вариации диаметров отверстий в ЭЭ

При проведении моделирования ИОС принималось, что скос в отверстиях ЭЭ выполнен под углом $67,5^\circ$, который исходя из ранее сделанных выводов, должен быть близок к оптимальному. Проведенные оценки показывают, что в ИОС с ЭЭ, имеющим перфорацию с круглыми гексагонально расположенными профилированными отверстиями, оптимальный угол скоса, обеспечивающий минимальный угол расходимости ионного пучка составляет 58° , для диаметров отверстий в УЭ, равных или превышающих диаметр отверстия в ЭЭ (см. Рисунок 68).

Минимальный полуугол расходимости ионного пучка получен для случая, когда диаметр перфорации в ЭЭ меньше диаметра перфорации в УЭ ($0,89^\circ$ против $0,98^\circ$). Геометрия ионного пучка для случая, соответствующего минимальному углу расходимости, представлена ниже (см. Рисунок 69).

Отсутствие фаски в отверстии на задней поверхности ЭЭ (ближней к УЭ) при диаметре отверстий в УЭ равном или превышающем диаметры отверстий в ЭЭ, не влияет на величину угла скоса, как и ранее равного 58° , однако зависимость становится более сложной (см. Рисунок 70).

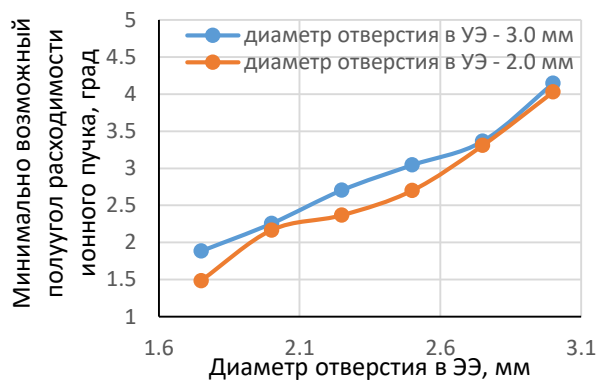


Рисунок 67 – Полуугол расходимости ионного пучка от диаметра отверстий в ЭЭ

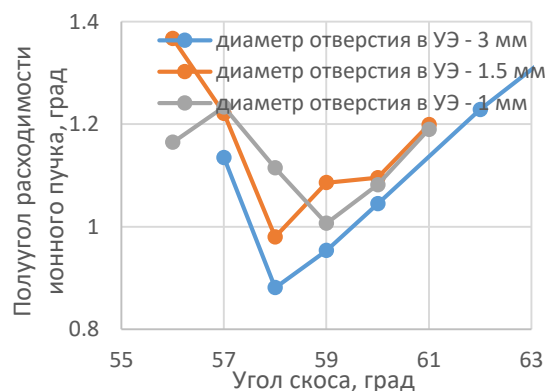


Рисунок 68 – Полуугол расходимости как функция угла скоса в апертурной ИОС с ЭЭ, имеющим две фаски

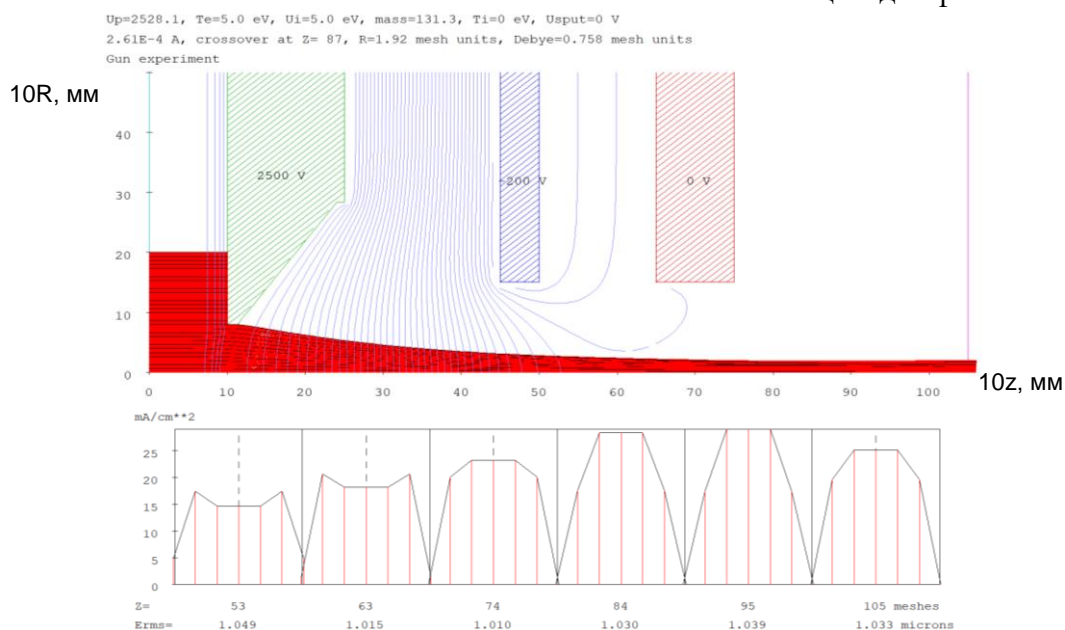


Рисунок 69 – Геометрия ионного пучка при диаметре отверстия в ЭЭ (1,5 мм) меньше диаметра отверстия в УЭ (3 мм) (перванс – $1,86 \times 10^{-9}$ A/V^{3/2}; ионный ток – $2,66 \times 10^{-4}$ А, полуугол расходимости ионного пучка – $0,89^\circ$)

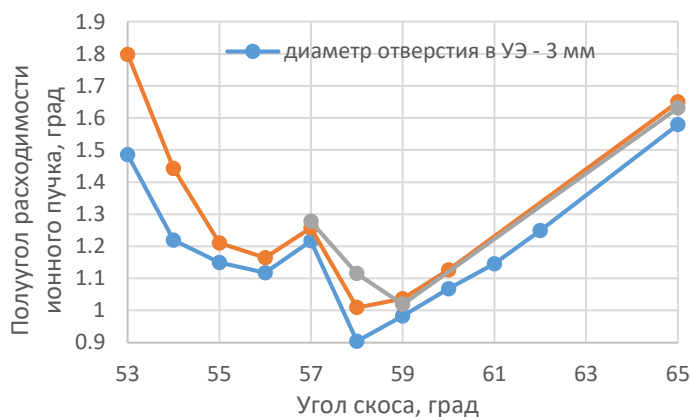


Рисунок 70 – Угол скоса в апертурной ИОС с ЭЭ, имеющим только переднюю фаску

Отсутствие фаски на передней поверхности отверстия ЭЭ (ближе к ГРК), существенно влияет на расходимость и параметры ионного пучка (см. Рисунок 71). На рисунке построены графики зависимости полууглов расходимости ионного пучка от первеанса для различных углов скоса в отверстиях ЭЭ. Минимальный полуугол расходимости ионного пучка, равный $1,1^\circ$, получен для скоса, равного 58° .

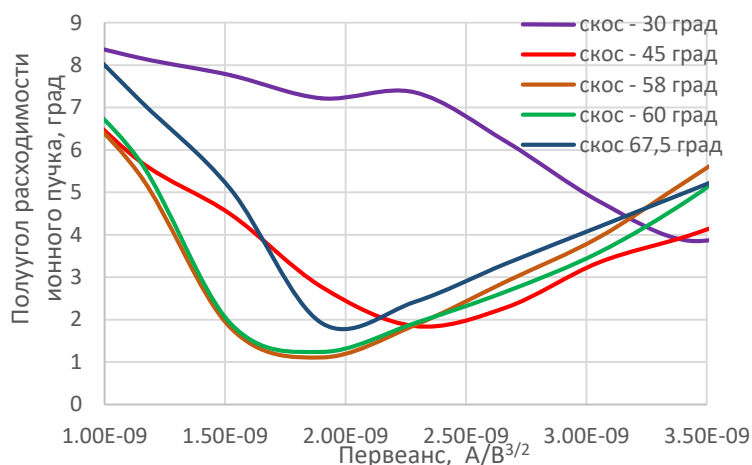


Рисунок 71 – Полуугол расходимости ионного пучка от первеанса для различных значений углов скоса в ИОС с гексагональной круглой перфорацией с ЭЭ, имеющим в отверстии только заднюю фаску

Распределение параметров в плазменной струе позволяет предположить, что при работе ионного источника с такой формой ЭЭ с течением времени передняя фаска будет образовываться за счет эрозии материала ЭЭ.

Отсутствие обеих фасок на ЭЭ так же, как и в случае отсутствия передней фаски приводит к сильному изменению угла расходимости ионного пучка в зависимости от угла скоса в отверстии (см. Рисунок 72). Угол скоса, обеспечивающий минимум угла расходимости ионного пучка, составляет около 58° (см. Рисунок 73).

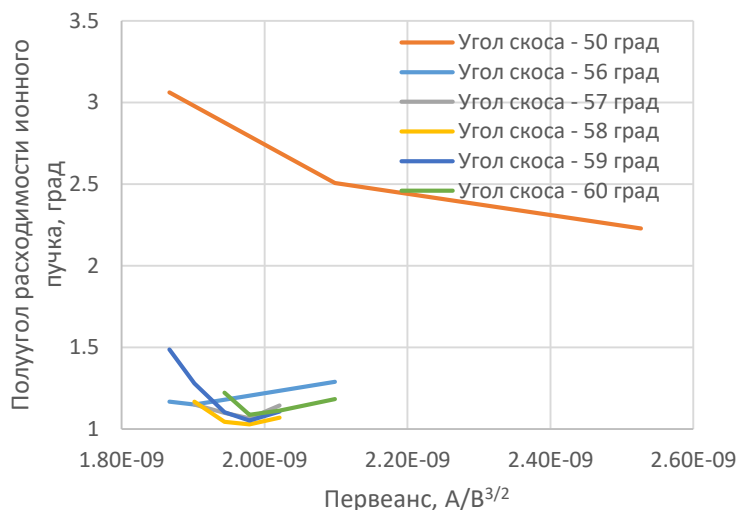


Рисунок 72 – Полуугол расходимости ионного пучка от концентрации плазмы для различных значений углов скоса в апертурной ИОС с ЭЭ без фасок

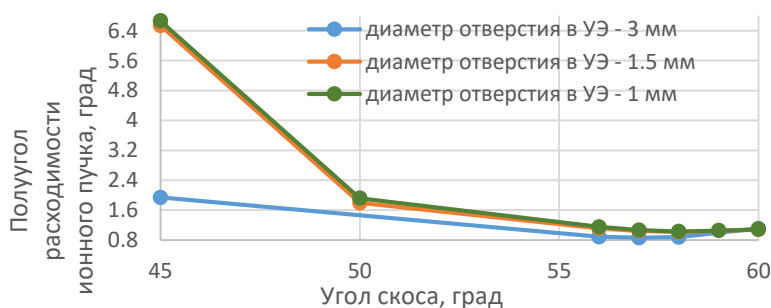


Рисунок 73 – Полуугол расходимости ионного пучка от углов скоса в апертурной ИОС с ЭЭ без фасок

2.4.2 Моделирование ионно-оптической системы с щелевой перфорацией электродов

Моделирование ИОС с щелевой перфорацией проводилось в следующем диапазоне геометрических размеров в ИОС:

- толщина ЗЭ – 0,5; 1,0; 1,5; 3,0 мм;
- УЭ-ЗЭ межэлектродный промежуток – 1,0; 1,5; 2,0 мм;
- толщина УЭ – 0,5; 1,0; 1,5 мм;
- ЭЭ-УЭ межэлектродный промежуток – 1,0; 1,25; 1,5; 2,0 мм;
- толщина ЭЭ – 0,5; 0,75; 1,0; 1,25; 1,5 мм;
- ширина щели в ЭЭ – 1,0; 1,5; 2,0; 2,5 мм.

2.4.2.1 Влияние толщины и положения замедляющего электрода

Показано, что толщина ЗЭ практически не влияет на угол расходимости ионного пучка (не более $0,3^\circ$ (2,3 %)) (см. Рисунок 74). Полуугол расходимости как функция первеанса приведен на графике (см. Рисунок 75). Минимальный угол расходимости ионного пучка, равный $12,87^\circ$, получен для тонкого ЗЭ (толщина 0,5 мм) при ионном токе, равном $1,17 \times 10^{-3}$ А/см, первеансе – $1,64 \times 10^{-9}$ А/В^{3/2}.

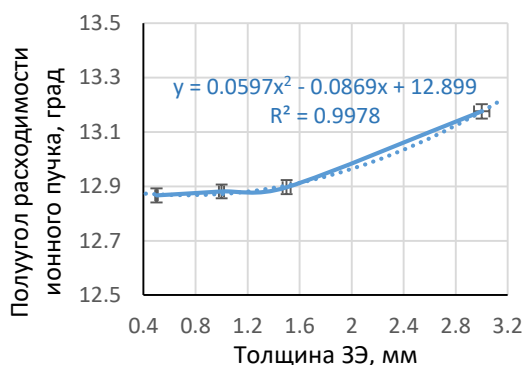


Рисунок 74 – Полуугол расходимости ионного пучка от толщины ЗЭ

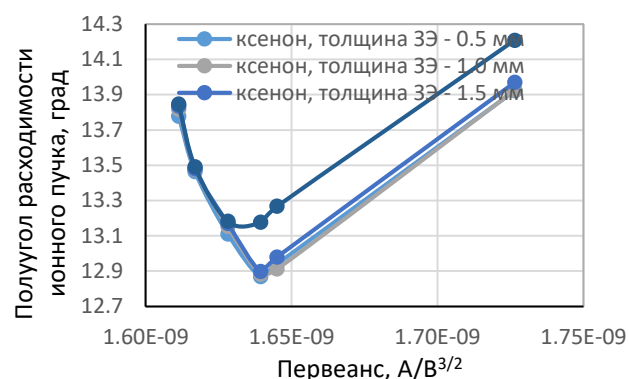


Рисунок 75 – Полуугол расходимости ионного пучка от первеанса при вариации толщины ЗЭ

Показано, что УЭ-ЗЭ межэлектродный промежуток практически не влияет на полуугол расходимости ионного пучка (не более $0,18^\circ$ (1,38 %) во всем рассмотренном диапазоне УЭ-ЗЭ межэлектродных зазоров) (см. Рисунок 76). Зависимость полуугла расходимости ионного пучка от первеанса представлена на графиках (см. Рисунок 77). Минимальный угол расходимости ионного пучка, равный $12,9^\circ$, при работе на ксеноне получены при ионном токе - $1,17 \times 10^{-3}$ А/см, первеансе – $1,64 \times 10^{-9}$ А/В^{3/2}.

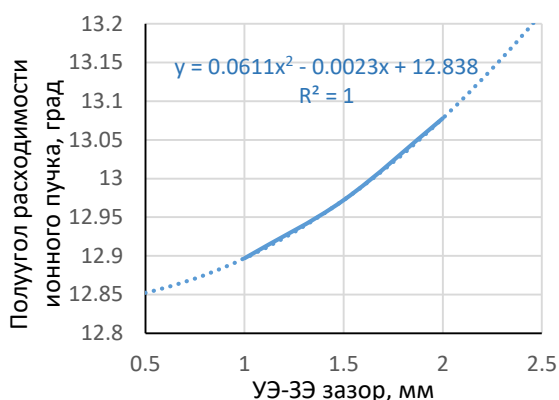


Рисунок 76 – Полуугол расходимости ионного пучка от величины УЭ-ЗЭ межэлектродного промежутка при изменении рабочего тела

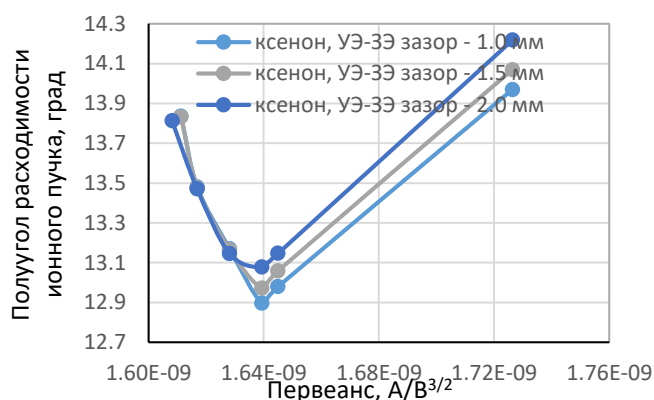


Рисунок 77 – Полуугол расходимости ионного пучка от первеанса при вариации УЭ-ЗЭ межэлектродного зазора

2.4.2.2 Влияние толщины и положения ускоряющего электрода

Показано, что толщина УЭ практически не влияет на полуугол расходимости ионного пучка (не более $0,12^\circ$ (0,9 %) во всем рассмотренном диапазоне изменения толщин УЭ) (см. Рисунок 78). Зависимость полуугла расходимости ионного пучка от первеанса представлена на графиках (см. Рисунок 79). Минимальный угол расходимости ионного пучка, равный $12,85^\circ$, при работе на ксеноне получен при ионном токе $1,18 \times 10^{-3}$ А/см, первеансе $1,66 \times 10^{-9}$ А/В^{3/2}.

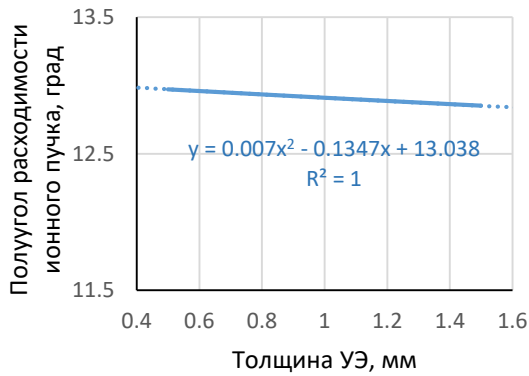


Рисунок 78 – Полуугол расходимости ионного пучка от толщины УЭ при изменении рабочего тела

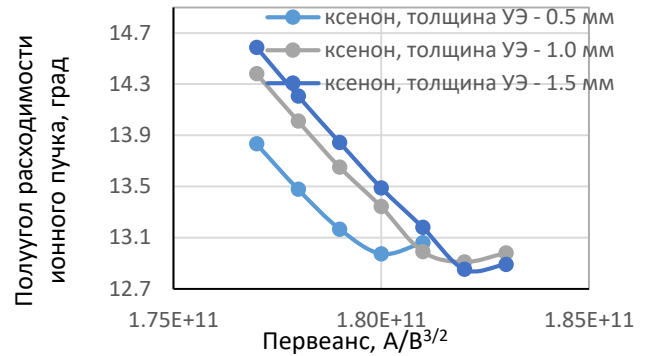


Рисунок 79 – Полуугол расходимости ионного пучка от первеанса при вариации толщины УЭ

Исследовано влияние ЭЭ-УЭ межэлектродного промежутка на характеристики ионного пучка. Показано, что увеличение ЭЭ-УЭ межэлектродного промежутка с 1 мм до 2 мм приводит к уменьшению полуугла расходимости ионного пучка при работе на ксеноне на $3,63^\circ$ (28,24 %) (см. Рисунок 80). Зависимость полуугла расходимости ионного пучка от первеанса для различных рабочих тел и ЭЭ-УЭ межэлектродных промежутков приведены на графиках (см. Рисунок 81).

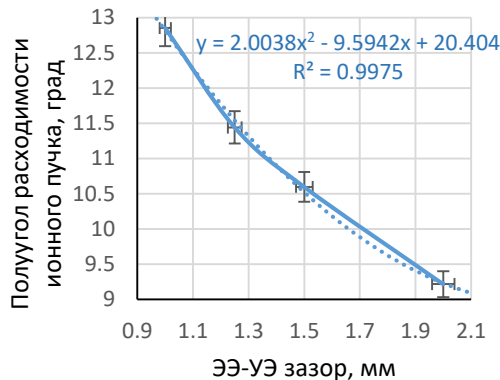


Рисунок 80 – Полуугол расходимости ионного пучка от ЭЭ-УЭ межэлектродного промежутка

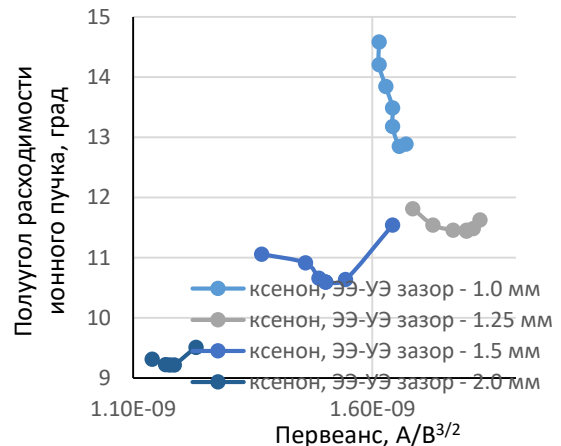


Рисунок 81 – Полуугол расходимости ионного пучка от первеанса при вариации ЭЭ-УЭ межэлектродного промежутка

2.4.2.3 Влияние геометрии эмиссионного электрода

Исследовано влияние толщины ЭЭ на параметры ионного пучка. Показано, что толщина ЭЭ оказывает существенное влияние на угол расходимости ионного пучка (см. Рисунок 82). С увеличением толщины ЭЭ минимум полуугла расходимости ионного пучка ($5,65^\circ$) достигается при меньших значениях первеанса ($7,95 \times 10^{-10} \text{ A/B}^{3/2}$) при толщине ЭЭ, равной 1.5 мм (см. Рисунок 83). При увеличении толщины ЭЭ в три раза с 0,5 мм до 1,5 мм полуугол расходимости изменился на 57,93 % или на $4,1^\circ$.

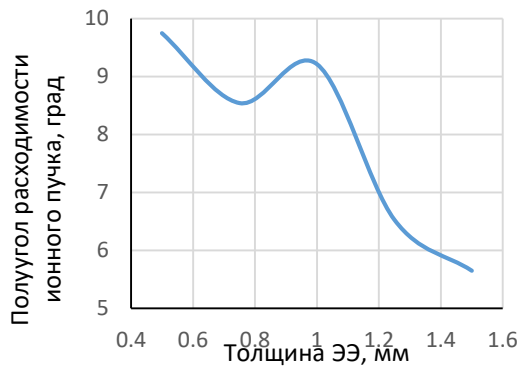


Рисунок 82 – Полуугол расходимости ионного пучка от толщины ЭЭ

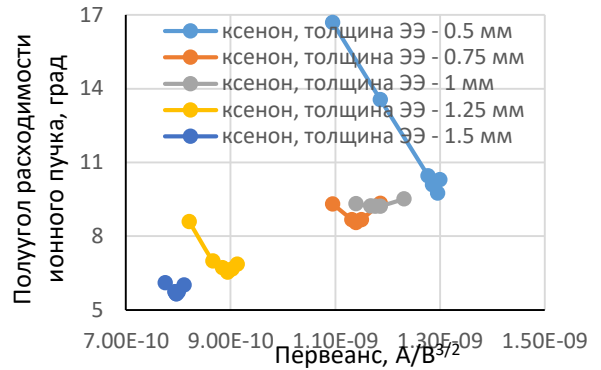


Рисунок 83 – Полуугол расходимости ионного пучка от первеанса при вариации толщины ЭЭ

2.4.2.4 Влияние ширины щели в ускоряющем и эмиссионном электродах

Проведено моделирование влияния ширины щели в ЭЭ на параметры генерируемого ионного пучка. Показано, что с увеличением ширины щели в ЭЭ полуугол расходимости ионного пучка увеличивается, достигая асимптотических значений, равных 6° (см. Рисунок 84). Показано, что зависимость угла расходимости ионного пучка от первеанса в окрестности минимальных значений угла расходимости ионного пучка очень «острая» (см. Рисунок 86). Моделирование проводилось при ширине щели в УЭ/ЗЭ, равной 2,0 мм.

На графике (см. Рисунок 85) представлена зависимость полуугла расходимости ионного пучка от ширины щели в УЭ. Моделирование проводилось при ширине щели в ЭЭ, равной 1 мм. Из результатов моделирования видно, что «пережатая» ИОС (при ширине щели в УЭ/ЗЭ меньшей, чем ширина щели в ЭЭ) обеспечивают большие значения углов расходимости ионного пучка. Кроме того, из представленных результатов видно, что в щелевой оптике сильно влияние отношения ширины щели в электроде к следующему за ним межэлектродному зазору.

Моделирование ИОС при вариации ширины щели в ЗЭ показано, что полуугол расходимости ионного пучка от данного параметра не зависит (см. Рисунок 87). Ошибка не превышает 1 %, что сравнимо с точностью моделирования ИОС в программном комплексе IGUN. Неравномерность возрастания правой ветви графика связано с ошибками моделирования щелевой оптики, что не оказывает принципиального влияния на сделанный вывод.

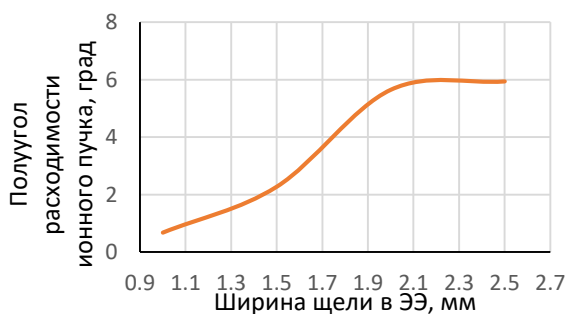


Рисунок 84 – Полуугол расходимости ионного пучка от ширины щели в ЭЭ

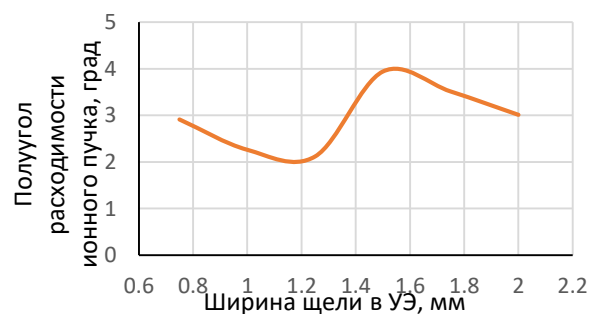


Рисунок 85 – Полуугол расходимости ионного пучка от ширины щели в УЭ

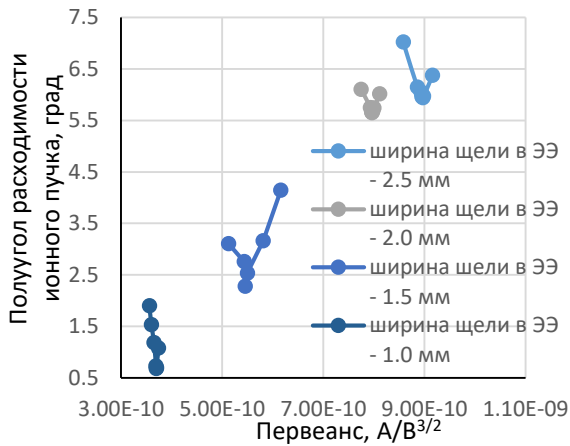


Рисунок 86 – Полуугол расходимости ионного пучка от первеанса при вариации ширины щели в ЭЭ

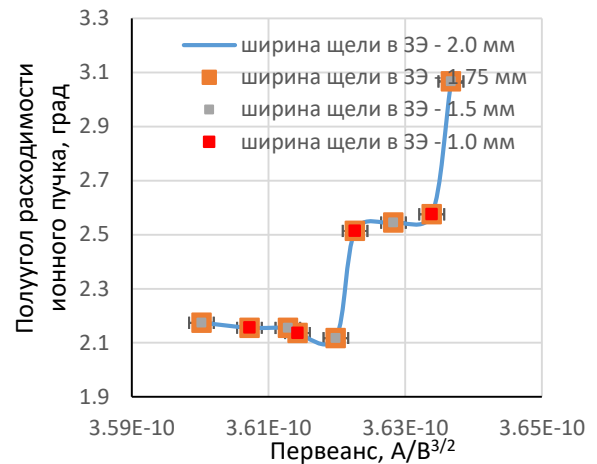


Рисунок 87 – Полуугол расходимости ионного пучка от первеанса при вариации ширины щели в ЗЭ

Для ИОС с параметрами (толщины ЭЭ/УЭ/ЗЭ – 1,5 мм, ЭЭ-УЭ межэлектродный зазор – 2,0 мм, УЭ-ЗЭ межэлектродный зазор – 1,5 мм) и наличием обоих фасок в щелях ЭЭ определен угол скоса в профилированной щели ЭЭ, равный $45,5^\circ$, обеспечивающий минимальный угол расходимости ионного пучка при потенциале ЭЭ, равном 2500 В, потенциале УЭ, равном минус 200 В, потенциале ЗЭ – 0 В, плавающий потенциал 28,1 В (см. Рисунок 88).

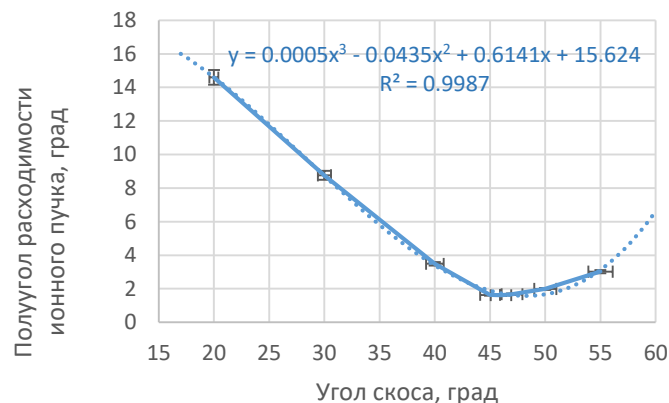


Рисунок 88 – Полуугол расходимости ионного пучка от угла скоса в профилированной щели ЭЭ для различных рабочих тел

2.5 Построение моделей полного факторного эксперимента размерности 2^8 для круглой и щелевой перфораций электродов

С учетом полученных выше результатов для ИОС с круглыми гексагонально расположенными отверстиями и с щелевой перфорацией построены модели идентификации – математические модели, определяющие реакцию системы (угол расходимости генерируемого ионного пучка) на изменяющиеся внешние воздействия, в качестве которых приняты толщины всех электродов, межэлектродные расстояния и диаметры отверстий (ширина щелей) во всех электродах. Таким образом в данной постановке имеем полный факторный эксперимент размерности 2^8 . Основы теории факторного эксперимента достаточно подробно изложены,

например, в [217, 218, 219]. Обобщенно решаемая задача может быть сформулирована следующим образом.

Задача идентификации состоит в определении некоторой выходной функции системы – функции отклика $Y = (y_1, y_2, y_3 \dots y_n)$ (в нашем случае – полуугол расходимости ионного пучка на выходе из ИОС) как функции входных параметров (факторов) $X = (x_1, x_2, x_3 \dots x_n)$ (в нашем случае: ЭЭ-УЭ и УЭ-ЗЭ межэлектродные зазоры и толщины электродов, диаметры отверстий/ширина щелей в электродах – факторное пространство) по результатам n опытов/экспериментов (в нашем случае – результатов моделирования), то есть требуется построить модель вида:

$$Y = \varphi(X), \quad (43)$$

где зависимость $\varphi(X)$ носит название поверхность отклика или уравнение регрессии.

Полуугол расходимости ионного пучка требуется минимизировать.

При отсутствии априорной информации о характере поверхности отклика (поведении искомой функции – полуугол расходимости ионного пучка) для построения модели идентификации целесообразно использовать наиболее общее разложение функции в виде ряда Тейлора:

$$f(x) - f(x_0) = \sum_{i=1}^n \frac{\partial f(x_0)}{\partial x_i} (x_i - x_{0i}) + \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n \sum_{j=1}^n \frac{\partial^2 f(x_0)}{\partial x_i \partial x_j} (x_i - x_{0i})(x_j - x_{0j}) + \dots + R_m \quad (44)$$

где: R_m - остаточный член разложения.

Уравнение регрессии будет иметь вид:

$$Y = \beta_0 + \sum_{i=1}^n \beta_i x_i + \sum_{i=1, j \geq 1}^n \beta_{ij} x_i x_j + \sum_{i=1, j \geq 1, k \geq 1}^n \beta_{ijk} x_i x_j x_k + \dots \quad (45)$$

Необходимо определить коэффициенты регрессии $\beta_0, \beta_i, \beta_{ij}, \beta_{ijk} \dots$ - будут указывать на силу влияния варьируемых факторов эксперимента на показатель цели – полуугол расходимости ионного пучка. Коэффициенты регрессии могут быть определены, например, на основании алгоритма Йетса по следующим формулам:

$$b_0 = \beta_0 + \sum_{i=1}^n \beta_{ii} x_i x_i + \sum_{i=1}^n \beta_{iii} x_i x_i x_i + \dots; b_j = \beta_j = \frac{\sum_{i=1}^n X_j y_i}{n}, b_{ij} = \beta_{ij} = \frac{\sum_{i=1}^n X_{ij} y_i}{n}, \dots j = 1 \dots n$$

В нашем случае поставлена и решена задача минимизации полуугла расходимости, основанная на центральном композиционном планировании в восьмимерном факторном пространстве. В результате постановки задачи получено по 256 различных вариантов геометрического состояния ИОС как с гексагональной круглой, так и с щелевой перфорацией. Для каждого варианта проведена оптимизация системы с поиском минимума функции отклика – полуугла расходимости в зависимости от первеанса. По полученным результатам определены

коэффициенты регрессии. Ниже представлены результаты проведенного моделирования для круглой гексагональной и щелевой перфораций.

2.5.1.1 Круглая перфорация

Геометрические параметры ИОС с круглой гексагонально расположенной перфорацией для построения модели идентификации представлены ниже (см. Таблица 8). На основе моделирования и оптимизации по первеансу базового варианта ИОС получена следующая зависимость полуугла расходимости ионного пучка как функция первеанса. Ввиду громоздкости таблицы полного факторного эксперимента размерности 2^8 матрица планирования эксперимента не приводится.

Таблица 8 – Геометрические параметры ИОС с круглой перфорацией для построения модели идентификации (множество допустимых состояний – область существования факторного пространства)

	смещение "минус"	базовый вариант	смещение "плюс"
полуугол расходимости, град		4,52184	
толщина ЭЭ, мм	1	1,25	1,5
ЭЭ-УЭ зазор, мм	1	1,25	1,5
толщина УЭ, мм	0,5	1	1,5
УЭ-ЗЭ зазор, мм	1	1,5	2
толщина ЗЭ, мм	0,5	1	1,5
диаметр отверстия в ЭЭ, мм	1,5	2	2,5
диаметр отверстия в УЭ, мм	1,5	2	2,5
диаметр отверстия в ЗЭ, мм	1,5	2	2,5

Для удобства дальнейших расчетов полученные значения были обезразмерены с учетом следующих соотношений:

$$\begin{aligned}
 X_1 = X_{\varepsilon\varepsilon_i} &= \frac{\delta_{\varepsilon\varepsilon_i} - \delta_{\varepsilon\varepsilon_0}}{0.25}; & X_2 = X_{\varepsilon\varepsilon-\nu\varepsilon_i} &= \frac{\Delta_{\varepsilon\varepsilon-\nu\varepsilon_i} - \Delta_{\varepsilon\varepsilon-\nu\varepsilon_0}}{0.25}; & X_3 = X_{\nu\varepsilon_i} &= \frac{\delta_{\nu\varepsilon_i} - \delta_{\nu\varepsilon_0}}{0.5}; \\
 X_4 = X_{\nu\varepsilon-\varepsilon\varepsilon_i} &= \frac{\Delta_{\nu\varepsilon-\varepsilon\varepsilon_i} - \Delta_{\nu\varepsilon-\varepsilon\varepsilon_0}}{0.5}; & X_5 = X_{\varepsilon\varepsilon_i} &= \frac{\delta_{\varepsilon\varepsilon_i} - \delta_{\varepsilon\varepsilon_0}}{0.5}; & X_6 = X_{h_{\varepsilon\varepsilon_i}} &= \frac{h_{\varepsilon\varepsilon_i} - h_{\varepsilon\varepsilon_0}}{0.5}; \\
 X_7 = X_{h_{\nu\varepsilon_i}} &= \frac{h_{\nu\varepsilon_i} - h_{\nu\varepsilon_0}}{0.5}; & X_8 = X_{h_{\varepsilon\varepsilon_i}} &= \frac{h_{\varepsilon\varepsilon_i} - h_{\varepsilon\varepsilon_0}}{0.5}
 \end{aligned} \quad (46)$$

По полученным данным определены коэффициенты регрессии (см. Таблица 9).

Таблица 9 – Коэффициенты регрессии

β_0	4,41494						
β_1	-1,25902	β_2	-0,81424	β_3	-0,01324	β_4	-0,00603
β_5	0,00100	β_6	0,70597	β_7	-0,28842	β_8	0,00267
β_{12}	0,21941	β_{13}	0,00927	β_{14}	0,00436	β_{15}	0,00162
β_{16}	-0,27043	β_{17}	0,24397	β_{18}	-0,00192	β_{23}	-0,00539
β_{24}	0,0015	β_{25}	0,00272	β_{26}	-0,43901	β_{27}	0,00348
β_{28}	-0,0026	β_{34}	0,00262	β_{35}	0,00306	β_{36}	-0,02044
β_{37}	0,02312	β_{38}	-0,00053	β_{45}	0,00351	β_{46}	-0,00287
β_{47}	-0,0006	β_{48}	0,00035	β_{56}	0,00019	β_{57}	0,00016
β_{58}	0,00077	β_{67}	0,07072	β_{68}	0,00221	β_{78}	-8,57E-05
β_{123}	0,0067	β_{124}	0,00151	β_{125}	-0,00232	β_{126}	0,03

β_{127}	0,004	β_{128}	0,00151	β_{134}	0,002171	β_{135}	-0,0006
β_{136}	-0,007	β_{137}	0,01158	β_{138}	-0,0004	β_{145}	-0,0016
β_{146}	1,54E-05	β_{147}	0,00209	β_{148}	-0,0007	β_{156}	0,00167
β_{157}	4,45E-05	β_{158}	-0,00082	β_{167}	-0,14427	β_{168}	-0,0018
β_{178}	0,00042	β_{234}	-0,00081	β_{235}	-0,00099	β_{236}	0,0049
β_{237}	-0,01224	β_{238}	0,00014	β_{345}	0,00019	β_{346}	-0,00119
β_{347}	0,00072	β_{348}	-0,00087	β_{456}	0,00203	β_{457}	-0,00014
β_{458}	-2,13E-05	β_{567}	0,00054	β_{568}	-6,96E-05	β_{678}	0,00012
β_{1234}	-0,00056	β_{1235}	8,89E-05	β_{1236}	0,003052	β_{1237}	-0,0106
β_{1238}	0,00013	β_{1245}	-0,00028	β_{1246}	-0,00045	β_{1247}	0,00111
β_{1248}	0,00032	β_{1256}	-0,0005	β_{1257}	0,00053	β_{1258}	0,00026
β_{1267}	-0,0665	β_{1268}	0,00033	β_{1278}	0,000366	β_{2345}	-0,00066
β_{2346}	-8,44E-05	β_{2347}	-0,00229	β_{2348}	0,000423	β_{3456}	0,00044
β_{3457}	-0,00085	β_{3458}	-0,00075	β_{4567}	0,00011	β_{4568}	-0,000245
β_{5678}	-0,00028	β_{12345}	0,00053	β_{12346}	0,00183	β_{12347}	0,00034
β_{12348}	-0,00047	β_{23456}	-0,00027	β_{23457}	-0,00034	β_{23458}	-0,00031
β_{34567}	-7,81E-05	β_{34568}	-0,00039	β_{45678}	-0,00021	β_{123456}	-0,00012
β_{123457}	0,00081	β_{123458}	0,00028	β_{234567}	-0,0003	β_{234568}	0,00012
β_{345678}	1,95E-05	$\beta_{1234567}$	0,000146	$\beta_{1234568}$	2,89E-05	$\beta_{12345678}$	8,75E-05

Видно, что наибольшее влияние на угол расходимости ионного пучка оказывают толщины ЭЭ и УЭ, а также ЭЭ-УЭ межэлектродный зазор. Необходимость и целесообразность упрощения модели путем неучета факторов порядка выше второго должна определяться в каждом конкретном случае в зависимости от желаемой точности расчетов, поскольку видно, что неучет взаимного влияния этих факторов в случае круглой перфорации не приведет к ошибке свыше 10 %, что для предварительной оценки параметров ИОС и ВЧИД в целом достаточно.

2.5.1.2 Щелевая перфорация

Геометрические параметры ИОС с щелевой перфорацией для построения модели идентификации аналогичны представленным для круглой гексагональной перфорации с учетом замены диаметра отверстия на ширину щели (см. Таблица 8). Коэффициенты регрессии для щелевой перфорации имеют вид, представленный ниже (см. Таблица 10).

Таблица 10 – Коэффициенты регрессии

β_0	6,44781						
β_1	-0,6668	β_2	-0,9301	β_3	-0,02591	β_4	-0,04217
β_5	-0,02569	β_6	0,947	β_7	-0,46665	β_8	-0,1457
β_{12}	0,15737	β_{13}	0,05032	β_{14}	0,03049	β_{15}	0,0488
β_{16}	-1,34047	β_{17}	-0,07724	β_{18}	0,13837	β_{23}	-0,06291
β_{24}	-0,0356	β_{25}	-0,0465	β_{26}	-0,38016	β_{27}	0,337476
β_{28}	-0,17196	β_{34}	0,0252	β_{35}	0,013158	β_{36}	-0,0733
β_{37}	-0,07038	β_{38}	0,03514	β_{45}	0,014988	β_{46}	-0,0111
β_{47}	-0,06048	β_{48}	0,03456	β_{56}	-0,03208	β_{57}	-0,003
β_{58}	0,0359	β_{67}	0,16924	β_{68}	-0,15255	β_{78}	0,00782
β_{123}	0,042042	β_{124}	0,0533	β_{125}	0,035664	β_{126}	-0,283
β_{127}	0,17248	β_{128}	0,15374	β_{134}	0,005132	β_{135}	-0,00655
β_{136}	0,08301	β_{137}	-0,07358	β_{138}	-0,023428	β_{145}	-0,01007
β_{146}	0,06224	β_{147}	-0,05127	β_{148}	-0,04485	β_{156}	0,04082
β_{157}	-0,00148	β_{158}	-0,04113	β_{167}	0,050717	β_{168}	0,15425
β_{178}	-0,00156	β_{234}	-0,015151	β_{235}	-0,005083	β_{236}	-0,04714

β_{237}	0,06277	β_{238}	0,05009	β_{345}	0,000253	β_{346}	-0,02342
β_{347}	0,04171	β_{348}	-0,00552	β_{456}	0,004329	β_{457}	-0,00427
β_{458}	-0,00216	β_{567}	-0,004	β_{568}	0,0464	β_{678}	0,0045
β_{1234}	-0,01182	β_{1235}	0,00466	β_{1236}	-0,02763	β_{1237}	0,02228
β_{1238}	-0,04205	β_{1245}	0,00196	β_{1246}	0,023352	β_{1247}	0,054829
β_{1248}	-0,03903	β_{1256}	0,04424	β_{1257}	0,003079	β_{1258}	-0,04459
β_{1267}	-0,0968	β_{1268}	0,161888	β_{1278}	-0,00866	β_{2345}	0,001757
β_{2346}	0,02024	β_{2347}	-0,058356	β_{2348}	0,001503	β_{3456}	0,004237
β_{3457}	0,00432	β_{3458}	-0,00645	β_{4567}	0,005955	β_{4568}	-0,00696
β_{5678}	-0,00511	β_{12345}	-0,00642	β_{12346}	0,01206	β_{12347}	-0,05097
β_{12348}	0,00636	β_{23456}	0,000293	β_{23457}	0,00091	β_{23458}	0,00214
β_{34567}	-0,00162	β_{34568}	0,00331	β_{45678}	0,00364	β_{123456}	0,002262
β_{123457}	0,00078	β_{123458}	-0,00253	β_{234567}	0,004093	β_{234568}	-0,0068
β_{345678}	-0,0085	$\beta_{1234567}$	-0,00517	$\beta_{1234568}$	0,00681	$\beta_{12345678}$	-0,000543

2.6 Анализ результатов моделирования

Видно, что наибольшее влияние на угол расходимости ионного пучка оказывают толщины ЭЭ и УЭ, а также ЭЭ-УЭ межэлектродный зазор. Необходимость и целесообразность упрощения модели путем неучета факторов высшего порядка должна определяться в каждом конкретном случае в зависимости от желаемой точности, поскольку, например, коэффициент четвертого порядка $\beta_{1268}=0,1619$ (взаимное влияние толщины ЭЭ, ЭЭ-УЭ межэлектродного зазора, ширины щелей в ЭЭ и ЗЭ) оказывается достаточно велик, чтобы не принимать его во внимание. Этот коэффициент регрессии по модулю превосходит подавляющее большинство коэффициентов регрессии второго порядка. Если достаточная точность расчетов находится на уровне 5 %, то можно не принимать во внимание коэффициенты регрессии пятого и более порядка, но указанная точность не позволяет полностью исключить из рассмотрения и учета влияние какого-либо из принятых к рассмотрению факторов.

Сделанные выводы о существенном влиянии на выходные параметры ионного инжектора диаметров отверстий в ЭЭ и УЭ, толщины ЭЭ и ЭЭ-УЭ межэлектродного зазора согласуются с результатами, полученными в [220].

Показано, что для рассмотренной конфигурации ИОС и соотношения геометрических размеров электродов в ней для круглой гексагональной перфорации существует минимальный угол скоса в профилированном отверстии ЭЭ с двумя фасками, равный 58° , обеспечивающий минимальный угол расходимости генерируемого ионного пучка. Для пережатой оптики этот угол равен 59° . Показано, что в случае отсутствия передней фаски в профилированном отверстии ЭЭ вышеназванный угол скоса не изменяется. Отсутствие задней фаски в профилированном отверстии круглой гексагональной перфорации ИОС вызывает сильные изменения угла расходимости ионного пучка и изменения формы мениска. Минимальный угол расходимости в исследованном диапазоне параметров обеспечивается при вышеупомянутом угле скоса, равном 58° . В случае использования ИОС с профилированными отверстиями в ЭЭ без фасок угол скоса,

обеспечивающий минимальный угол расходимости ионного пучка, по-прежнему составляет 58° , что несколько отличается от обычно принятых значений углов Пирса, равных $67,5^\circ$, поскольку за параметр оптимизации принята не тяга и/или удельный импульс тяги ВЧИД, а генерируемый им ионный пучок с минимальным углом расходимости

Показано, что угол скоса в отверстии ЭЭ, обеспечивающий минимальный угол расходимости ионного пучка, существенно зависит от расстояния между ЭЭ и УЭ (см. Рисунок 89), соотношения диаметров отверстий в них и потенциалов к ним приложенных. Показано, что минимальный угол расходимости ионного пучка в щелевой ИОС заданной конфигурации, обеспечивается при угле скоса в профилированном отверстии ЭЭ, равном $45,5^\circ$. Сделанный вывод об отличии оптимальной формы ИОС от пирсовской подтверждается аналогичными выводами, сделанными в [215] применительно к конструктивному исполнению ИОС дуоплазматрона.

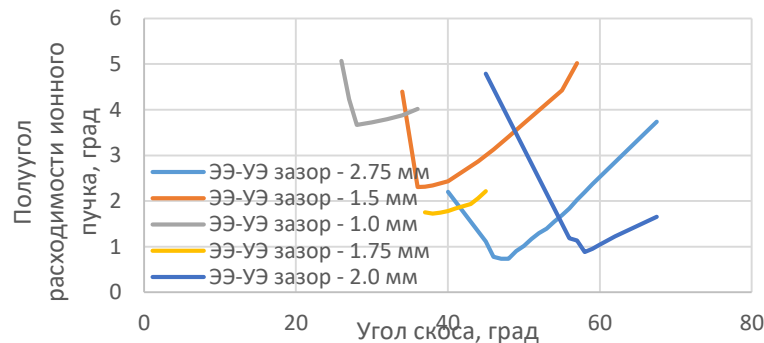


Рисунок 89 – Зависимости полуугла расходимости ионного пучка, обеспечивающего минимальный угол расходимости ионного пучка, от ЭЭ-УЭ межэлектродного промежутка и угла скоса в отверстии ЭЭ

Показано, что оптика не должна быть пережатой, так как это приводит к увеличению неоднородности ионного тока по сечению ионного пучка и увеличению угла расходимости ионного пучка, что является отличительной особенностью разрабатываемого ВЧИД.

Следует подчеркнуть, что использование тонких ЭЭ вызывает существенные технологические трудности при попытке изготовить профилированные отверстия или щели в них. Таким образом при разработке конструкции ИОС для источника ионов, обеспечивающего минимальные углы расходимости ионного пучка, целесообразно остановиться на толщине ЭЭ и УЭ от 1 мм до 1,5 мм. Межэлектродные зазоры и толщина ЭЭ могут быть выбраны исходя из конструктивных или технологических возможностей. С целью получения высококоллимированного ионного пучка может быть рекомендовано изготовление профилированных отверстий в ЭЭ с двумя фасками по переднему (обращенному к ГРК) и заднему (обращенному к УЭ) краям отверстий. Угол скоса может быть выбран с учетом величин потенциалов ЭЭ и УЭ, соотношений диаметров отверстий в них и расстояния между ними. Однако следует учесть также, что для получения больших значений токов необходимо

использовать возможно большее количество отверстий или щелей в электродах ИОС. Таким образом, кроме угла расходимости ионного пучка следует принимать во внимание прозрачность ЭЭ (отношение площади электрода к площади отверстий в нем), которая оказывает существенное влияние на токовые характеристики ионного источника. На схеме (см. Рисунок 90) приведено изображение плотной гексагональной компоновки отверстий в апертурной ИОС в случае диаметра отверстий в ЭЭ, равном 1,5 мм при использовании профилированного отверстия с двумя фасками по переднему и заднему краям ЭЭ в случае угла скоса, равного 58°. Аналогичные компоновки построены для других соотношений диаметров отверстий в ЭЭ и перемычек между отверстиями.

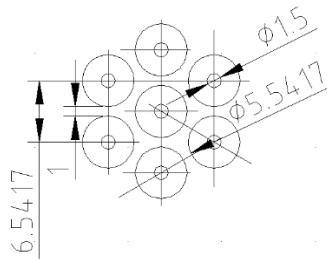


Рисунок 90 – Гексагональная компоновка отверстий в ЭЭ толщиной 1,5 мм при диаметре отверстий, равном 1,5 мм, и ширине перемычки между отверстиями на ЭЭ со стороны, обращенной к УЭ, равной 1 мм

Прозрачность ЭЭ при такой компоновке определяется соотношением:

$$\sigma = \frac{\pi D^2}{2\sqrt{3}(D + \delta)^2}, \quad (47)$$

где: D – диаметр отверстия в ЭЭ; δ – ширина перемычки между отверстиями.

В случае диаметра отверстий в ЭЭ, равного 1,5 мм, и перемычке между отверстиями на стороне ЭЭ, обращенной к УЭ, равной 1,0 мм, перемычка между отверстиями в ЭЭ со стороны ГРК составит 6,661 мм. При данных параметрах прозрачность ЭЭ будет равна 0,046. На графиках (см. Рисунок 91) представлены примеры зависимости прозрачности ЭЭ от угла скоса в профилированном отверстии ЭЭ для различных значений перемычки между отверстиями ЭЭ со стороны, обращенной к УЭ, для диаметров отверстий в ЭЭ, равных 1 мм и 1,5 мм.

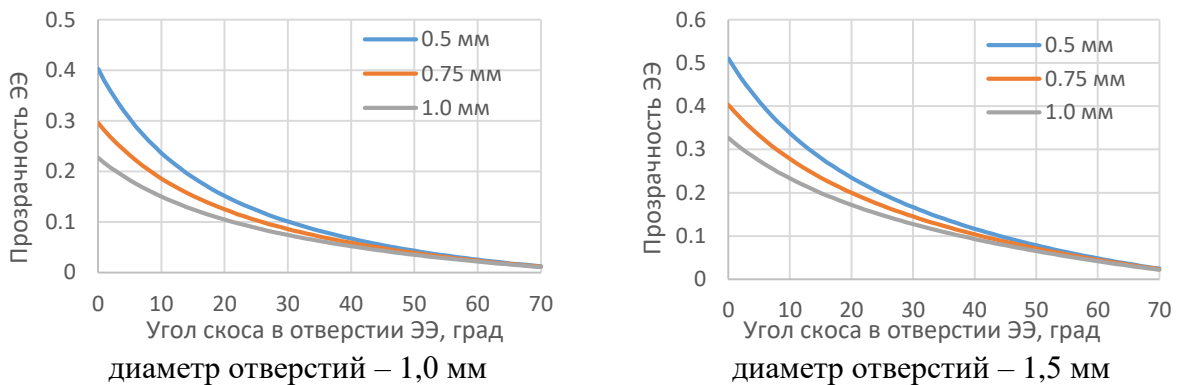


Рисунок 91 – Прозрачность ЭЭ в случае использования апертурной гексагональной перфорации при различных значениях перемычек между отверстиями

Видно, что для оптимальных с точки зрения получения узкого ионного пучка значений углов скоса отверстий в ЭЭ (58°) получаются крайне малые значения прозрачности ЭЭ (0,024 при ширине перемычки, равной 1 мм). На рабочей поверхности ЭЭ диаметром 16 см удается расположить 499 отверстие. Исходя из ранее полученных данных по моделированию ИОС с апертурной перфорацией (диаметром 1,5 мм), минимальные углы расходимости ионного пучка получаются при угле скоса, равном 58° , при следующих параметрах: ток – $2,93 \times 10^{-4}$ А; первеанс – $2,05 \times 10^{-9}$ А/В^{3/2}; полуугол расходимости – $0,98^\circ$. Таким образом, с ИОС такой конфигурации можно получить ток до 0,146 А. При уменьшении перемычки до 0,5 мм прозрачность возрастает до 0,054, и на электроде с диаметром рабочей части, равной 16 см, можно расположить 591 отверстие с которых возможно получить ток до 0,173 А (см. Рисунок 92). В таблице сведены оценки по возможному максимальному съему тока с ИОС при различных углах скоса в отверстиях ЭЭ (см. Таблица 11).

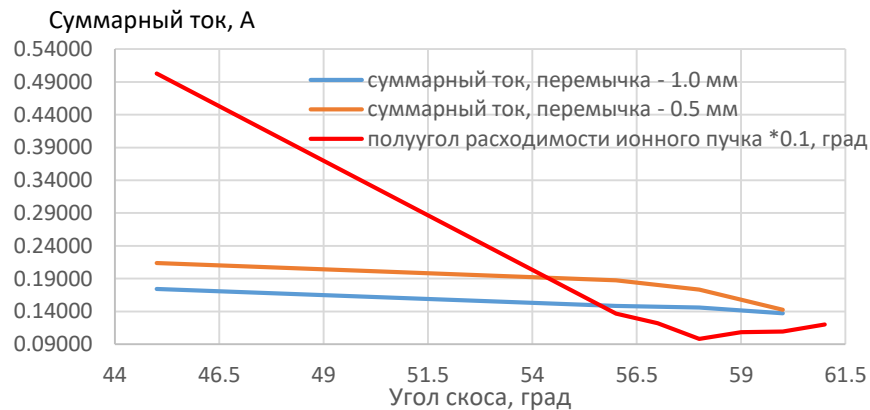


Рисунок 92 – Оценка суммарного тока, получаемого с ИОС с круглой гексагональной перфорацией с диаметром отверстий, равным 1,5 мм, и полуугол расходимости ионного пучка, как функции скоса в профилированной перфорации ЭЭ

Таблица 11 – Оценка максимальных значений снимаемого тока

угол	град	45		56		58		60	
перемычка	мм	1	0,5	1	0,5	1	0,5	1	0,5
число отверстий	шт.	847	1039	547	691	499	591	451	469
ток через 1 отверстие	А	2,06E-04		2,71E-04		2,93E-04		3,04E-04	
суммарный ток	А	0,175	0,214	0,148	0,187	0,146	0,173	0,137	0,143

Аналогичные выводы, касающиеся оптимальных углов скоса, обеспечивающих минимальный угол расходимости ионного пучка, могут быть сделаны и в отношении щелевой перфорации. Таким образом видно, что использование углов скоса, соответствующих минимальным значениям угла расходимости ионного потока может оказаться не целесообразным ввиду малости получаемых значений суммарного тока, который можно снять с ИОС с оптимальными значениями углов скоса, а, следовательно, нужно искать баланс между этими величинами.

При переходе к многоапертурным ИОС основная трудность будет связана с изготовлением электродов с высокой точностью в части перфорации (ширина щели/диаметр отверстия и шаг между ними), поскольку в окрестности УЭ эквипотенциальные линии образуют рассеивающую линзу с фокусным расстоянием, превышающим ширину щели/радиус отверстия в УЭ. Смещение электродов друг относительно друга приведет к тому, что в области УЭ пучок сместится относительно центра «линзы» и отклонится после прохождения УЭ на некоторый угол, который для круглой перфорации в два раза меньше, чем для щелевой [216].

С учетом необходимости обеспечения стабильности форм электродов ИОС в условиях воздействия неравномерного теплового нагружения [221, 222], обеспечения минимального угла расходимости ионного пучка и с учетом оценки технологических возможностей изготовления электродов могут быть рекомендованы следующие геометрические параметры в ИОС:

- толщина ЭЭ – 1,0-1,5 мм, диаметр отверстий/ширина щелей – 2,0-2,5 мм;
- ЭЭ-УЭ межэлектродный зазор – 1,5-2,0 мм;
- толщина УЭ – 1,0-1,5 мм, диаметр отверстий/ширина щелей – 2,0-2,5 мм;
- УЭ-ЗЭ межэлектродный зазор – 1,5-2,0 мм;
- толщина ЗЭ – 1,5-2,5 мм.

Оптика не должна быть пережатой, отверстия/щели должны быть профилированными с двумя фасками, угол скоса может быть выбран с учетом требований технологичности изготовления в диапазоне от 40-58°.

Влияние потенциалов электродов на выходные параметры ИОС с профилированными отверстиями (см. Таблица 12) и щелями (см. Таблица 13) приведены ниже. Зеленым выделена область параметров, при которых ожидается получение минимальных углов расходимости ионного пучка (менее 6°) и запасом в 35 % по пробойной разности потенциалов. Голубая область – запас в 25 % по пробойной разности потенциалов. В таблицах кремовым выделена область параметров, находящихся за пределами рекомендуемых значений по пробойной разности потенциалов между ЭЭ и УЭ согласно данным, представленным выше (см. Таблица 7), для УУКМ. Розовым выделена область параметров, находящихся за пределами максимально допустимых значений по пробойной разности потенциалов между ЭЭ и УЭ для УУКМ. Диапазоны изменения полууглов расходимости ионного пучка, усредненное значение первеанса, полученное при моделировании, и точность его определения (для круглой перфорации – 3 %, для щелевой перфорации – 0,75 %) при варьировании потенциалов электродов представлены на диаграммах (см. Рисунок 93). Видно, что изменение потенциала УЭ слабо сказывается на результирующий ток, извлекаемый из ИОС, как в случае щелевой, так и в случае круглой перфорации, что согласуется с данными, представленными в [220]. Следует подчеркнуть, что при

указанных значениях геометрических параметров электродов, прозрачность ЭЭ с круглыми гексагонально расположенными отверстиями приблизительно в два раза больше, чем ЭЭ с щелевой перфорацией. В случае технологической возможности, уменьшение ширины щели в электродах ИОС до 2,00 мм приведет уменьшению полуугла расходимости ионного пучка приблизительно на 30 %, с одновременным увеличением прозрачности ЭЭ, а, следовательно, с ИОС можно будет снять больший ток.

Таблица 12 – Параметры ИОС с профилированными отверстиями (толщина всех электродов – 1,5 мм, межэлектродные расстояния – 2,0 мм, диаметры отверстий – 2,5 мм, угол скоса – 45°), соответствующие минимальным углам расходимости ионного пучка (концентрация плазмы (см^{-3}), ионный ток (А), первеанс ($\text{А/В}^{3/2}$), полуугол расходимости (мрад, град))

потенциал УЭ, В потенциал ЭЭ, В	минус 150	минус 200	минус 250	минус 300	минус 350	минус 400	минус 450	минус 500
2000	3,70E+10	3,95E+10	4,15E+10	4,30E+10	4,50E+10	4,70E+10	4,85E+10	5,00E+10
	2,10E-04	2,17E-04	2,25E-04	2,33E-04	2,44E-04	2,55E-04	2,63E-04	2,71E-04
	2,07E-09	2,06E-09	2,07E-09	2,07E-09	2,10E-09	2,13E-09	2,13E-09	2,13E-09
	21,001	19,943	20,922	21,723	22,453	26,803	27,026	27,213
	1,203	1,143	1,199	1,245	1,287	1,536	1,549	1,559
2500	5,20E+10	5,50E+10	5,80E+10	5,95E+10	6,10E+10	6,25E+10	6,40E+10	6,60E+10
	2,86E-04	2,99E-04	3,15E-04	3,23E-04	3,31E-04	3,39E-04	3,48E-04	3,58E-04
	2,06E-09	2,10E-09	2,15E-09	2,15E-09	2,14E-09	2,14E-09	2,14E-09	2,15E-09
	22,976	22,179	27,935	27,928	28,163	28,125	28,351	28,442
	1,316	1,271	1,601	1,601	1,614	1,612	1,624	1,630
3000	6,86E+10	7,10E+10	7,40E+10	7,60E+10	7,75E+10	7,90E+10	8,05E+10	8,20E+10
	3,73E-04	3,86E-04	4,02E-04	4,13E-04	4,21E-04	4,29E-04	4,37E-04	4,45E-04
	2,08E-09	2,10E-09	2,14E-09	2,15E-09	2,14E-09	2,14E-09	2,13E-09	2,12E-09
	24,521	23,364	28,999	29,137	29,268	29,417	29,578	29,75
	1,405	1,339	1,662	1,669	1,677	1,686	1,695	1,705
3500	8,88E+10	8,73E+10	8,61E+10	9,15E+10	9,39E+10	9,51E+10	9,64E+10	9,77E+10
	4,82E-04	4,75E-04	4,80E-04	4,97E-04	5,11E-04	5,17E-04	5,24E-04	5,31E-04
	2,16E-09	2,09E-09	2,07E-09	2,10E-09	2,12E-09	2,10E-09	2,09E-09	2,08E-09
	30,071	26,662	28,098	24,774	25,639	25,938	26,721	26,961
	1,723	1,528	1,610	1,420	1,469	1,486	1,531	1,545
4000	1,09E+11	1,11E+11	1,09E+11	1,11E+11	1,13E+11	1,15E+11	1,17E+11	1,19E+11
	5,90E-04	6,00E-04	5,92E-04	6,03E-04	6,14E-04	6,25E-04	6,36E-04	6,47E-04
	2,18E-09	2,18E-09	2,12E-09	2,12E-09	2,12E-09	2,12E-09	2,12E-09	2,12E-09
	31,54	31,595	25,266	25,823	26,352	26,292	27,365	27,818
	1,807	1,810	1,448	1,480	1,510	1,506	1,568	1,594
4500	1,27E+11	1,28E+11	1,28E+11	1,30E+11	1,32E+11	1,36E+11	1,38E+11	1,39E+11
	6,91E-04	6,96E-04	6,97E-04	7,07E-04	7,17E-04	7,39E-04	7,50E-04	7,55E-04
	2,16E-09	2,14E-09	2,11E-09	2,11E-09	2,10E-09	2,14E-09	2,14E-09	2,12E-09
	32,823	25,975	29,274	29,282	29,305	27,636	28,06	28,849
	1,881	1,488	1,677	1,678	1,679	1,583	1,608	1,653
5000	1,46E+11	1,48E+11	1,52E+11	1,53E+11	1,55E+11	1,58E+11	1,60E+11	1,62E+11
	7,94E-04	8,04E-04	8,26E-04	8,32E-04	8,42E-04	8,59E-04	8,70E-04	8,81E-04
	2,13E-09	2,13E-09	2,15E-09	2,14E-09	2,13E-09	2,15E-09	2,15E-09	2,14E-09
	29,716	29,777	27,083	29,342	29,431	29,189	29,158	29,28
	1,703	1,706	1,552	1,681	1,686	1,672	1,671	1,678

Таблица 13 – Параметры ИОС с профилированными щелями (толщина всех электродов – 1,5 мм, межэлектродные зазоры – 2,0 мм, ширина щелей – 2,5 мм, угол скоса – 45°), соответствующие минимальным углам расходимости ионного пучка (концентрация плазмы (см^{-3}), ионный ток (А/см), перванс ($\text{А/В}^{3/2}$), полуугол расходимости (мрад, град))

потенциал УЭ, В потенциал ЭЭ, В	минус 200		минус 250		минус 300		минус 350		минус 400		минус 450		минус 500		
	2000	5,60E+10 3,65E-04 8,68E-10 66,199 3,793	5,80E+10 3,78E-04 8,69E-10 67,039 3,841	6,00E+10 3,91E-04 8,70E-10 69,495 3,982	6,20E+10 4,02E-04 8,67E-10 71,68 4,107	6,30E+10 4,12E-04 8,61E-10 71,72 4,109	6,50E+10 4,25E-04 8,61E-10 72,754 4,169	6,70E+10 4,38E-04 8,61E-10 74,69 4,279	2500	7,70E+10 4,94E-04 8,67E-10 67,386 3,861	7,90E+10 5,08E-04 8,67E-10 68,78 3,941	8,00E+10 5,20E-04 8,64E-10 69,225 3,966	8,20E+10 5,33E-04 8,63E-10 69,431 3,978	8,40E+10 5,48E-04 8,65E-10 70,161 4,020	8,50E+10 5,63E-04 8,66E-10 71,055 4,071
3000	9,80E+10 6,37E-04 8,68E-10 65,271 3,740	1,00E+11 6,50E-04 8,66E-10 66,055 3,785	1,02E+11 6,63E-04 8,63E-10 66,796 3,827	1,04E+11 6,76E-04 8,61E-10 67,564 3,871	1,06E+11 6,91E-04 8,61E-10 68,247 3,910	1,08E+11 7,08E-04 8,63E-10 71,084 4,073	1,10E+11 7,21E-04 8,60E-10 70,472 4,038	3500	1,21E+11 7,86E-04 8,63E-10 64,842 3,715	1,24E+11 8,04E-04 8,66E-10 65,959 3,779	1,26E+11 8,19E-04 8,64E-10 66,679 3,820	1,28E+11 8,32E-04 8,61E-10 67,072 3,843	1,31E+11 8,51E-04 8,64E-10 68,857 3,945	1,33E+11 8,64E-04 8,61E-10 69,464 3,980	1,35E+11 8,81E-04 8,62E-10 69,834 4,001
4000	1,47E+11 9,53E-04 8,67E-10 65,611 3,759	1,50E+11 9,74E-04 8,70E-10 66,4 3,804	1,52E+11 9,88E-04 8,67E-10 67,615 3,874	1,55E+11 1,00E-03 8,63E-10 68,231 3,909	1,57E+11 1,02E-03 8,65E-10 68,776 3,941	1,60E+11 1,04E-03 8,63E-10 69,921 4,006	1,62E+11 1,05E-03 8,62E-10 70,142 4,019	4500	1,75E+11 1,13E-03 8,65E-10 66,459 3,808	1,78E+11 1,15E-03 8,70E-10 67,777 3,883	1,80E+11 1,16E-03 8,64E-10 67,642 3,876	1,83E+11 1,18E-03 8,66E-10 68,947 3,950	1,85E+11 1,20E-03 8,67E-10 69,818 4,000	1,88E+11 1,22E-03 8,68E-10 70,053 4,014	1,91E+11 1,24E-03 8,69E-10 71,286 4,084
5000	2,04E+11 1,31E-03 8,63E-10 67,258 3,854	2,07E+11 1,32E-03 8,61E-10 68,36 3,917	2,10E+11 1,35E-03 8,65E-10 69,313 3,971	2,12E+11 1,37E-03 8,68E-10 69,245 3,967	2,15E+11 1,39E-03 8,69E-10 70,243 4,025	2,18E+11 1,41E-03 8,69E-10 71,298 4,085	2,20E+11 1,43E-03 8,70E-10 71,471 4,095								

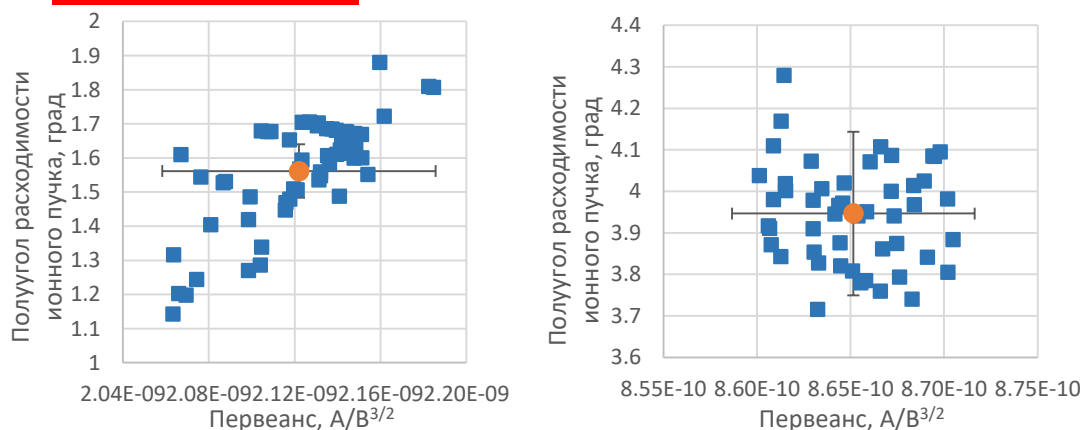


Рисунок 93 – Диапазоны изменения полууглов расходимости ионного пучка для круглой (слева) и щелевой (справа) перфорации при варьировании потенциалов электродов

2.7 Баланс частиц и мощности в газоразрядной камере

Выходные характеристики ВЧИД в большой степени определяются результатами работы ГРК, которая характеризуется энергетической ценой иона (затратами энергии на ионизацию атома рабочего тела C_i); КПД использования рабочего тела ($\eta_m = \frac{I_p}{\dot{m}}$ (I_p - ток пучка ионов; \dot{m} - расход рабочего тела)) – отношение потока ионов, уходящих из ГРК, к потоку нейтральных атомов, поступающих в ГРК; однородностью параметров генерируемой плазмы, в частности, плотностью тока ионов по сечению ГРК. Энергия ионизации – первый ионизационный потенциал, это наименьшая энергия, которая необходима для удаления электрона от свободного атома из основного низшего энергетического уровня в бесконечность.

Фактически бесконечное число возможных энергетических уровней атомов в возбужденном состоянии предопределяет необходимость ограничиться при проведении математического моделирования рассмотрением некоторого конечного числа энергетических уровней для оценки энергий возбуждения и ионизации рабочих тел. Различными авторами при определении верхней границы учетного числа уровней принимается во внимание различные факторы, а также используются различные модели или экспериментальные данные, полученные в различных условиях [144, 223, 224, 225, 226, 227, 228, 229, 230, 231, 232, 233, 234, 235, 236, 237, 238, 239, 240, 241, 242]. На основе анализа представленных данных можно сделать вывод о том, что на сегодняшний день не существует адекватной теоретической модели, описывающей возбужденные состояния атомов, дающей хорошую сходимость с экспериментальными данными, тоже весьма неполными [243, 244, 245, 246], а также между различными теоретическими моделями по временам жизни уровней для возбужденных состояний, по силам осцилляторов и т.д., ввиду того, что при построении различных математических моделей принимается большое число разнородных допущений. Разработанные модели проявляют относительно адекватную точность для очень ограниченного диапазона переходов, средняя точность согласования теоретических расчетов с полученными экспериментальными данными составляет 25-30 %. Указанный вывод подтверждается анализом данных, представленных, например в [232, 247, 248, 249, 250, 251, 252, 253, 254].

Таким образом нецелесообразно отдельно учитывать все известные термы обоих рабочих тел ввиду малой точности и недостаточности исходных данных для таких расчетов, а также принимая во внимание большое число допущений при построении известных математических моделей. Предлагается свести рассмотрение параметров термов к усредненным величинам, объединив все энергетические уровни термов высших порядков с использованием следующих

соотношений: суммарный статистический вес: $\bar{g} = \sum_i g_i$; средняя энергия: $E = \frac{\sum_i g_i E_i}{\bar{g}}$. С учетом

данных, представленных в [228], получим следующие характеристики энергетических уровней (см. Таблица 14).

Таблица 14 – Энергетические уровни, их энергия и статистические веса, суммарный статистический вес и средняя энергия объединенных уровней

Тип конфигурации	Конфигурация	Терм	J	Энергия, см ⁻¹	Энергия, эВ	g	E*g
KrI							
4s24p6	4s24p6	1S	0	0	0	1	0
4s24p5(2P°3/2)ns	4s24p5(2P°3/2)5s	2[3/2]o	2	79971,7417	9,92	5	49,58
4s24p5(2P°3/2)ns	4s24p5(2P°3/2)5s	2[3/2]o	1	80916,768	10,03	3	30,097
4s24p5(2P°3/2)ns...	4s24p5(2P°3/2)5s...				9,96	8	79,67
4s24p5(2P°3/2)ns	4s24p5(2P°3/2)5s						
4s24p5(2P°1/2)ns	4s24p5(2P°1/2)5s	2[1/2]o	0	85191,6166	10,56	1	10,56
4s24p5(2P°1/2)ns	4s24p5(2P°1/2)5s	2[1/2]o	1	85846,7046	10,64	3	31,93
4s24p5(2P°1/2)ns...	4s24p5(2P°1/2)5s...				10,62	4	42,49
4s24p5(2P°1/2)ns	4s24p5(2P°1/2)5s						
4s24p5(2P°3/2)np...	4s24p5(2P°3/2)5p...				14,82	2442	36195,54
3d94s24p6np	3d94s24p68p						
среднее					14,79	2455	36317,71
XeI							
5s25p6	5s25p6	1S	0	0	0	1	0
5p5(2P°3/2)ns	5p5(2P°3/2)6s	2[3/2]o	2	67067,547	8,32	5	41,58
5p5(2P°3/2)ns	5p5(2P°3/2)6s	2[3/2]o	1	68045,156	8,44	3	25,31
5p5(2P°3/2)ns...	5p5(2P°3/2)6s...				8,36	8	66,89
5p5(2P°3/2)ns	5p5(2P°3/2)6s						
5p5(2P°1/2)ns	5p5(2P°1/2)6s	2[1/2]o	0	76196,767	9,45	1	9,45
5p5(2P°1/2)ns	5p5(2P°1/2)6s	2[1/2]o	1	77185,041	9,57	3	28,71
5p5(2P°1/2)ns...	5p5(2P°1/2)6s...				9,54	4	38,16
5p5(2P°1/2)ns	5p5(2P°1/2)6s						
5p5(2P°3/2)np...	5p5(2P°3/2)6p...				12,90	2088	26926,64
5p4(3P)7s(4P1/2)np	5p4(3P)7s(4P1/2)18p						
среднее					12,87	2101	27031,68
KrII							
4s24p5	4s24p5	2Po	1,50	0	0	4	0
4s24p5	4s24p5	2Po	2,50	5370,1	0,67	2	1,33
4s4p6	4s4p6	2S	0,50	109000,36	13,51	2	27,03
4s24p4(3P)ns...	4s24p4(3P)5s...				20,68	940	19435,98
4s24p4(3P2)nf	4s24p4(3P2)10f						
среднее					20,53	948	19464,34
XeII							
5p5	5p5	2Po	1,50	0	0	4	0
5p5	5p5	2Po	0,50	10537,01	1,31	2	2,61
5s5p6	5s5p6	2S	0,50	90873,83	11,27	2	22,53
5p4(3P2)ns...	5p4(3P2)6s...				17,46	990	17286,33
5p4(3P1)ng	5p4(3P1)5g						
среднее					17,35	998	17311,48

Получение плазмы в ВЧ разряде представляет собой в простейшем случае передачу ВЧ мощности (электромагнитного излучения) от генератора в ограниченный объем ГРК, выполненной из диэлектрического материала, заполненный рабочим телом.

В ИД ионы рабочего тела взаимодействуют с большим числом других заряженных частиц (ионов, электронов, нейтралов), а, следовательно, целесообразность анализа движения каждой отдельно взятой частицы для оценки макроскопических плазменных процессов находится под большим сомнением.

В установившемся режиме в ГРК выполняются законы сохранения массы (балансы ионов, атомов) и мощности.

Уравнение сохранения атомов можно записать в виде:

$$\frac{\dot{m}}{M_a} = n_i v_i \sigma_{\text{ЭЭ}} S_{\text{ЭЭ}} + \frac{1}{M_a} L_a \Delta P_a N, \quad (48)$$

где: \dot{m} - расход рабочего тела (кг/с); n_i - концентрация ионов (м^{-3}); $v_i = \sqrt{\frac{2T_e}{M_i}}$ - боровская

скорость ионов (м/с); M_a , M_i - массы атома и иона рабочего тела (кг); T_e - температура электронов (эВ); $\sigma_{\text{ЭЭ}}$ - прозрачность ЭЭ; $S_{\text{ЭЭ}}$ - площадь ЭЭ (м^2); $L_a = \frac{L_{\text{ЭЭ}} L_{\text{УЭ}}}{L_{\text{ЭЭ}} + L_{\text{УЭ}}}$ - массовый поток

атомов рабочего тела, проходящий через единичное отверстие в ИОС, где: $L_{\text{ЭЭ}}$, $L_{\text{УЭ}}$ - массовые потоки атомов рабочего тела, проходящие через единичное отверстие в ЭЭ и УЭ, соответственно, определяемые по закону Кнудсена ($\text{м} \times \text{с}$):

$$L_{\text{ЭЭ}} = \frac{8}{3} r_{\text{ЭЭ}}^3 \sqrt{\frac{\pi \mu_a}{2RT_a}} \frac{1}{\delta_{\text{ЭЭ}}}; \quad L_{\text{УЭ}} = \frac{8}{3} r_{\text{УЭ}}^3 \sqrt{\frac{\pi \mu_a}{2RT_a}} \frac{1}{\delta_{\text{УЭ}}}; \quad L_a = \frac{8}{3} \sqrt{\frac{\pi \mu_a}{2RT_a}} \frac{r_{\text{ЭЭ}}^3 r_{\text{УЭ}}^3}{(r_{\text{ЭЭ}}^3 \delta_{\text{УЭ}} + r_{\text{УЭ}}^3 \delta_{\text{ЭЭ}})}$$

$\Delta P_a = P_{\text{ГРК}} - P_{\text{вакуум}} \approx n_a T_a$ - перепад давления между ГРК и окружающей ВЧИД атмосферой (Н/м^2);

$r_{\text{ЭЭ}}$, $r_{\text{УЭ}}$ - радиусы отверстий в ЭЭ и УЭ, соответственно (м);

μ_a - молярная масса атома рабочего тела (кг/моль);

$R = 8,31 \text{ кг} \times \text{м}^2 / (\text{с}^2 \times \text{моль} \times \text{К})$ - универсальная газовая постоянная;

$T_{\text{ГРК}} \cong T_a = 0,05 \text{ эВ} = 0,05 \times \begin{cases} 11604,52 = 580,226 \text{ К} \\ 1,602 \times 10^{-19} = 8,01 \times 10^{-21} \text{ Дж} \end{cases}$ - температура атомов рабочего тела;

$\delta_{\text{ЭЭ}}$, $\delta_{\text{УЭ}}$ - толщины ЭЭ и УЭ, м;

N - число отверстий в электродах ИОС.

Таким образом, уравнение сохранения атомов примет вид:

$$\dot{m} = \frac{8}{3} \sqrt{\frac{\pi \mu_a}{2RT_a}} \frac{r_{\text{ЭЭ}}^3 r_{\text{УЭ}}^3}{(r_{\text{ЭЭ}}^3 \delta_{\text{УЭ}} + r_{\text{УЭ}}^3 \delta_{\text{ЭЭ}})} n_a T_a N + \frac{I_{\text{П}} M_i}{e}. \quad (49)$$

Откуда имеем после подстановки в него величин физических постоянных и геометрических параметров изготовленного ВЧИД (для круглой перфорации), приведенные в

разделе 3.1, а также ввиду малости массы электрона по сравнению с массой атома рабочего тела:

$$M_a \cong M_i: \dot{m} = 1,05605 \times 10^{-25} n_a + 1,36076 \times 10^{-6} I_{II}$$

По результатам экспериментальных исследований (см. Таблица 17) минимальный угол расходимости достигнут при $\dot{m} = 0,732 \times 10^{-6}$ кг/с и $N_{RF} = 270$ Вт, причем ток пучка равен 0,285 А. Тогда: $n_a = 3,26 \times 10^{18}$ м⁻³.

С другой стороны, ток ионного пучка определяется по формуле Бома:

$$I_{II} = 0,43e \sqrt{\frac{2T_e}{M_i}} n_i \sigma_{\text{ЭЭ}} S_{\text{ЭЭ}}. \quad (50)$$

Откуда имеем после подстановки в него величин физических постоянных и геометрических параметров изготовленного ВЧИД (для круглой перфорации), приведенные в разделе 3.1:

$$I_{II} = 9,06215 \times 10^{-10} \sqrt{T_e} n_i \Rightarrow n_i = 1,10349 \times 10^9 \frac{I_{II}}{\sqrt{T_e}}$$

Уравнение сохранения электронов:

$$n_e n_a \langle \sigma_i \nu_e \rangle V_{ГРК} = 0,25 n_e \sqrt{\frac{8T_e}{\pi m_e}} \exp\left(-\frac{\Delta\varphi_{ГРК}}{T_e}\right) S_{ГРК} + 0,25 n_e \sqrt{\frac{8T_e}{\pi m_e}} (1 - \sigma_{\text{ЭЭ}}) \exp\left(-\frac{\Delta\varphi_{\text{ЭЭ}}}{T_e}\right) S_{\text{ЭЭ}} \quad (51)$$

где: n_a , n_e - концентрации атомов и электронов (м⁻³); $\langle \sigma_i \nu_e \rangle$ - коэффициент ионизации атомов рабочего тела (м³/с); $V_{ГРК}$ - объем ГРК (м³); $m_e = 9,11 \times 10^{-31}$ кг - масса электрона; $S_{\text{ЭЭ}}$, $S_{ГРК}$ - площади ЭЭ и ГРК, соответственно (м²); $\Delta\varphi_{ГРК}$, $\Delta\varphi_{\text{ЭЭ}}$ - падение потенциала около стенок ГРК и поверхности ЭЭ, соответственно (эВ); $\sigma_{\text{ЭЭ}}$ - прозрачность ЭЭ.

Так как $\Delta\varphi_{ГРК} = \Delta\varphi_{\text{ЭЭ}}$ и $0,25 n_e \sqrt{\frac{8T_e}{\pi m_e}} \exp\left(-\frac{\Delta\varphi_{ГРК}}{T_e}\right) = 0,43 n_e \sqrt{\frac{2T_e}{M_i}}$, то можно получить:

$$\exp\left(-\frac{\Delta\varphi_{ГРК}}{T_e}\right) = 0,86 \sqrt{\frac{\pi m_e}{M_i}} = 3,12 \times 10^{-3}.$$

Тогда имеем:

$$n_e n_a \langle \sigma_i \nu_e \rangle V_{ГРК} = 0,25 n_e \sqrt{\frac{8T_e}{\pi m_e}} \exp\left(-\frac{\Delta\varphi_{ГРК}}{T_e}\right) (S_{ГРК} + (1 - \sigma_{\text{ЭЭ}}) S_{\text{ЭЭ}}) \Rightarrow$$

$$n_a \langle \sigma_i \rangle V_{ГРК} = 0,7789525 \times 10^{-3} (S_{ГРК} + (1 - \sigma_{\text{ЭЭ}}) S_{\text{ЭЭ}})$$

Откуда имеем после подстановки в него величин физических постоянных и геометрических параметров изготовленного ВЧИД (для круглой перфорации), приведенные в разделе 3.1:

$$n_a \langle \sigma_i \rangle V_{ГРК} = 0,7789525 \times 10^{-3} (S_{ГРК} + (1 - \sigma_{\text{ЭЭ}}) S_{\text{ЭЭ}})$$

Проведенные расчеты показали хорошее соответствие получаемых результатов, данным опубликованным в литературе и полученным ранее результатам на других образцах ВЧИД.

Концентрация ионов составила порядка $n_i = 2,79 \times 10^{17} \text{ м}^{-3}$. Температура электронов по оценкам составила от 3,7 эВ в центре ГРК до 7,8 эВ в пристеночной области (см. Рисунок 94).

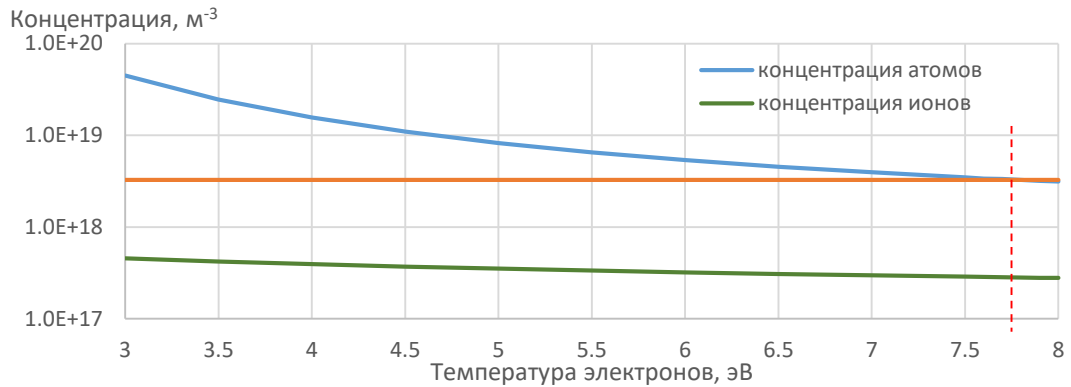


Рисунок 94 – Концентрация атомов и ионов как функция электронной температуры

Полученные результаты согласуются с данными, представленными в [255]. Усреднив и отнормировав приведенные значения в первом приближении будем считать, что поскольку соблюдено геометрическое подобие форм, использованных ГРК, то распределение по радиусу электронной температуры и в нашем случае будет таким же. Таким образом функция распределения температуры электронов по безразмерному радиусу будет иметь вид:

$$T_e = \begin{cases} 17,507r^4 - 7,2888r^3 - 4,1303r^2 + 2,8605r + 2,8849, & \text{при } 0 \leq r \leq 0,685714 \\ -208,66r^3 + 444,55r^2 - 302,94r + 70,402, & \text{при } 0,685714 < r \leq 1,0 \end{cases} \quad (52)$$

На графиках (см. Рисунок 95) представлена усредненная температура электронов как функция радиуса от оси ГРК по данным из [255] и отнормированная по безразмерному радиусу температура электронов.

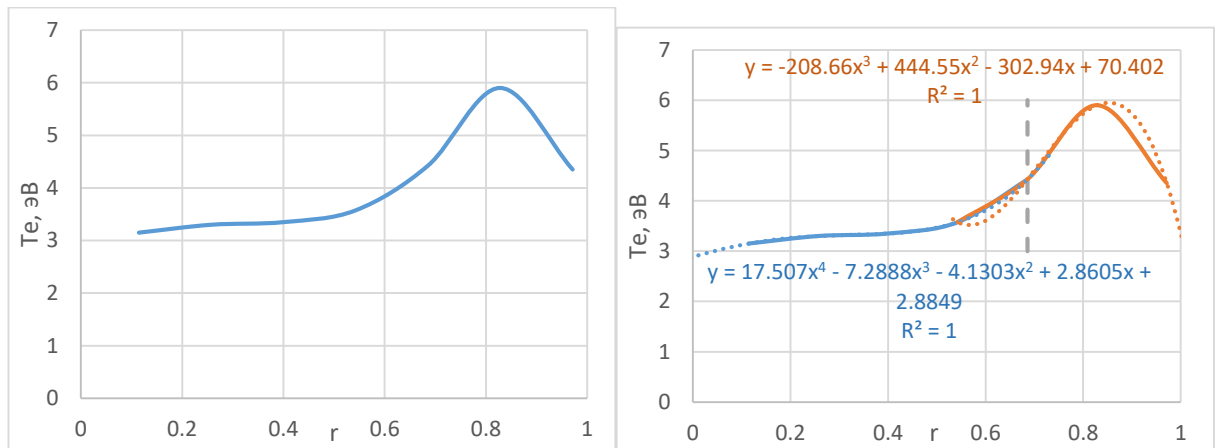


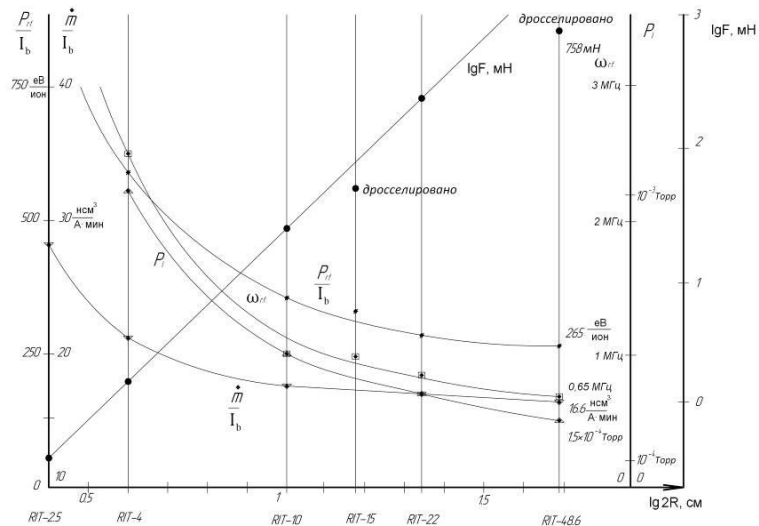
Рисунок 95 – Распределение электронной температуры по радиусу в ГРК при генерации пучка плазмы ионов ксенона

2.8 Тягово-энергетические параметры ионного двигателя

Накопленный в Германии опыт разработки ВЧИД позволил заключить, что их характеристики, особенно удельные энергозатраты на ионизацию рабочего тела, существенно

зависят от габаритных размеров ВЧИД. Профессор Х.В. Лёб обобщил данные по влиянию типоразмера на характеристики ИД с учетом данных по обработке ГРК и ИОС с диаметром ионного пучка от 25 мм (RIT-2.5) до 220 мм (RIT-22) (см. Рисунок 96) [256]. Параметрические зависимости основных величин, характеризующих зависимость качественных характеристик ВЧИД от их размерности и рабочей частоты ω , экстраполированы на другие типоразмеры.

Приведенные зависимости позволяют оценить проектные характеристики ВЧИД в широком диапазоне типоразмеров. Как видно с увеличением диаметра ВЧИД достигнутые в реальных устройствах значения энергетической цены иона $C_i = \frac{N_{rf}}{I_p}$ (N_{rf} - электрическая мощность, подведенная к ГРК от ВЧГ; I_p - ток пучка ионов) снижаются от 320 эВ/ион при диаметре пучка 100 мм (двигатель RIT-10 в модификации RIT-10EVO, эксплуатируемый на КА ARTEMIS) до 280 эВ/ион при диаметре 220 мм (двигатель RIT-22).



$\frac{P_{rf}}{I_b}$ – энергетическая цена иона; $\frac{\dot{m}}{I_b}$ – удельный расход рабочего тела; P_i – давление ксенона в

ГРК; ω_{rf} – частота ВЧГ; $\lg F$ – логарифм тяги; $\lg 2R$ – логарифм диаметра ГРК

Рисунок 96 – Зависимости энергетической цены иона, удельного расхода, давления ксенона в ГРК, оптимальной частоты ВЧГ, и логарифма тяги от логарифма диаметра ГРК

Исходя из вышеизложенного при расчетном проектировании ВЧИД, заданными будем считать: цену иона $C_i=300$ Вт/А и коэффициент использования массы рабочего тела $\eta_m=0,82$, которые характеризуют эффективность ГРК с ВЧ разрядом. Согласно результатов, полученных выше (см. раздел 2.4), разность потенциалов в ИОС должна составлять 2500-4500 В при полуугле расходимости ионного пучка 3-4°.

Основными характеристиками ВЧИД являются удельный импульс тяги, тяга F и тяговый КПД η_t . Эти величины при заданной потребляемой мощности ВЧИД N связаны между собой следующим соотношением:

$$N = \frac{I_{sp} F}{2\eta_t}. \quad (53)$$

Удельный импульс тяги определяется по формуле:

$$I_{sp} = \eta_m \eta_\alpha \sqrt{\frac{2q_i e}{M_i} U_+}, \quad (54)$$

где: U_+ – ускоряющее напряжение – потенциал ЭЭ; $q_i=1,01$ – зарядность иона, равная 1,01 заряда электрона, при оценке доли двухзарядных ионов в пучке 1 % [183]; $\eta_\alpha = \frac{1 + \cos \alpha}{2}$ – КПД по расходимости пучка ионов; α – угол расходимости ионного пучка.

Тяговый КПД равен

$$\eta_t = \eta_e \eta_m \eta_\alpha, \quad (55)$$

где: η_e – энергетический КПД, равный

$$\eta_e = \frac{U_+}{U_+ + C_i}. \quad (56)$$

Мощность, потребляемая ВЧИД N , может быть выражена через мощность пучка N_p и энергетический КПД η_e

$$N = \frac{N_p}{\eta_e}, \quad (57)$$

где мощность пучка, определяется соотношением $N_p = I_p U_+$.

Из подстановки выражения (54) в (53) и с учетом (55) получим выражение для расчета тяги двигателя

$$F = \frac{2\eta_\alpha I_p U_+}{\sqrt{2U_+ \frac{q_i e}{M_i}}}. \quad (58)$$

Расход рабочего тела равен

$$\dot{m} = \frac{I_p}{\frac{q_i e}{M_i} \eta_m} = \frac{F}{I_{sp}}. \quad (59)$$

2.9 Выводы по главе 2

В известных литературных источниках проблема создания специального бортового средства бесконтактного воздействия на ОКМ не рассматривалась. Принималось, что в качестве такового может быть использован один из известных ИД. Такой подход имеет существенный недостаток, обусловленный тем, что ионный пучок, формируемый типичным ИД, имеет значительную угловую расходимость (полуугол – около 15°). Учитывая размеры отработавших ресурс геостационарных КА различных поколений, а также РБ, составляющих значительную

долю крупногабаритных ОКМ, по тем или иным причинам, оставшимся в защищаемой области ГСО, минимально допустимое безопасное сближение СКА, оснащенного специальным бортовым средством бесконтактного воздействия на ОКМ и самим ОКМ должно составлять от 20 м до 40 м. При характерном размере таких ОКМ около 5 м требуемые углы расходимости ионного пучка для полной передачи импульса должны составлять 2–4°. Применение для воздействия на ОКМ в чистом виде ИД со значительно большими углами расходимости ионного пучка связано со значительными непроизводительными затратами электрической энергии и рабочего тела, что является нецелесообразным с экономической точки зрения ввиду высокой стоимости вывода единицы массы ПН на ГСО. Основные результаты по данному вопросу опубликованы в [119, 120, 257, 258]. В силу сказанного вытекает необходимость создания ВЧИД со слабо расходящимся ионным пучком, который может обеспечить высокую эффективность процесса увода ОКМ.

Разработана модель воздействия ионного пучка на ОКМ.

Проведено физико-математическое моделирование ВЧИД слабо расходящегося ионного пучка, работающего на инертных газах, с ИОС использующей в своем составе электроды с гексагональной круглой и с щелевой перфорациями. Определены геометрические параметры ИОС, оказывающие преобладающее действие на полуугол расходимости ионного пучка. Полученные регрессионные зависимости для ИОС с гексагональной круглой и с щелевой перфорациями позволяют без проведения больших массивов расчетов выбрать геометрические параметры ИОС для получения минимальных углов расходимости исходящего ионного пучка.

На основе анализа литературных данных показано, что для оценочных расчетов по определению баланса мощности и частиц в ГРК целесообразно использовать усредненные значения потенциалов ионизации и возбуждения атомов и ионов рабочих тел без рассмотрения их отдельных термов. Получены усредненные значения потенциалов ионизации и возбуждения атомов и ионов для ксенона и криптона. Показано, что такой подход позволяет получить в результате простых расчетов параметры плазмы в ГРК с достаточной степенью точности (не хуже 20 %), что соответствует аналогичным результатам, представленным в литературе.

3 ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЕ ИСПЫТАНИЯ ВЫСОКОЧАТОТНОГО ИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

3.1 Конструктивное исполнение экспериментального образца двигателя

Внешний вид изготовленного экспериментального образца ВЧИД представлен на фотографиях (см. Рисунок 97).

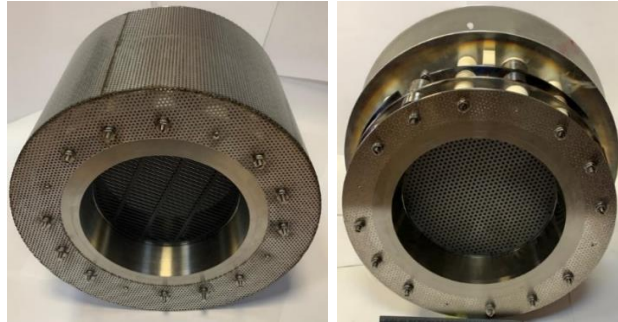


Рисунок 97 – Внешний вид экспериментального образца ВЧИД (слева – ИОС с целевой перфорацией, справа – ИОС с гексагональной круглой перфорацией (кожух снят))

Исходя из технологических возможностей и конструктивных ограничений был изготовлен ВЧИД с геометрическими параметрами ИОС, приведенными ниже (см. Таблица 15, Таблица 16).

Таблица 15 – Геометрические параметры ИОС с круглой гексагональной перфорацией

Геометрические параметры	Значение
Толщина ЭЭ, мм	1,01
Диаметр отверстия в ЭЭ, мм	2,52
Ширина ЭЭ-УЭ межэлектродного промежутка, мм	1,7
Толщина УЭ, мм	1,3
Диаметр отверстия в УЭ, мм	2,5
Ширина УЭ-ЗЭ межэлектродного промежутка, мм	1,8
Толщина ЗЭ, мм	2,0
Число отверстий/площадь отверстий в ЭЭ/УЭ, мм ²	885/4344,23/4414,02
Ширина перемычки, мм	1
Прозрачность ЭЭ/УЭ	0,216/0,22

Таблица 16 – Геометрические параметры ИОС с целевой перфорацией

Геометрические параметры	Значение
Толщина ЭЭ, мм	1,33
Ширина щели в ЭЭ, мм	2,49
Ширина ЭЭ-УЭ межэлектродного промежутка, мм	1,7
Толщина УЭ, мм	1,3
Ширина щели в УЭ, мм	2,49
Ширина УЭ-ЗЭ межэлектродного промежутка, мм	1,8
Толщина ЗЭ, мм	2
Число щелей/площадь щелей, мм ² /суммарная длина щелей, м	112/8996,193/3,6
Ширина перемычки, мм	1
Прозрачность ЭЭ	0,447

На чертежах, представлены формы и геометрические параметры ИОС с круглой гексагональной и целевой перфорациями (см. Рисунок 98).

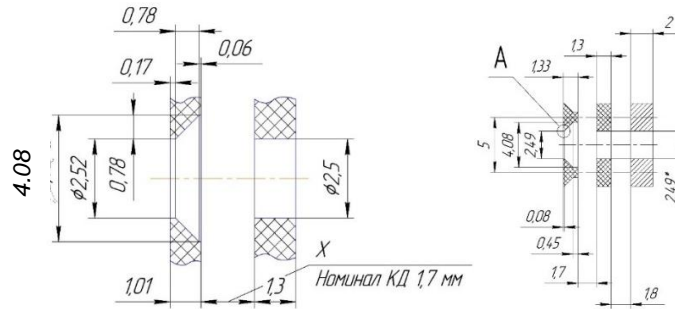


Рисунок 98 – Реальная геометрия перфорации электродов по результатам томографии (слева - круглая гексагональная перфорация, справа - щелевая перфорация)

Площадь внутренней поверхности ГРК составила $41822,79 \text{ мм}^2$ ($4,183 \times 10^{-2} \text{ м}^2$). Объем ГРК – $1072330,3 \times 10^{-9} \text{ м}^3$.

Проведен предварительный анализ возможных значений углов расходимости ионного пучка во ВЧИД с ИОС, выполненной по указанным выше геометрическим параметрам, при работе на ксеноне и криптоне, а также определены диапазоны варьирования потенциалов электродов.

Для круглой гексагональной перфорации с геометрическими параметрами, представленными выше, проведена оценка необходимых потенциалов электродов для получения углов минимальной расходимости при работе на ксеноне и криптоне.

Моделирование показало, что при использовании ксенона в качестве рабочего тела минимальный полуугол расходимости, равный $3,5^\circ$, может быть получен при потенциале УЭ, равном минус 150 В, и потенциале ЭЭ, равном 2000 В. Зависимости полуугла расходимости ионного пучка от потенциалов ЭЭ и УЭ представлены на графиках (см. Рисунок 99, Рисунок 100). На графиках представлены также линии тренда с прогнозом изменения параметров как в меньшую, так и в большую стороны, приведены аппроксимирующие зависимости и оценка ошибки их построения.

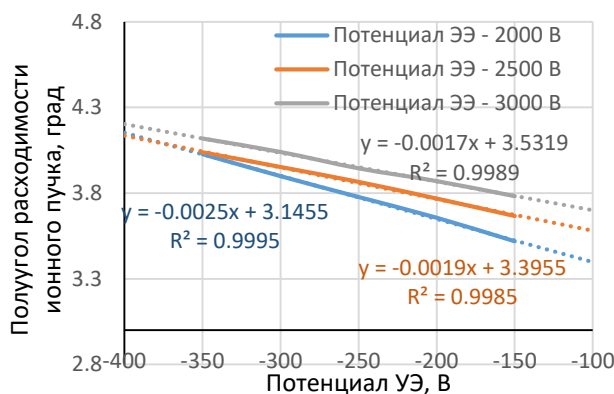


Рисунок 99 – Полуугол расходимости ионного пучка от потенциала УЭ, рабочее тело - ксенон

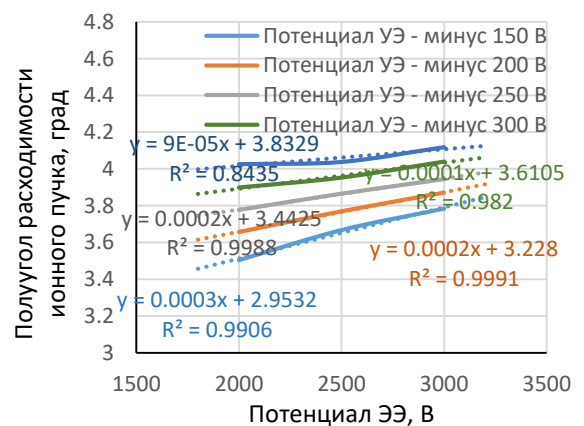


Рисунок 100 – Полуугол расходимости ионного пучка от потенциала ЭЭ, рабочее тело – ксенон

Диапазон изменения полууглов расходимости ионного пучка представлен на графике (см. Рисунок 101). Точность определения первеанса, обеспечивающего минимальный угол расходимости ионного пучка при моделировании, составила 2.5 % (нанесена на графике совместно с усредненным значением первеанса). При прочих равных условиях меньшие значения углов расходимости обеспечиваются при больших потенциалах на УЭ.

Для щелевой перфорации с геометрическими параметрами, представленными выше, также проведена оценка необходимых потенциалов электродов для получения углов минимальной расходимости при работе на ксеноне и криптоне.

Моделирование показало, что при использовании ксенона в качестве рабочего тела минимальный полуугол расходимости, равный $3,11^\circ$ (см. Рисунок 102), может быть получен при потенциале УЭ, равном минус 150 В, и потенциале ЭЭ, равном 3000 В. Зависимость полуугла расходимости ионного пучка как функция потенциала УЭ и потенциала ЭЭ представлена на графиках (см. Рисунок 103, Рисунок 104).

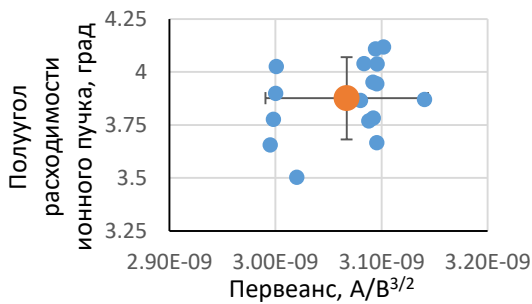


Рисунок 101 – Диапазон изменения полууглов расходимости ионного пучка единичного отверстия

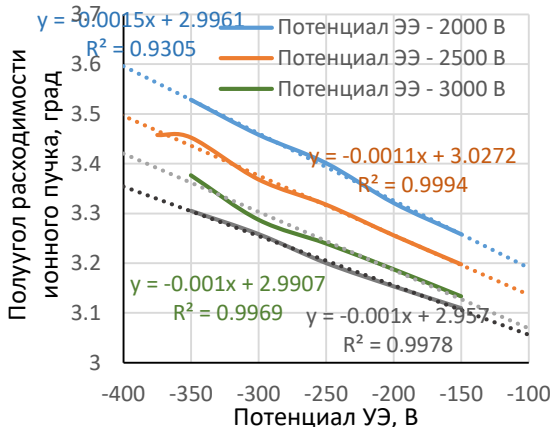


Рисунок 103 – Полуугол расходимости ионного пучка от потенциала УЭ

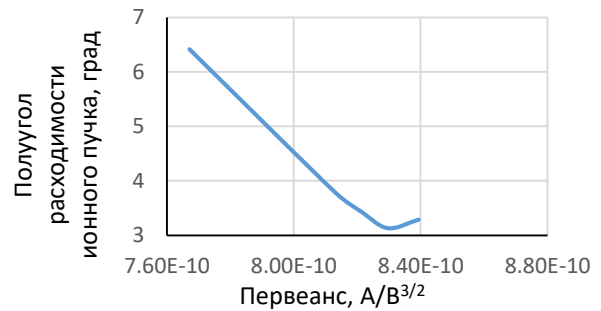


Рисунок 102 – Полуугол расходимости ионного пучка от первеанса (потенциалы: ЭЭ – 3000 В; УЭ – минус 150 В)

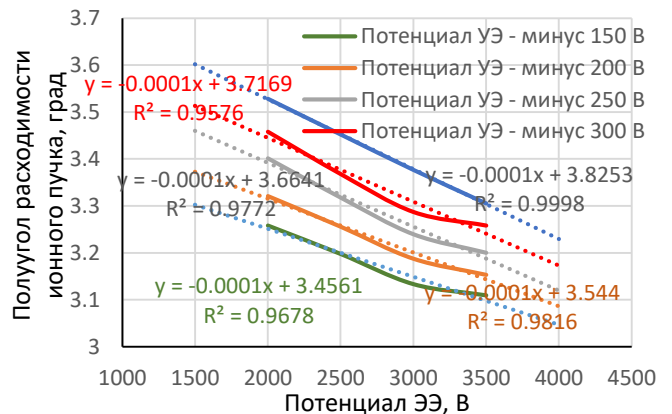


Рисунок 104 – Полуугол расходимости ионного пучка от потенциала ЭЭ

Диапазон изменения полууглов расходимости ионного пучка при различных значениях потенциалов на электродах ИОС представлен на диаграмме (см. Рисунок 105). Точность определения первеанса, обеспечивающего минимальный полуугол расходимости ионного пучка при моделировании, составила 1,6 % (нанесена на графике совместно с усредненным значением

первеанса). При прочих равных условиях меньшие значения углов расходимости обеспечиваются при больших потенциалах на УЭ.

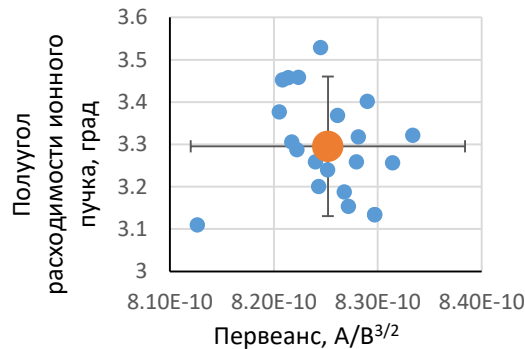


Рисунок 105 – Диапазон изменения полууглов расходимости ионного пучка единичной щели
3.2 Построение модели факторного эксперимента для оптики с круглой перфорацией размерности 2^3

С учетом ранее изложенного в части описания и результатов построения полного факторного эксперимента размерности 2^8 для ИОС с круглой гексагональной перфорацией в качестве варьируемых параметров приняты ЭЭ-УЭ ($1,7 \pm 0,2$ мм) и УЭ-ЗЭ ($1,8 \pm 0,2$ мм) межэлектродные зазоры и толщина УЭ ($1,3 \pm 0,3$ мм). Параметры ЭЭ не варьировались, а взяты «как есть» по результатам изготовления электрода, поскольку обнаружены существенные технологические сложности в изготовлении профилированных отверстий в ЭЭ. Определены коэффициенты регрессии на основании алгоритма Йетса. Уравнение регрессии, определяющее полуугол расходимости ионного пучка как функция варьируемых параметров, имеет вид:

$$y = 4,073801613 - 0,751849556x_1 - 0,018306002x_2 - 0,001647254x_3 - \\ - 0,00272155x_1x_2 - 0,001131592x_1x_3 + 0,00108862x_2x_3 + 0,0004297181x_1x_2x_3$$

Видно, что наибольшее влияние на полуугол расходимости ионного пучка оказывают первые два фактора из выбранных для варьирования: ЭЭ-УЭ межэлектродный промежуток и толщина УЭ. С уменьшением их обоих параметр оптимизации – полуугол расходимости ионного пучка – уменьшается. Фактор второго порядка взаимного влияния двух вышеназванных факторов также оказывает существенное влияние на полуугол расходимости ионного пучка, следовательно, построение упрощенной модели взаимодействия, основанной на влиянии факторов только первого порядка не целесообразно, поскольку ее точность будет не высока. Остальные параметры, в том числе факторы второго порядка, оказывают влияние на порядок меньший.

3.3 Построение модели факторного эксперимента для оптики с щелевой перфорацией размерности 2^3

С учетом ранее изложенного в качестве варьируемых параметров в ИОС с щелевой перфорацией приняты ЭЭ-УЭ ($1,5 \pm 0,25$ мм) и УЭ-ЗЭ ($1,8 \pm 0,2$ мм) межэлектродные зазоры и толщина УЭ ($1,3 \pm 0,3$ мм). Параметры ЭЭ, также, как и выше не варьировались, а взяты «как есть»

по результатам изготовления электрода. Определены коэффициенты регрессии на основании алгоритма Йетса. Уравнение регрессии имеет вид:

$$y = 4,225864614 - 1,07108732x_1 - 0,066491753x_2 - 0,000372423x_3 - 0,014080438x_1x_2 - 0,001188887x_1x_3 - 0,003222888x_2x_3 + 0,001346451x_1x_2x_3$$

Видно, что наибольшее влияние на угол расходимости ионного пучка оказывают первые два фактора из выбранных для варьирования: ЭЭ-УЭ межэлектродный промежуток и толщина УЭ. С уменьшением их обоих параметр оптимизации – полуугол расходимости ионного пучка – уменьшается. Фактор второго порядка взаимного влияния двух вышеназванных факторов также оказывает существенное влияние на полуугол расходимости ионного пучка, следовательно, построение упрощенной модели взаимодействия, основанной на влиянии факторов только первого порядка не целесообразно, поскольку ее точность будет не высока. Остальные параметры, в том числе факторы второго порядка, оказывают влияние на порядок меньший.

3.4 Исследовательские испытания экспериментального образца высокочастотного ионного двигателя

Проведены исследовательские испытания ВЧИД с ИОС, содержащей плоские ЭЭ и УЭ, изготовленные из высокоплотного УУКМ на основе нетканого каркаса «ИПРЕССКОН®» по ТУ 23.99.14.130–859–56897835–2019 с гексагональной круглой и щелевой перфорацией на ксеноне и криптоне в качестве рабочих тел. Испытания проводились на экспериментальном стенде с криогенной системой откачки, обеспечивающей динамический вакуум с остаточным давлением не более 5×10^{-5} Торр.

3.4.1 Ионно-оптическая система с гексагональной круглой перфорацией электродов, рабочее тело - ксенон

Фотография извлекаемого пучка ионов при работе на ксеноне в процессе исследовательских испытаний экспериментального образца ВЧИД с гексагональной круглой перфорацией ИОС приведена ниже (см. Рисунок 106).



Рисунок 106 – Фотография ЭО ВЧИД в процессе исследовательских испытаний на ксеноне

Полученные экспериментальные данные и расчетные параметры сведены в таблицу (см. Таблица 17), где приняты следующие обозначения: расход рабочего тела через ГРК (m , мг/с); мощность ВЧГ (Рвчг, Вт); потенциал на ЭЭ ($U_{ЭЭ}$, В); сила тока в цепи ЭЭ ($I_{ЭЭ}$, А); потенциал на УЭ ($U_{УЭ}$, В); сила тока в цепи УЭ ($I_{УЭ}$, А); расчетные значения: удельный импульс тяги ($I_{уд}$, с); ток пучка ионов ($I_{п}$, А); тяга инжектора ионов (Р, мН); энергия ионов (W, кэВ).

Таблица 17 – Экспериментальные данные, полученные при испытаниях ВЧИД ксеноне с электродами из УУКМ с гексагональной круглой перфорацией

Расход, мг/с	Рвчг, Вт	U _{ЭЭ} , В	I _{ЭЭ} , А	U _{УЭ} , В	I _{УЭ} , А	I _{уд} , с	I _п , А	Р, мН	W, кэВ
0,342	210	2500	0,122	300	0,0025	3020	0,122	10,423	2,50
	108		0,077		0,0020	1906	0,077	6,579	
	120		0,084			2079	0,084	7,177	
	140		0,095		0,0022	2352	0,095	8,116	
	160		0,104		0,0023	2582	0,104	8,911	
	0,390		180		0,112	0,0022	2782	0,112	
0,123					0,0030	2664	0,123	10,509	
0,439	200		0,137		0,0035	2638	0,137	11,705	
			0,149			2859	0,149	12,687	
0,488	210		0,166		0,0040	2868	0,166	14,140	
			0,172			2972	0,172	14,652	
0,537	220		0,179		0,0045	3102	0,179	15,293	
		0,190	2993	0,190		16,233			
0,561	230	0,197	0,0050	3095	0,197	16,788			
		0,204		3074	0,204	17,429			
0,586	240	0,229	0,0055	3777	0,229	21,240			
		0,240		3959	0,240	22,260			
0,683	250	0,200	0,0065	3162	0,200	18,550			
		0,245		3320	0,245	22,724			
0,732	270	0,260	0,0070	3288	0,260	24,115			
		0,285		3604	0,285	26,434			

Минимальный угол расходимости ионного пучка был получен на двух режимах:

- $U_{ЭЭ}=2500$ В; $U_{УЭ}=\text{минус } 300$ В; $I_{ЭЭ}=0,204$ А; $I_{УЭ}=0,005$ А; Рвчг=230 Вт; при расходе ксенона - 0,561 мг/с; первеанс - $1,36 \times 10^{-6}$ А/В^{3/2};
- $U_{ЭЭ}=3000$ В; $U_{УЭ}=\text{минус } 300$ В; $I_{ЭЭ}=0,285$ А; $I_{УЭ}=0,008$ А; Рвчг=270 Вт; при расходе ксенона - 0,732 мг/с; первеанс - $1,49 \times 10^{-6}$ А/В^{3/2}.

Полученные экспериментальные результаты хорошо согласуются с результатами проведенного моделирования. На схемах ниже представлены расчетные геометрии ионных пучков и эквипотенциальных линий в межэлектродных пространствах для режима с $U_{ЭЭ}=2500$ В; $U_{УЭ}=\text{минус } 300$ В (угол расходимости - 4,21° см. Рисунок 107а) и для режима при $U_{ЭЭ}=3000$ В и $U_{УЭ}=\text{минус } 300$ В (угол расходимости - 4,41° см. Рисунок 107б) при минимальной расходимости ионного пучка.

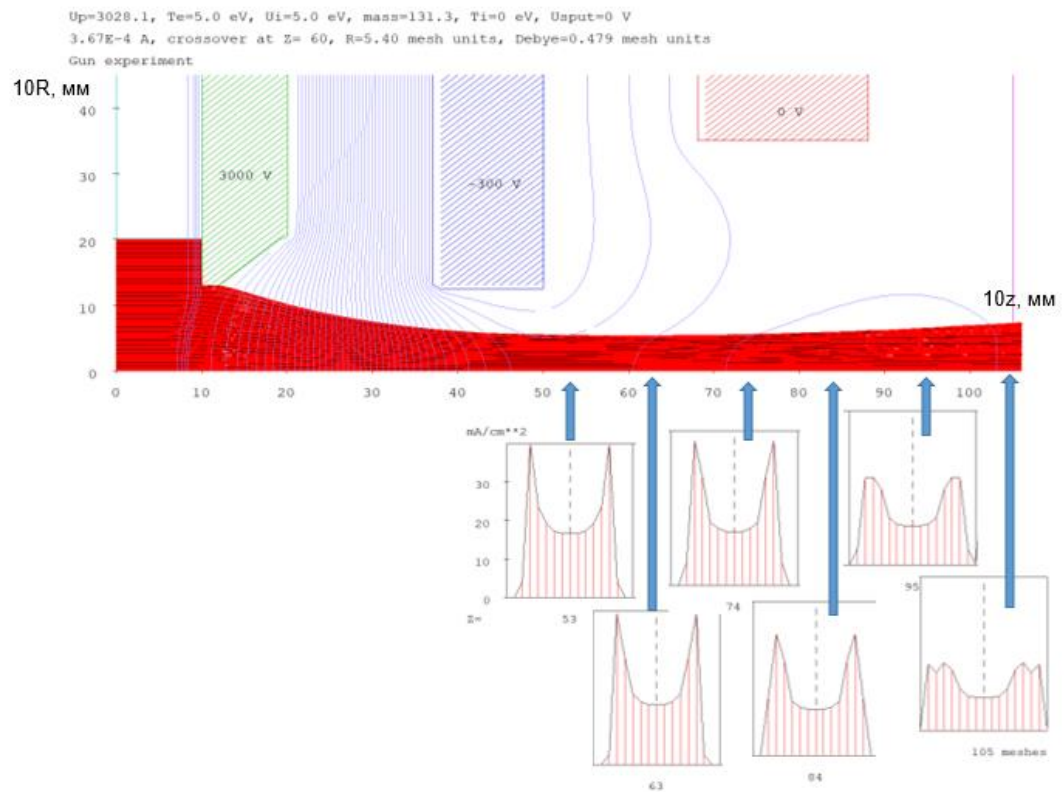
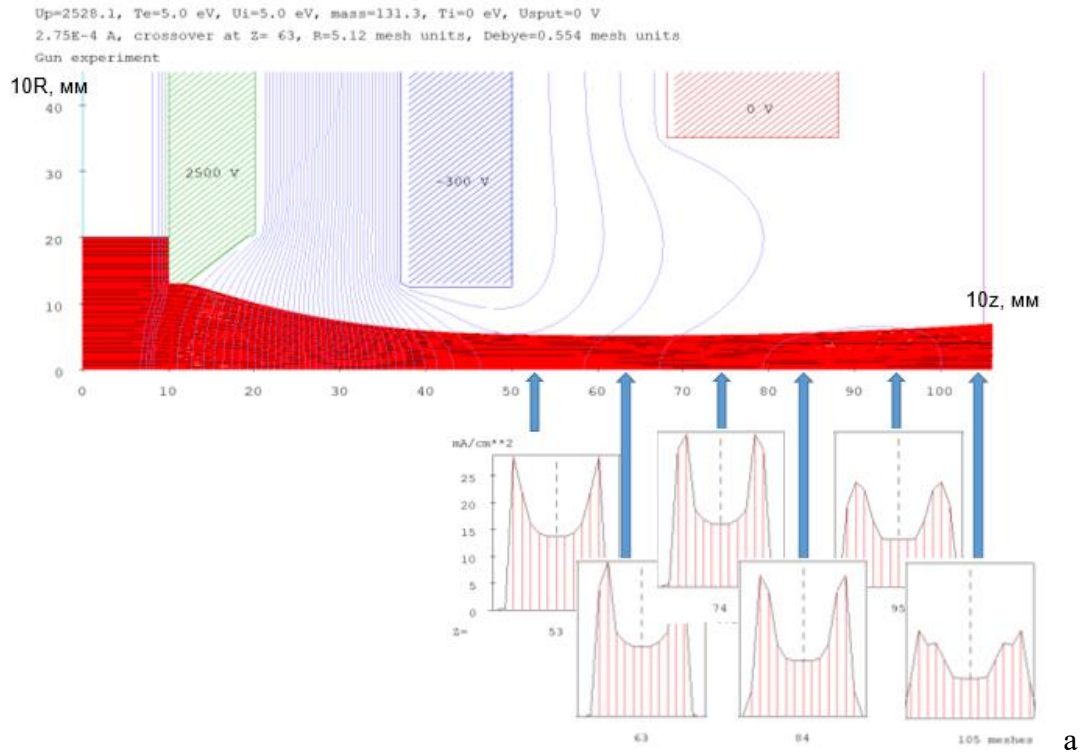


Рисунок 107 – Геометрии ионных пучков ксенона на режимах работы ВЧИД с минимальными углами расходимости в ИОС с круглой гексагональной перфорацией

3.4.2 Ионно-оптическая система с гексагональной круглой перфорацией электродов, рабочее тело - криптон

Полученные экспериментальные данные и расчетные параметры сведены в таблицу (см. Таблица 18).

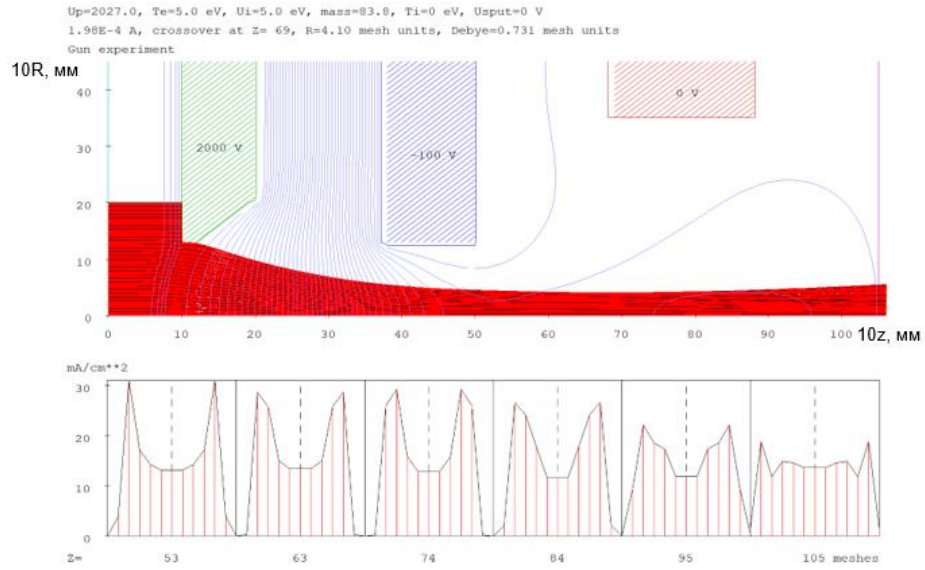
Таблица 18 – Экспериментальные данные, полученные при испытаниях ВЧИД на ксеноне с электродами из УУКМ с гексагональной круглой перфорацией

Расход, мг/с	Рвчг, Вт	Uээ, В	Iээ, А	Uуэ, В	Iуэ, А	Iуд, с	Ip, А	P, Н	W, кэВ
7	100	600	0,030	40	0,010	289	0,030	0,0012	0,6
6	150		0,103	100	0,025	1158	0,103	0,0041	
5		1200	0,083	140	0,002	1567	0,083	0,0047	1,2
		1400	0,092	160	0,002	1873	0,092	0,0056	1,4
		1800	0,096	180	0,002	2211	0,096	0,0066	1,8
7,36		200	2000	0,0985	200	0,002	2390	0,0985	0,0072
	0,125			0,002		3033	0,125	0,0091	
	0,125			250	0,002	3033	0,125	0,0091	
7,36	0,157	0,004	2588		0,157	0,0114			
7	150	1000	0,106	100	0,002	1307	0,106	0,0054	1
		1200	0,107	120	0,001	1443	0,107	0,0061	1,2
7,48	250	2000	0,154	100	0,0033	2669	0,154	0,0112	2
			0,188		0,004	3049	0,188	0,0136	
7,51	256	2400	0,1925	130	0,004	3110	0,1925	0,014	2,4
			0,199		0,0043	3518	0,199	0,0158	
8,26	260	2500	0,212	150	0,0048	3477	0,212	0,0172	2,5
10,03			0,225		0,0055	3039	0,225	0,0183	
			0,2355		0,0058	3181	0,2355	0,0191	
			0,240		0,0059	3242	0,240	0,0195	
			0,250		0,006	3376	0,250	0,0203	
11,01	301	0,264	0,0067	3248	0,264	0,0214	2,6		
	315	0,2695	0,0065	3381	0,2695	0,0223			
11,12	330	2600	0,2785	170	0,007	3459	0,2785	0,0231	2,6
11,69	332		0,2815		0,0072	3326	0,2815	0,0233	

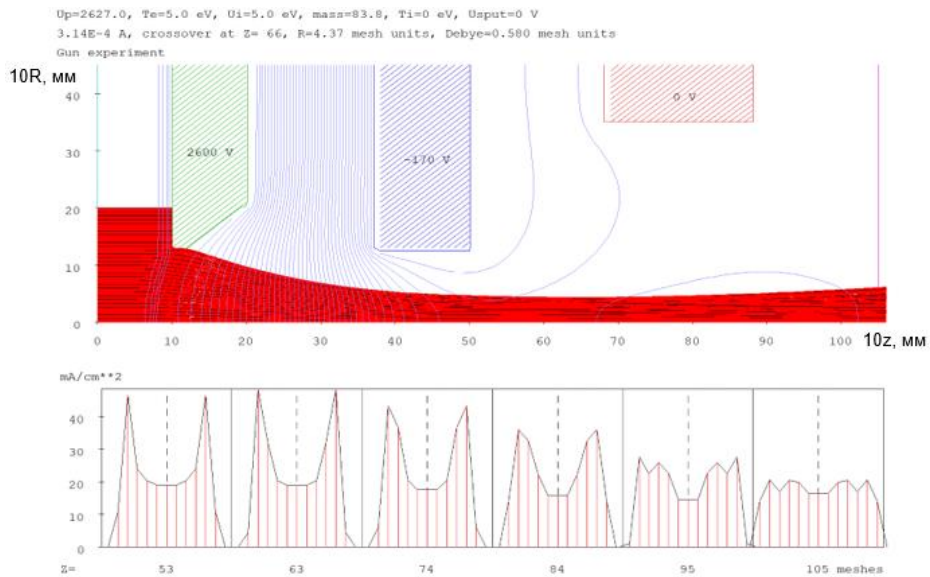
Минимальный угол расходимости ионного пучка был получен на двух режимах:

- Uээ=2000 В; Uуэ=минус 100 В; Iээ=0,1925 А; Iуэ=0,004 А; Рвчг=256 Вт; при расходе ксенона - 0,469 мг/с; первеанс - $1,96 \times 10^{-6} \text{ А/В}^{3/2}$;
- Uээ=2600 В; Uуэ=минус 170 В; Iээ=0,282 А; Iуэ=0,007 А; Рвчг=332 Вт; при расходе ксенона - 0,731 мг/с; первеанс - $1,91 \times 10^{-6} \text{ А/В}^{3/2}$.

Полученные экспериментальные результаты хорошо согласуются с результатами проведенного моделирования. На схемах ниже представлены расчетные геометрии ионных пучков и эквипотенциальных линий в межэлектродных пространствах для режима с Uээ=2000 В; Uуэ=минус 100 В (угол расходимости - $3,73^\circ$ см. Рисунок 108а) и для режима при Uээ=2600 В и Uуэ=минус 170 В (угол расходимости - $4,14^\circ$ см. Рисунок 108б) при минимальной расходимости ионного пучка.



а



б

Рисунок 108 – Геометрии ионных пучков криптона на режимах работы ВЧИД с минимальными углами расходимости в ИОС с круглой гексагональной перфорацией

3.4.3 Ионно-оптическая система с щелевой перфорацией электродов, рабочее тело - ксенон

Фотография извлекаемого пучка ионов при работе на ксеноне в процессе исследовательских испытаний приведены ниже (см. Рисунок 109). Полученные экспериментальные данные и расчетные параметры ВЧИД приведены ниже (см. Таблица 19).



Рисунок 109 – Фотография пучка, генерируемого ВЧИД в процессе испытаний на ксеноне

Таблица 19 – Экспериментальные данные, полученные при испытаниях ВЧИД на ксеноне с электродами из УУКМ с щелевой перфорацией

Расход, мг/с	Рвчг, Вт	Uээ, В	Iээ, А	Uуэ, В	Iуэ, А	Iуд, с	Ип, А	P, мН	W, кэВ
0,771	220	2500	0,190	240	0,008	2084	0,182	16,058	2,50
	230		0,195			2139	0,187	16,480	
0,781		230	2200	200	0,001	2166	0,199	16,779	2,20
0,800	1983					15,820			
0,830	240	2200	200	200	0,001	2009	0,209	16,611	2,20
0,908						2361	0,269	21,356	
0,927	250	2400	220	220	0,001	2568	0,299	23,729	2,40
	260					2771	0,309	25,620	
0,956	290	2400	220	220	0,001	3032	0,349	28,925	2,40
0,95648	270					3032		28,925	
0,976	290	2400	220	220	0,001	3226	0,379	31,405	2,40
	300					3354	0,394	32,644	
	310					3396	0,399	33,058	
	330					3481	0,409	33,884	
0,488	80	1000	0,040	100	0,008	441	0,032	2,142	1,00
		1200	0,060	120	0,006	723	0,054	3,520	1,20
	90	1400		110		780		3,764	1,40
		1600	0,080	160	0,003	1111	0,077	5,419	1,60
	100	2000	0,090	200		1396	0,087	6,816	2,00
		2500	0,095	240	1646	0,092	8,029	2,50	
0,703	130	3000	300	300	0,008		1897	0,122	9,275
	150					1713	12,058		
0,781		150	3000	300	300	0,009	1713	0,141	12,058
	1778						13,913		
0,878	220	3000	300	300	0,009	2015	0,161	15,768	3,00
0,917						2253	0,181	17,623	
0,947	235	3000	300	300	0,009	2213	0,200	19,478	3,00
						2422	0,230	22,260	
0,947	235	3000	300	300	0,009	2542	0,250	24,115	3,00
						2738	0,270	25,970	

При данном конструктивном исполнении ВЧИД получено предельное значение тока, равное 0,41 А. Максимальное значение напряжения на ЭЭ составило 4000 В. Минимальный полуугол расходимости ионного пучка был получен на двух режимах:

- Uээ=2500 В; Uуэ=минус 200 В; Iээ=0,199 А; Iуэ=0,001 А; Рвчг=230 Вт при расходе ксенона 0,781 мг/с; первеанс - $1,4 \times 10^{-6} \text{ А/В}^{3/2}$;
- Uээ=3000 В; Uуэ=минус 300 В; Iээ=0,28 А; Iуэ=0,010 А; Рвчг=235 Вт при расходе ксенона 0,947 мг/с; первеанс - $1,46 \times 10^{-6} \text{ А/В}^{3/2}$.

Полученные экспериментальные результаты хорошо согласуются с результатами проведенного моделирования. На схемах ниже представлены расчетные геометрии ионного пучка с эквипотенциальными линиями для режимов работы ВЧИД с Uээ=2500 В; Uуэ=минус 200 В (угол расходимости - 3,34° см. Рисунок 110а) и Uээ=3000 В; Uуэ=минус 300 В (угол расходимости - 3,26° см. Рисунок 110б) при минимальных углах расходимости ионного пучка, генерируемого ИОС с щелевой перфорацией.

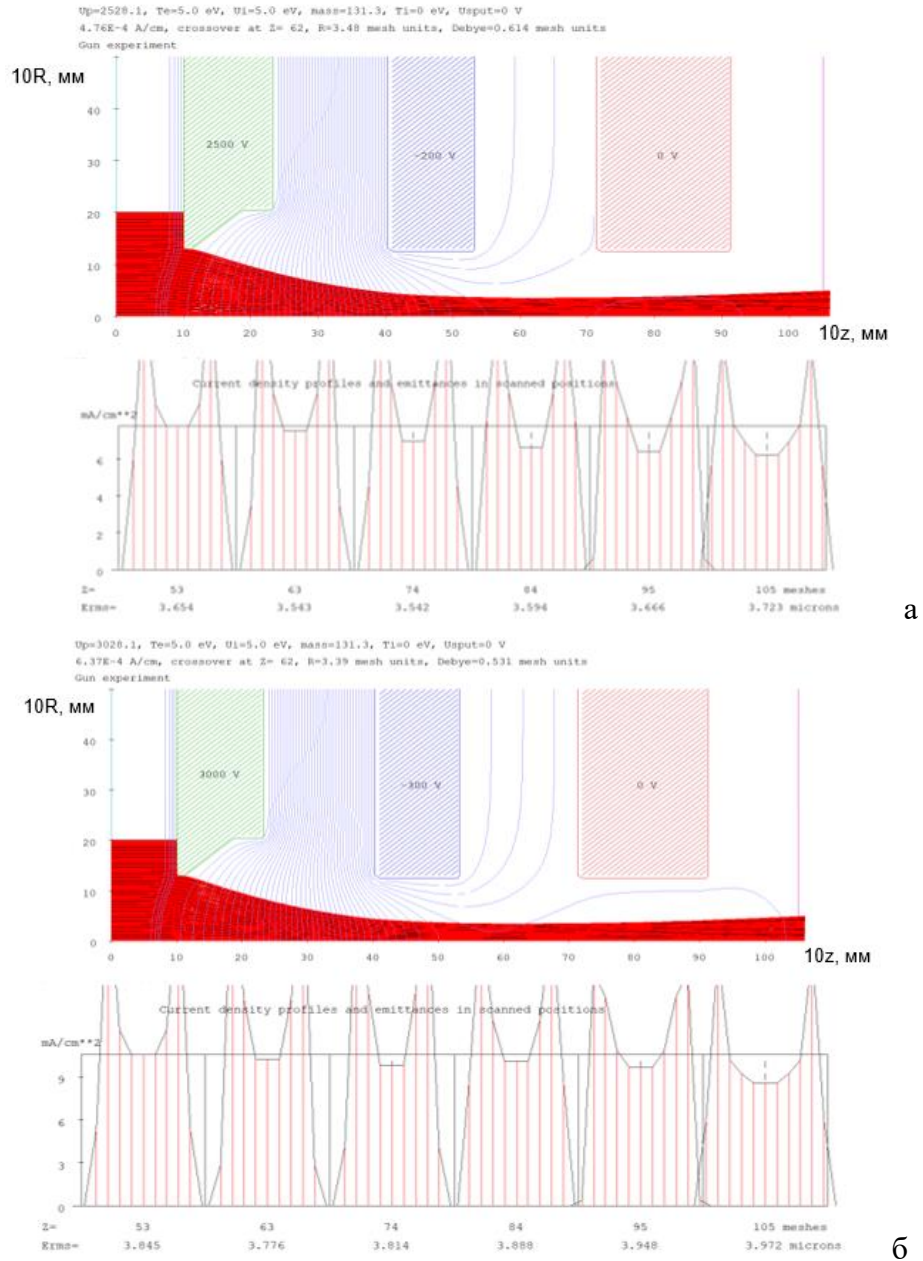


Рисунок 110 – Геометрии ионных пучков ксенона на режимах работы ВЧИД с минимальными углами расходимости в ИОС с щелевой перфорацией

3.4.4 Ионно-оптическая система с щелевой перфорацией электродов, рабочее тело - криптон

Фотография работы ВЧИД на криптоне приведена ниже (см. Рисунок 111). Полученные параметры ВЧИД сведены в таблицу (см. Таблица 20).



Рисунок 111 – Фотография пучка, генерируемого ВЧИД в процессе испытаний на криптоне

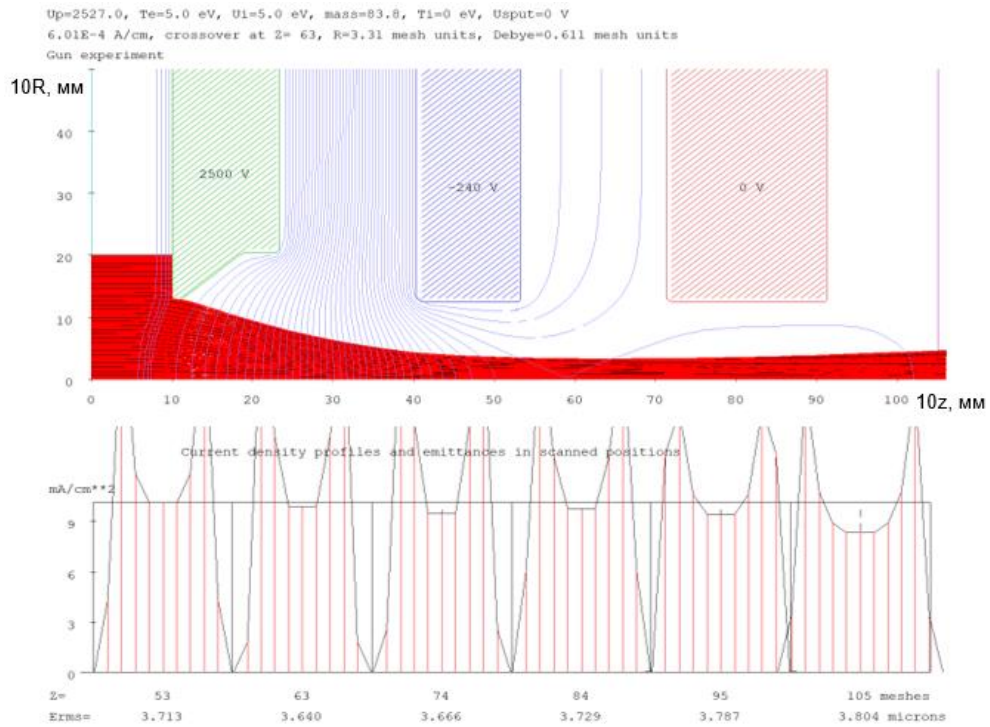
Таблица 20 – Характеристики ВЧИД, работающего на криптоне, с электродами из УУКМ с щелевой перфорацией

Расход, мг/с	Рвчг, Вт	Uээ, В	Iээ, А	Uуэ, В	Iуэ, А	Iуд, с	Ip, А	P, мН	W, кэВ	
0,500	120	1000	0,057	240	0,008	613	0,049	3,241	1	
		2500	0,081			1370	0,073	6,846	2,5	
0,563	140		0,082			1233	0,074	6,930		
0,625	150		0,084			1137	0,076	7,099		
0,813	160		0,093			968	0,085	7,860		
1,063	170		0,097			772	0,089	8,198		
1,156			0,102			746	0,094	8,621		
	180		0,098			717	0,090	8,282		
1,250	190		0,103			697	0,095	8,705		
			0,105			710	0,097	8,874		
1,375			0,119			732	0,111	10,057		
1,438			0,126			741	0,118	10,649		
1,500						0,134	755	0,126		11,325
			200			0,142	801	0,132		12,001
			210			0,151	851	0,141		12,762
			220	0,162	913	0,152	13,691			
		230	0,171	964	0,161	14,452				
		240	0,195	1099	0,185	16,480				
	250	0,204	1150	0,194	17,241					
	270	0,224	1263	0,214	18,931					
	280	0,234	1319	0,224	19,777					
			0,250	1409	0,240	21,129				
2,342	290	3000	0,225	300	0,010	1389	0,215	20,869	3	
			0,220			869	0,210	20,405		
			0,232			917	0,222	21,518		
			0,270			948	0,260	25,043		
			0,288			942	0,278	26,712		
2,635	300		0,313			0,015	990	0,298		29,031
2,830			0,325				994	0,310		30,144
2,928			0,330				1010	0,315		30,608
3,026										

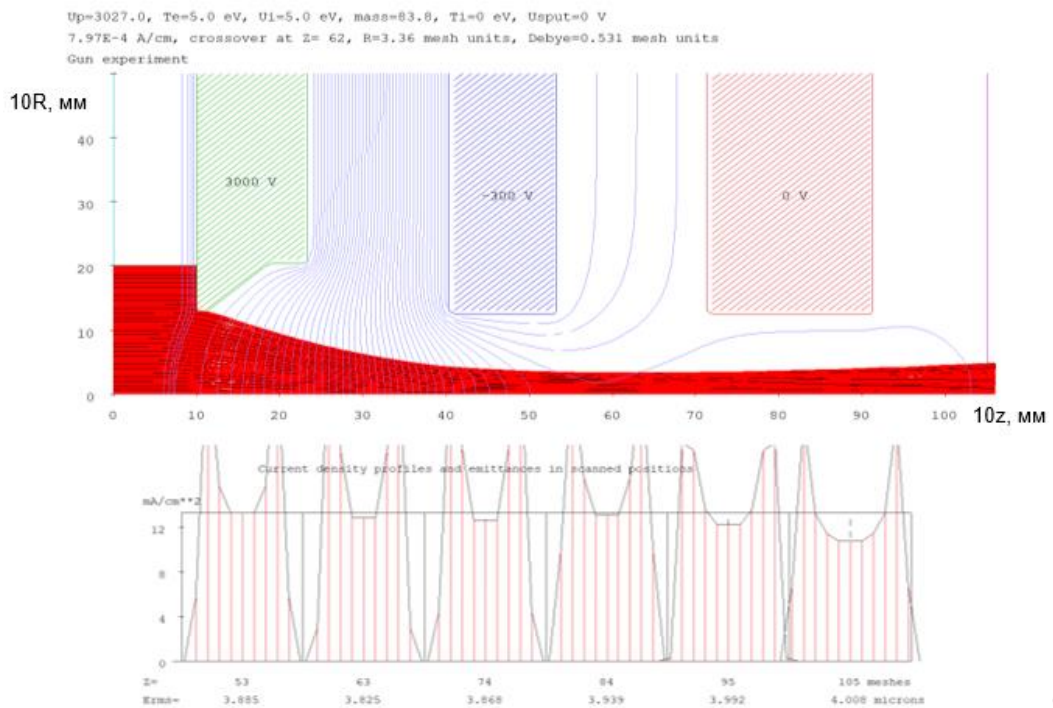
Минимальный полуугол расходимости ионного пучка был получен на двух режимах:

- Uээ=2500 В; Uуэ=минус 240 В; Iээ=0,25 А; Iуэ=0,001 А; Рвчг=290 Вт; при расходе криптона 2,342 мг/с; первеанс - $1,72 \times 10^{-6} \text{ А/В}^{3/2}$;
- Uээ=3000 В; Uуэ=минус 300 В; Iээ=0,33 А; Iуэ=0,015 А; Рвчг=300 Вт; при расходе криптона 3,026 мг/с; первеанс - $1,72 \times 10^{-6} \text{ А/В}^{3/2}$.

Полученные экспериментальные результаты хорошо согласуются с результатами проведенного моделирования. На схемах ниже представлены расчетные геометрии ионного пучка с эквипотенциальными линиями для режимов работы ВЧИД с Uээ=2500 В; Uуэ=минус 240 В (угол расходимости - $3,69^\circ$ см. Рисунок 112а) и Uээ=3000 В; Uуэ=минус 300 В (угол расходимости - $3,33^\circ$ см. Рисунок 112б) при минимальных углах расходимости ионного пучка, генерируемого ИОС с щелевой перфорацией на криптоне.



а



б

Рисунок 112 – Геометрии ионных пучков криптона на режимах работы ВЧИД с минимальными углами расходимости в ИОС с щелевой перфорацией

3.4.5 Интегральные характеристики экспериментального образца высокочастотного ионного двигателя

Полученные экспериментальные результаты позволяют оценить интегральные параметры ВЧИД.

Коэффициент использования рабочего тела:

$$I_{\Pi} = I_{\text{ЭЭ}} = \eta_m m \frac{e}{M_i} \Rightarrow \eta_m = \frac{I_{\Pi}}{m e / M_i}. \quad (60)$$

Цена иона:

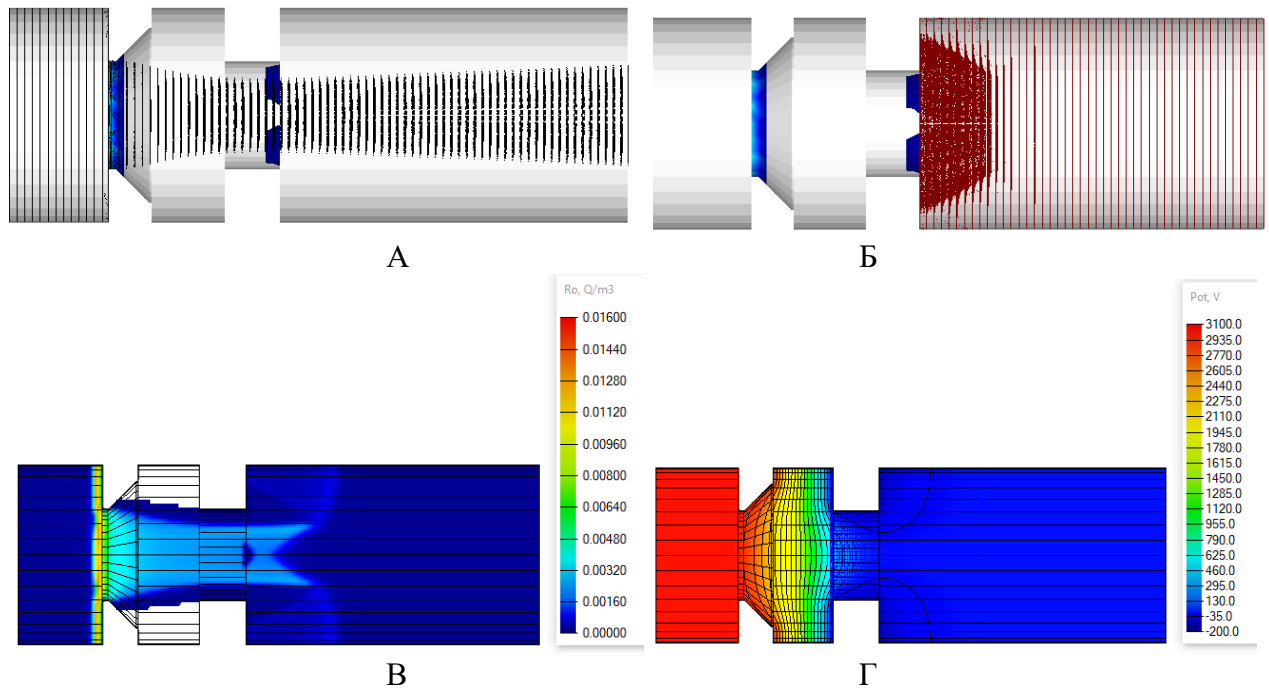
$$C_i = \frac{P_{\text{ВЧГ}}}{I_{\Pi}}. \quad (61)$$

Энергетический КПД по соотношению (56).

При проведении экспериментальных исследований коэффициент использования рабочего тела не превысил 0,51, что существенно отличает ВЧИД с высоко калимированным ионным пучком от типичного ВЧИД. Полученная минимальная цена иона составила 839 Вт/А. Был достигнут энергетический КПД, равный 0,8. КПД по расходимости ионного пучка составил 0,999. Тяговый КПД не превысил – 0,45.

3.5 Определение ресурса экспериментального образца

Проведено моделирование конструкции разработанного и испытанного экспериментального образца ВЧИД в программе IOS-3D, разработки АО ГНЦ «Центр Келдыша» (см. Рисунок 113, Рисунок 114 – круглая перфорация, см. Рисунок 115, Рисунок 116 – щелевая перфорация) с целью оценки эрозии его конструктивных элементов и ресурса.



А – формируемый ионный пучок; Б – плазменный поток из зоны нейтрализации; В – объемный заряд; Г – распределение потенциала

Рисунок 113 – Результаты моделирования экспериментального образца ВЧИД с круглой перфорацией (потенциалы электродов 3000 В и минус 150 В) в программе IOS-3D

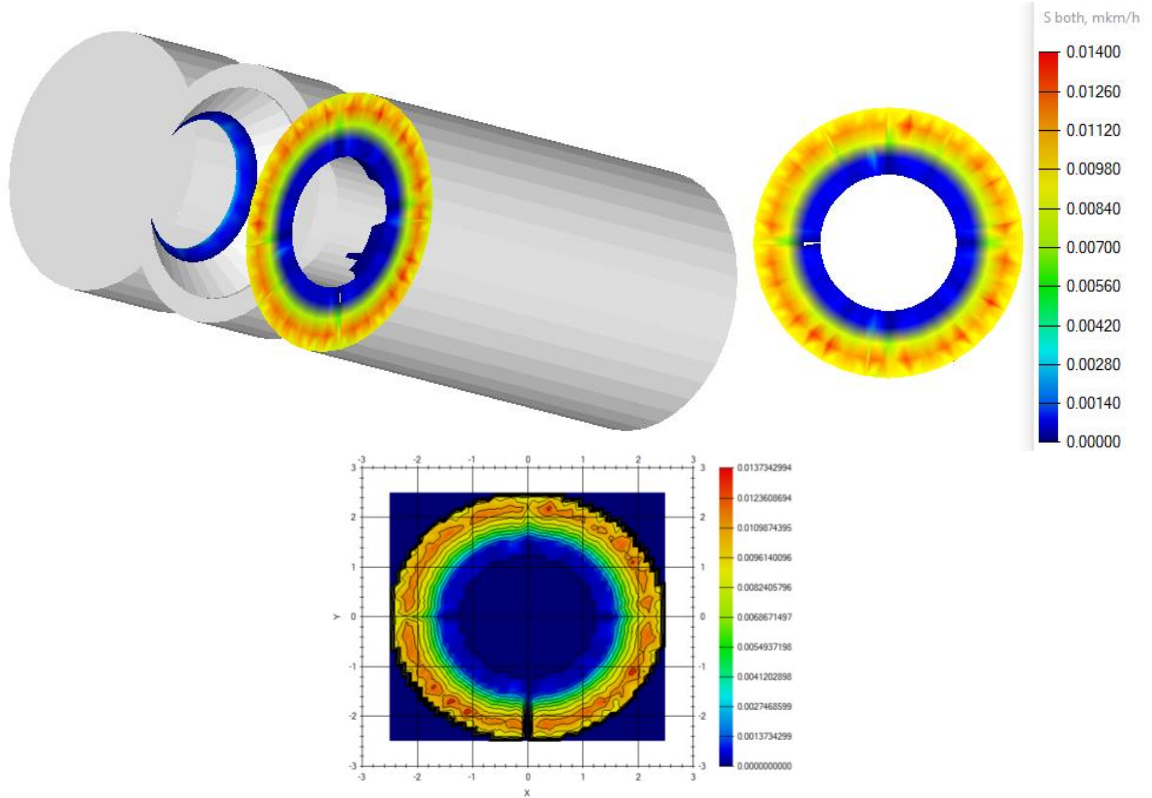
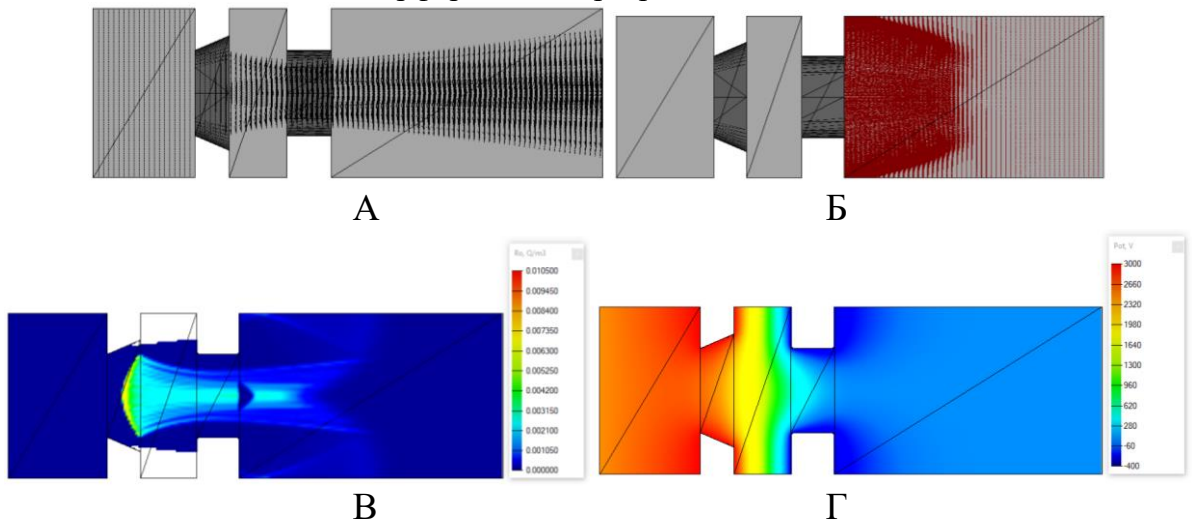


Рисунок 114 – Результаты моделирования эрозии экспериментального образца ВЧИД с круглой перфорацией в программе IOS-3D



А – формируемый ионный пучок; Б – плазменный поток из зоны нейтрализации; В – объемный заряд; Г – распределение потенциала

Рисунок 115 – Результаты моделирования экспериментального ВЧИД с щелевой перфорацией (потенциалы электродов 3000 В и минус 300 В) в программе IOS-3D

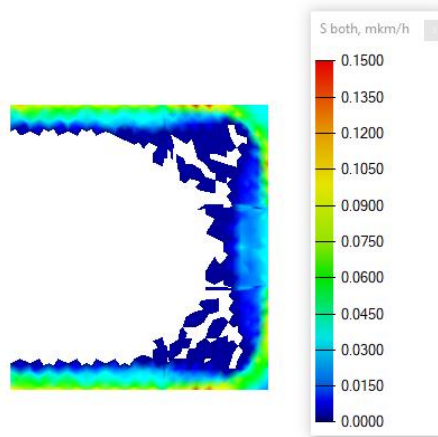


Рисунок 116 – Результаты моделирования эрозии экспериментального образца ВЧИД с щелевой перфорацией в программе IOS-3D

Показано, что эрозия поверхности УЭ ИОС с круглыми гексагонально расположенными отверстиями не превышает 0,01373 мкм/ч ($3,814 \times 10^{-12}$ м/с), что с запасом в 50 % обеспечивает ресурс разработанного экспериментального образца ВЧИД с точки зрения эрозии электродов ИОС порядка 50000 часов. Для щелевой перфорации показатели хуже: оценочные значения эрозии могут достигнуть 0,15 мкм/ч ($4,167 \times 10^{-11}$ м/с). Однако даже такие, относительно высокие значения эрозии, обеспечивают с 25 % запасом ресурс экспериментального образца ВЧИД на уровне 50000 часов. Эрозия отверстия УЭ незначительна, что позволяет использовать разработанный и испытанный экспериментальный образец ВЧИД в качестве средства бесконтактного воздействия на ОКМ. Наиболее нагруженными с точки зрения эрозии являются отверстия и поверхность УЭ (см. Рисунок 114, Рисунок 116).

3.6 Выводы по главе 3

Для изготовленных ЭЭ ИОС с круглой и гексагональной перфорацией построены регрессионные зависимости полуугла расходимости ионного пучка от межэлектродных зазоров и толщины УЭ.

Проведены экспериментальные исследования созданного прототипа ВЧИД с электродами из УУКМ на основе нетканого каркаса «ИПРЕССКОН®» по ТУ 23.99.14.130–859–56897835–2019 с гексагональной круглой и щелевой перфорациями электродов при работе на ксеноне и криптоне в качестве рабочих тел.

Показана хорошая сходимость результатов моделирования ИОС с результатами экспериментальных исследований. Показано, что условия работы ВЧИД на ксеноне несколько лучше, чем при работе на криптоне, поскольку переход на криптон потребовал увеличения мощности ВЧГ (290 Вт вместо 230 Вт, 300 Вт вместо 235 Вт) и существенного повышения расхода рабочего тела (с 0,781 мг/с ($7,81 \times 10^{-7}$ кг/с) на 2,342 мг/с ($2,342 \times 10^{-6}$ кг/с), с 0,947 мг/с ($9,47 \times 10^{-7}$ кг/с) на 3,026 мг/с ($3,026 \times 10^{-6}$ кг/с)), для круглой гексагональной и щелевой перфораций электродов, соответственно. Расхождение между расчетным в программном

комплексе IGUN и экспериментальными значениями первеанса, обеспечивающим минимальные углы расходимости ионного пучка (для щелевой перфорации электродов при работе на ксеноне) объясняется несовершенством вычислительных моделей, заложенных в программный комплекс (особенно применительно к щелевой плоской геометрии элементарной ячейки), влиянием физических факторов, определяющих работу источника ионов, например, неоднородность плазмы и плотности ионного тока по поверхности ЭЭ и особенно вдоль щелей. Расхождение между расчетным в программном комплексе IGUN и экспериментальными значениями первеанса составляет (см. Таблица 21-Таблица 24):

- для круглой гексагональной перфорации электродов 6,56-12,25 % на ксеноне;
- для круглой гексагональной перфорации электродов 2,84-8,81 % на криптоне;
- для щелевой перфорации электродов 10,21-18,21 % на ксеноне;
- для щелевой перфорации электродов 12,54-13,18 % на криптоне.

Таблица 21 – Сравнение результатов моделирования и полученных экспериментальных данных для ИОС с гексагональной круглой апертурой, рабочее тело - ксенон

Параметр	Эксперимент		Моделирование	
	Потенциал ЭЭ, В	2500	3000	2500
Потенциал УЭ, В	минус 300	минус 300	минус 300	минус 300
Ионный ток, А	0,204	0,285	0,243375	0,324795
Первеанс, А/В ^{3/2}	1,358×10 ⁻⁶	1,4859×10 ⁻⁶	1,2689×10 ⁻⁶	1,6934×10 ⁻⁶

Таблица 22 – Сравнение результатов моделирования и полученных экспериментальных данных для ИОС с гексагональной круглой апертурой, рабочее тело - криптон

Параметр	Эксперимент		Моделирование	
	Потенциал ЭЭ, В	2000	2600	2000
Потенциал УЭ, В	минус 100	минус 170	минус 100	минус 170
Ионный ток, А	0,193	0,282	0,176	0,274
Первеанс, А/В ^{3/2}	1,964×10 ⁻⁶	1,904×10 ⁻⁶	1,8×10 ⁻⁶	1,854×10 ⁻⁶

Таблица 23 – Сравнение результатов моделирования и полученных экспериментальных данных для щелевой ИОС, рабочее тело - ксенон

Параметр	Эксперимент		Моделирование	
	Потенциал ЭЭ, В	2500	3000	2500
Потенциал УЭ, В	минус 200	минус 300	минус 200	минус 300
Ионный ток, А	0,199	0,28	0,171	0,229
Первеанс, А/В ^{3/2}	1,3369×10 ⁻⁶	1,4586×10 ⁻⁶	1,2004×10 ⁻⁶	1,193×10 ⁻⁶

Таблица 24 – Сравнение результатов моделирования и полученных экспериментальных данных для щелевой ИОС, рабочее тело - криптон

Параметр	Эксперимент		Моделирование	
	Потенциал ЭЭ, В	2500	3000	2500
Потенциал УЭ, В	минус 240	минус 300	минус 200	минус 300
Ионный ток, А	0,25	0,33	0,214	0,287
Первеанс, А/В ^{3/2}	1,718×10 ⁻⁶	1,72×10 ⁻⁶	1,5026×10 ⁻⁶	1,4933×10 ⁻⁶

При сохранении геометрического подобия щелевых электродов, изготовленных из высокоплотного УУКМ на основе нетканого каркаса «ИПРЕССКОН®», у электродов с круглой

гексагональной перфорацией прозрачность ниже, чем у электродов с щелевой перфорацией (0,211 против 0,448) приблизительно в два раза, что не повлекло к пропорциональному уменьшению величины извлекаемого ионного тока для режимов, соответствующих минимальному углу расходимости ионного пучка за счет более высокой плотности ионного тока в круглой гексагональной перфорации электродов.

Получены интегральные характеристики изготовленного и испытанного экспериментального образца ВЧИД при работе на ксеноне и криптоне. В экспериментальном образце ВЧИД с минимальным углом расходимости ионного пучка коэффициент использования рабочего тела не превысил 0,51, тяговый КПД не превысил – 0,4. Разработанный и испытанный экспериментальный образец ВЧИД показал удовлетворительные результаты по выходным техническим характеристикам, обеспечив минимальные полууглы расходимости в диапазоне 3,5-4,2°.

Показано, что с запасом в 25-50 % разработанный экспериментальный образец ВЧИД обеспечивает ресурс на уровне 50000 часов для щелевой и гексагональной круглой перфорации, соответственно.

4 ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ И УПРАВЛЕНИЕ ВИРТУАЛЬНОЙ СВЯЗКОЙ «СЕРВИСНЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ АППАРАТ – ОБЪЕКТ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА»

Представленная ниже математическая модель воздействия ионного пучка на ОКМ различной конфигурации (круг, цилиндр, параллелепипед) при их различной ориентации, позволила существенно уточнить параметры управления связкой «СКА-ОКМ» и определять необходимые рабочие режимы компенсирующих ЭРД и ВЧИД для эффективного увода ОКМ различных масс и форм с определением безопасной относительной дальности (в части снижения вероятности столкновения между СКА и ОКМ) осуществления транспортной операции.

4.1 Управление связкой «сервисный космический аппарат – объект космического мусора»

Изложенные в главе 1 расчетные модели носят весьма упрощенный характер. В них, например, не учитывается изменение угла расходимости ионного пучка в зависимости от расстояния между СКА и ОКМ, что приводит к ошибке в оценке величины силового воздействия на ОКМ. Неизменность тяги, создаваемой ВЧИД, при оценке баллистики связки «СКА-ОКМ» вне зависимости от массы ОКМ, позволяло достаточно просто получить оценочные параметры увода ОКМ на орбиту захоронения. Уточнение модели проведено в главе 2. Именно на базе этой модели проводится дальнейший проектно-баллистический анализ и оценка параметров системы управления виртуальной связкой «СКА-ОКМ».

4.1.1 Построение схемы сервисного космического аппарата и связанной системы координат.

Предварительная оценка силового воздействия ионного пучка

Схема СКА и связанная с ним система координат (ССК) $X_S Y_S Z_S$ приведена ниже (см. Рисунок 117) по [112, 259]. ВЧИД жестко закреплен на корпусе СКА. Направление распространения ионного пучка ортогонально оси вращения ПСБ. С противоположной стороны от ВЧИД на корпусе СКА установлены два компенсирующих ЭРД, размещенных на поворотных устройствах (карданный подвес). Ось Y_S совпадает с продольной осью СКА и направлена в сторону вектора тяги и вектора скорости частиц ВЧИД. Ось Z_S параллельна оси вращения ПСБ. Ось X_S дополняет систему координат до правой. Управление ориентацией ССК осуществляется с помощью бортовой системы ориентации СКА, которая, с одной стороны, поддерживает направление оси ВЧИД на ОКМ, а с другой стороны - обеспечивает ориентацию ПСБ на Солнце.

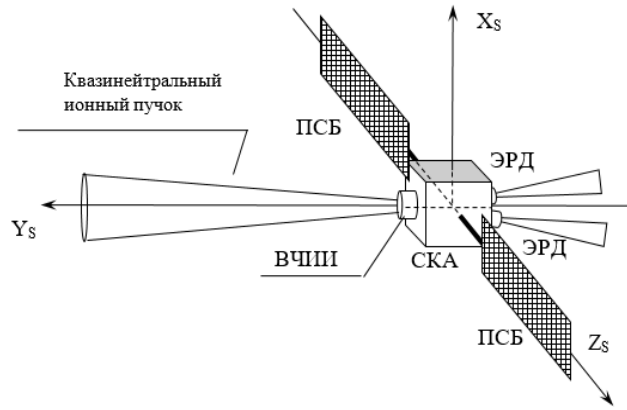


Рисунок 117 – Схема СКА и ССК [112, 259]

При воздействии пучком на ОКМ любой конфигурации имеют место боковые составляющие силы воздействия, возникают моменты сил относительно трех осей координат. Значение силы, воздействующей в направлении распространения ионного пучка, зависит от ориентации ОКМ и при неблагоприятной взаимной ориентации СКА и ОКМ может уменьшаться до 40-60 % от максимального значения (см. Рисунок 118) [260]. Движение ОКМ в любом случае под воздействием ионного пучка приобретает сложный характер как вдоль траектории движения ОКМ, так и вокруг его центра масс. Боковые усилия приводят к значительным боковым скоростям ОКМ (в плоскости, ортогональной трансверсали). Как следствие неупорядоченного движения изменяется коэффициент использования ионного пучка (в среднем он будет составлять 65-70 %) и возникает необходимость разработки алгоритмов управления неустойчивой виртуальной связью «СКА-ОКМ» на этапе транспортировки ОКМ на орбиты захоронения.

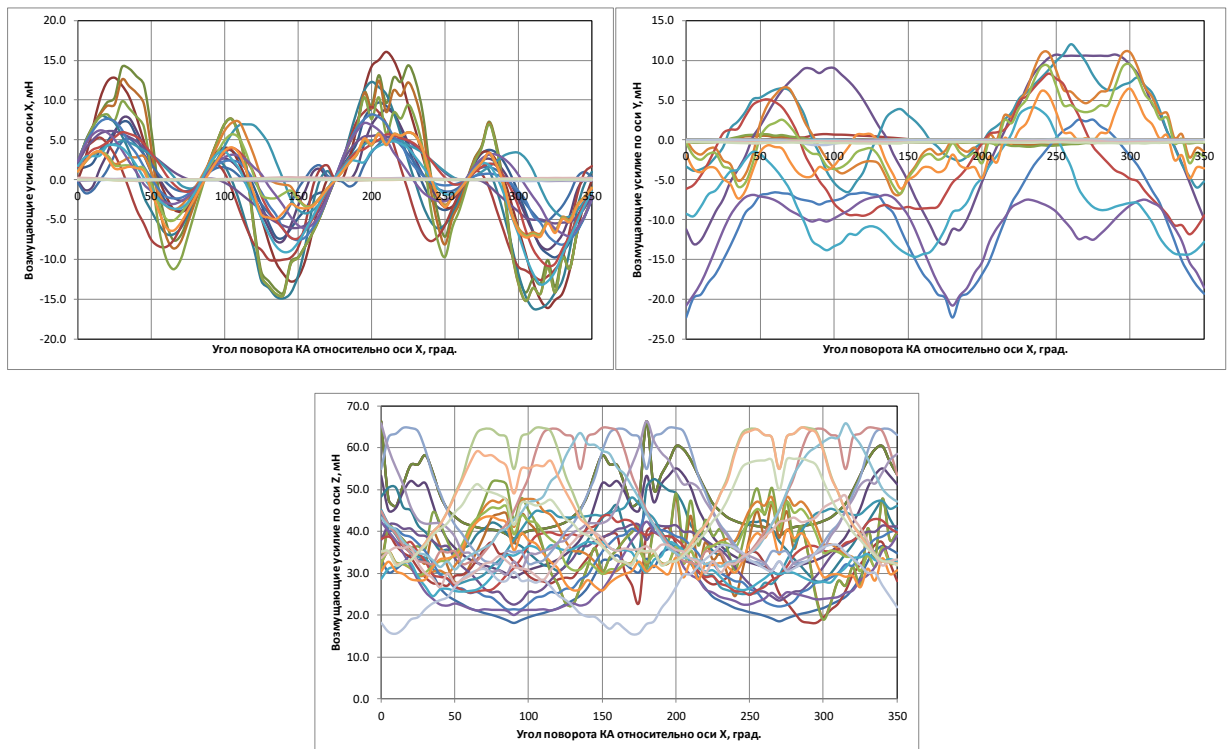


Рисунок 118 – Вариативность возмущающих усилий по осям ССК [260]

Полученные в [260] результаты по вариативности боковых возмущающих усилий требуют уточнения по результатам построения обновленных моделей ионного пучка и его воздействия на ОКМ, уточнённых моделей управления и построения более полной модели движения связки «СКА-ОКМ» с учетом, например, нецентральности гравитационного поля Земли и т.д.

Как было сказано ранее в процессе управления ориентацией в общем случае решаются две задачи: поддержание направления оси распространения ионного пучка, генерируемого ВЧИД, на ОКМ и обеспечение ориентации ПСБ на Солнце, ось вращения которых, чаще всего, при малых величинах наклонов рабочих орбит, как в случае с окрестностью ГСО, устанавливается в местной горизонтальной плоскости.

Для реализации управления необходимо наличие информации о параметрах орбит СКА и ОКМ, об относительном положении СКА и ОКМ; угловом движении ОКМ. Такая информация может быть получена по результатам измерения дальности, радиальной скорости и угловой скорости линии визирования. При выполнении операции вся измерительная аппаратура должна находиться на борту СКА.

На этапе увода ОКМ из защищаемой области ГСО предполагается, что система управления движением центра масс СКА осуществляет управление боковым движением СКА (боковыми отклонениями) и управление относительным расстоянием между СКА и ОКМ (относительной дальностью) [112]. Сила, передаваемая ионным пучком ОКМ, должна быть приложена в направлении трансверсали. При этом затраты рабочего тела будут минимальными, как и длительность выведения, а траектория увода может рассматриваться как квазикруговая.

Стратегия управления процессом увода ОКМ предполагает управление боковыми отклонениями СКА и управление продольной составляющей силы тяги компенсирующих ЭРД.

Управление боковым движением СКА осуществляется поворотом компенсирующих двигателей в двух плоскостях таким образом, чтобы вектор относительной дальности между СКА и ОКМ совпадал с направлением трансверсали орбитальной системы координат ($Ox_0y_0z_0$: ось Ox_0 направлена по трансверсали; ось Oy_0 направлена по радиусу-вектору).

На схеме (см. Рисунок 119) показана орбитальная система координат и проиллюстрирован принцип управления боковым движением СКА путем смещения СКА в плоскости, ортогональной продольной оси СКА.

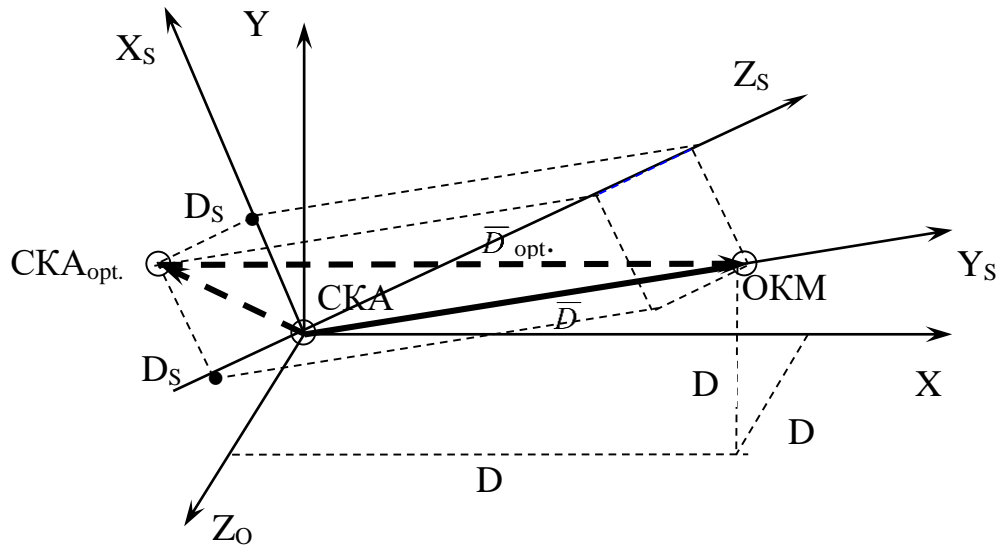


Рисунок 119 – Управление боковым движением СКА путем смещения в плоскости, ортогональной продольной оси СКА [112]

Для того, чтобы направление относительной дальности совпадало с направлением трансверсали, предлагается создать такое управляющее воздействие в плоскости ортогональной продольной оси СКА, которое приведет к смещению СКА ($СКА_{opt}$) и переведет его на линию, параллельную трансверсали, проходящую через ОКМ.

Управляющее воздействие будет осуществляться по осям X_s и Z_s связанной с СКА системы координат. На схеме (см. Рисунок 119) показаны желаемые значения смещения ОКМ в проекциях на оси X_s и Z_s , обозначенные как D_{sx} и D_{sz} . Величины этих смещений можно использовать для формирования закона управления боковым движением.

Управление можно построить также углам между трансверсалью и осями связанной системы координат ϕ_x и ϕ_z , ортогональными продольной оси СКА (см. Рисунок 120).

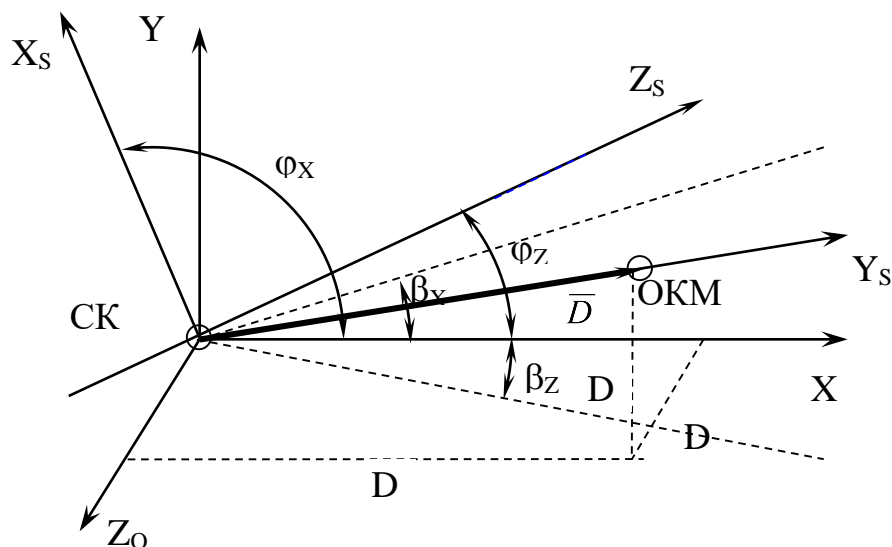


Рисунок 120 – Углы между трансверсалью и осями связанной системы координат СКА [112]

Удобнее рассматривать углы β_x и β_z между ортогоналями к осям связанной системы координат и трансверсалью в плоскостях этих осей. По сути, речь идет о проекциях угла визирования, под которым понимается угол между продольной осью СКА и трансверсалью, на оси связанной системы координат, ортогональные продольной оси СКА. Равенство нулю углов β_x и β_z означает ортогональность соответствующей оси СКА направлению трансверсали, а, следовательно, создавать управляющее воздействие по данной оси не требуется. При отличии значения углов β_x и β_z от нуля знаки этих углов будут определять знаки управляющего воздействия по соответствующим осям.

При управлении боковыми отклонениями могут быть использованы алгоритмы, построенные на базе релейного управления, управления по величинам отклонений и их производным, с использованием регулятора бокового движения и т.д. [113].

Релейный закон – наиболее простой, он является разновидностью дискретного закона регулирования, при котором при непрерывной регистрации отклонений между реальным $y(t)$ и заданным $y_0(t)$ значениями управляемой величины управляющее воздействие на объект имеет вид $U(t)$ и носит периодический характер. При этом в зависимости от значения ошибки (отклонения между реальной и заданной величиной контролируемой функции) управляющее воздействие не изменяется по абсолютной величине, а принимает два/три фиксированных значения, например, включено-выключено или включено+, включено-, нуль ($+\alpha_{R\max}, 0, -\alpha_{R\max}$ как в рассмотренном случае). Закон технически легко реализуем, но скачкообразное изменение выходных величин в реальных технических системах невозможно, поскольку всегда присутствует некоторое время запаздывания. Кроме того, амплитуда колебаний регулируемых величин в таких системах чаще всего не постоянна во времени, хотя и происходит вокруг некоторой средней величины, и имеет чаще всего большие значения из-за инерционности технических систем.

Например, в [113] для управления связкой «СКА-ОКМ» на этапе увода на орбиту захоронения для определения боковых ускорений в орбитальной системе координат был предложен релейный закон управления с зоной нечувствительности. В релейном алгоритме управления величина угла α_{sx} поворота двигателей относительно оси X_S в зависимости от величины угла β_z , равного углу между осью Z_S и направлением трансверсали уменьшенному на величину 90° , имеет вид

$$\alpha_{sx} = \begin{cases} 0, & \text{abs}(\beta_z) \leq \beta^* \\ \alpha_{\max} \times \text{sign}(\beta_z), & \text{abs}(\beta_z) > \beta^* \end{cases} \quad (62)$$

где α_{\max} и β^* - параметры алгоритма, характеризующие величину угла отклонения двигателей и зону нечувствительности алгоритма по измеряемым углам.

Аналогично определяется величина угла α_{SZ} поворота двигателей относительно оси Z в зависимости от угла β_X .

Поворот относительно оси X_S создает ускорение по оси Z_S , поворот относительно оси Z_S создает ускорение по оси X_S .

К недостаткам релейного закона управления можно отнести отсутствие демпфирования в законе управления и, в связи с чем, изменение относительной дальности между ОКМ и СКА носит колебательный характер. В то же время данный закон прост в реализации.

Для улучшения качества управления боковым движением был рассмотрен алгоритм управления, учитывающий величины отклонения углов между осями X_S и Z_S и направлением трансверсали, а также их первые производные.

Алгоритм управления величиной угла α_{SX} поворота двигателей относительно оси X_S в зависимости от величины угла β_Z и его производной β'_Z имеет вид

$$\alpha_{SX} = \begin{cases} \delta, & \text{abs}(\delta) \leq \alpha_{\max} \\ \alpha_{\max} \times \text{sign}(\delta), & \text{abs}(\delta) > \alpha_{\max} \end{cases} \quad (63)$$

где $\delta = k_0 \times \beta_Z + k_1 \times \beta'_Z$, а величины α_{\max} , k_0 и k_1 являются параметрами алгоритма управления.

Аналогично определяется величина угла α_{SZ} поворота двигателей относительно оси Z_S в зависимости от величин углов β_X и β'_X .

Для управления относительным расстоянием между СКА и ОКМ предлагается использовать алгоритм управления, учитывающий величину отклонения относительной дальности от некоторого среднего значения, а также первую производную изменения относительной дальности.

Алгоритм управления величиной дополнительного ускорения da_{SY} вдоль продольной оси СКА в зависимости от отклонения величины относительной дальности D от желаемого значения D_{CP} и от производной D' изменения относительной дальности имеет вид:

$$da_{SY} = k_{0D} \times (D - D_{CP}) + k_{1D} \times D' \quad (64)$$

где величины k_{0D} и k_{1D} являются параметрами алгоритма управления.

В законе управления величиной тяги учитываются ограничения на величину допустимого дополнительного ускорения, связанного с возможностями изменения проекции тяги компенсирующих ЭРД в продольном направлении

$$a_{Y\min} \leq a_Y \leq a_{Y\max} \quad (65)$$

Для реализации алгоритмов управления боковым движением СКА и управления относительным расстоянием между СКА и ОКМ в программе Dispose, специально разработанной

для проведения моделирования связки «СКА-ОКМ», реализована следующая схема управления поворотами двух компенсирующих двигателей в двух плоскостях:

- 1 По алгоритмам управления боковым движением и управления продольной составляющей тяги определяются требуемые значения проекций тяги компенсирующих ЭРД на оси ССК.
- 2 Определяются максимально и минимально допустимые значения проекции тяги компенсирующих ЭРД на продольную ось OY_s с учетом реализации бокового управления и учетом знака интегрального момента относительно оси OY_s .
- 3 Если требуемое значение проекции тяги на продольную ось выходит за пределы допустимых значений проекции тяги на продольную ось, то реализуется управление, соответствующее этим граничным значениям.
- 4 Если требуемое значение проекции тяги на продольную ось лежит в пределах допустимых значений проекции тяги на продольную ось, то управление строится следующим образом:
 - Углы поворота двигателей относительно оси OX_s принимаются равными между собой и равными значениям, соответствующим требуемым значениям проекции тяги на ось OZ_s . Углы поворота двигателей относительно оси OZ_s вычисляются с учетом требуемых значений проекции тяги ЭРДУ на оси OX_s и OY_s .
 - Если один из вычисленных углов поворота двигателей относительно оси OZ_s превышает допустимое значение отклонения, то для большего по абсолютной величине вычисленного угла поворота величина угла поворота принимается равной предельно допустимому значению. Второй угол поворота относительно оси OZ_s и углы поворота двигателей относительно оси OX_s вычисляются исходя из требуемых значений проекций тяги с учетом знака интегрального момента относительно оси OY_s .

В приведенных ниже исследованиях по уводу ОКМ для каждого конкретного ОКМ оценивалась равновесная относительная дальность между ОКМ и СКА при различных, не меняющихся по времени, ориентациях ОКМ относительно СКА, что позволяло в первом приближении оценить диапазон изменения относительной дальности в процессе увода ОКМ с ГСО на орбиту захоронения, а также значение тяги ВЧИД, при которой величина относительной дальности будет не менее некоторой выбранной величины. Затем проводилось моделирование процесса увода ОКМ с ГСО с полученным значением тяги с учетом вращения ОКМ и с использованием управления только боковыми отклонениями. При этом оценивался характер изменения относительной дальности, в случае необходимости, если увеличивался риск столкновения ОКМ и СКА величина тяги ВЧИД увеличивалась. Таким образом, для каждого ОКМ определялось минимальное значение тяги, при которой с учетом только управления боковыми отклонениями гарантировался увод ОКМ с ГСО без столкновения с СКА.

Для параллелепипеда при получении оценок относительной дальности рассматривались шесть ситуаций, в которых проекция ОКМ на плоскость, ортогональную направлению ионного пучка, представляет собой прямоугольник. Три ситуации соответствовали граням параллелепипеда и три ситуации соответствовали прямоугольникам, у которых одна из сторон равнялась одной из сторон параллелепипеда, а вторая равнялась диагонали прямоугольника, соответствующего двум другим сторонам параллелепипеда. При моделировании процесса увода ОКМ рассматривались вращения ОКМ параллельное одной из сторон параллелепипеда, при этом предполагалось, что направление ионного пучка ортогонально оси вращения. В данной ситуации проекция ОКМ на плоскость, ортогональную направлению ионного пучка, представляет собой прямоугольник, у которого одна сторона фиксирована, а другая меняется по величине. Проекция цилиндра на плоскость в общем случае представляет собой совокупность прямоугольника и двух половинок эллипсов. Для упрощения расчетов в некоторых ситуациях цилиндр аппроксимировался параллелепипедом. Основание цилиндра (круг) заменялось прямоугольником, у которого одна из сторон равнялась диаметру цилиндра, а величина другой стороны определялась из условия равенства площадей основания цилиндра и нового прямоугольника. Для цилиндра для оценки относительной дальности рассматривались четыре ситуации. Две ситуации соответствуют проекциям цилиндра: круг с диаметром равным диаметру цилиндра и прямоугольник со сторонами равными диаметру и длине цилиндра. Две другие ситуации соответствуют параллелепипеду, аппроксимирующему цилиндр: прямоугольник с одной из сторон, равной диаметру круга, и с площадью, равной площади круга, и прямоугольник, одна из сторон которого равнялась диаметру круга, а вторая сторона равнялась диагонали прямоугольника, одна из сторон которого равнялась длине цилиндра, а вторая стороне аппроксимирующего параллелепипеда. При моделировании процесса увода ОКМ в качестве одной из ситуаций рассматривалось вращения аппроксимирующего цилиндра параллелепипеда относительно оси, параллельной стороне, равной диаметру цилиндра [112].

При проведении модельных расчетов по уводу ОКМ из защищаемой области ГСО на орбиту захоронения (+300 км к высоте ГСО (35785,7 км) согласно данным, представленным выше (см. главу 1)) приняты следующие исходные данные:

- масса СКА – 1500 кг;
- корректирующая двигательная установка СКА включает пару СПД-70 (тяга – 39 мН, мощность разряда – 670 Вт, удельный импульс тяги – 1470 с [261]), установленными в кардановом подвесе с максимально допустимыми углами поворота: не более 15° относительно оси X и не более 35° относительно оси Z. Отклонение места расположения двигателей

- корректирующей двигательной установки относительно центра масс СКА составляет: 1 м по оси X и минус 1 м по оси Z;
- ВЧИД имеет тягу, равную 57,1 мН;
 - пучок, генерируемый ВЧИД – конический с максимальным начальным углом расходимости, равным 4° , с нормальным (гаусовским, круговым) законом распределения тока в пучке; среднеквадратическое отклонение закона распределения тока в пучке в зависимости от относительной дальности, определялось в соответствии с графиком (см. Рисунок 123);
 - обе двигательные установки СКА работают на ксеноне. Расчетная суммарная заправка ксеноном СКА – 300 кг;
 - учитывается вращательное движение ОКМ (66) (амплитуда колебаний принята равной 0,1 м по оси X, 0,1 м по оси Z, сдвиг фаз для определенности принят равным: 90° по оси X, минус 90° по оси Z).

В качестве ОКМ рассматривались КА, выведенные в свое время на ГСО, эксплуатация которых по целевому назначению к настоящему времени завершена, но они в силу различных причин не были в конце САС уведены на орбиту захоронения или такой увод не предусматривался (для геостационарных КА первых поколений).

Возмущающие ускорения от несферичности гравитационного поля Земли, действия гравитационных полей Луны, Солнца, планет Солнечной системы (за исключением Земли) и светового давления при моделировании процесса управления не учитывались.

4.1.2 Моделирование транспортировки космического аппарата «Горизонт 18»

В качестве примера рассмотрен увод геостационарного телекоммуникационного (телефонная, телеграфная, факсимильная связь, ретрансляция теле- и радиопередач) КА «Горизонт 18» (международное обозначение – 1989-052A, номер в каталоге NORAD – 20107) (см. Рисунок 121) на орбиту захоронения. КА серии «Горизонт» разрабатывались и производились в НПО ПМ (АО «Решетнев») с середины 70-х годов XX века по 2000 год. За все время было запущено 33 КА этой серии. КА «Горизонт 18» массой 2120 кг диаметром около 2 м и длиной около 5 м с трехосной системой стабилизации запущен 5 июля 1989 года с космодрома Байконур на РН «Протон-К» с РБ «ДМ-2». КА был оснащен двумя ПСБ, генерирующими порядка 1,3 кВт электроэнергии (на конец трехлетнего цикла эксплуатации). Точка стояния КА – $57,55^\circ$ в.д. Параметры орбиты: перигей – 35896,3 км; апогей – 36185,1 км, наклонение – $13,7^\circ$, большая полуось – 42411,0 км; период обращения – 1448,6 минут, эксцентриситет – 0,00345 [262, 263, 264].

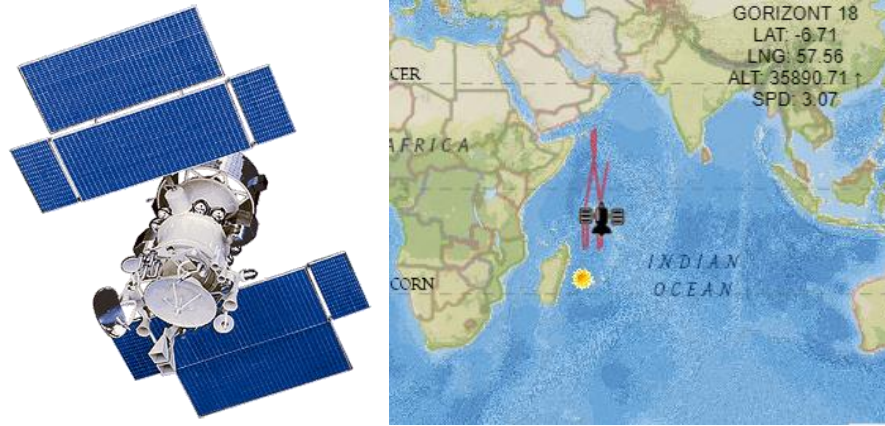


Рисунок 121 – КА серии «Горизонт», расположение КА «Горизонт 18» (на 25.01.2023 11:45 GMT +3) [264]

В качестве начального приближения для оценки относительной дальности принималось, что ОКМ не вращается. Для каждого рассматриваемого ОКМ определялись необходимые значения тяги компенсирующих ЭРД при фиксированных значениях тяги ВЧИД. Для оценочных расчетов можно считать тягу компенсирующих ЭРД постоянной в процессе единичного перевода ОКМ на орбиту захоронения. Оценка времени увода ОКМ для СКА массой 1200 кг и 1500 кг с ГСО на орбиту захоронения для различных значений тяги ВЧИД и компенсирующих ЭРД, а также потребного запаса рабочего тела приведена на графиках (см. Рисунок 122). Выбранные значения масс СКА (1500 кг и 1200 кг) соответствуют началу функционирования СКА и его концу после выработки рабочего тела (запас рабочего тела на борту СКА для работы ВЧИД и компенсирующих ЭРД предполагается равным 300 кг). Видно, что для уменьшения расхода рабочего тела и времени увода ОКМ целесообразно уменьшать тягу ВЧИД и увеличивать значение эффективной тяги компенсирующих ЭРД.

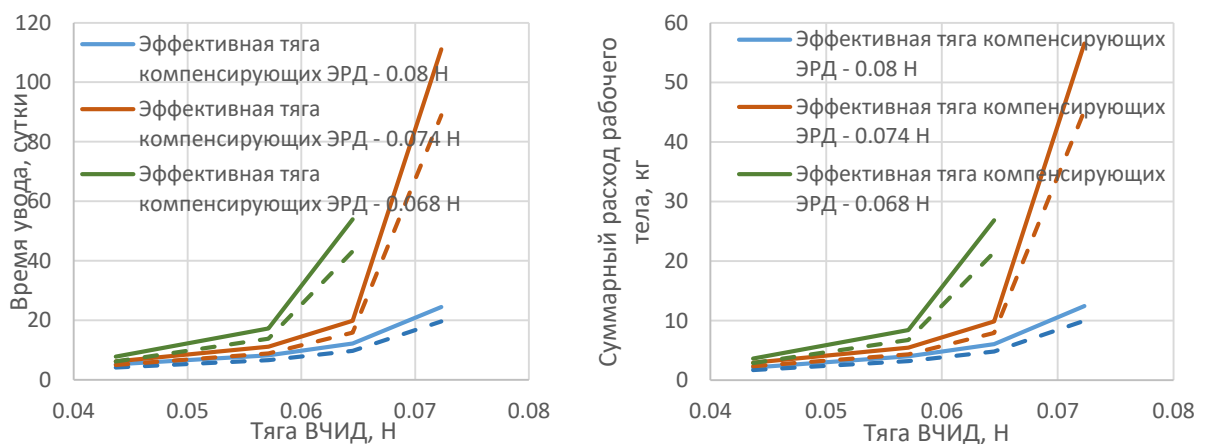


Рисунок 122 – Время увода ОКМ массой 1200 кг (пунктир) и массой 1500 кг (сплошная) на орбиту захоронения и суммарный расход рабочего тела как функции тяги ВЧИД и эффективной тяги компенсирующих ЭРД

Ниже (см. Таблица 25) в сокращенном виде представлены расчетные значения радиуса ионного пучка для различных значений полууглов расходимости ионного пучка и величин потенциалов на ЭЭ, использованные при дальнейшем моделировании.

Таблица 25 – Радиус ионного пучка как функция его начального полуугла расходимости и потенциалов на ЭЭ на различных удалениях от среза ВЧИД

Потенциал на ЭЭ, В	3000	3250	3500	3750	4000	4250	4500	4750	5000
Плотность ионного тока, А/м ²	70,763	79,79	89,172	98,894	108,947	119,319	130	140,982	152,258
Ток пучка, А	0,307	0,347	0,387	0,429	0,473	0,518	0,565	0,612	0,661
Тяга ВЧИД, Н	0,028	0,033	0,038	0,043	0,049	0,056	0,062	0,07	0,077
Квадрат числа Маха	2020	2188	2357	2525	2693	2862	3030	3198	3367
Относительная дальность, м	Радиус ионного пучка, м								
Полуугол расходимости ионного пучка – 1°									
0,0	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08
10,0	1,014	0,969	0,929	0,894	0,863	0,834	0,809	0,785	0,764
20,0	2,363	2,255	2,161	2,077	2,001	1,933	1,872	1,815	1,764
30,0	3,844	3,671	3,518	3,381	3,259	3,148	3,047	2,955	2,87
40,0	5,405	5,163	4,9494	4,758	4,586	4,431	4,289	4,16	4,041
50,0	7,022	6,709	6,432	6,185	5,962	5,761	5,578	5,411	5,256
60,0	8,681	8,296	7,955	7,651	7,377	7,129	6,903	6,696	6,506
70,0	10,375	9,916	9,51	9,148	8,821	8,536	8,256	8,01	7,783
80,0	12,097	11,565	11,093	10,671	10,291	9,947	9,634	9,347	9,083
90,0	13,845	13,237	12,698	12,217	11,783	11,39	11,032	10,705	10,403
100,0	15,613	14,929	14,323	13,782	13,294	12,852	12,449	12,08	11,74
Полуугол расходимости ионного пучка – 2°									
0,0	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08
10,0	1,106	1,063	1,026	0,933	0,963	0,937	0,913	0,891	0,872
20,0	2,502	2,4	2,31	2,23	2,158	2,094	2,036	1,983	1,934
30,0	4,024	3,858	3,711	3,58	3,463	3,358	3,262	3,175	3,095
40,0	5,622	5,388	5,182	4,998	4,834	4,685	4,55	4,427	4,314
50,0	7,274	6,971	6,703	6,465	6,251	6,058	5,882	5,722	5,575
60,0	8,966	8,593	8,262	7,968	7,704	7,465	7,249	7,051	6,869
70,0	10,692	10,247	9,853	9,502	9,186	8,901	8,642	8,406	8,188
80,0	12,446	11,928	11,469	11,06	10,693	10,361	10,059	9,783	9,53
90,0	14,224	13,632	13,108	12,64	12,22	11,841	11,495	11,18	10,89
100,0	16,023	15,356	14,766	14,239	13,766	13,338	12,949	12,593	12,266
Полуугол расходимости ионного пучка – 3°									
0,0	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08
10,0	1,213	1,173	1,138	1,108	1,08	1,056	1,034	1,014	0,996
20,0	2,68	2,583	2,498	2,422	2,355	2,295	2,241	2,191	2,146
30,0	4,263	4,104	3,965	3,841	3,73	3,631	3,541	3,459	3,385
40,0	5,918	5,694	5,497	5,322	5,166	5,026	4,898	4,783	4,677
50,0	7,624	7,333	7,077	6,849	6,646	6,463	6,297	6,146	6,007
55,0	8,492	8,167	7,881	7,627	7,399	7,194	7,008	6,839	6,684
60,0	9,368	9,009	8,693	8,411	8,16	7,933	7,727	7,54	7,368
70,0	11,145	10,716	10,338	10,002	9,701	9,429	9,183	8,959	8,753
80,0	12,949	12,449	12,008	11,616	11,265	10,948	10,661	10,399	10,159
90,0	14,775	14,204	13,699	13,251	12,849	12,486	12,157	11,857	11,582
100,0	16,622	15,978	15,409	14,903	14,45	14,041	13,669	13,331	13,02
Полуугол расходимости ионного пучка – 4°									
0,0	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08
10,0	1,334	1,296	1,263	1,232	1,209	1,186	1,166	1,148	1,131
20,0	2,887	2,796	2,716	2,645	2,582	2,526	2,475	2,43	2,388

30,0	4,55	4,399	4,267	4,15	4,046	3,953	3,869	3,793	3,723
40,0	6,279	6,066	5,879	5,714	5,567	5,434	5,315	5,207	5,108
50,0	8,056	7,778	7,535	7,32	7,128	6,955	6,799	6,657	6,528
60,0	9,87	9,527	9,225	8,958	8,72	8,506	8,312	8,136	7,975
70,0	11,714	11,304	10,943	10,623	10,338	10,081	9,849	9,638	9,445
80,0	13,584	13,105	12,684	12,311	11,978	11,678	11,406	11,159	10,933
90,0	15,476	14,928	14,446	14,018	13,636	13,292	12,981	12,697	12,438
100,0	17,387	16,768	16,225	15,742	15,311	14,922	14,57	14,25	13,958
Полуугол расходимости ионного пучка – 5°									
0,0	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08
10,0	1,464	1,429	1,398	1,371	1,347	1,326	1,307	1,29	1,274
20,0	3,119	3,033	2,958	2,891	2,833	2,78	2,733	2,69	2,651
30,0	4,875	4,733	4,608	4,498	4,401	4,314	4,235	4,164	4,099
40,0	6,693	6,491	6,315	6,159	6,201	5,897	5,785	5,683	5,591
50,0	8,556	8,293	8,063	7,859	7,678	7,516	7,369	7,237	7,116
60,0	10,454	10,128	9,842	9,589	9,365	9,163	8,981	8,816	8,665
70,0	12,381	11,99	11,648	11,345	11,075	10,833	10,614	10,416	10,236
80,0	14,331	13,875	13,475	13,121	12,806	12,523	12,267	12,035	11,823
90,0	16,303	15,78	15,321	14,916	14,554	14,229	13,936	13,669	13,426
100,0	18,292	17,702	17,184	16,726	16,317	15,95	15,618	15,316	15,042
Полуугол расходимости ионного пучка – 6°									
0,0	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08	0,08
10,0	1,602	1,569	1,54	1,515	1,492	1,472	1,455	1,439	1,424
20,0	3,371	3,289	3,218	3,156	3,101	3,052	3,008	2,968	2,932
30,0	5,232	5,098	4,98	4,877	4,786	4,704	4,63	4,564	4,504
40,0	7,152	6,961	6,794	6,648	6,517	6,401	6,296	6,202	6,116
50,0	9,114	8,864	8,646	8,454	8,284	8,131	7,994	7,87	7,757
60,0	11,108	10,799	10,528	10,29	10,078	9,888	9,717	9,562	9,422
70,0	13,13	12,759	12,434	12,148	11,893	11,665	11,46	11,274	11,105
80,0	15,174	14,74	14,361	14,026	13,728	13,461	13,221	13,003	12,805
90,0	17,238	16,74	16,305	15,921	15,579	15,273	14,996	14,746	14,518
100,0	19,319	18,757	18,265	17,831	17,444	17,099	16,785	16,502	16,244

Исходными данными для расчета послужили результаты моделирования ИОС, приведенные в главе 2, и подтвержденные в процессе исследовательских испытаний, результаты которых представлены в главе 3. Из которых следует, что в разработанной, изготовленной и испытанной ИОС минимальные углы расходимости реализуются при приведенном первеансе, равном $0,00035 \text{ A/B}^{3/2}/\text{M}^2$. Потенциалы ЭЭ представлены в таблице, потенциалы УЭ подбираются из условия постоянства приведенного первеанса. Расчетные соотношения имеют вид:

- приведенный первеанс ($\text{A/B}^{3/2}/\text{M}^2$): $\Pi_i = \frac{j_i}{(1.15U_0)^{3/2}}$;
- ток пучка ионов (А): $I_b = \frac{\pi D^2 j_i \sigma_{\text{ЭЭ}}}{4}$;
- тяга (Н): $P = I_b \sqrt{\frac{2M_i U_0}{e}}$.

Управление относительной дальностью осуществляется с использованием информации об изменении относительного расстояния между СКА и ОКМ, а также о производных изменения

относительной дальности, путем изменения проекции тяги ЭРДУ на продольную ось СКА за счет поворота двигателей корректирующей ЭРДУ, что приводит к изменению времени увода ОКМ из защищаемой области ГСО и/или изменению расхода рабочего тела. Изменение тяги ВЧИД осуществляется путем изменения расхода рабочего тела, подаваемого в ГРК ВЧИД, и потенциалов, подаваемых на электроды ИОС, и происходит с сохранением начального угла расходимости ионного пучка, близкого к минимальному. С электростатической точки зрения такое условие соответствует сохранению оптимального значения первеанса ионного пучка, определенного при моделировании ИОС. Такое изменение тяги ВЧИД, может быть реализовано в двух вариантах. Первый вариант, когда тяга ВЧИД устанавливается постоянной на все время выведения конкретного ОКМ, и меняется при уводе другого ОКМ, если это необходимо, по результатам оценки динамики нового ОКМ. Второй вариант предполагает возможность регулирования тяги ВЧИД в процессе увода каждого ОКМ. Второй вариант адаптивного управления достаточно сложен и, пока рассматриваться не будет. Алгоритм управления боковым движением СКА предполагает, что компенсирующие двигатели в каждой их плоскостей поворачиваются на одинаковые углы. При управлении относительной дальностью предполагается, что компенсирующие ЭРД могут отклоняться на углы не более 15° относительно оси X и не более 35° относительно оси Z для обеспечения непопадания струи ВЧИД на ПСБ и антенные блоки, при этом потеря тяги компенсирующих ЭРД не превышает 15 %.

Коэффициенты равновесия для различных значений тяг ВЧИД с шагом 5 мН в диапазоне 23-80 мН и компенсирующих ЭРД в диапазоне 78-46,8 мН с шагом минус 10 % от номинального значения, равного 78 мН (для оценки изменений углов поворота компенсирующих ЭРД), и масс СКА в диапазоне 1200-1500 кг с шагом 50 кг представлены ниже (см. Таблица 26). Коэффициенты равновесия, превышающие единицу (равновесие не реализуемо), или отрицательные (тяга компенсирующих ЭРД меньше тяги ВЧИД) с точки зрения граничных условий поставленной задачи физического смысла не имеют. Допустимая вариативность коэффициентов равновесия выделена в таблице цветом.

Поскольку в главах 2 и 3 показано, что разработанном экспериментальном образце ВЧИД достигается минимальный полуугол расходимости около 4° , все дальнейшие результаты будут представлены именно для данного случая.

Среднеквадратичные отклонения кругового распределения плотности тока ионного пучка в зависимости от тяги ВЧИД и удаления от среза ВЧИД, определенные в соответствии с методикой, изложенной в главе 2, представлены ниже в сокращенном виде (см. Таблица 27, Рисунок 123).

Для КА «Горизонт 18» параметры параллелепипеда, аппроксимирующего цилиндрический корпус КА, следующие: 2,00×1,57×5,00 м.

Для оценки относительной дальности рассмотрены четыре варианта ориентации ОКМ относительно оси распространения ионного пучка: круг с $\varnothing 2,0$ м; прямоугольники с габаритными размерами 2,0×1,57 м (площадь прямоугольника равна площади круга); 5,0×2,0 м и 2,0×5,24 м.

Таблица 26 – Коэффициенты равновесия (КА «Горизонт 18»)

Тяга ЭРДУ, мН	78												
Тяга ВЧИД, мН		23	28	33	38	43	49	56	62	70	77	80	
Масса СКА, кг	1500	3,38	2,52	1,93	1,49	1,15	0,84	0,56	0,36	0,16	0,02	-0,04	
	1450	3,50	2,61	1,99	1,54	1,19	0,87	0,57	0,38	0,17	0,02	-0,04	
	1400	3,62	2,70	2,06	1,59	1,23	0,90	0,59	0,39	0,17	0,02	-0,04	
	1350	3,76	2,80	2,14	1,65	1,28	0,93	0,62	0,41	0,18	0,02	-0,04	
	1300	3,90	2,91	2,22	1,72	1,33	0,97	0,64	0,42	0,19	0,02	-0,04	
	1250	4,06	3,03	2,31	1,79	1,38	1,00	0,67	0,44	0,19	0,02	-0,04	
	1200	4,22	3,15	2,41	1,86	1,44	1,05	0,69	0,46	0,20	0,02	-0,04	
Тяга ЭРДУ, мН	70,2												
Масса СКА, кг	1500	2,90	2,13	1,59	1,20	0,89	0,61	0,36	0,19	0,00	-0,12	-0,17	
	1450	3,00	2,20	1,65	1,24	0,92	0,63	0,37	0,19	0,00	-0,13	-0,18	
	1400	3,11	2,28	1,71	1,28	0,96	0,66	0,38	0,20	0,00	-0,13	-0,19	
	1350	3,22	2,37	1,77	1,33	0,99	0,68	0,40	0,21	0,00	-0,14	-0,19	
	1300	3,35	2,46	1,84	1,38	1,03	0,71	0,41	0,22	0,00	-0,14	-0,20	
	1250	3,48	2,56	1,91	1,44	1,07	0,73	0,43	0,22	0,00	-0,15	-0,21	
	1200	3,63	2,66	1,99	1,50	1,12	0,76	0,45	0,23	0,01	-0,16	-0,22	
Тяга ЭРДУ, мН	62,4												
Масса СКА, кг	1500	2,42	1,74	1,26	0,91	0,64	0,39	0,16	0,01	-0,15	-0,27	-0,31	
	1450	2,50	1,80	1,30	0,94	0,66	0,40	0,17	0,01	-0,16	-0,28	-0,32	
	1400	2,59	1,86	1,35	0,97	0,68	0,41	0,17	0,01	-0,16	-0,29	-0,33	
	1350	2,69	1,93	1,40	1,01	0,71	0,43	0,18	0,01	-0,17	-0,30	-0,35	
	1300	2,79	2,00	1,45	1,05	0,74	0,45	0,19	0,01	-0,18	-0,31	-0,36	
	1250	2,91	2,08	1,51	1,09	0,77	0,46	0,19	0,01	-0,18	-0,32	-0,37	
	1200	3,03	2,17	1,57	1,13	0,80	0,48	0,20	0,01	-0,19	-0,33	-0,39	
Тяга ЭРДУ, мН	54,6												
Масса СКА, кг	1500	1,94	1,34	0,93	0,62	0,38	0,16	-0,04	-0,17	-0,31	-0,41	-0,45	
	1450	2,01	1,39	0,96	0,64	0,39	0,17	-0,04	-0,17	-0,32	-0,43	-0,46	
	1400	2,08	1,44	0,99	0,66	0,41	0,17	-0,04	-0,18	-0,33	-0,44	-0,48	
	1350	2,16	1,49	1,03	0,69	0,42	0,18	-0,04	-0,19	-0,35	-0,46	-0,50	
	1300	2,24	1,55	1,07	0,71	0,44	0,19	-0,04	-0,19	-0,36	-0,47	-0,52	
	1250	2,33	1,61	1,11	0,74	0,46	0,19	-0,04	-0,20	-0,37	-0,49	-0,54	
	1200	2,43	1,68	1,16	0,77	0,48	0,20	-0,04	-0,21	-0,39	-0,51	-0,56	
Тяга ЭРДУ, мН	46,8												
Масса СКА, кг	1500	1,46	0,95	0,59	0,33	0,12	-0,06	-0,23	-0,35	-0,47	-0,55	-0,59	
	1450	1,51	0,98	0,61	0,34	0,13	-0,07	-0,24	-0,36	-0,48	-0,57	-0,61	
	1400	1,57	1,02	0,63	0,35	0,13	-0,07	-0,25	-0,37	-0,50	-0,59	-0,63	
	1350	1,62	1,05	0,66	0,36	0,14	-0,07	-0,26	-0,38	-0,52	-0,62	-0,65	
	1300	1,69	1,09	0,68	0,38	0,14	-0,07	-0,27	-0,40	-0,54	-0,64	-0,68	
	1250	1,75	1,14	0,71	0,39	0,15	-0,08	-0,28	-0,42	-0,56	-0,67	-0,70	
	1200	1,83	1,19	0,74	0,41	0,16	-0,08	-0,29	-0,43	-0,59	-0,69	-0,73	

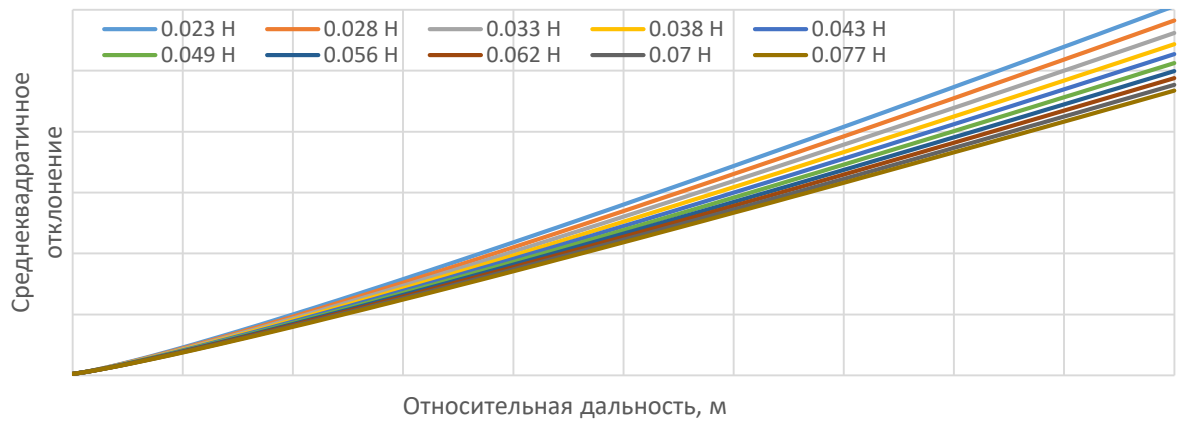


Рисунок 123 – Среднеквадратичные отклонения кругового распределения плотности тока ионного пучка с полууглом расходимости, равным 4° , в зависимости от тяги ВЧИД и удаления от среза ВЧИД

Таблица 27 – Среднеквадратичные отклонения кругового распределения плотности тока ионного пучка в зависимости от тяги ВЧИД и удаления от среза ВЧИД

Относительная дальность, м	Тяга ВЧИД, мН									
	23	28	33	38	43	49	56	62	70	77
0	0,027	0,027	0,027	0,027	0,027	0,027	0,027	0,027	0,027	0,027
10	0,461	0,446	0,434	0,423	0,413	0,404	0,397	0,39	0,384	0,378
20	1,002	0,966	0,936	0,909	0,885	0,864	0,845	0,828	0,813	0,799
30	1,581	1,523	1,472	1,428	1,389	1,354	1,323	1,294	1,269	1,246
40	2,184	2,102	2,031	1,968	1,912	1,863	1,819	1,778	1,742	1,709
50	2,804	2,697	2,604	2,522	2,45	2,386	2,328	2,275	2,228	2,184
60	3,437	3,305	3,189	3,088	2,999	2,919	2,847	2,782	2,723	2,669
70	4,080	3,922	3,785	3,663	3,556	3,46	3,374	3,296	3,225	3,16
80	4,733	4,548	4,388	4,247	4,121	4,009	3,909	3,817	3,735	3,659
90	5,393	5,182	4,998	4,836	4,693	4,565	4,449	4,345	4,25	4,163
100	6,060	5,822	5,615	5,432	5,27	5,125	4,995	4,877	4,769	4,671

Расчетные значения коэффициентов использования ионного пучка для различных вариантов ориентации ОКМ (КА «Горизонт 18») относительно плоскости, ортогональной направлению ионного пучка, для различных значений тяг и различной относительной дальности представлены ниже в сокращенном виде (см. Таблица 28).

Таблица 28 – Коэффициенты использования ионного пучка (КА «Горизонт 18»)

Тяга ВЧИД, мН		Тяга ВЧИД, мН				Тяга ВЧИД, мН		Тяга ВЧИД, мН			
Относительная дальность, м	Геометрия ОКМ					Относительная дальность, м	Геометрия ОКМ				
	Круг (м)	Прямоугольник (м)			Круг (м)		Прямоугольник (м)				
		$\varnothing 2$	2,0×1,57	5,0×2,0			2,0×5,24	$\varnothing 2$	2,0×1,57	5,0×2,0	2,0×5,24
0	1,00000	1,00000	1,00000	1,00000	0	1,00000	1,00000	1,00000	1,00000		
5	0,99997	0,99968	1,00000	1,00000	5	1,00000	0,99978	1,00000	1,00000		
10	0,90489	0,88399	0,96993	0,96993	10	0,96632	0,89861	0,97505	0,97505		
15	0,61374	0,60009	0,83173	0,83195	15	0,75758	0,62490	0,84657	0,84672		
20	0,39226	0,38628	0,67314	0,67564	20	0,53068	0,40816	0,69267	0,69475		
25	0,26022	0,25750	0,53309	0,53890	25	0,37127	0,27416	0,55416	0,55950		
30	0,18130	0,17994	0,41912	0,42684	30	0,26691	0,19237	0,43937	0,44685		
35	0,13192	0,13118	0,33082	0,33899	35	0,19832	0,14070	0,34926	0,35742		
40	0,09952	0,09909	0,26389	0,27168	40	0,15191	0,10650	0,28004	0,28798		
45	0,07736	0,07709	0,21334	0,22041	45	0,11940	0,08297	0,22725	0,23455		
50	0,06161	0,06144	0,17481	0,18108	50	0,09582	0,06623	0,18684	0,19338		
60	0,04144	0,04136	0,12201	0,12684	60	0,06521	0,04464	0,13093	0,13603		

70	0,02959	0,02954	0,08906	0,09279	70	0,04694	0,03193	0,09583	0,09980
80	0,02207	0,02204	0,06738	0,07030	80	0,03521	0,02385	0,07265	0,07578
90	0,01704	0,01702	0,05252	0,05486	90	0,02730	0,01843	0,05670	0,05920
100	0,01352	0,01351	0,04195	0,04384	100	0,02174	0,01463	0,04533	0,04736

Тяга ВЧИД, мН 33					Тяга ВЧИД, мН 38				
Относительная дальность, м	Геометрия ОКМ				Относительная дальность, м	Геометрия ОКМ			
	Круг (м)	Прямоугольник (м)				Круг (м)	Прямоугольник (м)		
	Ø2	2,0×1,57	5,0×2,0	2,0×5,24		Ø2	2,0×1,57	5,0×2,0	2,0×5,24
0	1,00000	1,00000	1,00000	1,00000	0	1,00000	1,00000	1,00000	1,00000
5	0,99999	0,99985	1,00000	1,00000	5	0,99999	0,99989	1,00000	1,00000
10	0,92967	0,90979	0,97879	0,97879	10	0,93885	0,91959	0,98192	0,98192
15	0,66193	0,64642	0,85898	0,85908	15	0,68268	0,66638	0,87013	0,87020
20	0,43488	0,42761	0,70924	0,71099	20	0,45399	0,44611	0,72438	0,72584
30	0,20607	0,20433	0,45809	0,46530	30	0,21745	0,21553	0,47495	0,48189
40	0,11415	0,11359	0,29510	0,30315	40	0,12111	0,12049	0,30937	0,31748
50	0,07108	0,07085	0,19826	0,20504	50	0,07560	0,07534	0,20915	0,21614
60	0,04798	0,04786	0,13955	0,14491	60	0,05108	0,05096	0,14775	0,15333
70	0,03430	0,03424	0,10233	0,10652	70	0,03658	0,03651	0,10867	0,11307
80	0,02563	0,02560	0,07772	0,08104	80	0,02734	0,02730	0,08263	0,08613
90	0,01982	0,01979	0,06075	0,06341	90	0,02115	0,02112	0,06468	0,06750
100	0,01573	0,01572	0,04860	0,05078	100	0,01680	0,01678	0,05180	0,05410

Тяга ВЧИД, мН 43					Тяга ВЧИД, мН 49				
Относительная дальность, м	Геометрия ОКМ				Относительная дальность, м	Геометрия ОКМ			
	Круг (м)	Прямоугольник (м)				Круг (м)	Прямоугольник (м)		
	Ø 2	2,0×1,57	5,0×2,0	2,0×5,24		Ø 2	2,0×1,57	5,0×2,0	2,0×5,24
0	1,00000	1,00000	1,00000	1,00000	0	1,00000	1,00000	1,00000	1,00000
5	1,00000	0,99992	1,00000	1,00000	5	1,00000	0,99994	1,00000	1,00000
10	0,94668	0,92808	0,98454	0,98454	10	0,95327	0,93537	0,98669	0,98669
15	0,70048	0,68351	0,87944	0,87949	15	0,71741	0,69982	0,88806	0,88810
20	0,47186	0,46338	0,73799	0,73922	20	0,48819	0,47916	0,75003	0,75107
30	0,22830	0,22619	0,49045	0,49712	30	0,23870	0,23640	0,50482	0,51122
40	0,12783	0,12714	0,32281	0,33096	40	0,13416	0,13340	0,33518	0,34335
50	0,07992	0,07964	0,21940	0,22658	50	0,08408	0,08377	0,22911	0,23645
60	0,05408	0,05394	0,15555	0,16134	60	0,05699	0,05684	0,16307	0,16905
70	0,03877	0,03869	0,11471	0,11931	70	0,04091	0,04082	0,12055	0,12533
80	0,02901	0,02897	0,08741	0,09109	80	0,03063	0,03058	0,09201	0,09585
90	0,02245	0,02242	0,06847	0,07143	90	0,02371	0,02367	0,07214	0,07525
100	0,01784	0,01782	0,05490	0,05733	100	0,01886	0,01883	0,05791	0,06046

Тяга ВЧИД, мН 56					Тяга ВЧИД, мН 62				
Относительная дальность, м	Геометрия ОКМ				Относительная дальность, м	Геометрия ОКМ			
	Круг (м)	Прямоугольник (м)				Круг (м)	Прямоугольник (м)		
	Ø 2	2,0×1,57	5,0×2,0	2,0×5,24		Ø 2	2,0×1,57	5,0×2,0	2,0×5,24
0	1,00000	1,00000	1,00000	1,00000	0	1,00000	1,00000	1,00000	1,00000
5	1,00000	0,99995	1,00000	1,00000	5	1,00000	0,99996	1,00000	1,00000
10	0,95810	0,94079	0,98823	0,98823	10	0,96265	0,94598	0,98966	0,98966
15	0,73224	0,71412	0,89545	0,89547	15	0,74603	0,72743	0,90217	0,90219
20	0,50354	0,49398	0,76100	0,76189	20	0,51776	0,50769	0,77089	0,77165
30	0,24848	0,24600	0,51791	0,52404	30	0,25815	0,25548	0,53046	0,53632
40	0,14025	0,13942	0,34682	0,35498	40	0,14629	0,14539	0,35812	0,36626
50	0,08813	0,08779	0,23843	0,24590	50	0,09209	0,09171	0,24740	0,25499
60	0,05982	0,05965	0,17028	0,17645	60	0,06256	0,06238	0,17719	0,18352
70	0,04297	0,04288	0,12615	0,13111	70	0,04498	0,04488	0,13157	0,13669
80	0,03219	0,03214	0,09642	0,10041	80	0,03374	0,03367	0,10075	0,10489
90	0,02494	0,02491	0,07573	0,07897	90	0,02614	0,02610	0,07917	0,08255
100	0,01984	0,01982	0,06082	0,06348	100	0,02080	0,02077	0,06365	0,06643

Тяга ВЧИД, мН					Тяга ВЧИД, мН				
70					77				
Относительная дальность, м	Геометрия ОКМ				Относительная дальность, м	Геометрия ОКМ			
	Круг (м)	Прямоугольник (м)				Круг (м)	прямоугольник		
	Ø 2	2,0×1,57	5,0×2,0	2,0×5,24		Ø 2	2,0×1,57	5,0×2,0	2,0×5,24
0	1,00000	1,00000	1,00000	1,00000	0	1,00000	1,00000	1,00000	1,00000
5	1,00000	0,99997	1,00000	1,00000	5	1,00000	0,99998	1,00000	1,00000
10	0,96632	0,95024	0,99079	0,99079	10	0,96978	0,95432	0,99184	0,99184
15	0,75758	0,73860	0,90770	0,90771	15	0,76916	0,74981	0,91315	0,91316
20	0,53068	0,52014	0,77966	0,78032	20	0,54306	0,53208	0,78789	0,78845
30	0,26691	0,26406	0,54152	0,54714	30	0,27534	0,27231	0,55188	0,55727
40	0,15191	0,15094	0,36842	0,37652	40	0,15734	0,15631	0,37818	0,38624
50	0,09582	0,09542	0,25574	0,26343	50	0,09952	0,09909	0,26389	0,27168
60	0,06521	0,06501	0,18381	0,19029	60	0,06778	0,06757	0,19018	0,19679
70	0,04694	0,04683	0,13679	0,14207	70	0,04884	0,04872	0,14184	0,14726
80	0,03521	0,03514	0,10486	0,10914	80	0,03666	0,03659	0,10888	0,11330
90	0,02730	0,02726	0,08252	0,08602	90	0,02844	0,02839	0,08578	0,08939
100	0,02174	0,02172	0,06641	0,06930	100	0,02266	0,02262	0,06908	0,07207

Видно, что полученное выше значение коэффициента равновесия может быть реализовано на относительных дальностях от 30-35 м до 70-75 м в зависимости от ориентации ОКМ на начальной стадии эксплуатации СКА (масса близка к 1500 кг) или на дальностях от 25-30 м до 65-70 м на конечной стадии эксплуатации СКА (масса близка к 1200 кг). При необходимости относительная дальность может быть увеличена за счет уменьшения тяги корректирующих ЭРД путем их поворота. С точки зрения уменьшения вероятности столкновения СКА с ОКМ наиболее критичной из рассмотренных ситуаций является та, в которой площадь проекции корпуса ОКМ на плоскость, перпендикулярную направлению распространения ионного пучка, наименьшая (прямоугольник 2,0×1,57 м). Здесь реализуются минимальные расстояния между ОКМ и СКА.

При воздействии ионным пучком на вращающейся ОКМ в силу ошибок определения положения центра масс ОКМ, ошибок прицеливания на него и других факторов возникают компоненты возмущающей силы в плоскости OXZ, ортогональной направлению относительной дальности, которые приводят к изменению вращательных моментов ОКМ относительно разных осей и дополнительному смещению ОКМ в плоскости OXZ. В [265, 266] для учета возмущающих сил, действующих в плоскости OXZ, предложено использовать гармонический закон вида:

$$P_i = P_n k_i \sin \left(\varphi_i^0 + \frac{2\pi}{T_i} t \right), \quad (66)$$

где: P_n – сила, действующая на ОКМ в направлении относительной дальности; i – компоненты относительно осей X и Z; k_i – коэффициент, определяющий отношение максимального значения составляющей боковой силы к величине силы, действующей в направлении относительной дальности; φ_i , T_i – сдвиг по фазе и период колебаний бокового усилия силы воздействия ионного пучка ВЧИД на ОКМ.

Результаты моделирования, представленные в [265, 266] говорят о том, что при больших значениях периода вращения характер относительного движения ОКМ и СКА становится похож

на движение не вращающегося ОКМ. Там же было показано, что для учета вращения ОКМ целесообразно рассматривать период, равный 3 часа (при необходимости указанный период может быть уточнен, например, в случае, когда оценивается увод ОКМ с известным периодом вращения).

Для оценки возможности построения адекватных алгоритмов управления связкой «СКА-ОКМ» для перевода ОКМ из защищаемой области ГСО на орбиту захоронения использовалась обновленная модификация программы Dispose [267], в которой реализованы вышеописанные законы управления связкой «СКА-ОКМ» и имитационные модели воздействия ионного пучка на ОКМ. Проведем моделирование движения связки «СКА-ОКМ», когда в качестве ОКМ выступает КА «Горизонт 18». Ниже (см. Рисунок 124) представлена исходная страница программы «DisposeFX» в версии 2022 года с загруженными в программу исходными данными, соответствующими выбранному ОКМ.

Исходные данные для расчета

Начальные условия, исходные данные | Модель управления | Последние рассчитанные параметры

Начальные условия, параметры интегр.

Параметры орбиты ОКМ

Большая полуось (м)	42411000.0
Высота (Бол.полуось-рад.Земли) (км)	36040.7
Эксцентриситет	0.00345
Наклонение (град)	13.7
Долгота восходящего узла (град)	0
Аргумент перигея (град)	-90
Истинная аномалия (град)	90

Отклонение СКА

Отставание СКА от ОКМ (м)	40
Отклонение по положению X (м)	10
Отклонение по положению Y (м)	0
Отклонение по положению Z (м)	10
Отклонение по скорости X (м)	0
Отклонение по скорости Y (м)	0
Отклонение по скорости Z (м)	0

Параметры интегрирования

Начальный момент времени (с)	0
Шаг интегрирования (с)	2
Конечный момент времени (сут)	10
Шаг печати (с)	360

Параметры ОКМ, СКА

Масса (кг) 2120

Эффективный радиус (м)

Круг

Цилиндр

Параллелограмм

Длина (м)	2.00
Ширина (м)	1.57
Высота (м)	5.00
Ось вращения (1,2,3)	1

Параметры СКА

Масса (кг) 1500

Параметры ЭРДУ

Кол. двигателей, СПД	2
Тяга одного СПД (Н)	0.039
Сдвиг по оси X (м)	1
Сдвиг по прод. оси Y (м)	-1
Сдвиг по оси Z (м)	0
Макс угол пов. отн. X (град)	15
Макс угол пов. отн. Z (град)	35

Параметры ИП

Тяга ИП (Н) 0.055

Конический пучок

Клиновидный пучок

Угол расходимости пучка (град)	4
--------------------------------	---

Модель воздействия ионного пучка

Гармонические возмущения

Вид возмущения	Период(с)	Амплитуд...	Фаз.(град)
<input checked="" type="checkbox"/> Уск.ОКМ, X	10800	0.1	90
<input checked="" type="checkbox"/> Уск.ОКМ, Y	10800	0.2	0
<input checked="" type="checkbox"/> Уск.ОКМ, Z	10800	0.1	-90

Ориентация ПСБ на Солнце

Начальное положение Солнца (град)

Точность ориентации на Солнце (град)

Момент инерции СКА отн. X (кг*м²)

Момент инерции СКА отн. Y (кг*м²)

Момент инерции СКА отн. Z (кг*м²)

Момент инерции ПСБ отн. X (кг*м²)

Момент инерции ПСБ отн. Y (кг*м²)

Момент инерции ПСБ отн. Z (кг*м²)

Учет аэродинамики

Коэффициент АД сопротивления ОКМ

Площадь сечения ОКМ (м)

Коэффициент АД сопротивления СКА

Площадь сечения СКА (м)

Коэффициент АД сопротивления ПСБ

Площадь сечения СБ (м)

Статус: Данные сохранены | Имя файла: C:\Users\user\Desktop\DispFX_2022\data\last_param... | Загрузить | Сохранить | Сохранить как | Рассчитать | Выход

Рисунок 124 – Исходные данные для моделирования

На графике (см. Рисунок 125) представлены изменения проекций относительной дальности и изменение высоты орбиты ОКМ (КА «Горизонт 18») без управляющих воздействий (здесь и далее, если специально не оговорено, исследуется случай вращения КА вокруг оси X).

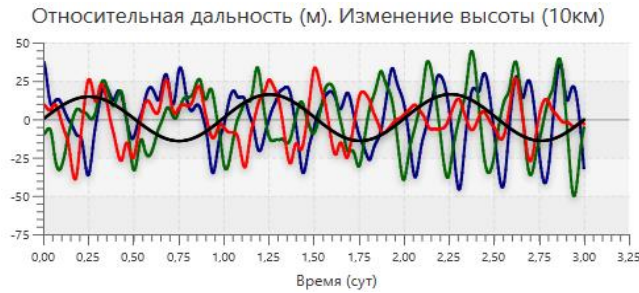


Рисунок 125 – Поведение связки «СКА-ОКМ» в отсутствие управляющих воздействий (синий – проекция относительной дальности на ось X (м), зеленый – проекция относительной дальности на ось Y (м), красный – проекция относительной дальности на ось Z (м), черный – изменение высоты орбиты (10 км))

Существенные колебания представленных параметров связаны с тем, что КА «Горизонт 18» имеет в настоящее время орбиту с эксцентриситетом около 0,003 и достаточно существенным наклоном, равным $13,7^\circ$. При отсутствии управления происходит хаотическое движение связки СКА и ОКМ. ОКМ оказывается то спереди, то сзади от СКА. Колебательное изменение высоты ОКМ связано с наличием эксцентриситета орбиты.

При использовании управления боковым движением по величине боковых отклонений и их производных увод ОКМ из защищаемой области ГСО на орбиту захоронения (+300 км к высоте ГСО) без управления относительной дальностью может быть реализован за время порядка 8 суток (см. Рисунок 126). Начальная дальность между СКА и ОКМ равна 40 м. Среднее значение относительной дальности составляет около 25 м.

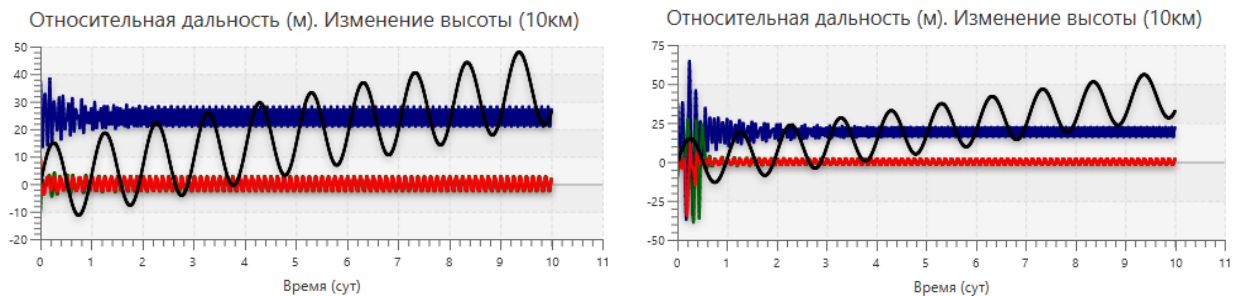


Рисунок 126 – Увод ОКМ на орбиту захоронения при использовании управления боковым движением по величине боковых отклонений и их производных (синий – проекция относительной дальности на ось X (м), зеленый – проекция относительной дальности на ось Y (м), красный – проекция относительной дальности на ось Z (м), черный – изменение высоты орбиты (10 км); масса СКА – 1500 кг (слева); масса СКА – 1200 кг (справа)). Начальная относительная дальность – 40 м

В [268] показано, что для обеспечения устойчивости увода ОКМ из защищаемой области ГСО на орбиты захоронения при управлении боковой дальностью хороший результат достигается при следующих параметрах алгоритма управления боковым движением: $k_0 = 0.3$ град $^{-1}$, $k_1 = 300$ с/град, а максимальный угол отклонения двигателей – $\alpha_{MAX} = 5^\circ$.

Видно, что увод КА «Горизонт 18» в конце САС СКА, когда его масса составляет 1200 кг, при принятых значениях начальной относительной дальности, равной 40 м, вызывает значительные колебания относительной дальности, превышающие ее начальное значение, что говорит о столкновении между СКА и ОКМ. В данном случае целесообразно уменьшить начальное относительное расстояние между СКА и ОКМ. На графике (Рисунок 127) приведен результат моделирования увода при начальной относительной дальности между СКА и ОКМ, равной 25 м. Среднее значение относительной дальности около 20 м. Время увода составило порядка 7 суток.

При использовании управления боковым движением по величине боковых отклонений и их производных совместно с управлением относительной дальностью (средняя дальность – 30 м, коэффициент перед величиной 0,0001, коэффициент перед производной 0,1 с) время увода ОКМ несколько больше, чем при управлении только боковым движением. Это объясняется тем, что управление величиной относительной дальности осуществляется за счет уменьшения проекции тяги ЭРДУ на продольную ось СКА. Тем не менее, время увода составляет около 9-12 суток при вращении ОКМ относительно разных осей и при разной массе СКА (см. Рисунок 128). Начальная дальность между СКА и ОКМ принималась в расчетах равной 40 м (для левого столбца (сверху вниз): 10,5; 11; 9 суток; для правого столбца (сверху вниз): 11; 11,5; 9 суток)

Увеличение в алгоритме управления относительной дальности величины средней дальности до 50 м приводит к существенному увеличению времени увода ОКМ. За 10 суток увеличение средней величины высоты ОКМ составило около 100 км (см. Рисунок 129). Уменьшение тяги ВЧИД до 45 мН приводит к возрастанию амплитуды колебаний проекций относительной дальности на ось X (см. Рисунок 128 и Рисунок 130). В целом увод ОКМ на орбиту захоронения возможен. Уменьшение в алгоритме управления относительной дальностью величины средней дальности до 20 м приводит к сокращению времени транспортировки ОКМ до порядка 7-8 суток (см. Рисунок 131) (для левого столбца (сверху вниз): 7; 8; 8 суток; для правого столбца (сверху вниз): 7,5; 8; 7 суток).

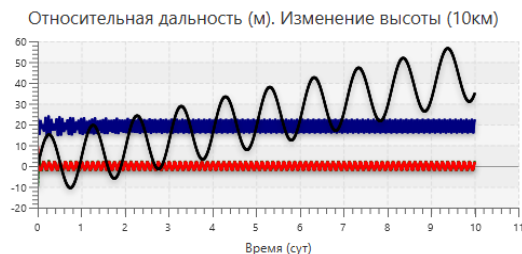


Рисунок 127 – Увод ОКМ на орбиту захоронения при использовании управления боковым движением по величине боковых отклонений и их производных (синий – проекция относительной дальности на ось X (м), зеленый – проекция относительной дальности на ось Y (м), красный – проекция относительной дальности на ось Z (м), черный – изменение высоты орбиты (10 км); масса СКА – 1200 кг). Начальная относительная дальность – 25 м

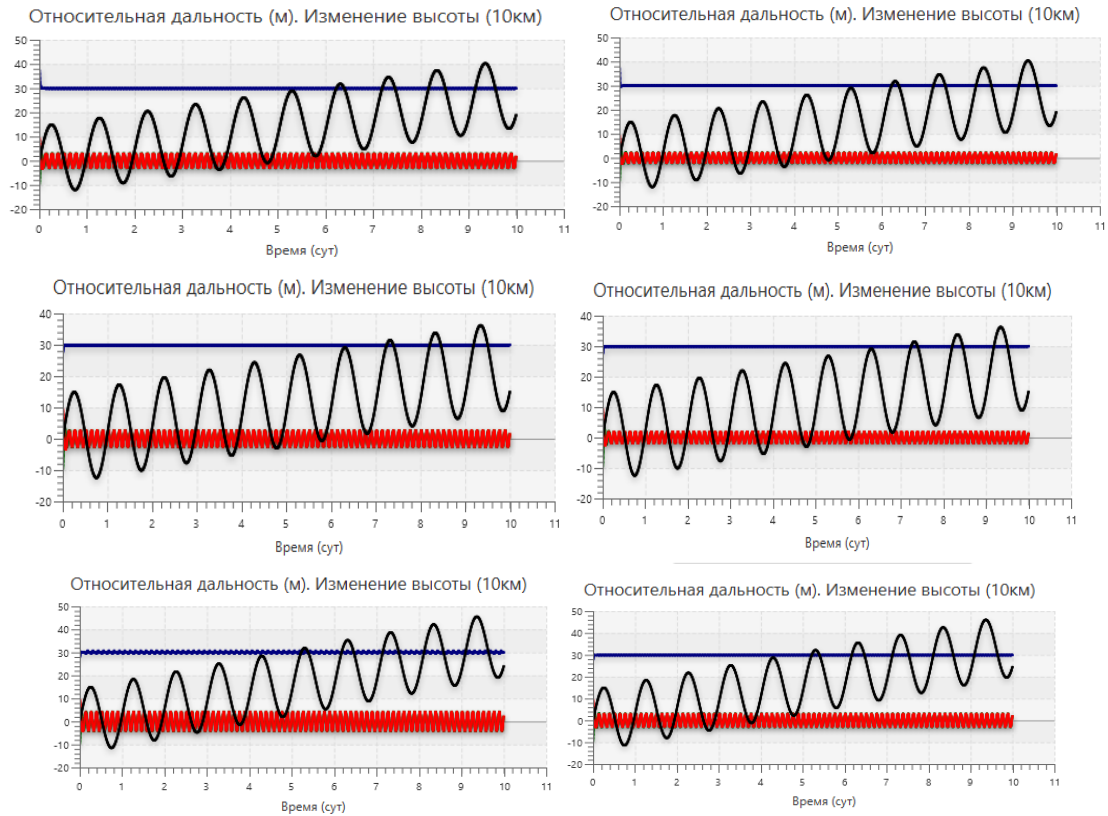


Рисунок 128 – Увод ОКМ на орбиту захоронения при использовании управления боковым движением по величине боковых отклонений и их производных совместно с управлением относительной дальностью (синий – проекция относительной дальности на ось X (м), зеленый – проекция относительной дальности на ось Y (м), красный – проекция относительной дальности на ось Z (м), черный – изменение высоты орбиты (10 км); масса СКА – 1500 кг (слева); масса СКА -1200 кг (справа); вращение вокруг осей X, Y, Z (сверху вниз). Средняя дальность – 30 м)

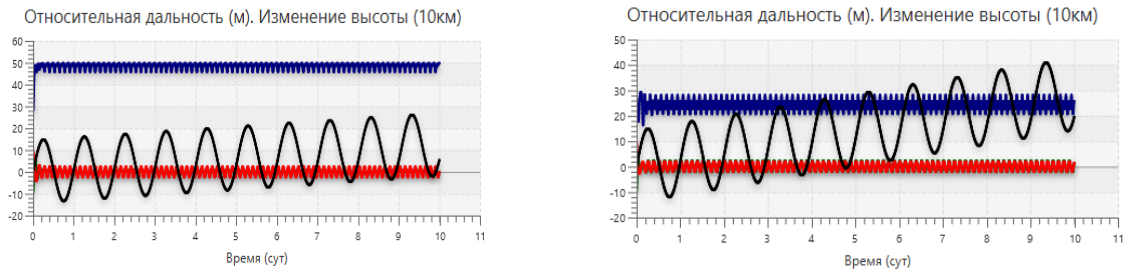


Рисунок 129 – Попытка увода ОКМ при использовании управления боковым движением по величине боковых отклонений и их производных совместно с управлением относительной дальностью с расширенным диапазоном разрешенной относительной дальности (синий – проекция относительной дальности на ось X (м), зеленый – проекция относительной дальности на ось Y (м), красный – проекция относительной дальности на ось Z (м), черный – изменение высоты орбиты (10 км); масса СКА – 1500 кг)

Рисунок 130 – Увод ОКМ из защищаемой области ГСО с уменьшенной тягой ВЧИД

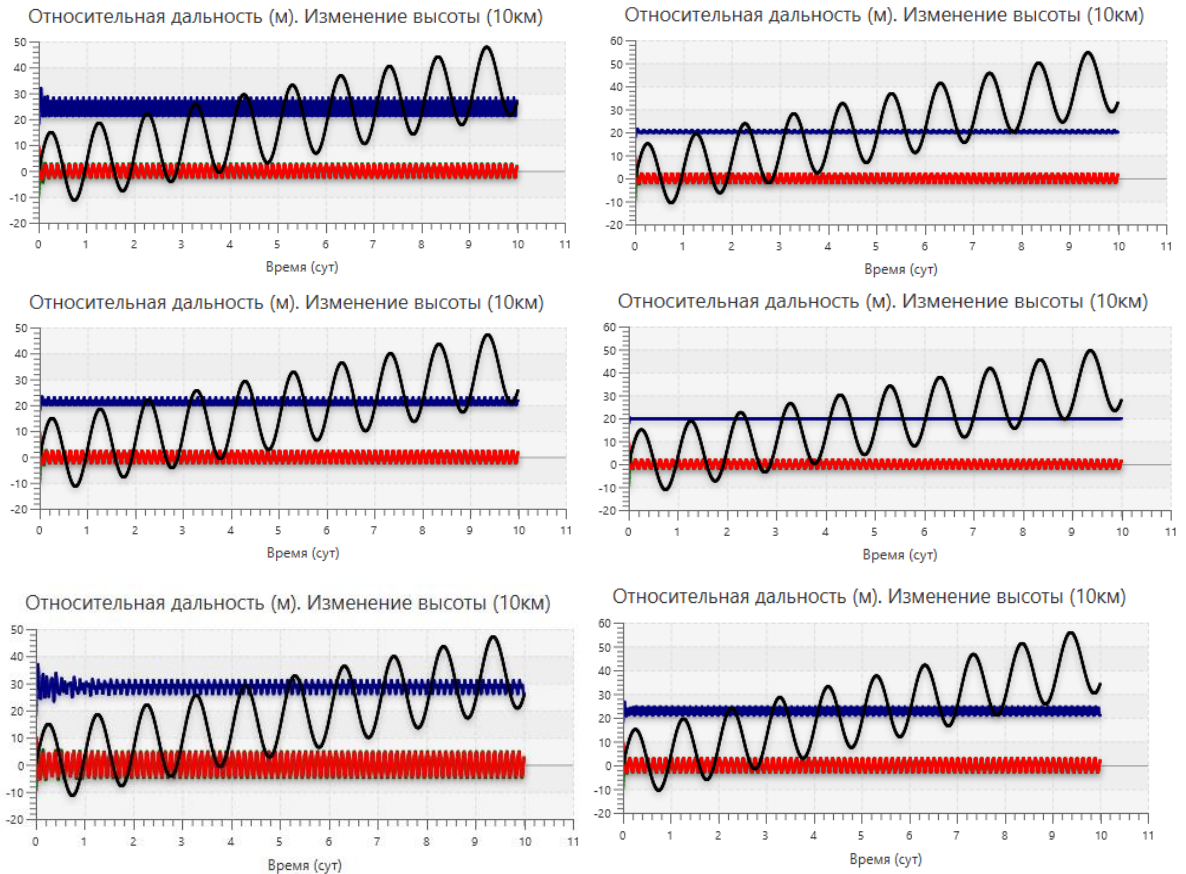


Рисунок 131 – Увод ОКМ на орбиту захоронения при использовании управления боковым движением по величине боковых отклонений и их производных совместно с управлением относительной дальностью (синий – проекция относительной дальности на ось X (м), зеленый – проекция относительной дальности на ось Y (м), красный – проекция относительной дальности на ось Z (м), черный – изменение высоты орбиты (10 км); масса СКА – 1500 кг (слева); масса СКА -1200 кг (справа); вращение вокруг осей X, Y, Z (сверху вниз). Средняя дальность – 20 м)

4.2 Проектно-баллистический анализ виртуальной связки «сервисный космический аппарат – объект космического мусора»

Система дифференциальных уравнений, в равноденственных элементах, описывающая управляемое возмущенное движение центра масс СКА с ЭРДУ при маневрировании и в процессе совершения транспортной операции, имеет вид [269, 270]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \frac{dp}{dt} = 2 \frac{p^{\frac{3}{2}}}{b_1} T^\Sigma \\ \frac{de_x}{dt} = \frac{p^{\frac{1}{2}}}{b_1} \left(((1+b_1)\cos(l) + e_x) T^\Sigma + b_1 \sin(l) S^\Sigma - e_y b_2 W^\Sigma \right) \\ \frac{de_y}{dt} = \frac{p^{\frac{1}{2}}}{b_1} \left(((1+b_1)\sin(l) + e_y) T^\Sigma - b_1 \cos(l) S^\Sigma + e_x b_2 W^\Sigma \right) \\ \frac{di_x}{dt} = \frac{1}{2} \frac{p^{\frac{1}{2}}}{b_1} b_3 \cos(l) W^\Sigma \\ \frac{di_y}{dt} = \frac{1}{2} \frac{p^{\frac{1}{2}}}{b_1} b_3 \sin(l) W^\Sigma \\ \frac{dl}{dt} = \frac{b_1^2}{p^{\frac{3}{2}}} + p^{\frac{1}{2}} \frac{b_2}{b_1} W^\Sigma \end{array} \right. \quad (67)$$

где: $b_1 = 1 + e_x \cos(l) + e_y \sin(l)$; $b_2 = i_x \sin(l) - i_y \cos(l)$; $b_3 = i_x^2 + i_y^2$; $p = a(1 - e^2)$ – фокальный параметр; a –

большая полуось; $i = \begin{cases} 2 \arctan \sqrt{i_x^2 + i_y^2}, & 0 < i < \frac{\pi}{2} \\ \pi - 2 \arctan \sqrt{i_x^2 + i_y^2}, & \frac{\pi}{2} < i < \pi \end{cases}$ – наклонение; $i_x = \tan \frac{i}{2} \cos \Omega$;

$i_y = \tan \frac{i}{2} \sin \Omega$; $e = \sqrt{e_x^2 + e_y^2}$ – эксцентриситет; $e_x = e \cos(\omega + \Omega)$; $e_y = e \sin(\omega + \Omega)$; $l = \nu + \omega + \Omega$

– истинная долгота; $\Omega = \text{atan2}(i_x, i_y)$ – долгота восходящего узла; $\omega = \text{atan2}(e_y, e_x) - \Omega$ – аргумент перигея; ν – истинная аномалия.

Компоненты вектора суммарного возмущающего ускорения, действующего на КА при его орбитальном движении в окрестности Земли, могут быть представлены в виде $S^\Sigma = S_a + S_\Phi$;

$T^\Sigma = T_a + T_\Phi$; $W^\Sigma = W_a + W_\Phi$, где: S_a , T_a , W_a – радиальная, трансверсальная и бинормальная компоненты вектора реактивного ускорения в рассматриваемой орбитальной системе координат,

соответственно [271, 272]; $S_\Phi = \sum_{j=1}^{m_\Phi} S_\Phi^{(j)}$, $T_\Phi = \sum_{j=1}^{m_\Phi} T_\Phi^{(j)}$, $W_\Phi = \sum_{j=1}^{m_\Phi} W_\Phi^{(j)}$ – радиальная,

трансверсальная и бинормальная компоненты векторной суммы ускорений, приобретаемых СКА от действия возмущающих сил, к которым будем причислять все активные внешние силы, за исключением реактивной тяги компенсирующих ЭРД и центральной составляющей силы притяжения Земли. Приняты во внимание влияния лунно-солнечных возмущений и нецентральности гравитационного поля Земли (вторая зональная гармоника).

Приведенная система дифференциальных уравнений дополнена уравнением, описывающим изменение массы СКА на активных участках траектории (компенсирующая ЭРДУ работает). В качестве маршевого компенсирующего двигателя рассмотрен нерегулируемый ЭРДУ ограниченной тяги (ОТ-модель) [273]. В этом случае, величина тяги, создаваемая компенсирующими ЭРД, и скорость истечения рабочего тела полагаются постоянными (компенсирующие ЭРД или включены или выключены).

Дифференциальное уравнение, описывающее изменение массы СКА m_{SSC} для ОТ-модели, имеет вид: $\frac{dm_{SSC}}{dt} = -\delta \frac{P}{w}$, где P – фиксированное значение тяги ЭРДУ (Н); w – фиксированная скорость истечения рабочего тела (м/с). Безразмерный параметр $\delta \in \{0,1\}$ определяет режим работы компенсирующих ЭРД (включены/выключены).

Дифференциальное уравнение относительно текущей массы СКА на участке транспортировки ОКМ определяется соотношением: $\frac{dm_{SSC}}{dt} = -\left(\frac{P_{EP}}{w_{EP}} + \frac{P_{IS}}{w_{IS}}\right)$, где w_{EP} и w_{IS} – скорости истечения (м/с) рабочего тела для компенсирующих ЭРД и ВЧИД, соответственно.

Компоненты вектора реактивного ускорения в орбитальной системе координат в рамках ОТ-модели имеют вид:

$$S_a^{OT} = \delta \frac{P}{m_{SSC}} \sin(\vartheta) \cos(\psi), \quad T_a^{OT} = \delta \frac{P}{m_{SSC}} \cos(\vartheta) \cos(\psi), \quad W_a^{OT} = \delta \frac{P}{m_{SSC}} \sin(\psi),$$

где: ϑ – угол тангажа СКА; ψ – угол рысканья СКА.

Считаем, что СКА совершает три типа маневра: перелет между базовой орбитой (орбитой ожидания) и выбранным ОКМ, определяющим первый узел в цепочки последовательных межорбитальных перелетов; перелет между парой ОКМ, т.е. между двумя любыми «узлами» в рассматриваемой цепочке последовательных межорбитальных перелетов; перелет между ОКМ и некоторой заданной орбитой. На участке транспортировки вектор реактивного ускорения определяется соотношением: $a_n = \frac{P_{EP} - P_{IS}}{m_{SSC}}$, где P_{EP} – тяга компенсирующих ЭРД; P_{IS} – тяга ВЧИД; m_{SSC} – масса СКА.

В качестве модельной задачи рассмотрена цепочка из десяти ОКМ, завершивших свое функционирование по целевому назначению, но не уведенных из окрестности защищаемой области ГСО. Параметры орбит выбранных для проведения моделирования ОКМ представлены ниже (см. Таблица 29). Следует подчеркнуть, что для некоторого усложнения поставленной задачи у выбранных к уводу КА наклонение исходной орбиты превышает 10° , которые были заложены как ограничение для построения цепочки подлежащих уводу КА (см. дополнительные

требования к ЭРДУ СКА в разделе 1.6.2).

Таблица 29 – Рассматриваемая цепочка уводимых ОКМ

Название	Масса, кг	Перигей, км	Апогей, км	Период, мин.	Большая полуось, км	Эксцентриситет/наклонение (град)
Горизонт 20	2125,0	35756,8	35802,5	1435,4	42150	0,00054/13,8
SUPERBIRD-A	2489,2	35904,2	35982,0	1443,7	42314	0,00092/13,5
LEASAT-5	1388,0	35950,7	36021,7	1445,9	42357	0,00084/11,4
Горизонт 18	2120,0	35892,5	36185,0	1448,6	42409	0,00345/13,6
GALAXY 6	708,0	35933,7	35943,1	1443,5	42309	0,00011/13,3
DFS 2	850,0	35991,2	36002,3	1443,5	42367	0,00013/14,1
SBS 5	1239,0	35901,2	35956,9	1443,0	42300	0,00066/14,3
TDRS 3	2224,9	35623,5	35960,8	1436,0	42163	0,00400/13,5
Горизонт 16	2100,0	35809,7	35947,5	1440,4	42249	0,00163/13,0
SKYNET 4B	1429,1	35949,4	35974,2	1444,7	42332	0,00029/14,2

При проведении расчетов принимались следующие проектные параметры СКА:

- начальная масса СКА – 1500 кг;
- максимальный запас рабочего тела (ксенона) – 300 кг;
- компенсирующие ЭРД - пара СПД-70 с суммарной тягой – 80 мН и удельным импульсом тяги – 1470 с
- Параметры функционирования ВЧИД:
- тяга – 43,7-72,3 мН;
- удельный импульс тяги – 7821 с.

Необходимое изменение радиуса перигея орбиты ОКМ при буксировке принималось равным 300 км в соответствии с [12, 16].

Рассматривались следующие параметры начальной орбиты (орбиты ожидания) СКА, на опорный момент времени T_0 - 2 июля 2022 года, 00 часов 00 минут UTC:

- большая полуось $a=42164,1$ км,
- эксцентриситет $e=0,00421$,
- наклонение $i=15,67^\circ$,
- долгота восходящего узла $\Omega=12,24^\circ$,
- аргумент перицентра $\omega=3,454^\circ$.

Предполагалось, что эксцентрическая аномалия СКА в T_0 составляет $E=74,48^\circ$.

Основные результаты, полученные при решении задачи сквозной траекторной оптимизации для цепочки межорбитальных перелетов СКА, обеспечивающего увод из защищаемой окрестности ГСО семи ОКМ, для функционала «быстродействия», приведены ниже (см. Таблица 30).

Таблица 30 – Основные характеристики транспортной операции [112]

№ п/п	№ NORAD	Мокм, кг	Трандеву, сутки	Тувода, сутки	Тбукс, сутки	ΔМ, кг	ТΣ, сутки
1	20659	2125	32,4	41,5	9,1	20,5	41,5
2	20040	2489	18,9	27,3	8,4	33,9	68,8
3	20410	1380	75,9	80,7	4,8	73,6	149,4
4	20873	708	80,3	87,1	6,8	117,0	236,5
5	20107	2120	129,7	138,9	9,2	193,0	375,4
6	20706	850	107,2	113,7	6,4	252,8	489,1
7	19484	1239	10,1	17,6	7,6	261,5	506,7
Итого затраты ксенона:						265,25 кг	
Примечание: Трандеву – время перелета СКА между двумя соседними узлами цепочки; Тувода – полное время увода одного ОКМ, включающее перелет между соседними ОКМ цепочки и саму буксировку ОКМ; Тбукс – время буксировки ОКМ; ΔМ – последовательное изменение массы СКА при уводе ОКМ							

Масса ксенона, необходимая для последовательного увода с помощью СКА семи ОКМ составила 265,25 кг. Полное время выполнения транспортной операции составило 514 суток. Оптимальное значение даты старта СКА с орбиты ожидания в данном случае – 2 июля 2022 года, 5 часа 47 минут UTC.

4.3 Выводы по главе 4

Представленные в разделе результаты проектно-баллистического анализа виртуальной связи «СКА-ОКМ» применительно к защищаемой области ГСО говорят о принципиальной возможности и достаточно высокой эффективности предложенного бесконтактного метода увода ОКМ вследствие низких энергетических затрат на проведение операции транспортировки и приемлемой длительности транспортной. В случае выбора адекватной последовательности уводимых ОКМ (начальные траектории которых обладают незначительными отличиями в наклонениях орбит) СКА массой порядка 1500 кг при запасе рабочего тела порядка 300 кг (ксенон) может быть с успехом применен для увода как минимум семи ОКМ массой порядка 2000 кг из защищаемой области ГСО на орбиту захоронения, высота которой превышает высоту ГСО на 300 км.

Разработанная модель ионного пучка позволила уточнить требования, предъявляемые к системе бесконтактной транспортировки, например, в части тяги ВЧИД, и разработать исходные данные для проведения моделирования управления связкой «СКА-ОКМ» и проектно-баллистических расчетов. Математическая модель воздействия ионного пучка на ОКМ различной конфигурации (круг, цилиндр, параллелепипед) при их различной ориентации, позволила существенно уточнить параметры управления связкой «СКА-ОКМ».

Разработанные модели позволяют определять необходимые рабочие режимы компенсирующих ЭРД и ВЧИД для эффективного увода ОКМ различных масс и форм с

определением безопасной относительной дальности (в части снижения вероятности столкновения между СКА и ОКМ) осуществления транспортной операции.

В целом увод семи ОКМ из защищаемой области ГСО на орбиту захоронения создает условия для улучшения ситуации с безопасностью осуществления космической деятельности в весьма востребованной для народного хозяйства области.

Таким образом показано, что бесконтактный способ транспортировки ОКМ из защищаемой области ГСО с помощью ионного пучка на орбиты захоронения может быть достаточно эффективно реализован с использованием ЭРДУ СКА, построенной на базе СПД-70 и разработанного и испытанного экспериментального образца ВЧИД.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. Разработаны методы предварительного проектного анализа виртуальной связки «СКА-ОКМ», которые позволяют оценить возможность и целесообразность увода из защищаемой области ГСО ОКМ массой в пределе до 5000 кг и предварительно сформировать цепочку из нескольких ОКМ, подлежащих уводу в рамках единичной миссии СКА начальной массой 1500 кг. Выработаны рекомендации к построению ЭРДУ СКА с использованием компенсирующих ЭРД и ВЧИД с углом расходимости ионного пучка на срезе, равным $3,7-4,2^\circ$. Сформирован облик ЭРДУ СКА.
2. Получены регрессионные зависимости для углов расходимости ионных пучков, генерируемых ИОС с щелевой и гексагональной круглой перфорациями электродов, которые позволяют без проведения полномасштабного моделирования оценить выходные параметры ВЧИД, а также оптимизировать конструкцию ИОС с целью удовлетворения ею требований, предъявляемых к элементу системы бесконтактной транспортировки ОКМ. Разработана методика усреднения энергий возбуждения и ионизации энергетических уровней термов рабочих тел, позволяющая существенно упростить проведение оценки баланса частиц и мощности в ГРК ВЧИД с учетом вариации массового потока атомов рабочего тела. Предложена методика оценки воздействия ионного пучка на ОКМ, которая позволяет определить требуемые параметры системы бесконтактного воздействия на ОКМ, параметры работы системы управления СКА и углы отклонения компенсирующих ЭРД.
3. На основе результатов предварительного моделирования изготовлена конструкция экспериментального образца ВЧИД, проведены ее исследовательские испытания на различных рабочих телах с использованием в составе конструкции ИОС электродов с щелевой и круглой гексагональной перфорациями электродов из высокоплотного УУКМ. Подтверждены результаты проведенного моделирования, интегральные характеристики ВЧИД. Расчетным путем показана возможность достижения высоких характеристик по ресурсу (до 50000 часов с запасом 25-50 %) разработанного экспериментального образца ВЧИД.
4. Проведенный проектно-баллистический анализ позволяет утверждать, что в рамках единичной миссии СКА из защищаемой области ГСО могут быть уведены семь ОКМ, что говорит об достаточной эффективности разработанной системы бесконтактной транспортировки ОКМ и высокой перспективности ее использования в целях обеспечения безопасности осуществления космических полетов в долговременной перспективе.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ И УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

АО	- акционерное общество
АО НИИМаш	- Акционерное общество Научно-исследовательский институт машиностроения
АО «ОКБ «Факел»	- Акционерное общество «Опытное конструкторское бюро «Факел»
АО «Решетнев»	- Акционерное общество «Информационные спутниковые системы имени академика М.Ф. Решетнева»
АСПОС	- Автоматизированная система предупреждения об опасных ситуациях
БКУ	- бортовой комплекс управления
БПК	- блок подачи ксенона
БХК	- блок хранения ксенона
ВЧ	- высокочастотный
ВЧГ	- высокочастотный генератор
ВЧИД	- высокочастотный ионный двигатель
ГК Роскосмос	- Государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос»
ГЛОНАСС	- глобальная навигационная спутниковая система
ГРК	- газоразрядная камера
ГСО	- геостационарная орбита
ДУ	- двигательная установка
ЗЭ	- замедляющий электрод
ИБАВ	- источник быстрых атомов водорода
ИД	- ионный двигатель
ИДПТ	- ионный двигатель постоянного тока
ИОС	- ионно-оптическая система
КА	- космический аппарат
КМ	- космический мусор
КПД	- коэффициент полезного действия
МГР	- модуль газораспределения
НИИ ПМЭ МАИ	- Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики федерального государственного бюджетного образовательного учреждения высшего образования «Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)»
НИР	- научно-исследовательская работа
НКУ	- наземный комплекс управления
ОКМ	- объект космического мусора
ОКП	- околоземное космическое пространство
ОКР	- опытно-конструкторская работа
ООН	- Организация Объединенных наций
ОСТ	- отраслевой стандарт
ПН	- полезная нагрузка
ПСБ	- панель солнечной батареи
РАН	- Российская академия наук
РБ	- разгонный блок
РН	- ракета-носитель
РР	- регулятор расхода
РФ	- Российская Федерация
САС	- срок активного существования
СВЧ	- сверхвысокочастотный
СВЧИД	- сверхвысокочастотный ионный двигатель

СКА	– сервисный космический аппарат
СПУ	- система питания и управления
ССК	- связанная система координат
США	- Соединенные Штаты Америки
АО УНИИКМ	- Акционерное общество Уральский научно-исследовательский институт композиционных материалов
УЭ	- ускоряющий электрод
ЭК	- электроклапан
ЭРД	- электроракетный двигатель
ЭРДУ	- электроракетная двигательная установка
ЭЭ	- эмиссионный электрод
CNES	- Centre National d'Études Spatiales
EADS	- European Aeronautic Defence and Space Company
EDMS	- European Space Debris Safety and Mitigation Standard
EGO	- Extended Geostationary Orbit
JAXA	- Japan Aerospace Exploration Agency
GEO	- Geostationary Orbit
GPS	- Global Positioning System
GTO	- GEO Transfer Orbit
HEO	- Highly Eccentric Earth Orbit
LEO	- Low Earth Orbit
MEO	- Medium Earth Orbit
MGO	- MEO-GEO Crossing Orbits
NASA	- National Aeronautics and Space Administration
XIPS	- Xenon Ion Propulsion System

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Основные положения Основ государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу (утв. Президентом РФ от 19 апреля 2013 г. № Пр–906) [Электронный ресурс] URL: <http://base.garant.ru/70375384/> (дата обращения: 16.09.2022)
2. Основные положения Федеральной космической программы 2016–2025 [Электронный ресурс] URL: <https://www.roscosmos.ru/22347/> (дата обращения: 16.09.2022)
3. Новиков, Л.С. Воздействие твёрдых частиц естественного и искусственного происхождения на космические аппараты. Учебное пособие. – М.: Университетская книга, 2009. – 104 с.: табл., ил. ISBN 978-5-91304-104-3
4. Министерство обороны Российской Федерации. Главный центр разведки космической обстановки [Текст]: общая обстановка в околоземном космическом пространстве: бюллетень / Главный центр разведки космической обстановки. – Ногинск: ГЦ РКО. – 2019. – № 3–4. – 40 с.
5. Оголев, А.В. Анализ засоренности околоземного космического пространства объектами техногенного происхождения и их влияние на функционирование космических аппаратов / А.В. Оголев, С.В. Морозов // Сборник трудов: Всероссийская научная конференция с международным участием «Космический мусор: фундаментальные и практические аспекты угрозы». – М.: Москва, ИКИ РАН. – 17–19 апреля 2019 г. – 15–19 с.
6. Petek, L. Outer Space Activities Versus Outer Space. 22 Colloquium on the Law of Outer Space, Munich, West Germany, 17-22 September, 1979.
7. Klinkrad, H. Space Debris: Models and Risk Analysis. – Springer, 2006. – 439 p. – ISBN 978-3-540-37674-3.
8. Конвенции и соглашения. Договор о принципах деятельности государств по исследованию и использованию космического пространства, включая Луну и другие небесные тела // [Электронный ресурс] URL: https://www.un.org/ru/documents/decl_conv/conventions/outer_space_governing.shtml (дата обращения: 16.09.2022)
9. Kaplan, M.H. Space Debris Realities and Removal. SOSTC Improving Space Operations Workshop Spacecraft Collision Avoidance and Co–location [Текст] / The Johns Hopkins University. Applied Physics Laboratory. – 2010. – 12 p.
10. NASA ARES [Электронный ресурс] URL: <https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov> (дата обращения: 16.09.2022)

11. United Nations. A/RES/62/217*. General Assembly. Sixty-Second Session. Agenda Item 31. Resolution adopted by the General Assembly // [Электронный ресурс] URL: https://www.unoosa.org/pdf/gares/ARES_62_217E.pdf (дата обращения: 16.09.2022)
12. Организация Объединенных наций. Генеральная Ассамблея. A/AC.105/L.269/Add. 4. Комитет по использованию космического пространства в мирных целях. Пятидесятая сессия. Вена, 6–15 июня 2007 года // [Электронный ресурс] URL: https://www.unoosa.org/pdf/limited/l/AC105_L269Add4R.pdf (дата обращения: 16.09.2022)
13. National Aeronautics and Space Administration. NASA Safety Standard. Guidelines and Assessment Procedures for Limiting Orbital Debris / NSS 1740.14 August 1995 [Электронный ресурс] URL: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19960020946.pdf> (дата обращения: 16.09.2022)
14. US Government Orbital Debris Mitigation Standard Practices [Электронный ресурс] URL: https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/library/usg_orbital_debris_mitigation_standard_practices_november_2019.pdf (дата обращения: 16.09.2022)
15. Space Debris Mitigation Standards. Japan [Электронный ресурс] URL: <https://www.unoosa.org/documents/pdf/spacelaw/sd/Japan.pdf> (дата обращения: 16.09.2022)
16. ОСТ 134–1023–2000. Изделия космической техники. Общие требования по ограничению техногенного засорения околоземного космического пространства [Электронный ресурс] URL: <https://cloud.mail.ru/public/wkor/HVyp5yZ65> (дата обращения: 16.09.2022)
17. European Code of Conduct for Space Debris Mitigation / 28 June 2004, Issue 1.0 [Электронный ресурс] URL: <https://www.unoosa.org/documents/pdf/spacelaw/sd/2004-B5-10.pdf> (дата обращения: 16.09.2022)
18. Афанасьева, Т.И. Выбор орбит захоронения для крупноразмерного космического мусора и исследования их долговременной эволюции в разных областях околоземного пространства / Т.И. Афанасьева, Т.А. Гридчина, Ю.Ф. Калюка, В.Г. Лаврентьев // Сборник трудов: Всероссийская научная конференция с международным участием «Космический мусор: фундаментальные и практические аспекты угрозы». – М.: Москва, ИКИ РАН. – 17–19 апреля 2019 г. – 163–170 с.
19. Макаров, Ю.Н. Космический мусор: прикладные аспекты угрозы // Сборник трудов: Всероссийская научная конференция с международным участием «Космический мусор: фундаментальные и практические аспекты угрозы». – М.: Москва, ИКИ РАН. – 17–19 апреля 2019 г.
20. Шустов, Б.М. О фундаментальных исследованиях по проблеме космического мусора // Сборник трудов: Всероссийская научная конференция с международным участием «Космический мусор: фундаментальные и практические аспекты угрозы». – М.: Москва, ИКИ РАН. – 17–19 апреля 2019 г. – 7–14 с.

21. Liou, J.-C. A Sensitivity Study of the Effectiveness of Active Debris Removal in LEO / J.C. Liou, N.L. Johnson // *Acta Astronautica*, 2009, 64 (2-3), 236-243, DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2008.07.009>
22. Liou, J.-C. LEGEND – a Three-Dimensional LEO-to-GEO Debris Evolutionary Model / J.-C. Liou, D.T. Hall, P.H. Krisko, J.N. Opiela // *Advances in Space Research*, 2004, 34(5), 981–986, <https://doi.org/10.1016/j.asr.2003.02.027>
23. Liou, J.-C. Collision Activities in the Future Orbital Debris Environment. *Advances in Space Research*, 2006, 38, 2102-2106, DOI: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2005.06.021>
24. Liou, J.-C. Controlling the Growth of Future LEO Debris Populations with Active Debris Removal / J.-C. Liou, N.L. Johnson, N.M. Hill // *Acta Astronautica*, 2010, 66, 648-653, DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2009.08.005>
25. Johnson, N.L. Debris Removal: An Opportunity for Cooperative Research? Space Situation Awareness Conference, 25-26 October, 2007 [электронный ресурс] URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20070030088/downloads/20070030088.pdf> (дата обращения: 16.09.2022)
26. Johnson, N.L. NASA’s New Breakup Model of EVOLVE 4.0 / N.L. Johnson, P.H. Krisko, J.-C. Liou, P.D. Anz-Meador // *Advanced in Space Research*, 2001, 28(9), 1377-1384, DOI: [https://doi.org/10.1016/S0273-1177\(01\)00423-9](https://doi.org/10.1016/S0273-1177(01)00423-9)
27. *Space Debris. Hazard Evaluation and Debris*. Ed.: N.N. Smirnov. Taylor and Francis Publication, New York - London, 2002
28. Smirnov, N.N. Space Traffic Hazards from Orbital Debris Mitigation Strategies / N.N. Smirnov, A.B. Kiselev, M.N. Smirnova, V.F. Nikitin // *Acta Astronautica*, 2015, 109, 144–152, DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2014.09.014>
29. Melamed N. Survey of GEO Debris Removal Concepts / N. Melamed, C.P. Griffice, V. Chobotov // Paper IAC–08–D4.1.8, 59 International Astronautical Congress, 2008, 29 September – 3 October, – Glasgow, Scotland
30. Bondarenko, S.G. Prospects of Using Lasers and Military Space Technology for Space Debris Removal / S.G. Bondarenko, S.F. Lyagushin, G.A. Shifri // ESA-SP 393, Proceeding of the Second European Conference on Space Debris, ESOC, Darmstadt, Germany. - 17–19 March, 1997. – P. 703-706
31. Nishida, S. Space Debris Removal System Using a Small Satellite / S. Nishida, S. Kawamoto, Y. Okawa, F. Terui, S. Kitamura // *Acta Astronautica*. – 2009, 65, 1-2, 95-102, DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2009.01.041>

32. Starke, J. Roger a Potential Orbital Space Debris Removal System / J. Starke, B. Bischof, W.-O. Foth, J.J. Gunther // 38 COSPAR Scientific Assembly, 15–18 July, 2010. – Bremen, Germany. – p. 2.
33. Организация объединенных наций. Доклад Комитета по использованию космического пространства в мирных целях, Генеральная Ассамблея. Официальные отчеты. 62 сессия. Дополнение № 20 (A/62/20)
34. Власов, М.Н. Космос и экология // Природа, 1992, № 8
35. Адушкин, В.В. О популяции мелкого космического мусора, ее влиянии на безопасность космической деятельности и экологию Земли / В.В. Адушкин, О.Ю. Аксенов, С.С. Вениаминов, С.И. Козлов, Ф.Ф. Дедус // Сборник трудов: Всероссийская научная конференция с международным участием «Космический мусор: фундаментальные и практические аспекты угрозы». – М.: Москва, ИКИ РАН. – 17–19 апреля 2019 г. – с. 20-32.
36. Статистика запусков на геостационарные орбиты [Электронный ресурс] URL: <https://zaperptunie.livejournal.com/313035.html> (дата обращения: 10.12.2019)
37. GEO protected region: ISON capabilities to provide informational ISON capabilities to provide informational support for tasks of spacecraft support for tasks of spacecraft flight safety flight safety and space debris removal // 47 session of the COPUOS STSC session of the COPUOS STSC. – 8–19 February, 2010. – Vienna
38. MASTERing debris densities [Электронный ресурс] URL: https://www.esa.int/Space_Safety/Space_Debris/Analysis_and_prediction (дата обращения: 16.09.2022)
39. Яковлев, М.В. АСПОС на страже Земли / М.В. Яковлев, И. Олейников, Ю.Н. Макаров, М.Н. Симонов // Воздушно-космическая сфера, 2016, 1(86), 18-27.
40. Космический мусор. В 2 кн. Кн. 1. Методы наблюдения и модели космического мусора / Под ред. докт. техн. наук, проф. Г.Г. Райкунова – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2014. – 248 с. – ISBN 978–5–9221–1503–2
41. Фаттахов, Р.Р. Каталогизация объектов космического мусора системой контроля космического пространства // Сборник трудов: Всероссийская научная конференция с международным участием «Космический мусор: фундаментальные и практические аспекты угрозы». – М.: Москва, ИКИ РАН. – 17–19 апреля 2019 г. – с. 36
42. Classification of Geosynchronous Objects Issue 20 // Produced with the DISCOS Database. European Space Agency. European Space Operations Centre. Ground Systems Engineering Department. Space Debris Office. - GEN-DB-LOG-00211-OPS-GR. - May 2018 [Электронный ресурс] URL: http://astronomer.ru/data/0128/Classification_of_Geosynchronous_Objects_I20R0.pdf (дата обращения: 16.09.2022)

43. Молотов, И. Новости проекта ISON // XVII Всероссийский фестиваль любителей астрономии и телескопостроения. - 14–17 мая 2015 г. – МО, г. Звенигород, ДО Ершово
44. Oltogge, D.L. A Comprehensive Assessment of Collision Likelihood in Geosynchronous Earth Orbit / D.L. Oltogge, S. Alfano, C. Law, A. Cacioni, T.S. Kelso // Acta Astronautica, 2018, 147, 316-345, DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.03.017>
45. ESA's Annual Space Environment Report. ESA Space Debris Office. Reference: GEN-DB-LOG-00271-OPS-SD. Issue: 6.0. - 22 April 2022. [Электронный ресурс] URL: https://www.sdo.esoc.esa.int/environment_report/Space_Environment_Report_latest.pdf (дата обращения: 16.09.2022)
46. de Selding, P.B. Space Station Required No Evasive Maneuvers in 2013 Despite Growing Debris Threat. Space News [Электронный ресурс] URL: <https://spacenews.com/39121space-station-required-no-evasive-maneuvers-in-2013-despite-growing-debris/> (дата обращения: 16.09.2022)
47. Orbital Debris. Quarterly News. – 2022. – V. 26, Is. 4. [Электронный ресурс] <https://orbitaldebris.jsc.nasa.gov/quarterly-news/pdfs/odqnv26i4.pdf> (дата обращения: 02.03.2023)
48. Kessler, D.J. Collision Frequency of Artificial Satellites: The Creation of a Debris Belt / D.J. Kessler, B.G. Cour-Palais // Journal of Geophysical Research, 1978, 83(6), 2637-2646, DOI: <http://dx.doi.org/10.1029/JA083iA06p02637>
49. Saab, B.J. Planet Earth, Space Debris // Hypothesis Journal, 2009, 7, 1
50. Liu, J. Dynamics of Robotic Geostationary Orbit Restorer System During Deorbiting / J. Liu, N. Cui, F. Shen, S. Rong // IEEEExplore Digital Library // [Электронный ресурс] URL: <https://ieeexplore.ieee.org/document/6992877> (дата обращения: 10.12.2022)
51. Agapov, V. High Area-to-Mass GEO-Like and HEO Objects – Updated Results of Research. Presentation of the Roscosmos Delegation to the IADC WG 1. 29 IADC Meeting. – 11 – 14 April, 2011. – Berlin, Germany.
52. ГОСТ Р 52925–2008. Изделия космической техники. Общие требования к космическим средствам по ограничению техногенного засорения околоземного космического пространства
53. Агапов, В. Текущая оценка характеристик популяции объектов техногенного происхождения в области ГСО по результатам наблюдений сети НСОИ АФН / В. Агапов, И. Молотов, З. Хуторовский, В. Титенко // Август, 2009 года / [Электронный ресурс] URL: <http://lfvn.astronomer.ru/report/0000050/001/index.htm> (дата обращения: 04.03.2023)
54. Разработка возможных сценариев увода объектов космического мусора из области ГСО на орбиту захоронения с использованием сервисного КА, в т.ч. с ЭРДУ. Предварительный проектно-баллистический анализ и предложения по уводу крупногабаритных фрагментов космического мусора из окрестности ГСО с использованием сервисного КА с ЭРДУ. Анализ способов стыковки этого КА с фрагментами мусора. Этап 1 [Текст]: научно-технический отчет о

НИИР «Разработка возможных сценариев увода объектов космического мусора из области ГСО на орбиту захоронения с использованием сервисного КА, в т.ч. с ЭРДУ» («Дебри-ПМЭ») / Науч.-исслед. ин-т прикладной механики и электродинамики МАИ; рук. Попов Г.А. – М., 2011. – 94 с. – Исполн.: Попов Г.А, Петухов В.Г., Кульков В.М., Петров Е.М., Белик А.А., Константинов М.С., Федотов Г.Г., Свотина В.В., Егоров Ю.Г. - Библиогр.: с. 91-94. – Инв. № 01-32/11 ДСП

55. Проведение теоретических исследований по способам очистки области геостационарной орбиты об объектов космического мусора. Этап 1 (промежуточный) [Текст]: отчет о ПНИ «Прикладные научные исследования системы и средств бесконтактного увода объектов космического мусора техногенной природы в целях противодействия угрозе осуществления космической деятельности в области геостационарной орбиты». ФЦП «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно–технологического комплекса России на 2014–2020 годы». Соглашение о предоставлении гранта от 26 ноября 2019 г. № 075–15–2019–1718 / Науч.-исслед. ин-т прикладной механики и электродинамики; рук. Попов Г.А. – М., 2019. – 361 с. – Исполн.: Попов Г.А., Обухов В.А., Свотина В.В., Могулкин И.А., Балашов В.В., Меркурьев Д.В., Нигматзянов В.В., Черкасова М.В., Иванюхин А.В., Неверов А.С., Могулкин А.И., Изотова О.Н., Назаров В.Н., Орлов А.Ю., Антоновский И.В., Кудрявцев А.В., Серов А.Д., Абгарян М.В., Александрова А.В., Антипов А.А., Воробьев А.Л., Гордеев С.В., Захарченко В.С., Калязин В.Г., Куракина Е.И., Малютин С.В., Мельников А.В., Пашкова И.В., Халина И.С., Шилов Е.А., Коротков Н.А., Пейсахович О.Д., Арсланова И.Д., Гроздова Т.Г., Купреева А.Ю., Куракина Г.И., Покрепин Б.В., Сесюкалов В.А., Орлов Ю.В., Семенов В.А.- Библиогр. с. 332 – 361. – Инв. № 08–14/19.

56. Организация Объединенных наций. Генеральная Ассамблея. А.АС.105/С.2/Л.260 Комитет по использованию космического пространства в мирных целях. Сороковая сессия. Вена, 17–28 февраля 2003 года // [Электронный ресурс] URL: http://www.unoosa.org/pdf/limited/c1/AC105_C1_L260R.pdf (дата обращения: 16.09.2022)

57. ETS-VII (Engineering Test Satellite VII)/ Kiku-7 / [Электронный ресурс] URL: <https://directory.eoportal.org/web/eoportal/satellite-missions/e/ets-vii> (дата обращения: 16.09.2022)

58. Azriel, M. Skycorp Announces End of Life Servicing for Geostationary Satellites // [Электронный ресурс] URL: <https://www.spacesafetymagazine.com/news/skycorp-announces-life-servicing-geostationary-satellites/> (дата обращения: 16.09.2022)

59. DART // [Электронный ресурс] URL: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/dart.htm (дата обращения: 16.09.2022)

60. Сайт Wikipedia. The Free Encyclopedia. Orbital Express // [Электронный ресурс] URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Orbital_Express (дата обращения: 16.09.2022)

61. Reintsema, D. DEOS – The German Robotics Approach to Secure and De-Orbit Malfunctioned Satellites from Low Earth Orbits / D. Reintsema, J. Thaeter, A. Rathke, W. Maumann, P. Rank, J. Sommer // International Symposium on Intelligence and Robotics & Automation in Space: i-SAIRAS 2010, Sapporo, Japan, 29 August-1 September, 2010
62. Boucher, M. MDA Signs Intelsat as Anchor Tenant for On-Orbit Servicing // [Электронный ресурс] URL: https://spaceq.ca/mda_signs_anchor_tenant_for_on-orbit_servicing_service/ (дата обращения: 16.09.2022)
63. Mission Extension Vehicle // [Электронный ресурс] URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/Mission_Extension_Vehicle (дата обращения: 16.09.2022)
64. OMV // [Электронный ресурс] URL: <http://www.astronautix.com/o/omv.html> (дата обращения: 16.09.2022)
65. The Geostationary Servicing Vehicle (GSV) // [Электронный ресурс] URL: https://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Engineering_Technology/Automation_and_Robotics/The_Geostationary_Servicing_Vehicle_GSV (дата обращения: 16.09.2022)
66. Xu, W. A Space Robotic System Used for On-Orbit Servicing in the Geostationary Orbit / W. Xu, B. Linag, D. Gao, Y. Xu // The 2010 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems, 18-22 October 2010. – Taipei, Taiwan
67. Caleb, H. DARPA Revamps Phoenix In-Orbit Servicing Program // [Электронный ресурс] URL: <https://www.satellitetoday.com/government-military/2015/06/02/darpa-revamps-phoenix-in-orbit-servicing-program/> (дата обращения: 16.09.2022)
68. Coll, G.T. Satellite Servicing Projects Division Restore-L Propellant Transfer Subsystem Progress 2020 / G.T. Coll, G. Webster, O. Pankiewicz, K. Schlee, T. Aranyos, B. Nufer, J. Fothergill, G. Tamasy, M. Kandula, A. Felt, N. Hicks // AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum, 24-28 August, 2020. AIAA 2020-3795, <https://doi.org/10.2514/6.2020-3795>
69. ConeXpress-OLEV (CX-OLEV) // [Электронный ресурс] URL: http://space.skyrocket.de/doc_sdat/conexpress-ors.htm (дата обращения: 16.09.2022)
70. Martin, E. The TECSAS Mission from a Canadian Perspective / E. Martin, E. Dupuis, J.C. Piedboeuf, M. Doyon // 8 International Symposium on Artificial Intelligence, Robotics and Automation in Space – iSAIRAS. - 5-8 September, 2005. - Munich, Germany
71. ESS // [Электронный ресурс] URL: http://www.dlr.de/rm/en/desktopdefault.aspx/tabid-3827/5969_read-8750/ (дата обращения: 16.09.2022)
72. Xue, Z. Review of In-Space Assembly Technologies / Z. Xue, J. Liu, C. Wu, Y. Tong // Chinese Journal of Aeronautics, 2021, 34, 21-47, DOI: <https://doi.org/10.1016/j.cja.2020.09.043>
73. Bultitude, J. Development and Launch of the World's First Orbital Propellant Tanker / J. Bultitude, Z. Burkhardt, M. Harris, M. Jelderda, L. Fettes, D. Faber, J. Schiel, J. Cho, D. Levitt, D. Kees, S. Gallucci

// SSC21-S1-12. 35 Annual Small Satellite Conference. 7-12 August 2021, University of Logan, Utah, USA

74. Strout, N. DARPA Wants a Robotic Satellite Mechanic Launched by 2022 // [Электронный ресурс] URL: <https://www.c4isrnet.com/battlefield-tech/space/2019/10/03/darpa-wants-a-robotic-satellite-mechanic-launched-by-2022/> (дата обращения: 16.09.2022)

75. Ellery, A. Tutorial Review on Space Manipulators for Space Debris Mitigation // *Robotics*, 2019, 8, 34, DOI: <https://doi.org/10.3390/robotics8020034>

76. Uchiyama, M. Development of a Flexible Dual-Arm Manipulator Tested for Space Robotics / M. Uchiyama, A. Konno, T. Uchiyama, S. Kanda // *IEEE International Workshop on Intelligent Robots and Systems, IROS'90*, 3-6 July 1990, Tsuchiura, Ibaraki, Japan, DOI: <https://doi.org/10.1109/IROS.1990.262413>

77. Nagaoka, K. Repeated Impact-Based Capture of a Spinning Object by a Dual-Arm Space Robot / K. Nagaoka, R. Kameoka, K. Yoshida // *Front Robot AI*, 2018, 5, 115, DOI: <https://doi.org/10.3389/frobt.2018.00115>

78. Robotic Geostationary Orbit Restorer (ROGER) // [Электронный ресурс] URL: http://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Engineering_Technology/Automation_and_Robotics/Robotic_Geostationary_orbit_Restorer_ROGER (дата обращения: 16.09.2022)

79. China's New Orbital Debris Clean-Up Satellite Raises Space Militarization Concerns // [Электронный ресурс] URL: <https://spaceflight101.com/long-march-7-maiden-launch/aolong-1-asat-concerns/> (дата обращения: 16.09.2022)

80. ESA Commissions World's First Space Debris Removal // [Электронный ресурс] URL: https://www.esa.int/Safety_Security/Clean_Space/ESA_commissions_world_s_first_space_debris_removal (дата обращения: 16.09.2022)

81. Satellite Life Extension: Servicing Satellites in Space. *NewSpace International Magazine* // [Электронный ресурс] URL: <https://www.satelliteevolutiongroup.com/articles/NS-life-extension.pdf> (дата обращения: 16.09.2022)

82. Taylor, B. RemoveDebris Preliminary Mission Results / B. Taylor, G. Aglietti, S. Fellowes, T. Salmon, A. Hall, T. Chabot, A. Pisseloup, S. Ainley, D. Tye, I. Retat, C. Bernal, F. Chaumette, A. Pollini, W. Steyn // *IAC-18-A6.1.5, 69 International Astronautical Congress. - 1-5 October, 2018. - Bremen, Germany.*

83. Zhao, Y. Capture Dynamics and Control of Tethered Space Net Robot for Space Debris Capturing in Unideal Capture Case / Y. Zhao, F. Zhang, P. Huang // *Journal of Franklin Institute*, 2020, 357, 12019-12036, DOI: <https://doi.org/10.1016/j.jfranklin.2020.04.037>

84. Robotic Geostationary Orbit Restorer (ROGER) // [Электронный ресурс] URL: http://www.esa.int/Enabling_Support/Space_Engineering_Technology/Automation_and_Robotics/Robotic_Geostationary_orbit_Restorer_ROGER (дата обращения: 19.09.2022)
85. Pultarova, T. European Space Junk Cleanup Concept Gets New Mission: Refuel and Repair // [Электронный ресурс] URL: <https://www.space.com/43157-e-deorbit-new-refuel-repair-mission.html> (дата обращения: 19.09.2022)
86. Astroscale ELSA-d Press Kit // [Электронный ресурс] URL: <https://astroscale.com/wp-content/uploads/2021/08/ELSA-d-Press-Kit-2021.pdf> (дата обращения: 19.09.2022)
87. Serfontein, Z. Drag Augmentation Systems for Space Debris Mitigation / Z. Serfontein., J. Kingston, S. Hobbs, I.E. Holbrough, J.C. Beck // Acta Astronautica, 2021, 188, 278-288, DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.05.038>
88. Космический мусор. В 2 кн. Кн. 2. Предупреждение образования космического мусора / Под ред. докт. техн. наук, проф. Г.Г. Райкунова – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2014. –188 р. – ISBN 978–5–9221–1504–9.
89. Gossamer Orbit Lowering Device (GOLD) for Low-Risk Satellite De-orbit // [Электронный ресурс] URL: <http://www.gaerospace.com/projects/GOLD/index.html> (дата обращения: 19.09.2022)
90. TechEdSat // [Электронный ресурс] URL: <https://en.wikipedia.org/wiki/TechEdSat> (дата обращения: 19.09.2022)
91. Melosh H.J. Non-Nuclear Strategies for Deflecting Comets and Asteroids / H.J. Melosh, I.V. Nemchinov, Yu.I. Zetzer // In: Gehrels, T. (Editor), Hazard due to comets and asteroids, p. 1111-1132. University of Arizona Press
92. Andrenucci, M. Active Removal of Space Debris - Expanding Foam Application for Active Debris Removal / M. Andrenucci, P. Pergola, A. Ruggiero, J. Olympio, L. Summerer // Final Report. Ariadna ID: 10-6411, 2011
93. Shan, M. Comparison of Tethered Post-Capture System Models for Space Debris Removal / M. Shan, L. Shi // Aerospace MDPI, 2022, 9, 33, DOI: <https://doi.org/10.3390/aerospace9010033>
94. Tethers in Space Handbook. Ed.: Cosmo M.L., Lorenzini E.C. NASA Marshall Space Flight Center, Washington, 1997
95. Kawamoto, S. Research on a Space Debris Removal System NAL Research Progress 2002-2003. - p. 84-87. – ISSN 1340-5977.
96. Egawa, Y. De-Orbit Demonstration Using Electrodynamic Tether System for Space Disposal / Y. Egawa, K. Kamachi, D. Suzuki, L. Okajima, S. Kawamoto, Y. Ohkawa, T. Watanabe, T. Sato, T. Kuwahara, S. Fujita, Y. Sato // 8 European Conference on Space Debris, Darmstadt, Germany, 20–23 April 2021.

97. Reed, J. Development of Harpoon System for Capturing Space Debris / J. Reed, S. Barraclough // 6 European Conference on Space Debris. Darmstadt, Germany, 22-25 April 2013.
98. Wang, B. Attitude Control of Towed Space Debris Using Only Tether / B. Wang, Z. Meng, P. Huang // *Acta Astronautica*, 2017, 138, 152-167, DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2017.05.012>
99. Zhang, F. Releasing Dynamics and Stability Control of Maneuverable Tethered Space Net / F. Zhang, P. Huang // *IEEE/ASME Transactions on Mechatronics*, 2017, 22(2), 983–993, DOI: <https://doi.org/10.1109/TMECH.2016.2628052>
100. Alizadehyazdi, V. An Electrostatic/Gecko-Inspired Adhesives Soft Robotic Gripper / V. Alizadehyazdi, M. Bonthrin, M. Spenko // *IEEE Robotics and Automation Letters*, 2020, 5(3), 4679 – 4686, DOI: <https://doi.org/10.1109/LRA.2020.3003773>
101. Glick, P. A Soft Robotic Gripper with Gecko-Inspired Adhesive / P. Glick, S.A. Suresh, D. Ruffatto, M. Cutkosky, M.T. Tolley, A. Parness // *IEEE Robotics and Automation Letters*, 2018, 3(2), 903-910, DOI: <https://doi.org/10.1109/LRA.2018.2792688>
102. Phipps, C.R. Removing Orbital Debris with Lasers / C.R. Phipps, K.L. Baker, S.B. Libby, D.A. Leidahl, S.S. Oliver, L.D. Pleasance, A. Rubenchik, J.E. Trebes, E. V. George, B. Marcovici, J.P. Reilly, M.T. Valley // *Advances in Space Research*, 2012, 49, 9, 1283-1300, DOI: <https://doi.org/10.1016/j.asr.2012.02.003>
103. Shen, S. Cleaning Space Debris with a Space-Based Laser System / S. Shen, X. Jin, H. Chang // *Chinese Journal of Aeronautics*, 2014, 27, 805-811, DOI: <https://doi.org/10.1016/j.cja.2014.05.002>
104. On-Orbit Satellite Servicing Study. Project Report. NASA – Goddard Space Flight Center. October 2010.
105. Thomsen, B. Experiments on Tether-Net Capture and Net Closing Mechanism of Space Debris / B. Thomsen, I. Sharf // 67 International Astronautical Congress, 26-30 September 2016, Guadalajara, Mexico
106. Svitina, V.V. Space Debris Removal – Review of Technologies and Techniques. Flexible or Virtual Connection Between Space Debris and Service Spacecraft / V.V. Svitina, M.V. Cherkasova // *Acta Astronautica*, 2023, 204, 840-853, DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2022.09.027>
107. Kitamura, S. Large Space Debris Reorbiter Using Ion Beam Irradiation / S. Kitamura, Y. Hayakawa, S. Kawamoto // Paper IAC–10–A6.4.8, 61 International Astronautical Congress. – 27 September – 1 October, 2010. – Prague, Czech Republic.
108. Kitamura, S. A Reorbiter for GEO Large Space Debris Using Ion Beam Irradiation / S. Kitamura, Y. Hayakawa, S. Kawamoto // IEPC-2011-087, 32 International Electric Propulsion Conference. - 11-15 September, 2011. - Wiesbaden, Germany, 10 p.

109. Bombardelli, C. Ion Beam Shepherd for Contactless Space Debris Removal / C. Bombardelli, J. Peláez // *Journal of Guidance, Control and Dynamics*, 2011, 34(3), 916-920, DOI: <https://doi.org/10.2514/1.51832>

110. Пат. 2365394B2 ES, МПК B64G1/1078. Sistema de modificación de la posición y actitud de cuerpos en órbita por medio de satélites guía / C. Bombardelli, J. Pelaez (Испания); Universidad Politecnica de Madrid (Испания). – № ES201030354A; Заяв. 11.03.2010; Опубл. 03.10.2011. – 9 с., 2 л. ил.

111. Исследование физико-технических проблем и разработка предложений по созданию бортовых средств бесконтактного воздействия на крупные фрагменты космического мусора для их удаления с рабочих орбит. Этап 1 [Текст]: научно-технический отчет о НИР «Магистраль (Устойчивость-КМ-ПМЭ)» «Проведение теоретических и экспериментальных исследований физико-технических проблем и разработка предложений по созданию бортовых средств бесконтактного воздействия на крупные фрагменты космического мусора для их удаления с рабочих орбит» / Науч.-исслед. ин-т прикладной механики и электродинамики МАИ; рук. Попов Г.А. – М., 2014. – 103 с. – Исполн.: Попов Г.А., Обухов В.А., Свотина В.В., Петров К.М., Надирадзе А.Б., Усовик И.В., Рябый В.А., Петухов В.Г., Машеров П.Е. - Библиогр. с. 99 – 103.

112. Проектно-баллистический анализ процесса увода космического мусора из области геостационарной орбиты с использованием системы инъекции ионного пучка при различных условиях. Исследование эволюции орбиты объекта космического мусора после увода из области геостационарной орбиты на орбиту захоронения. Разработка предложений по проблемным вопросам активного увода КА из области геостационарной орбиты с использованием системы инъекции ионного пучка в части проектно-баллистических аспектов Этап 1 [Текст]: научно-технический отчет о НИР «Исследование проблемных вопросов реализации активного увода космического мусора из области геостационарной орбиты с использованием космического аппарата, оснащенного системой инъекции ионного пучка» / Науч.-исслед. ин-т прикладной механики и электродинамики МАИ; рук. Попов Г.А. – М., 2022. – 196 с. – Исполн.: Попов Г.А., Свотина В.В., Обухов В.А., Покрышкин А.И., Могулкин А.И., Абгарян В.К., Александрова А.В., Демченко Д.С., Кудрявцев А.В., Купреева А.Ю., Мельников А.В., Пейсахович О.Д., Серов А.Д., Черкасова М.В., Ельников Р.В., Николичев И.А.- Библиогр. с. 192 – 196. – Инв. № 01-14/22.

113. Разработка предложений по осуществлению маневров СКА для сближения с ОКМ в защищаемой области ГСО и управлению функционированием СКА с бесконтактными средствами воздействия на ОКМ для их увода на орбиту захоронения. Расчетно-экспериментальные исследования характеристик лабораторной модели СИИП в качестве средства бесконтактного воздействия. Этап 1. Расчетно-экспериментальные исследования проблемных вопросов создания системы инъекции ионного пучка в качестве системы

бесконтактного воздействия на объекты КМ [Текст]: научно-технический отчет о НИР «Устойчивость-ПМЭ» / Науч.-исслед. ин-т прикладной механики и электродинамики МАИ; рук. Попов Г.А. – М., 2016. – 182 с. – Исполн.: Обухов В.А., Свотина В.В., Балашов В.В., Покрышкин А.И., Абгарян В.К., Рябый В.А., Черкасова М.В., Машеров П.Е., Могулкин А.И., Александрова А.В., Круглов К.И., Серов А.Д., Кудрявцев А.В. - Библиогр.: с. 179-182. – Инв. № 01-14/16

114. Надирадзе, А.Б. Моделирование силового и эрозионного воздействия ионного пучка на крупный объект космического мусора техногенной природы / А.Б. Надирадзе, В.А. Обухов, А.И. Покрышкин, Г.А. Попов, В.В. Свотина // Известия академии наук. Энергетика, 2016, 2, 146-157

115. Логинов, С.С. Бесконтактный увод объектов космического мусора из защищаемой области геостационарной орбиты / Логинов С.С., Усовик И.В., Яковлев М.В., Обухов В.А., Попов Г.А., Свотина В.В., Вилков Ю.В., Кирилов В.А., Попов В.В. // Космонавтика и ракетостроение, 2017, 5(98), 28-36

116. Надирадзе, А.Б. Механическое воздействие ионного пучка на крупный объект космического мусора техногенной природы / А.Б. Надирадзе, Р.Р. Рахматуллин, В.А. Обухов, В.В. Свотина // Известия Российской академии наук. Энергетика, 2019, 3, 110-121

117. Obukhov, V.A. Thruster Rotation Angle Control During Contactless Removal of Space Debris Objects / V.A. Obukhov, A.I. Pokryshkin, V.V. Svitina // Smart Innovation, Systems and Technologies, 2021, 217, 127–139, DOI: https://doi.org/10.1007/978-981-33-4826-4_1

118. Obukhov, V.A. Control of a Service Satellite During Its Mission on Space Debris Removal from Orbits with High Inclination by Implementation of an Ion Beam Method / V.A. Obukhov, V.A. Kirillov, V.G. Petukhov, A.I. Pokryshkin, G.A. Popov, V.V. Svitina, N.A. Testoyedov, I.V. Usovik // Acta Astronautica, 2022, 194, 390–400, DOI: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.09.041>

119. Obukhov, V.A. Stability of a Moving Control of a Service SC and a Space Debris Object at Impact on It by an Ion Beam / V.A. Obukhov, A.I. Pokryshkin, G.A. Popov, V.V. Svitina // Advances in the Astronautical Sciences, 2017, 161, 655-665

120. Obukhov, V.A. Problematic Issues of Spacecraft Development for Contactless Removal of Space Debris by Ion Beam / V.A. Obukhov, V.A. Kirillov, V.G. Petukhov, G.A. Popov, V.V. Svitina, N.A. Testoyedov, I.V. Usovik // Acta Astronautica, 2021, 181(3), DOI: <http://dx.doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.01.043>

121. Stuhlinger, E. Ion Propulsion for Space Flight. McGraw-Hill New York, 1964.- 373 p.

122. Раскрыта эффективность российского «Млечного пути» [Электронный ресурс] URL: <https://lenta.ru/news/2022/08/03/milkyway/> (дата обращения 07/02/2023)

123 Разработчик сообщил об одобрении концепции системы «Млечный путь» [Электронный ресурс] URL: <https://tass.ru/kosmos/13473897> (дата обращения 07/02/2023)

124. Collingwood, C. Investigation of a Miniatured Differential Ion Thruster. PhD dissertation. – University of Southampton, Southampton, England. – 2011.
125. Dobkevicius, M. Modelling and Design of Inductively Coupled Radio Frequency Gridded Ion Thruster with an Application to Ion Beam Shepherd Type Space Missions. Thesis for the Degree of Doctor of Philosophy. – University of Southampton, Southampton, England. – 2017.
126. Анализ современного состояния разработки ЭРД и предложения по техническому облику ЭРДУ КА «ФАЗА-КС» [Текст]: отчет по договору №94/19-05 от 15.03.2005/ Госуд. Науч.–исслед. ин–т прикладной механики и электродинамики; рук. Попов Г.А. – Москва, 2005. – 71 с. Исполнители: Обухов В.А., Ким В., Петров Е.М., Свотина В.В., Гусева О.В. - Библиогр. с. 69-71.
127. Морозов, А.И. Физические основы космических электрореактивных двигателей. Т. 1. Элементы динамики потоков в ЭРД. – М.: Атомиздат, 1976.
128. Жильцов, В.А. Термояд и космос / В.А. Жильцов, В.М. Кулягин // ВАНТ. Сер. Термоядерный синтез, 2018, 41, 3, 5-20
129. Продукция. Стационарные плазменные двигатели [Электронный ресурс] URL: <https://fakel-russia.com/produkcija> (дата обращения 04.02.2023)
130. Григорьян В.Г., Демидов А.С., Хартов С.А. Расчет и конструкция электроракетных двигателей: Учебное пособие. – М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2011. – 88 с.: ил.
131. Каталог продукции 2020. Государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос». Предприятие интегрированной структуры ракетного двигателестроения. Акционерное общество «Научно-исследовательский институт машиностроения» [Электронный ресурс] URL: https://www.niimashspace.ru/files/2020/Katalog-NiIMash-2020_compressed.pdf (дата обращения 04.02.2023)
132. Архипов, Ю.С. Опыт создания композитных емкостей для космических аппаратов типа «Экспресс» / Ю.С. Архипов, С.А. Булдашев, А.И. Дудин, А.Н. Ермаков // [Электронный ресурс] URL: <https://niimashspace.ru/pdf/korol18190413.pdf> (дата обращения 04.02.2023)
133. Исследование возможности использования КА с электроракетным двигателем для бесконтактного воздействия на низкоорбитальные некооперируемые объекты космического мусора для изменения высоты их орбиты. Этап 1. Исследование возможности использования КА с электроракетным двигателем для бесконтактного воздействия на низкоорбитальные некооперируемые объекты космического мусора для изменения высоты их орбиты [Текст]: отчет по СЧ НИР «Дебри-ПМЭ-2»/ Науч.–исслед. ин–т прикладной механики и электродинамики; рук. Попов Г.А. – Москва, 2013. – 84 с. Исполн.: Попов Г.А., Обухов В.А., Петухов В.Г., Кульков В.М., Петров Е.М., Белик А.А., Егоров Ю.Г., Свотина В.В., Черкасова М.В., Машеров П.Е., Семенов Ю.А. - Библиогр. с. 83-84. – Инв. 4-32/13

134. Электроракетный транспортный модуль. Книга 1. Солнечная электроракетная двигательная установка. [Текст]: материалы эскизного проекта отчет по СЧ ОКР «Двина-ЭРТМ»/ Госуд. науч.–исслед. ин–т прикладной механики и электродинамики МАИ; рук. Попов Г.А. – Москва, 2004. – 109 с. Исполн.: Попов Г.А., Обухов В.А., Свотина В.В., Надирадзе А.Б., Ким В., Евдокимов К.В.
135. Высокочастотный ионный двигатель малой мощности [Текст]: эскизный проект. Пояснительная записка МВАУ.131108.000ПЗ / Науч.–исслед. ин–т прикладной механики и электродинамики МАИ; рук. Попов Г.А. – Москва, 2014. – 221 с. Исполн.: Абгарян В.К., Алдонин Ф.И., Алексеев Ф.С., Антропов Н.Н., Ахметжанов Р.В., Бирюков В.И., Богатый А.В., Власенко А.П., Гаврилов К.Ю., Гришин Р.А., Гущин А.П., Дьяконов Г.А., Игроков Л.А., Каменский И.В., Каширин Д.А., Кожевников В.В., Лебедева И.Э., Любинская Н.В., Обухов В.А., Плохих А.П., Попов Г.А., Семенихин С.А., Тютин В.К., Федотенков Г.В., Федоров В.А., Филонова Е.В., Хартов С.А., Черкасова М.В., Шанькова О.В., Шишмарев И.А. - Библиогр. с. 215-221.
136. Инжекторы быстрых атомов водорода (Проблемы управляемого термоядерного синтеза) / Н.Н. Семашко, А.Н. Владимиров, В.В. Кузнецов, В.М. Кулыгин, А.А. Пагнасенков // М.: Энергоиздат, 1981. - 168 с.
137. Shagayda, A. Simulation of Charged Particles in the Ion-Optical Systems of Ion Engines (IOS-3D) // Software Package No. 2014610277, 2014.
138. Панасенков, А.А. Водородный источник ионов с периферийным магнитным полем / А.А. Панасенков, С.А. Равичев, Н.С. Семашко, В.М. Кулыгин // Плазменные ускорители и ионные инжекторы. – М.: Наука. – 1984. – с. 154-163
139. Ramsey, W. 12-cm Magneto-Electrostatic Containment Argon/Xenon Ion Source Development // AIAA 78-681, 13 International Electric Propulsion Conference. – San Diego, CA, USA. – 25 – 27 April, 1978, DOI: <https://doi.org/10.2514/6.1978-681>
140. Bechtel, R.T. A Hollow Cathode Neutralizer for a 30-cm Diameter Bombardment Thruster // AIAA 73-1052, 10 Electric Propulsion Conference. – Lake Tahoe, NV, USA. – October 31 – November 2, 1973
141. Banks, B.A. 8-cm Mercury Ion Thruster System Technology // AIAA 74-1116, 10 Joint Propulsion Conference. – San Diego, CA, USA. – October 21-23, 1974. – DOI: <https://doi.org/10.2514/6.1974-1116>
142. Lichtin, D.A. An Overview of Electric Propulsion Activities in US Industry – 2005 // AIAA 2005-3532, 41 AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. – Tucson, AR, USA. – July 10-13, 2005. – DOI: <https://doi.org/10.2514/6.2005-3532>

143. Tighe, W.G. XIPS Ion Thrusters for Small Satellite Applications / W.G. Tighe, K.-R. Chien, R. Spears // SSC07-III-11, 21 Annual AIAA/USU Conference on Small Satellites. – 13-16 August, 2007. – Logan, UT, USA.
144. Goebel, D.M. Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters / D.M. Goebel, I. Katz // Jet Propulsion Laboratory – California Institute of Technology. JPL Space Science and Technology Series. – 2008. – 486 p.
145. Polk, J.E. Ongoing Wear Test of a XIPS© 25-cm Thruster Discharge Cathode / J.E. Polk, D.M. Goebel // [Электронный ресурс] URL: https://pdfs.semanticscholar.org/85a6/04afd5368b6a741b3cc34caaa67f0e7939be.pdf?_ga=2.138403506.325671909.1580817516-259210887.1575358075 (дата обращения: 20.09.2022)
146. NSTAR FMT Ion Engine // [Электронный ресурс] URL: <https://pepl.engin.umich.edu/project/nstar-fmt-ion-engine/> (дата обращения: 20.09.2022)
147. NASA's Evolutionary Xenon Thruster: The Next Ion Propulsion System for Solar System Exploration // [Электронный ресурс] URL: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20090004684.pdf> (дата обращения: 20.09.2022)
148. Официальный сайт QINETIQ. Solar Electric Propulsion // [Электронный ресурс] URL: <https://www.qinetiq.com/en/what-we-do/services-and-products/solar-electric-propulsion> (дата обращения: 20.09.2022)
149. NASA Technical Memorandum 33-510. Solar Electric Propulsion System Technology / T.D. Masek, T.W. Macie // Jet Propulsion Laboratory. California Institute of Technology. – Pasadena, California. – 1971.
150. NASA Technical Memorandum. NASA TM X-71611. 8-cm Mercury Ion Thruster System Technology // Lewis Research Center. – Cleveland, Ohio. – 1974.
151. Sengupta, A. VHITAL-160 Thruster Development Status / A. Sengupta, C. Marrese-Reading, R. Hofer, A. Owens, R. Swindlehurst, D. Fitzgerald // JPL, California Institute of Technology. – 2006 // [Электронный ресурс] URL: <https://trs.jpl.nasa.gov/bitstream/handle/2014/39741/06-1886.pdf?sequence=1> (дата обращения: 20.09.2022)
152. Горшков, О.А. Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов / О.А. Горшков, В.А. Муравлев, А.А. Шагайда; под ред. академика РАН А.С. Коротева. М.: Машиностроение, 2008. – 280 с.
153. Электрические ракетные двигатели. Справочник // [Электронный ресурс] URL: <http://martiantime.narod.ru/Base/erd.htm> (дата обращения: 20.09.2022)
154. Сайт Wikipedia. The Free Encyclopedia. XIPS-25 // [Электронный ресурс] URL: <https://en.wikipedia.org/wiki/XIPS-25> (дата обращения: 20.09.2022)

155. Сайт David Darlling. XIPS (Xenon-Ion Propulsion System) // [Электронный ресурс] URL: <https://www.daviddarling.info/encyclopedia/X/XIPS.html> (дата обращения: 20.09.2022)
156. Poole, M. Boeing Low-Thrust Geosynchronous Transfer Mission Experience / M. Poole, M. Ho // [Электронный ресурс] URL: <https://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/20080012681.pdf> (дата обращения: 20.09.2022)
157. Korovkin, V.N. Research on Ion Thruster in the USSR / V.N. Korovkin, L.A. Latyshev, V.A. Obukhov, V.G. Grigoryan // Paper 91-081, 22 AIDAA/AIAA/DGLR/JSASS International Electric Propulsion Conference. – Viareggio, Tuscany, Italy. – October 14-17, 1991.
158. Электрические ракетные двигатели космических аппаратов и их влияние на радиосистемы космической связи / Н.А. Важенин, В.А. Обухов, А.П. Плохих, Г.А. Попов // М.: ФИЗМАТЛИТ, 2012. – 432 с. – ISBN 978–5–9221–1410–3.
159. Vasin, A.I. Review of Works on Electric Propulsion at Keldysh Research Center / A.I. Vasin, A.S. Koroteev, A.S. Lovtsov, V.A. Muravlev, A.A. Shagayda, V.N. Shutov // Электронный журнал «Труды МАИ», 2012, 60 [Электронный ресурс] URL: <https://trudymai.ru/upload/iblock/7d4/review-of-works-on-electric-propulsion-at-keldysh-research-center.pdf?referer=https%3A%2F%2Fwww.google.com%2F> (дата обращения: 20.09.2022)
160. Ловцов, А.С. Основные результаты разработок Центра Келдыша в области ЭРДУ / А.С. Ловцов, М.Ю. Селиванов, Д.А. Томилин, А.А. Шагайда, А.С. Шашков // Известия Российской академии наук. Энергетика, 2020, 2, 3-15, DOI: <https://doi.org/10.31857/S0002331020020077>
161. Loeb, H.W. Recent Work on Radio Frequency Ion Thrusters // Journal of Spacecraft and Rockets, 1971, 8(5), 494-500, DOI: <https://doi.org/10.2514/3.59683>
162. Freisinger, J. Determination of the Stable Working Conditions of a 15-cv-Diameter RF-Ion Source / J. Freisinger, S. Reineck, H.W. Loeb // IEE Conference Publication, 1978, 165, 243-246
163. Bassner, H. Status and Future Application of the R.F.-Ion Propulsion System ‘RITA’ Including Interplanetary Missions / H. Bassner, H. Loeb // Earth-Oriented Applications of Space Technology, 1984, 4(3), 125-138
164. Groh, K.H. Electric Propulsion Activities at Giessen University / K.H. Groh, P. Fahrenbach, N. Kreiling, H.W. Loeb // AIAA-92-3145, 28 AIAA/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 6-8 July, 1992, Nashville, Tennessee, USA.
165. Loeb, H.W. Forty Years of Giessen EP-Activities and the Recent RIT-Microthruster Development / H.W. Loeb, K.-H. Schartner, B.K. Meyer, D. Feili, S. Weis, D. Kirmse // IEPC-2005-031, 29 International Electric Propulsion Conference. – 31 October-4 November, 2005. – Princeton University, New Jersey, USA.

166. Kuninaka, H. Overview of JAXA's Activities on Electric Propulsion / H. Kuninaka, K. Kajiwara // IEPC-2011-332, 32 International Electric Propulsion Conference. – Wiesbaden, Germany. – September 11-15, 2011.
167. Takegahara, H. Overview of Electric Propulsion Research Activities in Japan / H. Takegahara, H. Kuninaka, I. Funaki, A. Ando, K. Komurasaki, H. Koizumi, T. Schonherr, S. Shinohara, T. Tanikawa, M. Nakano, Y. Nakayama, A. Sasoh, T. Miyasaka, H. Tahara, N. Yamamoto, A. Kakami // IEPC-2015-01/ISTS-2015-b-01, 30 International Symposium on Space Technology and Science, 34 International Electric Propulsion Conference, 6 Nano-Satellite Symposium. – Hyogo-Kobe, Japan. – 4-10 July, 2015. – 22 p.
168. Komurasaki, K. Overview of Electric Propulsion Activities in Japan / K. Komurasaki, H. Kuninaka // AIAA 2007-5166, 43 AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibits. – 8-11 July, 2007. – Cincinnati, OH, USA. – 13 p.
169. NASA Technical Memorandum. NASA TM 2002-211877. Microwave ECR Ion Thruster Development Activities at NASA Glenn Research Center / J.E. Foster, M.J. Patterson // AIAA-2002-3837, Glenn Research Center. – Cleveland, Ohio. – 2002. – 19 p.
170. NASA Technical Memorandum. NASA TM 2006-214035. High Power ECR Ion Thruster Discharge Characterization / J.E. Foster, H. Kamhawi, T. Haag, C. Carpenter, G.W. Williams // Glenn Research Center. – Cleveland, Ohio. – 2006.
171. Obukhov, V.A. Problems of the Method of Space Debris Objects Withdrawal by an Ion Beam / V.A. Obukhov, A.I. Pokryshkin, G.A. Popov, V.V. Svitina // 7 Russian-German Conference of Electric Propulsion and Their Applications «Electric Propulsion – New Challenges». - 21-26 October, 2018. - Marburg, Germany.
172. Leiter, H.J. Evaluation of the Performance of the Advanced 200 mN Radio Frequency Ion Thruster RIT_XT / H.J. Leiter, R. Killinger, H. Bassner, J. Miller, R. Kulies, T. Fröhlich // AIAA-2002-3836, 38 AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference. - Indianapolis, Indiana, USA. - July 7–10, 2002, DOI: <http://dx.doi.org/10.2514/6.2002-3836>
173. Официальный сайт ArianeGroup. Orbital Propulsion Centre. [Электронный ресурс] URL: <http://www.space-propulsion.com/spacecraft-propulsion/ion-propulsion/> (дата обращения: 20.09.2022)
174. Groh, K.H. State-of-the-Art of Radio-Frequency Ion Thrusters / K.H. Groh, H.W. Loeb // Journal of Propulsion, 1991, 7, 4, 573-579, DOI: <https://doi.org/10.2514/3.23364>
175. Killinger, R. RITA Ion Propulsion for Artemis Results Close to the Completion of the Life Test / R. Killinger, H. Bassner, R. Kukies, H. Leiter // AIAA-2001-3490, 37 Joint Propulsion Conference and Exhibit. – Salt Lake City, UT, USA. – July 8-11, 2001, DOI: <http://dx.doi.org/10.2514/6.2001-3490>

176. Löb, H. Ein electrostatisches Raketentriebwerk mit Hochfrequenzquelle // Acta Astronautica, 1962, 8, 1, 49-53.
177. Freisinger, J. A Mercury Ion Propulsion System / J. Freisinger, H.W. Löb // IAF-66-096, 17 International Astronautical Congress. - Madrid, Spain. – 9-15 October, 1966.
178. Killinger, R. Status of the RIT_XT High Performance RF-Ion Thruster Development / R. Killinger, H. Bassner, J. Muller, R. Kukies // ESASP-465, 3 International Conference on Space Propulsion. – 10-13 October, 2000. – Cannes, France, DOI: <http://dx.doi.org/10.2514/6.2000-3272>
179. Lotz, B. Radio Frequency Ion Thrusters Operated with Non-Conventional Propellants / B. Lotz, C.M. Collingwood, D. Feili // Электронный журнал «Труды МАИ», 2012, 60
180. Laiter, H.J. Evolution of the AIRBUS DS GmbH Radio Frequency Ion Thruster Family / H.J. Laiter, C. Altmann, R. Kukies, J. Kuhmann, J.-P. Porst, M. Berger, M. Rath // IEPC-2015-90/ISTS-2015-b-90, 30 International Symposium on Space Technology and Science, 34 International Electric Propulsion Conference, 6 Nano-Satellite Symposium. – Hyogo-Kobe, Japan. – 4-10 July, 2015. – 10 p.
181. Исследования и разработка космических высокоимпульсных высокочастотных плазодинамических электроракетных ионных двигателей [Текст]: научно-технический отчет по Гранту Президента Российской Федерации для государственной поддержки научных исследований, проводимых под руководством ведущих ученых в российских образовательных учреждениях высшего профессионального образования / Науч.-исслед. ин-т прикладной механики и электродинамики; рук. Попов Г.А. – М., 2013. – 241 с. – Исполн.: Леб Х.В., Попов Г.А., Рыжов Ю.А., Обухов В.А., Плохих А.П., Петухов В.Г., Латышев Л.А., Хартов С.А., Шишкин Г.Г., Абгарян В.К., Балашов В.В., Гаврюшин В.М., Кашулин А.П., Козлов В.И., Кравченко И.В., Медведский А.Л., Федоров В.А., Рябый В.А., Черкасова М.В., Свотина В.В., Визгалин Н.Ф., Сидоренко Е.К., Соганова Г.В., Тибрина М.К., Александрова А.В., Булаева М.Н., Гиль О.А., Жалялетдинова Р.А., Зеленковский Д.С., Круглов К.И., Трушина Е.Ю., Ельников Р.В., Кудрявцев А.В., Семенов В.А., Мадеев С.В., Машеров П.Е., Моголкин А.И., Нигматзянов В.В., Иванюхин А.В., Меркурьев Д.В., Ахметжанов Р.В., Смирнов А.А., Смирнов П.Е., Шлыгин А.В.- Библиогр. с. 237 – 241.
182. Справочник химика /под ред. Б.П. Никольского. – М.-Л.: Химия, 1982. - т. 1. - с. 325-327
183. Loeb, H.W. Principle of Radio-Frequency Ion Thrusters RIT // RIT-22 Demonstrator Test of Astium ST at University of Giessen. – Giessen University, Giessen, Germany. – 2010.
184. Нигматзянов, В.В. Выбор параметров разрядной камеры высокочастотного ионного двигателя. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. Специальность 05.07.05 «Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов». М., 2017. – 141 с.

185. Closs, M.F. Numerical Modelling and Optimization of Radio-Frequency Ion Thrusters: Dipl. Masch.-Ing. RTH, Munich. - 2001. -149 p.
186. Balashov, V. Radio Frequency Source of a Weakly Expanding Wedge-Shaped Xenon Ion Beam for Contactless Removal of Large-Sized Space Debris Objects / V. Balashov, M. Cherkasova, K. Kruglov, A. Kudriavtsev, P. Masherov, A. Mogulkin, V. Obukhov, V. Riaby, V. Svitina // Review of Scientific Instruments, 2017, 88, 8, 083304, DOI: <https://doi.org/10.1063/1.4998247>
187. Loeb, H. Radio frequency ion beam source, Pat. US5036252 (DE3814053), Int. Cl. H01J 27/16
188. Langmuir, I. Scattering of Electrons in Ionized Gases // Physical Review, 1925, 26, 585, DOI: <https://doi.org/10.1103/PhysRev.26.585>
189. Haas, J.M. An Investigation of Internal Ion Number Density and Electron Temperature Profiles in a Laboratory-Model Hall Thruster / J.M. Haas, A.D. Gallimore // 36 AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA, Washington DC, 2000, DOI: <http://dx.doi.org/10.2514/6.2000-3422>
190. Ключаев, А.Н. Введение в физику низкотемпературной плазмы / А.Н. Ключаев, В.Г. Мишаков, Н.А. Тимофеев // [Электронный ресурс] URL: https://www.gubkin.ru/faculty/chemical_and_environmental/chairs_and_departments/physical_and_colloid_chemistry/files/05.03.2018/vved_v_fiziku.pdf (дата обращения: 09.12.2022)
191. Aston, G. Ion beam divergence characteristics of three-grid accelerator systems / G. Aston, H.R. Kaufman // 13 International Electric Propulsion Conference. – San Diego, California, USA. – 25-27 April, 1978
192. Svitina, V.V. Ion Source – Mathematical Simulation Results versus Experimental Data / V.V. Svitina, M.V. Cherkasova, A.I. Mogulkin, A.V. Melnikov, O.D. Peysakhovich // Aerospace MDPI, 2021, 8(10), 276, DOI: <https://doi.org/10.3390/aerospace8100276>
193. Абгарян, В.К. Численное моделирование высокоперевансной ионно–оптической системы с плазменным эмиттером / В.К. Абгарян, Р.В. Ахметжанов, Х.В. Лёб, В.А. Обухов, М.В. Черкасова // Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования, 2013, 11, 82–90
194. Wang, J. Three–Dimensional Particle Simulations of NSTAR Ion Optics / J. Wang, J. Polk, J. Brophy, I. Katz // IEPC–01–085, 27 International Electric Propulsion Conference. – Pasadena, California, USA. – 15–19 October, 2001.
195. Grubisic, A.N. Qualification of the T6 Ion Thruster for the BepiColombo Mission to the Planet Mercury / A.N. Grubisic, S. Clark, N. Wallace, C. Collingwood, F. Guarducci // IEPC–2011–234, 32 International Electric Propulsion Conference. – Wiesbaden, Germany. – 11 – 15 September, 2011.
196. Soulas, G.C. Design and Performance of 40 cm Ion Optics // IEPC–01–090, 27 International Electric Propulsion Conference. – Pasadena, California, USA. – 15–19 October, 2001.

197. Polk, J.E. An Overview of the Results from an 8200 Hour Wear Test of the NSTAR Ion Thruster / J.E. Polk, J.R. Anderson, J.R. Brophy, V.K. Rawlin, M.J. Patterson, J. Sovey, J. Hamley // AIAA 99-2446, 35 Joint Propulsion Conference and Exhibit. – Los Angeles, California, USA. – 20–24 June, 1999
198. Child, C.D. Discharge from Hot CaO // *Physics Review*, 1911, 32, 492, DOI: <https://doi.org/10.1103/PhysRevSeriesI.32.492>
199. Langmuir, I. The Effect of Space Charge and Residual Gases on Thermionic Currents in High Vacuum // *Physical Review Journal*, 1913, 2, 450-486.
200. Форрестер А.Т. Интенсивные ионные пучки / Пер. с англ. - М.: Мир, 1991. - 358 с., ил.
201. Muravlev, V.A. Numerical Modeling of Extraction Systems in Ion Thrusters / V.A. Muravlev, A.A. Shagayda // IEPC-99-162, 26 International Electric Propulsion Conference, Kitakyushu, Japan. – 17-21 October, 1999.
202. Прикладные научные исследования системы и средств бесконтактного увода объектов космического мусора техногенной природы в целях противодействия угрозе осуществления космической деятельности в области геостационарной орбиты по теме Проведение теоретических исследований по способам очистки области геостационарной орбиты об объектов космического мусора. Этап 1 [Текст]: научно-технический отчет о ПНИ ФЦП «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014-2020 годы» / Науч.-исслед. ин-т прикладной механики и электродинамики МАИ; рук. Попов Г.А. – М., 2019. – 361 с. – Исполн.: Попов Г.А., Обухов В.А., Свотина В.В., Могулкин И.А., Балашов В.В., Меркурьев Д.В., Нигматзянов В.В., Черкасова М.В., Иванюхин А.В., Неверов А.С., Могулкин А.И., Изотова О.Н., Назаров В.Н., Орлов А.Ю., Антоновский И.В., Кудрявцев А.В., Серов А.Д., Абгарян В.К., Александрова А.В., Антипов А.А., Воробьев А.Л., Гордеев С.В., Захарченко В.С., Калязин В.Г., Куракина Е.И., Мальютин С.В., Мельников А.В., Пашкова И.В., Халина И.С., Шилов Е.А., Коротков Н.А., Пейсахович О.Д., Арсланова И.Д., Гроздова Т.Г., Купреева А.Ю., Куракина Г.И., Покрепин Б.В., Сесюкалов В.А., Орлов Ю.В., Семенов В.А.- Библиогр. с. 332 – 361. – Инв. № 08-14/19.
203. Pierce, J.R. Rectilinear Electron Flow in Beams // *Journal of Applied Physics*, 1940, 11, 548, DOI: <https://doi.org/10.1063/1.1712815>
204. Pierce, J.R. Theory and Design of Electron Beams. - Van Nostrand, New York, 1954. – 222 p.
205. Cichocki, G. Electric Propulsion Subsystem Optimization for «Ion Beam Shepherd» Mission / G. Cichocki, M. Merino, E. Ahedo, M. Smirnova, S. Mingo, M. Dobkevicius // *Journal of Propulsion and Power*, 2017, 33, 2, 370-378, DOI: <https://doi.org/10.2514/1.B36105>
206. Walker, R. Mission to the Edge of the Solar System Using a New Advanced Dual-Stage Gridded Ion Thruster with Very High Specific Impulse / R. Walker, D. Izzo, D. Fearn // ISTS 2006-k-35, Proceedings of the 25 International Symposium on Space Technology and Science, January 2006.

207. Feili, D. The μ NRIT-4 Ion Engine: a First Step Towards a European Mini-Ion Engine System Development / D. Feili, D.M. Di Cara, H.J. Leiter, J.G. Del Amo, H.W. Loeb, St. Weis, D. Kirmse, P.E. Frigot, M. Orlandi, H. Müller, B.K. Meyer // IEPC-2007-218, 30 International Electric Propulsion Conference. – Florence, Italy. – 17-20 September, 2007.
208. Snyder, J. Performance Evaluation of T6 Ion Engine / J. Snyder, D.M. Goebel, R.R. Hofer, J.E. Polk, N.C. Wallace, H. Simpson // Journal of Propulsion and Power, 2012, 28, 2, 371-379, DOI: <http://dx.doi.org/10.2514/1.B34173>
209. Гаврилов, Н.В. Формирование пучка ионов, извлекаемых из плазмы тлеющего разряда / Н.В. Гаврилов, Д.Р. Емлин // Журнал технической физики, 2000, 70, 5, 74-81.
210. Вентцель, Е.С. Теория вероятностей: Учеб. для ВУЗов. – 6-у изд. стер. – М.: Высш. Шк., 1999. – 576 с.
211. Абезгауз, Г.Г. О вычислении вероятностей попадания в круг и сферу при нормальном распределении // Журнал вычислительной математики и математической физики, 1970, 10, 1, 199-204
212. Cooper, W.S. Multiple-Aperture Extractor Design for Producing Intense Ion and Neutral Beams / W.S. Cooper, K.H. Berkner, R.V. Pyle // Nuclear Fusion, 1972, 12, 2, 263–265.
213. Обухов, В.А. Расчет переходного слоя в эмиссионном отверстии газоразрядного источника ионов / В.А. Обухов, В.Е. Сосновский // В кн.: 5-ая Конференция по плазменным ускорителям и ионным инжекторам. – М.: Наука. – 1982. – с. 105-106.
214. Сайт IGUN©. Space Charge Particle Optics // [Электронный ресурс] URL: www.egun-igun.com (дата обращения: 12.01.2023).
215. Молоковский С.И., Сушков А.Д. Интенсивные электронные и ионные пучки.- 2-е изд., перераб. и доп. - М.: Энергоатомиздат, 1991. – 304 с.
216. Инжекторы быстрых атомов водорода / Н.Н. Семашко, А.Н. Владимиров, В.В. Кузнецов, В.М. Кулыгин, А.А. Панасенков. – М.: Энергоиздат, 1981. – 169 с. – (Проблемы управляемого термоядерного синтеза).
217. Налимов В.В., Чернова Н.А. Статистические методы планирования экстремальных экспериментов. – М.: Наука, 1965. – 341 с.
218. Чуян Р.К., Обухов В.А. Модели идентификации двигателей летательных аппаратов. – М.: МАИ, 1980. – 50 с.
219. Гайдадин А.Н., Ефремова С.А. Применение полного факторного эксперимента при проведении исследований: методические указания. – Волгоград: ВолгГТУ, 2008.
220. Coupland, J.R. Study of the Ion Beam Intensity and Divergence Obtained from a Single Aperture Three Electrode Extraction System / J.R. Coupland, T.S. Green, D.P. Hammond, A.C. Riviere // Review of Scientific Instrument, 1973, 44, 1258, DOI: <https://doi.org/10.1063/1.1686366>

221. Моголкин, А.И. Механико-математическая модель деформаций профилированных электродов ионных двигателей. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. Специальность 05.07.05 «Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов». М., 2015. – 162 с.
222. Круглов, К.И. Моделирование теплофизических процессов в высокочастотном ионном двигателе. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. Специальность 05.07.05 «Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов». М., 2017. – 143 с.
223. Вайнштейн, Л.А., Собельман И.И., Юков Е.А. Возбуждение атомов и уширение спектральных линий. – М.: Наука, 1979. – 319 с.
224. Антонова Т.Б., Бургов Г.Э., Кралькина Е.А., Обухов В.А. Исследование механизма ионизации и возбуждения ХеI в газоразрядной плазме низкого давления. – М.: ВИНТИ, 1988. – 70 с.
225. Качмарек, Ф. Введение в физику лазеров. Пер. с польск. / Перевод В.Д. Новикова. Под ред. и с предисл. М.Ф. Бухенского. – М.: Мир, 1980. – 540 с.
226. Гаврилова, А.Ю., Скороход Е.П. Сечения и константы скоростей плазмохимических реакций инертных газов. – Изд-во МАИ, 2011. – 192 с.: ил.
227. Гаврилова, А.Ю. Диаграмма метаравновесных состояний тяжелых инертных газов / А.Ю. Гаврилова, А.Г. Киселев, Е.П. Скороход // Теплофизика высоких температур, 2014, 52, 2, 174-185
228. Kazakov, V.V. Electronic Structure of Atoms: Atomic Spectroscopy Information System / V.V. Kazakov, V.G. Kazakov, V.S. Kovalev, O.I. Meshkov, A.S. Yatsenko // Physica Scripta, 2017, 92, 10, DOI: <https://doi.org/10.1088/1402-4896/aa822e> Информационная система «Электронная структура атомов» [Электронный ресурс]: URL: <http://grotrian.nsu.ru/ru/spectrum/141295> (дата обращения: 08.12.2022)
229. Биберман, Л.М., Воробьев В.С., Якубов И.Т. Кинетика неравновесной низкотемпературной плазмы. – М.: Наука, 1982. – 378 с.
230. Криворучко, Д.Д. Определение концентраций возбужденных состояний и вероятностей радиационных переходов ХеI плазмы холловских двигателей / Д.Д. Криворучко, А.В. Скрылев, Е.П. Скороход // Труды МАИ. – 2017. – вып. 92, 27 с.
231. Скороход, Е.П. Справочные данные сечений фотоионизации ксенона // Труды МАИ, 2016, 91, 27 с.
232. Вайнштейн Л.А., Собельман И.И., Юков Е.А. Сечения возбуждений атомов и ионов электронами. – М.: Наука, 1973. – 143 с.

233. Груздев, П.Ф. Вероятности переходов и радиационные времена уровней атомов и ионов. – М.: Энергоатомиздат, 1990. – 223 с.
234. Криворучко, Д.Д. Вероятности фото-переходов иона ХеII и распределения возбужденных состояний в низкотемпературной плазме Холловского двигателя / Д.Д. Криворучко, М.Е. Кулизаде, Е.П. Скороход, А.В. Скрылев // Электронный журнал Труды МАИ, 2017, 94.
235. Syage, J.A. Electron-Impact Cross Sections for Multiple Ionization of Kr and Xe // *Physical Review A*, 1992, 46, 9, 14 p.
236. Rejoub, R. Determination of the Absolute Partial and Total Cross Sections for Electron-Impact Ionization of the Rare Gases / R. Rejoub, D.G. Lindsay, R.F. Stebbings // *Physical Review A*, 2002, 65, 042713, 8 p. - DOI: <https://doi.org/10.1103/PhysRevA.65.042713>
237. Королев, Ю.Д. Элементарные и кинетические процессы в газоразрядной плазме: учебное пособие / Томский политехнический университет – Томск: Изд-во Томского политехнического университета, 2008. – 128 с.
238. Семиохин, И.А. Элементарные процессы в низкотемпературной плазме. – М.: Изд-во Моск. Ун-та, 1988. – 142 с.
239. Gryziński, M. Two-Particle Collisions. II. Coulomb Collisions in the Laboratory System of Coordinates // *Physical Review*, 1965, 138, 2A, 322-335
240. Митюрева, А.А. Возбуждение электронным ударом уровней $4p^55p$ атома криптона из метастабильных состояний / А.А. Митюрева, В.В. Смирнов // *Оптика и спектроскопия*, 2020, 128, 4, 457-461
241. Афанасьев, В.П. Неупругие процессы в газоразрядной плазме инертных газов / В.П. Афанасьев, Б.М. Смирнов, Д.А. Жилев // *Теплофизика высоких температур*, 2018, 56, 5, 645-655, DOI: <https://doi.org/10.31857/S004036440003354-3>
242. Hunter, S.R. Low-Energy Electron Drift and Scattering in Krypton and Xenon / S.R. Hunter, J.G. Carter, L.G. Christophorou // *Physical Review A*, 1988, 38, 11, 5539-5551
243. Allen, L. Radiative Lifetimes and Collisional Cross-Section for XeI, XeII / L. Allen, D.G. Jones, D.G. Schofield // *Journal of the Optical Society of America*, 1969, 59, 7, 842-847, DOI: <https://doi.org/10.1364/JOSA.59.000842>
244. Jimenez, E. Radiative Lifetimes of Some Levels of XeI and XeII / E. Jimenez, J. Campos, C. Sanchez // *Journal of the Optical Society of America*, 1974, 64, 7, 1009-1010, DOI: <https://doi.org/10.1364/JOSA.64.001009>
245. Pinnington, R.H. Radiative Lifetimes of Some Levels of XeI and XeII // *Journal of the Optical Society of America*, 1975, 65, 2, 218, DOI: <https://doi.org/10.1364/JOSA.65.000218>
246. Веролайнен, Я.Ф. Времена жизни некоторых уровней Хе / Я.Ф. Веролайнен, А.Л. Ошеревич // *Оптика и спектроскопия*, 1969, 27, 1, 31-33.

247. Горчаков Л.В., Демкин В.П., Муравьев И.И., Янчарина А.М. Излучение атомов инертных газов в электрических полях. – Томск: Изд-во Томского ун-та, 1984. – 167 с.
248. Aymar, M. Theoretical Transition Probabilities and Lifetimes in KrI and XeI / M. Aymar, M. Coulombe // *Atomic Data and Nuclear Data Tables*, 1978, 21, 6, 537-566
249. Каримов, Р.Г. Радиационные времена жизни и вероятности переходов XeI и XeII / Р.Г. Каримов, В.М. Климкин // *Известия ВУЗов. Физика*, 1971, 3, 25-29
250. Griffin, P.M. Oscillator Strengths of the Resonance Lines of Krypton and Xenon / P.M. Griffin, J.W. Hutcherson // *Journal of the Optical Society of America*, 1969, 59, 12, 1607-1613, DOI: <https://doi.org/10.1364/JOSA.59.001607>
251. Molino Garcia, J.C. Oscillator Strengths of the Resonance Lines of Kr and Xe / J.C. Molino Garcia, W. Botticher, M. Kock // *Journal of Quantative Spectroscopy and Radiative Transfer*, 1996, 55, 2, 169-179, DOI: [https://doi.org/10.1016/0022-4073\(95\)00154-9](https://doi.org/10.1016/0022-4073(95)00154-9)
252. Dow, J.D. Excited-State Wave Function Excitation Energies and Oscillator Strengths for Kr and Xe / J.D. Dow, R.S. Knox // *Physical Review*, 1966, 152, 50-51, DOI: <https://doi.org/10.1103/PhysRev.152.50>
253. Wilkinson, P.G. Oscillator Strengths of the Resonance Lines of the Rare Gases – II. Xenon // *Journal of Quantative Spectroscopy and Radiative Transfer*, 1966, 6, 6, 823-831.
254. Laporte, P. High Density Self-Broadening of the First Xenon and Krypton Resonance Line / P. Laporte, H. Damany // *Journal of Physique*, 1979, 40, 1, 9-22, DOI: <https://doi.org/10.1051/jphys:019790040010900>
255. Кожевников, В.В. Исследование локальных параметров плазмы в разрядной камере высокочастотного ионного двигателя малой мощности. Диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук. Специальность 05.07.05 «Тепловые, электроракетные двигатели и энергоустановки летательных аппаратов». М., 2017. – 139 с.
256. Разработка и исследование лабораторных моделей ВЧ ИД мощностью до 4 кВт. Расчетные и экспериментальные исследования АИПД с разрядными каналами различной геометрии. Этап 1. Разработка и исследование лабораторных моделей ВЧ ИД мощностью до 4 кВт [Текст]: научно-технический отчет о НИР «Двигатель-НИИ ПМЭ МАИ» / Науч.-исслед. ин-т прикладной механики и электродинамики МАИ; рук. Попов Г.А. – М., 2012. – 95 с. – Исполн.: Обухов В.А., Рябый В.А., Балашов В.В., Черкасова М.В., Хартов С.А., Смирнова М.Е., Нигматзянов В.В., Вебер А.В., Могоулкин А.И., Ситников С.А., Попов А.Ю., Пискунков А.Ф., Машеров П.Е., Ахметжанов Р.В.- Библиогр. с. 93 – 95. – Инв. № 08-14/12 ДСП.
257. Balashov, V.V. Radio Frequency Source of Weakly Expanding Wage-Shaped Xenon Ion Beam for Contactless Removal of Large-Sized Space Debris Objects / V.V. Balashov, M.V. Cherkasova,

A.V. Kudryavtsev, P.E. Masherov, A.I. Mogulkin, V.A. Obukhov, V.V. Svotina, V.A. Riaby, I.V. Usovik // 7 European Conference on Space Debris. – 18-21 April, 2017. – Darmstadt, Germany.

258. Obukhov, V.A. Problems of the Method of Space Debris Objects Withdrawal by an Ion Beam / V.A. Obukhov, A.I. Pokryshkin, G.A. Popov, V.V. Svotina // 7 Russian-German Conference of Electric Propulsion and Their Applications «Electric Propulsion – New Challenges». - 21-26 October, 2018. - Marburg, Germany

259. Проведение теоретических и экспериментальных исследований физико–технических проблем и разработка предложений по созданию бортовых средств бесконтактного воздействия на крупные фрагменты космического мусора для их удаления с рабочих орбит. Этап 1. Исследование физико-технических проблем и разработка предложений по созданию бортовых средств бесконтактного воздействия на крупные фрагменты космического мусора для их удаления с рабочих орбит [Текст]: научно–технический отчет по СЧ НИР «Магистраль» (Устойчивость–КМ–ПМЭ) (промежуточ.) / Науч.–исслед. ин–т прикладной механики и электродинамики; рук. Попов Г.А. – М., 2014. – 103 с. – Исполн.: Попов Г.А., Обухов В.А., Свотина В.В., Петров Е.М., Надирадзе А.Б., Усовик И.В., Рябый В.А., Петухов В.Г., Машеров П.Е. – Библиогр. с. 99 – 103.

260. Исследование проблем проведения многоразовых маневров сближения СКА с ОКМ на ГСО и их увода в зону «захоронения» с использованием СИИП с учетом характеристик взаимодействия ионного пучка с ОКМ техногенной природы, разработка рекомендаций по ТТХ СКА в части бортовой ЭРДУ и СИИП, формирование исходных данных на разработку алгоритма управления связкой СКА – ОКМ в части характеристик силового и эрозионного взаимодействия ионного пучка с ОКМ техногенной природы. Этап 1. Разработка проектно-технического облика сервисного КА в части бортовой маршевой компенсирующей электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) и бортовой системы инжекции ионного пучка (СИИП) в качестве средства бесконтактного воздействия на объекты космического мусора (ОКМ) [Текст]: научно-технический отчет о НИР «Устойчивость ПМЭ» / Науч.-исслед. ин-т прикладной механики и электродинамики МАИ; рук. Попов Г.А. – М., 2014. – 57 с. – Исполн.: Попов Г.А., Обухов В.А., Свотина В.В., Балашов В.В., Козлов В.И., Петухов В.Г., Покрышкин А.И., Плохих А.П., Шишкин Г.Г., Надирадзе А.Б., Абгарян В.К., Кравченко И.В., Рябый В.А., Черкасова М.В., Соганова Г.В., Машеров П.Е., Могоулкин А.И., Серов А.Д., Александрова А.В., Круглов К.И., Кудрявцев А.В. - Библиогр.: с. 57.

261. Сайт АО ОКБ «Факел». Продукция. Стационарные плазменные двигатели [Электронный ресурс]: URL: <https://fakel-russia.com/produksiya> (дата обращения: 18.01.2023)

262. NSSDCA/COSPAR ID: 1989-004A [Электронный ресурс]: URL: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/nmc/spacecraft/display.action?id=1989-004A> (дата обращения: 25.01.2023)
263. Горизонт (космический аппарат) [Электронный ресурс]: URL: [https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%93%D0%BE%D1%80%D0%B8%D0%B7%D0%BE%D0%BD%D1%82_\(%D0%BA%D0%BE%D1%81%D0%BC%D0%B8%D1%87%D0%B5%D1%81%D0%BA%D0%B8%D0%B9_%D0%B0%D0%BF%D0%BF%D0%B0%D1%80%D0%B0%D1%82\)](https://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%93%D0%BE%D1%80%D0%B8%D0%B7%D0%BE%D0%BD%D1%82_(%D0%BA%D0%BE%D1%81%D0%BC%D0%B8%D1%87%D0%B5%D1%81%D0%BA%D0%B8%D0%B9_%D0%B0%D0%BF%D0%BF%D0%B0%D1%80%D0%B0%D1%82)) (дата обращения: 25.01.2023)
264. GORIZONT 18 [Электронный ресурс]: URL: <https://www.n2yo.com/satellite/?s=20107> (дата обращения: 26.01.2023)
265. Анализ методов и способов решения проблем ограничения и снижения техногенного засорения ОКП с использованием перспективных сервисных КА для увода объектов КМ из зоны рабочих орбит КА. Этап № 1. Исследование вопросов применения сервисных космических аппаратов для бесконтактного увода объектов космического мусора. [Текст]: научно-технический отчет по СЧ НИР «Устойчивость-ПМЭ»/ Науч.–исслед. ин–т прикладной механики и электродинамики; рук. Попов Г.А. – Москва, 2020. – 204 с. Исполн.: Обухов В.А., Свотина В.В., Балашов В.В., Нигматзянов В.В., Абгарян В.К., Хартов С.А., Рябый В.А., Черкасова М.В., Неверов А.С., Могулкин А.И., Назаров В.Н., Орлов А.Ю., Пискунков А.Ф., Антоновский И.В., Кудрявцев А.В., Серов А.Д., Купреева А.Ю., Александрова А.В., Пейсахович О.Д., Орлов Ю.В., Семенов В.А. – Библиогр. с. 204. – Инв. № 01-14/20.
266. Анализ методов и способов решения проблем ограничения и снижения техногенного засорения ОКП с использованием перспективных сервисных КА для увода объектов КМ из зоны рабочих орбит КА. Этап № 1. Исследование вопросов применения сервисных космических аппаратов для бесконтактного увода объектов космического мусора. [Текст]: отчет о патентных исследованиях уровня техники и тенденций развития методов, способов и средств очистки околоземного космического пространства от космического мусора по СЧ НИР «Устойчивость-ПМЭ»/ Науч.–исслед. ин–т прикладной механики и электродинамики; рук. Попов Г.А. – Москва, 2020. – 139 с. Исполн.: Попов Г.А., Свотина В.В., Балашов В.В., Нигматзянов В.В., Черкасова М.В., Могулкин А.И., Александрова А.В. - Библиогр. с. 139. – Инв. 02-14/20
267. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2018662928 «Программа для моделирования управления сервисным КА с бесконтактными средствами воздействия на объекты космического мусора в процессе увода из защищаемой области геостационарной орбиты. DisposeGSO» / А.И. Покрышкин (Российская Федерация); Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования

«Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)». – Пост. 11.09.2018, Гос.рег. 17.10.2018

268. Исследование вопросов применения сервисных космических аппаратов для бесконтактного увода объектов космического мусора. Этап 1. Анализ методов и способов решения проблем ограничения и снижения техногенного засорения ОКП с использованием перспективных сервисных КА для увода объектов КМ из зоны рабочих орбит КА. [Текст]: научно-технический отчет по СЧ НИР «Устойчивость - НИИ ПМЭ» / Науч.–исслед. ин–т прикладной механики и электродинамики; рук. Попов Г.А. – Москва, 2021. – 239 с. – Исполн.: Обухов В.А., Свотина В.В., Балашов В.В., Петухов В.Г., Покрышкин А.И., Николичев И.А., Могоулкин А.И., А.В. Библиогр. с. 201. – Инв. № 01-14/21

269. Brouke, R.A. On the Equinoctial Orbital Elements / R.A. Brouke, P.J. Cefola // *Celestial Mechanics*, 1972, 5, 303-310

270. Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша Российской Академии наук. Динамика космических систем. Динамика и управление орбитальным угловым движением [Электронный ресурс] URL: https://www.keldysh.ru/microsatellites/Bachelor_Thesis_Koptev.pdf (дата обращения 04.03.2023)

271. Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкредидзе Р.В., Мищенко Е.Ф. Математическая теория оптимальных процессов. - М.: Наука, 1976, 384 с.

A272. Hansen, N. Completely Derandomized Self-Adaptation in Evolution Strategies / N. Hansen, A. Ostermeier // *Evolutionary Computation* 9(2), 2001, 159-195

273. Николичев, И.А. Оптимизация многовиткового межорбитального перелета космического аппарата с электроракетной двигательной установкой с учетом действия возмущений. дисс. канд. техн. наук: 05.07.09 / Николичев Илья Андреевич, - М., ФГБОУ ВО МАИ, 2017. - 283 с.