**Министерство образования Украины**

**Государственный аэрокосмический университет**

**имени Н.Е. Жуковского**

**«Харьковский авиационный институт»**

Кафедра 402

РЕФЕРАТ

***на тему :* Ионно-плазменные двигатели с высокочастотной безэлектродной ионизацией рабочего тела**

Выполнил :

\_\_\_\_\_\_\_\_ Юрченко С.А.

1999-03-03

Харьков 1999 г.

# Содержание

лист

|  |  |
| --- | --- |
| Введение | 3 |
| 1. Сравнительный анализ ЭРДУ | 6 |
| 1.1 Применение ЭРД | 7 |
| 1.2 Применение РИД | 9 |
| 1.3 Общие преимущества РИД | 9 |
| 1.4 Радиочастотный ионный движитель РИД-10 | 10 |
| 1.5 Радиочастотный ионный движитель РИД-26 | 11 |
| 1.6 Радиочастотный двигатель с магнитным полем (РМД) | 11 |
| 2 Разработка численной модели электроракетного двигателя с ВЧ нагревом рабочего тела | 13 |
| 2.1 Математический аппарат численной модели термогазодинамических процессов, имеющих место в камере и сопловом аппарате ракетного двигателя | 13 |
| 2.2 Термодинамические процессы, протекающие в камере электронагревного движителя | 16 |
| Заключение | 20 |
| Перечень условных обозначений, символов, единиц, сокращений и терминов  | 22 |
| Список используемых источников информации | 23 |

# Введение

 Как было показано последними исследованиями, энергетика (энергообеспечение) космических аппаратов с ресурсом 1-20 лет всегда будет первостепенной проблемой. Двигатели малых тяг, которые осуществляют коррекцию и стабилизацию таких космических аппаратов, обладают некоторыми особенностями, например, длительным ресурсом, высокой надежностью, оптимальной «ценой» тяги (отношение энергетических затрат к единице тяги). Для обеспечения долгосрочного ресурса необходимо уменьшить температуру конструктивных элементов плазменных движителей, плазма не должна взаимодействовать с элементами конструкции. В основном скорость истекающей плазмы (характеристическая скорость) определяет удельный импульс движителя. Чем больше значение характеристической скорости, тем больше и удельный импульс. Для осуществления длительных работ (программ) в космосе необходимо иметь надежные, высокоэффективные электроракетные двигатели со скоростями истечения плазмы 103-105 м/с и более.

 Мы получили следующие результаты: при скоростях истечения рабочего тела 1000-9000 м/с термоэлектрические движители работают надежно, а в настоящее время создаются движители со скоростями истечения рабочего тела 2000-20000 м/с.

 Использование электродуговых плазменных движителей для этих целей продемонстрировало, что в данном диапазоне скоростей негативные явления наблюдаются лишь вследствие эксплуатации движителя больше заданного времени ресурса.

 Повышение температуры плазмы в движителях такого типа приводят к повышению удельного импульса. Но почти 50% электрической энергии подводимой к электродам, превращается в тепло и не участвует в повышении скорости плазменного пучка, а электроды испаряются (уменьшаются), что уменьшает ресурс движителя.

 В нашем университете многие годы ведется детальная разработка таких движителей. Сравнение современных достижений по типовым движителям приведено в таблице 1.

 Одним из современных направлений развития плазменных ускорителей является разработка двигателей малых тяг, работающих на принципе безэлектродного создания электромагнитной силы в форме ВЧ- и СВЧ-полей в плазменном объеме, удержании плазмы и ее ускорении в магнитном поле заданной формы. В этом случае предлагается концепция термоэлектрического движителя с высокочастотным нагревом рабочего тела, такого как водород. Это позволяет существенно уменьшить взаимодействие плазмы на элементы плазменного ускорителя, исключить потери энергии на электродах и использование магнитного сопла значительно повысят КПД движителя. Таким образом, преимущества этого типа движителей очевидны. Они заключаются в следующем:

* высокий КПД (0,4 – 0,5);
* длительный ресурс работы на борту (до 2-х лет);
* высокая надежность и безопасность;
* использование экологически чистого топлива;
* такие движители обеспечивают характеристическую скорость в требуемом диапазоне скоростей истечения, которую движители других типов не могут обеспечить;
* массовые характеристики, «цена» тяги и стоимость сборки не превышают существующих.

 Это может стать возможным, если мы будем использовать некоторые достижения современной технологии и учтем некоторые нюансы:

1. Из всех рабочих тел водород обладает минимальной атомной массой, то есть скорость истечения водородной плазмы из ВЧ-ускорителя будет максимальной.
2. Водород – экологически чистое рабочее вещество и необходимость его использования несомненна.
3. Сейчас у нас есть технология безопасного хранения связанного водорода в виде гибридов металлов на борту космического летательного аппарата. Это увеличивает КПД движителя и повышает эффективность работы системы в целом.
4. Известно, что при ионизации водорода в любом типе электрического разряда потери при передачи энергии от электронной компоненты к ионной минимальны из-за минимальных массовых различий и потому, что для атомов водорода возможна лишь однократная ионизация.

В таблице 1 приведены основные характеристики ионных двигателей разрабатываемых и применяемых в Европе в настоящее время.

Таблица 1

|  |  |
| --- | --- |
| № п.п | Характеристики движителя |
| Тип движителя | Рабочее тело | Характеристическая тяга, г | Характеристическая скорость, м/с | Цена тяги, Вт/г | КПД, % | Особенности, ограничивающие ресурс | Примечание |
| 1 | Стационарный плазменный движитель (СПД) | Ксенон(газ) | 1…5 | 18000…25000 | ≥150 | 30…50 | Ресурс катода компенсатора и керамических изоляторов |  |
| 2 | Движитель с анодным слоем (ДАС) | Газ, жидкий металл | 1…3 | 25000…35000 | ≥200 | 30…45 | Ресурс катода компенсатора, ресурс электродов |  |
| 3 | Плазменный ионный движитель (ПИД) | Газ, жидкий металл | 1…10 и более | 30000…100000 | ≥300 | 30…45 | Ресурс катода компенсатора и ионно-оптической системы | Увеличение тяги приводит к увеличению размеров |
| 4 | Торцевой холовский движитель (ТХД) | Газ, жидкий металл | 1…3 | 25000…35000 | ≥300 | 25…40 | Электроды и катодный узел | Увеличение тяги пропорционально уменьшению ресурса |
| 5 | Электро-нагревный движитель (ЭНД) | Газ | 1…5 | 1000…4000 | 50…150 | 20…30 | Нагреватель |  |
| 6 | ВЧ-движитель | Газ | 1…10 | 3000…15000 | 30…100 | 40…50 | Отсутствуют |  |

# Сравнительный анализ ЭРДУ

 Применение ионных плазменных двигателей малой тяги на геостационарных спутниках имеет следующие преимущества: уменьшение стартовой массы, увеличение массы полезного груза и ресурса спутника.

 Сравнение ЭНД, СПД и РИД, используемых в системе стабилизации Север – Юг, проведено на рисунке 1 и рисунке 2.



Рисунок 1,2. Стартовая масса спутника и зависимость сухой массы спутника от применяемой на нем двигательной установки.

 Как показано на рисунке 1, стартовая масса спутника, включающая в себя сухую массу спутника (без массы ЭРДУ), составит:

 4050 кг при использовании ЭНД;

 3900 кг – СПД;

 3670 кг – РИД.

 Это означает, что стартовая масса спутника при использовании РИД вместо электродугового двигателя или СПД уменьшается на 380 и 230 кг соответственно. Уменьшение массы приводит к снижению стоимости запуска.

 На рис. 2 показана зависимость сухой массы спутника от массы применяемой на нем двигательной установки (стартовая масса – 4050 кг):

 2090 кг при использовании ЭНД;

 2170 кг – СПД;

 2310 кг – РИД.

 Масса полезного груза может быть увеличена при использовании РИД:

 на 220 кг по сравнению с ЭНД;

 на 140 кг – с СПД.

 Оба преимущества: уменьшение стартовой массы и увеличение массы полезного груза, - приводят к уменьшению стоимости спутника.

 РИД с диаметром ионизатора 10 см и тягой 10 мН был запущен на EURECA. Сейчас такой же двигатель, но с тягой 15 мН проходит квалификационные испытания для использования его на экспериментальном спутнике связи ESA Artemis. Его вывод на орбиту планируется в 2000 году японским ракетоносителем Н-2. Коммерческая версия этого двигателя сможет создавать тягу на уровне 25 мН.

 РИД с диаметром ионизатора 15 см и тягой 50 мН сейчас исследуется в Гессенском университете.

 РИД 26 с тягой до 200 мН разрабатывают в Dasa/ESA Technology. Планируется его использование в качестве основного движителя.

## Применение ЭРД

Основные задачи, выполняемые с помощью РД, на геостационарных спутниках:

 - переход на более высокую орбиту 1500 м/с за маневр;

 - системы стабилизации Север – Юг 47 м/с в год;

 - системы стабилизации Запад – Восток <5 м/с в год;

 - ориентирование ЛА <5 м/с в год;

 - сход с орбиты 5 м/с.

 Рассмотрим задачи для ЭРД, характеризующиеся большими приращениями скорости:

 **Переход на более высокую орбиту**. При использовании химических двигателей 40% стартовой массы спутника составляет топливо. Для перевода спутника с промежуточной орбиты на гео-орбиту требуется 10 дней.

 Если для этого маневра использовать ЭРД, то потребуется около трех месяцев. В этом случае тяга должна быть на уровне 400 мН и более. Такая тяга может быть получена одним двигателем или связкой.

 Уровень тяг ограничен мощность солнечных батарей (10 – 15 кВт).

 Вывод КЛА на орбиты выше геосинхронных приведет к уменьшению изменения скорости.

 **Системы стабилизации Север – Юг**. Среднее приращение скорости на 47 м/с в год приводит к общему Δv=750 м/с.

 Уровень тяги должен обеспечивать выполнение этой задачи, по крайней мере, за 3 часа в день. Это требование обусловливает необходимую тягу 25 мН и более.

 Учитывая современный уровень развития ионных двигателей, ввод ЭРД в эксплуатацию на коммерческих геостационарных спутниках может проводиться по следующей схеме:

 1) Использовать плазменные ионные двигатели с тягой 25 мН для систем стабилизации Север – Юг. Остальные задачи, как и ранее, осуществлять с помощью химических двигателей.

2) Системы спутника используются в том виде, в каком они существуют сейчас, т.е. дополнительные разработки приостанавливаются.

 Использование ЭРД для вывода спутников на орбиты потребует двигателей с большими тягами, что повлечет за собой необходимость в изменении конструкции систем спутника. Несмотря на это, применение ЭРД для этих целей рассматривается как второй шаг в программе ввода в эксплуатацию двигателей этого типа, который потребует полного изменения систем спутника и дополнительных доработок ионных движителей.

 Конечная цель программы – выполнение всех космических задач с помощью ЭРД в сочетании с маховиками и карданными механизмами, «все спутники на ЭРД». Это сильно повлияет на конструкцию систем спутников, как и во втором случае.

## Применение РИД

 Уже многие годы РИД разрабатываются во многих странах . Были исследованы ГРК диаметрами от 10 до 35 см. Наиболее изучен РИД 10, позволяющий получить тягу до 25 мН.

 Для применения этих двигателей в космических целях уровень тяг должен быть поднят до 25 мН. Конструкция в дальнейшем может быть усовершенствована для серийного производства, т.е. необходимо уменьшить себестоимость производства до цены, удовлетворяющей требованиям рынка.

 Большие тяги могут быть получены путем увеличения диаметра ГРК, что позволяет увеличить диаметр ионного пучка.

 В нашем университете исследуется РИД 15, который может создавать тягу 50 мН.

 Используя ГРК диаметром 20 см можно получить тягу 80 мН.

 Действующая модель РИД 26 с тягой 200 мН готова к испытаниям. В этом двигателе используется принцип ВЧ ионизации и ИОС, изготовленная из молибдена.

## Общие преимущества РИД

По сравнению с другими двигателями РИДУ обладают следующими преимуществами:

 1) Не требуется эмиттер электронов. Для ВЧ ионизации рабочее тело ионизируется в ГРК ВЧ полем с частотой 10 МГц. Электроны, рождающиеся в ГРК или поступающие из нейтрализатора, используются для организации столкновений с нейтральными атомами газа.

 2) Высокая надежность нейтрализатора. Полые катоды хорошо изучены и продемонстрировали высокую надежность эксплуатации и большой ресурс.

 3) Используется трехсеточная ИОС. При ускорении ионов в трехсеточной ИОС получаем:

* постоянную скорость истечения ионов;
* точное направление вектора тяги;
* малое рассеивание пучка.

 4) Простота регулирования тяги. Ток ионного пучка устанавливается регулированием ВЧ мощности двигателя.

5) Ускоряющий электрод изготовлен из углерода, что значительно увеличивает ресурс.

 6) Простая система контроля расхода рабочего тела.

 7) Уменьшение массы системы.

## Радиочастотный ионный движитель РИД-10

 Радиочастотный ионный движитель исследуется в нашем университете в течение последних 2 лет. Это двигатель РИД-10, который был разработан для разрядной камеры диаметром 10 см. (рисунок 1).

 Своим названием двигатель РИД обязан используемому в нем принципу ионизации. Нейтральное рабочее тело Xe поступает в разрядную камеру через изоляторы и анод. Для инициации разряда анод находится под большим положительным потенциалом, чтобы притягивать электроны нейтрализатора. При прохождении через разрядную камеру эти электроны накапливают энергию от высокочастотного поля (10 МГц подается на катушку вне камеры). Возбужденные таким образом электроны неупруго сталкиваются с нейтральными атомами топлива, ионизируя их. Потенциал анода уменьшают, а в камере устанавливается самоподдерживающийся разряд, использующий электроны, рождающиеся в неупругих столкновениях. Положительные ионы мигрируют к электроду, поддерживающему разряд, на выходе из камеры и ускоряются парой ускоряюще-замедляющих электродов. В РИД 10 используется полый катод-нейтрализатор. Номинальная тяга РИД-10 –15 мН, во время испытательных запусков была получена тяга порядка 0,3 – 18 мН. Максимальная тяга – около 24 мН. Номинальный удельный импульс 3150 с ; он составляет примерно Iуд=1120 с при P=1 мН и при максимальной тяге – Iуд=3324 с. Двигатель включает радиочастотный генератор, блок регулирования мощности, блок топливного контроля. Энергопотребление такой установки 70 Вт, при P=15 мН – 510 Вт. Контроль тяги проводится с помощью контрольных параметров: первичных (входная мощность), вторичных (расход топлива).

## Радиочастотный ионный движитель РИД-26

 Этот двигатель интегрирует в себе весь опыт, накопленный в этой области. Радиочастотный безэлектродный разряд и ионно-оптическая система, разработанная для ПИД 10, и нейтрализатор образуют ядро этого двигателя. Потребляя 6 кВт энергии, этот двигатель может развить тягу до 200 мН.

## Радиочастотный двигатель с магнитным полем (РМД)

 В последние годы был разработан новый подход к радиочастотным ионным двигателям. Он основан на использовании высокочастотного поля и осесимметричного магнитного поля в разрядной камере для ионизации топлива (рисунок 3). В установке магнитные поля располагаются следующим образом: есть две коллинеарных магнитных катушки, одна из них расположена в задней части разрядной камеры, а другая – на наружной стенке камеры. Рабочее тело поступает в камеры через входное отверстие и газораспределитель, затем с помощью катода-нейтрализатора инициируется разряд. После установления устойчивого разряда в плазме в месте расположения оптимального значения напряженности магнитного поля возникает стоячая волна. В этом случае ток пучка максимален. Двигатель развивает тягу на уровне 1 –10 мН и удельный импульс Iуд=3000 с. Данные, полученные в результате эксперимента, показывают цену тяги около 35 Вт/мН; таким образом этот двигатель относится к той же категории, что и два других ионных двигателя, концепция которых представлена выше. Контроль тяги возможно производить по той же схеме, что и в РИД, а именно посредством измерения ВЧ мощности и расхода рабочего тела. Дополнительно для повышения КПД возможно использовать круговые токи. Эта особенность действительно даст возможность двигателю работать с максимальным КПД даже при очень низких уровнях тяги, что является усовершенствованием по сравнению с предыдущими концепциями.

# Разработка численной модели электроракетного двигателя с ВЧ нагревом рабочего тела

## Математический аппарат численной модели термогазодинамических процессов, имеющих место в камере и сопловом аппарате ракетного двигателя

 Физическая модель процессов, протекающих в электронагревном реактивном двигателе, описывается общей системой уравнений гидрогазовой динамики. Однако на практике наиболее часто используется не она, а набор полуэмпирических формул, полученных на основании обработки большого количества экспериментальных данных, а также некоторые уравнения из общей системы, приведенные к более простому виду благодаря введению ниже перечисленных допущений:

* считается, что скорость рабочего тела, поступающего в камеру РД, равна нулю (wк=0);
* рабочее тело полагается подчиняющимся законам идеального газа, т.е. для него справедливы уравнения состояния идеального газа;
* принимают, что в процессе движения рабочего тела вдоль сопла не происходит теплообмена между рабочим телом и стенками сопла, т.е. процесс истечения адиабатный (Q=0);
* пренебрегают действием внешних сил на поток рабочего тела (Fвн=0);
* пренебрегают вязкостью рабочего тела (ν=0);
* процесс подвода энергии к рабочему телу в камере в высокочастотном разряде считают происходящим в эффективном объеме камеры, составляющем 20% от общего объема камеры.

 Приведем основные зависимости параметров рабочего тела в камере РД с учетом вышеизложенных допущений. Скорость истечения газа из реактивного сопла:

 (2.1)

где k – показатель адиабаты рабочего тела;

 Rμ=8314 Дж/(кмоль К), универсальная газовая постоянная;

 μ – молекулярная масса рабочего тела, кмоль;

 Тк - температура в камере сгорания, К;

 ра - давление на срезе сопла, Па;

 ра – давление в камере,Па.

 Площадь среза сопла определяется выражением:



или

 (2.2)

где fкр – удельная площадь критического сечения сопла, м2с/кг;

 fа – удельная площадь среза сопла, м2с/кг;

 - степень расширения рабочего тела в сопле.

 Удельный импульс двигателя:

, (2.3)

где рн – давление окружающей среды, Па;

 - удельная площадь среза сопла, м2с/кг.

 Тяга двигателя определяется по формуле:

, (2.4)

где - расход рабочего тела через камеру, кг/с;

 Fa –площадь среза сопла, м.

 Удельная площадь произвольного сечения камеры сгорания и сопла определяется по формуле:

, (2.5)

где - число Маха в данном сечении сопла;

 w – скорость течения рабочего тела в данном сечении сопла, м/с;

  - cкорость звука в данном сечении, м/с.

 Зависимость между степенью расширения рабочего тела в сопле ε и числом Маха на срезе сопла  выражается следующей формулой:

. (2.6)

 Зависимость между поперечными размерами сопла на срезе fa и степенью расширения газа в сопле ε определяется так:

, (2.7)

 Нерасчетный режим работы сопла, когда ра<рн, называется режимом перерасширения и сопровождается проникновением скачков уплотнения внутрь сопла. Начало этого проникновения совпадает с моментом появления скачков уплотнения на срезе сопла, при ра<(0,2 – 0,4)рн. В ходе экспериментов было установлено, что число Маха в сечении, где располагается граница скачков уплотнения при их проникновении внутрь сопла, может быть найдено из уравнения:

, (2.8)

где Мх – число Маха в сечении границы скачков уплотнения;

 ξ – поправочный коэффициент.

 После нахождения из этого уравнения числа Мх можем определить:

* местоположение сечения Х:

, (2.9)

* удельный импульс двигателя:

, (2.10)

* скорость потока рабочего тела в сечение Х:

, (2.11)

* температуру рабочего тела в сечении Х:

 (2.12)

## Термодинамические процессы, протекающие в камере электронагревного движителя

 Обобщенно можно представить ТД процессы, протекающие в ЭРД с ВЧ нагревом рабочего тела, следующим образом (см. рисунок 17):

Рисунок 3. Схема электронагревного ракетного движителя

 Запишем уравнение баланса энергии в интегральной форме для промежутка времени в предположении установившегося процесса работы двигателя:

, (2.13)

где Qрас –потери энергии в двигателе, связанные с рассеянием ее в стенки камеры и сопла и др.;

 Ср0, Сра – изобарные теплоемкости рабочего тела соответственно при температурах рабочего тела на входе в камеру и на выходе из сопла, Дж/(кг\*К);

 Т0, Та - температуры рабочего тела соответственно на входе в камеру и на выходе из сопла, К;

 w0, wа – скорости потока рабочего тела соответственно на входе в камеру и на выходе из сопла, м/с.

 Разделим все члены записанного уравнения на (), т.е. приведем его к удельной форме:

, (2.14)

 Его можно записать иначе:

, (2.15)

где .

 Связь параметров рабочего тела на срезе сопла с параметрами в камере определяется следующей зависимостью:



или

. (2.16)

 С учетом допущения об идеальности рабочего тела:

. (2.17)

 Исходя из предположения адиабатности течения, получим:

, (2.18)

хотя на самом деле течение является изоэнтропным, в данной формуле, так же как и в последующих, следует вместо k писать nиз, причем nиз<k.

 Исходя из вышеприведенных формул, имеем:

. (2.19)

 Связь параметров рабочего тела в критическом сечении сопла с параметрами в камере:



или

,

, (2.20)

,

.

 Определим связь параметров рабочего тела в камере с площадью критического сечения сопла. Из уравнения:

, (2.21)

получим:

. (2.22)

 Моделирование основных газодинамических процессов в ЭНД с ВЧ нагревом рабочего тела, в качестве которого использовались различные водород содержащие и водород не содержащие газы, осуществлялось с использованием вышеприведенных формул.

## Заключение

С использованием приведенных выше формул были проведены численные расчеты рабочих характеристик реактивного двигателя для рабочих тел (как водород содержащих Н2, NН3, Н2О, так и водород не содержащих СО2, N2, Не2, Аr). Все расчеты производились для одинаковых термодинамических параметров в камере двигателя, для одних и тех же геометрических размеров камеры и сопла, и баллонов системы хранения и подачи рабочего тела. Полеченные результаты расчета сведены в таблицу 2 и графически представлены на рисунке 4. На рисунке 4 представлены зависимости удельного импульса ракетного двигателя, массы необходимого рабочего тела, массы СХП этого рабочего тела, и суммарной массы СХП, и рабочего тела от рода рабочего тела (проще говоря, от М и к рабочего тела). Из этой зависимости вытекает вывод о преимущественном использовании в качестве рабочих тел веществ с низкой молекулярной массой. Одним из наиболее доступных и широко распространенных веществ с низкой молекулярной массой является молекулярный водород. Здесь же представлена зависимость массы потребного рабочего тела и массы необходимой для его хранения СХП баллонного типа от рода рабочего тела.

Таблица 2

|  |  |
| --- | --- |
| **Параметр** | **Газ** |
| **Водо-****род** | **Гелий** | **Ам-****миак** | **Азот** | **Воз-****дух** | **Аргон** | **Ксе-****нон** |
| **Хим. формула** | Н2 | Не2 | NН3 | N2 |  | Ar | Xe |
| **Молекулярная масса, кг/моль** | 2 | 4 | 17 | 28 | 29 | 40 | 131 |
| **Газовая постоянная, Дж/(кг К)** | 4157 | 2078,5 | 489,06 | 296,93 | 286,69 | 207,85 | 63,466 |
| **Показатель адиабаты** | 1,4 | 1,66 | 1,29 | 1,4 | 1,4 | 1,66 | 1,66 |
| **Удельный импульс, с** | 5197,4 | 3191,5 | 1949 | 1388,8 | 1365,9 | 1010,6 | 567,06 |
| **Масса РТ, кг** | 9,6203 | 15,66 | 25,65 | 36 | 36,607 | 48,05 | 80,76 |
| **Масса СХП, кг** | 212,64 | 181,02 | 89,512 | 90,623 | 90,339 | 101,75 | 115,86 |
| **Масса всей системы, кг** | 222,26 | 196,68 | 115,16 | 126,62 | 126,94 | 149,8 | 196,62 |

 Из анализа этого графика следует, что по критерию минимальной массы системы хранения и рабочего тела наилучшим рабочим телом является аммиак. Однако следует принять во внимание тот факт, что в случае применения в качестве СХП водорода такой системы хранения как, например, хранение водорода в металлогидридах или в связанном состоянии, суммарная масса такой СХП рабочего тела водорода может быть снижена и станет ниже массы газобаллонной СХП других рабочих тел. Необходимо учитывать тот факт, что в отличие от аммиака, который является химически активным и, соответственно, требует для своих СХП использования дорогих конструкционных материалов и систем предотвращения утечки, и имеет достаточно низкий удельный импульс, не токсичный и не химически активный водород позволяет упростить структуру СХП.

Рисунок 4. Зависимости удельного импульса РД, массы необходимого рабочего тела, массы СХП этого рабочего тела, и суммарной массы СХП и рабочего тела от рода рабочего тела.

 При использовании водорода в качестве рабочего тела мы можем достичь больших значений скоростей истечения (т.е. большего удельного импульса) и получить более безопасную систему с точки зрения хранения рабочего тела и эксплуатации двигательной установки. Кроме того при рассмотрении в качестве варианта нагрева рабочего тела в камере РД способа ВЧ нагрева следует учитывать тот факт, что для достижения наибольшего КПД процесса передачи энергии от ВЧ разряда к рабочему телу необходима полная или частичная ионизация, или активация последнего, что в случае аммиака представляет собой достаточно серьезную проблему.

# Перечень условных обозначений, символов, единиц, сокращений и терминов

|  |  |
| --- | --- |
| **Обозначения** | **Индексы** |
| а – скорость звука, м/с; | \* - равновесный параметр; |
| В – индукция магнитного поля, Тл; | а – выходное сечение параметра; |
| F – сила, Н; | кр – критическое сечение сопла; |
| Iс – ток катушки, А; | к – сечение камеры сгорания |
| Ib – ток ионного пучка, А; | реактивного двигателя; |
| k – показатель адиабаты; | max – максимальный; |
| m – масса, кг; | min – минимальный; |
| - массовый расход, кг/с; | opt – оптимальный; |
| N –мощность, Вт; | б – бак; |
| n –концентрация частиц, м-1; | к – камера; |
| P – давление, Па; | 0 – начальный; |
| T – температура, К; |  |
| U – напряжение, В; |  |
| W – скорость, м/с; |  |
| ρ - плотность, кг/м3; |  |
| P, R – тяга ракетного двигателя, Н; |  |
| η - тяговый КПД; |  |
| τ - приращение по времени, с; |  |
| φ - потенциал ионизации, эВ; |  |
| σ - сечение ионизации, см2; |  |
| ω - частота, 1/с; |  |

**Сокращения**

АЭД – автоэмиссионный двигатель;

ВЧ – высокочастотный;

ИПД – импульсный плазменный двигатель;

КА – космический аппарат;

КПД – коэффициент полезного действия;

ПИД – плазменный ионный двигатель;

РД – ракетный двигатель;

РИД – радиочастотный ионный двигатель;

РМД - радиочастотный ионный двигатель с магнитным полем;

СПД – стационарный плазменный двигатель;

СПУ – стационарный плазменный ускоритель;

СХПРТ – система хранения и подачи рабочего тела;

ЭДС – электродвижущая сила;

ЭРД – электроракетный двигатель;

ЭТД – электротермический двигатель.

# Список используемых источников информации

1. Безэлектродный разряд высокого давления. ЖТФ, №36, т.5, 1966г., с.913-919
2. Особенности развития импульсных СВЧ разрядов в различных газах. ЖТФ, №4, т.68, 1998г, с.33-36
3. Получение атомарного водорода в высокочастотном газовом разряде и масс-спектрометрическая диагностика процесса. ЖТФ, №5, т.67, 1997г., с.140-142
4. K.H. Groh, H.J. Letter. RIT 15 – a medium range radio-frequency ion thruster.