

# ВЫБОР И СОСТОЯНИЕ РАЗРАБОТКИ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МЕГАВАТТНОГО КЛАССА ДЛЯ МЕЖПЛАНЕТНЫХ ПОЛЁТОВ

Ю.В. Кубарев, вице-президент АИН им. А.М. Прохорова, зав. лабораторией МГУПИ, д.ф.-м.н., проф., лауреат Государственной премии СССР, Заслуженный деятель науки РФ  
 К.П. Кирдяшев, ведущий научный сотрудник ИРЭ РАН, д.ф.-м.н., проф., лауреат Государственной премии СССР  
 В.А. Смирнов, зав. лабораторией ФГУП НПП «Торий», д.т.н., проф., лауреат Государственной премии СССР



Профессора К.П. Кирдяшев, Ю.В. Кубарев, В.А. Смирнов у электровакуумного стенда с магнитоплазодинамическими ускорителями, испытанными в космосе

*В работе рассматривается несколько типов электрореактивных двигателей (ЭРД): ионный (ИД), стационарный плазменный двигатель (СПД), двигатель с анодным слоем (ДАС) и магнитоплазодинамический (МПДД). Оценивается возможность их использования в качестве основы двигателей мегаваттного класса для межпланетных космических полетов. Учитываются их конструктивные особенности, способность работать в стационарном, частотном, ВЧ и СВЧ разрядах, возможность управления вектором тяги и удельным импульсом и т.д. С учетом опубликованных данных стендовых и натурных космических экспериментов с различными ЭРД, личного вклада и опыта работы авторов в развитии физики и техники плазмы, ВЧ и СВЧ техники, создании и исследовании различных типов ЭРД, делается вывод о нецелесообразности и невозможности создания ЭРД мегаваттного класса на основе ионных и холловских двигателей. Предпочтение отдается МПДД, впервые в мире предложенным и испытанным в СССР одним из авторов статьи.*

## Введение

Еще до первого в мире полета человека вокруг земного шара, совершенного Юрием Алексеевичем Гагариным 12 апреля 1961 г., и задолго до посещения американскими астронавтами Луны в 1969 г., Сергеем Павловичем Королевым была начата разработка и реализация программы пилотируемой экспедиции на Марс. Её связывали тогда с созданием мощных жидкостных ракетных двигателей, если до намеченного срока старта – 8 июня 1971 года – не удастся создать электрореактивные двигатели необходимой мощности, работающие от солнечных или ядерных источников электропитания [1–6]. Реализовать проект тогда не удалось, помешала «лунная гонка» [2].

НПО «Энергия», ЦНИИМАШ, НИИТП (Центр Келдыша) и другие организации разработали несколько марсианских проектов с использованием жидкостных, плазменных и ядерных двигателей. Однако ядерный и электрореактивный двигатели мегаваттного класса, необходимые для пилотируемых марсианских полетов, в силу научных и технических сложностей, политических и экономических событий до настоящего времени в мире не созданы.

Создание и исследование ЭРД, основанных на различных схемах и механизмах ускорения заряженных частиц и плазмы, проводились за рубежом и в СССР во многих организациях нескольких ведомств [1-19].

В 1991 г. шесть исследователей, в том числе и два автора настоящей статьи, были удостоены Государственной премии СССР за разработку физических основ ускорителей плазмы [3].

С учетом материалов этой Госпремии в статье «Полеты на Марс, электрореактивные двигатели настоящего и будущего», опубликованной в 2006 г., сделан обзор существующих и разрабатываемых ЭРД разных типов [3], схемы которых с указанием фамилий авторов, приведены на рис. 1–7.

Почти все эти двигатели, использующие различные рабочие вещества, прошли лётные испытания, но многие не пригодны для создания на их основе «марсианских» двигателей.

В СССР и США долгое время в качестве основы мощных маршевых двигателей рассматривались системы, изображенные на рис. 2 и рис. 7. Отсутствие бортовых мегаваттных источников энергии, возникшие научные и технические трудности, экономические и политические события в мире и стране прервали их создание и исследование в нашей стране.

В настоящее время наиболее разработанным и единственным штатным двигателем в России стал ускоритель с протяженной зоной ускорения (УЗДП), он же – стационарный плазменный двигатель (СПД, рис. 5), основанный на видеоизмененной схеме двигателя с анодным слоем (ДАС, рис. 4).

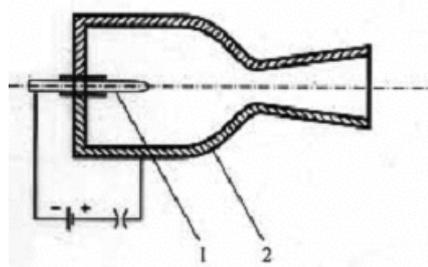
Это тоже двигатели ионного типа, но не с

электростатическим, а с электромагнитным ускорением ионов, которые после компенсации их зарядов электронами, также позволяют получать при концентрации частиц  $n_i \leq 10^{10} - 10^{11} \text{ см}^{-3}$ .

потоки высокоскоростной разреженной плазмы

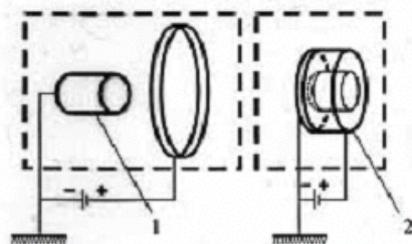
научно-технических проблем, однако кроме истори-

#### Двигатели без внешнего магнитного поля



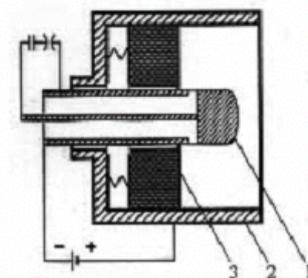
Импульсный электротермический двигатель (ЭТД):  
1 – катод; 2 – анод.  
СССР, В.П.Глушко, 1929 г.

Рис. 1



Сильноточный ускоритель торцевой и аксиальной конфигурации (ТСД), магнитоплазменный двигатель (МПД): 1 – катод; 2 – анод. ФРГ, Меккер, 1955 г.

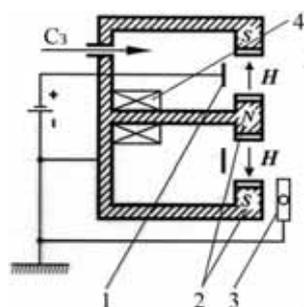
Рис. 2



Импульсный плазменный двигатель (ИПД): 1 – катод; 2 – анод. США, Бостик, 1956 г.

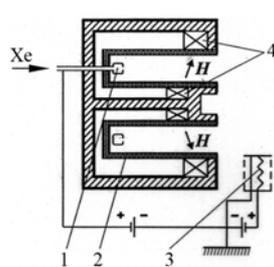
Рис. 3

#### Двигатели с внешним магнитным полем



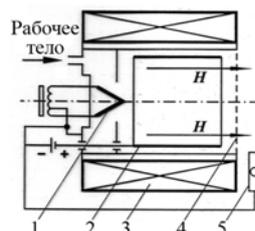
Ускоритель с анодным слоем (ДАС):  
1 – анод; 2 – катод;  
3 – нейтрализатор;  
4 – соленоид.  
СССР, А.В.Жаринов,  
1956 г.

Рис. 4



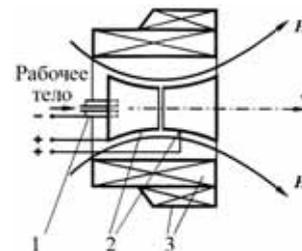
Стационарный плазменный двигатель (СПД): 1 – анод; 2 – стенки диэлектрические; 3 – нейтрализатор; 4 – соленоиды.  
США, Зальц и др., 1962 г. СССР, А.И.Морозов  
1965 г.

Рис. 5



Плазменно-ионный двигатель (ПИД):  
1 – анод; 2 – катод;  
3 – соленоид; 4 – ускоряющая сетка;  
5 – нейтрализатор.  
США, Кауфман,  
1955 г.

Рис. 6



Магнитоплазменная динамический ускоритель (МПДУ), он же - двигатель (МПДД):  
1 – катод; 2 – аноды;  
3 – соленоиды.  
СССР, Ю.В.Кубарев, 1958 г.

Рис. 7

Эти двигатели, созданные А.В. Жариновым и А.И. Морозовым, удостоенные в 1991 г. Государственной премии СССР, в последнее время в Центре Келдыша стали называть холловскими [7], поскольку важную роль в них играет ток Холла, существующий во всех двигателях, имеющих внешнее магнитное поле.

В 2002 г. группа создателей СПД, в основном сотрудников ОКБ «Факел», была удостоена Государственной премии России «За достижения в области разработки и внедрения электрореактивных двигателей для повышения ресурса космических аппаратов» [9].

Вскоре после публикации статьи «Полеты на Марс, электрореактивные двигатели настоящего и будущего» вышла книга «Пилотируемая экспедиция на Марс» [6]. В ней вновь поднимался ряд важных

технических ошибок [2] содержатся ещё спорные, ошибочные или необоснованные утверждения, касающиеся весовых характеристик элементов системы, например, баков для рабочего тела, вес которых резко занижен, и др. Но самое главное – не обоснован выбор ионных двигателей в качестве основы мощных ЭРД [6,7,10,11]. Затем появился ряд статей и интервью руководителей и основных разработчиков марсианских проектов, из содержания которых видно, что в нем пишут то об СПД с ошибочным описанием физических процессов [10], то об ионном двигателе [11], но вместо него приводят фотографии СПД, присваивают себе первооткрывательство давно известных фактов, касающихся, например, выбора рабочих тел и др.

В США в марсианских проектах, начиная с 80-х годов прошлого столетия, основное внимание

уделяется магнитоплазменному двигателю с управляемым удельным импульсом (VAZIMR), разрабатываемому под руководством астронавта, доктора физики Ф.Р.Чанг-Диаса [3,16].

Этот двигатель, работающий на водороде, а в последнее время – на азоте и аргоне, основан на создании плазмы с концентрацией ионов  $n_i \geq 10^{11} \text{ см}^{-3}$  с помощью ВЧ и СВЧ методов и тепловом ускорении её в осесимметричном неоднородном магнитном поле. Ранее НАСА неоднократно сообщало о предполагаемом в 2004 г. запуске на околоземной орбите двигателя VAZIMR мощностью  $\sim 10$  кВт, который так и не был осуществлен. В последнее время – о намеченном на 2013–2014 гг. запуске на МКС связки из двух двигателей общей мощностью  $\sim 200$  кВт [16]. Лучший в США штатный ЭРД – ионный двигатель NSTAR мощностью  $\sim 2,3$  кВт, основанный на схеме рис. 6, не рассматривается там в качестве основы двигателей марсианского экспедиционного комплекса.

В последние годы в России академиком РАН А.С. Коротеевым предлагается создать в качестве электрореактивной двигательной установки мегаваттного класса связку из нескольких сотен ионных двигателей [6,11]. Для этого необходимо в двигательной установке использовать ионные двигатели мощностью 25 – 50 кВт каждый в количестве  $500 \div 300$  экземпляров, которых в настоящее время в мире нет, в том числе и в России [3, 6, 11]. Существующие у нас маломощные модели двигателей по многим параметрам уступают ионным двигателям, разработанным в США, Японии, Германии [7].

Затем появился проект создания транспортно-энергетического модуля на основе ядерной энерго-двигательной установки (ЯЭРДУ) мегаваттного класса, в котором предлагается использовать СПД – холловский ЭРД мощностью  $\sim 100$  кВт. На транспортном модуле предполагается иметь два типовых двигательных модуля, т.е. 12 ЭРД. Ожидается, что его реализация поможет освоению космического пространства и подготовке пилотируемой экспедиции на Марс. Таких двигателей в мире тоже нет.

Прежние и новые публикации подтвердили наше мнение, что создание мощных ионных и холловских двигателей практически нереализуемо и нецелесообразно по причинам, изложенным в настоящей статье.

На протяжении ряда лет об этом говорилось в выступлениях на различных конференциях, в статьях, интервью [24–27]. В устном и письменном виде сообщалось руководству Роскосмоса, что ионные и холловские двигатели не пригодны для этой цели; что основой двигателя мегаваттного класса в настоящее время может являться только магнитоплазмодинамический ускоритель МПДУ (рис. 7), созданный и впервые испытанный в России и в мире в 1958 году Ю.В. Кубаревым [28], защищенный в НИИТП (1963 г.) первыми авторскими свидетельствами на изобретения [30–33].

Магнитоплазмодинамический ускоритель (двигатель) с управляемым вектором тяги и удельным импульсом, работающий в стационарном, импульсном, частотном, ВЧ и СВЧ режимах [3,38], обладает многими особенностями [32, 42–50], отсутст-

вующими у других двигателей, изображенных на рис. 1–6, в том числе и у «VASIMR» [3,16].

Результаты лабораторных исследований и натурных испытаний МПДУ (1977–1987 гг.) подтвердили положения научного открытия автора – нового закона (закономерности) в области физики плазмы (НИИТП, 1962–1963 гг.) [29], на котором основан ряд разработок и изобретений, приведенных в настоящей работе (табл. 3). Результаты этих исследований позволили высказать гипотезу, опубликованную в средствах массовой информации (13.01.2012 г.) и объяснить причины сбоя телеметрии и выхода из строя аппаратуры автоматической межпланетной станции «Фобос-Грунт», которые привели к его гибели [43].

Для обоснования вышесказанного используются публикации, отображающие работы сотрудников Центра Келдыша [6–8,11–13,20–23,52–54], а также личный вклад и опыт авторов статьи в создании и исследовании электрореактивных двигателей, электроразрядных, ВЧ и СВЧ приборов и т.д., частично отображенный в библиографическом списке трудов.

#### Концепции создания и испытания ЭРД мегаваттного класса

В ноябре 2009 г. Президентом России было объявлено о финансовой поддержке работ, в части создания ядерной энергетической двигательной установки (ЯЭДУ) с электрореактивным двигателем (ЭРД). В феврале 2010 г. руководители НАСА и Роскосмоса сообщили о фактическом отказе от разработки пилотируемых полетов на Марс в ближайшие годы.

Тем не менее, эти работы продолжаются, особенно в США. В интернете сообщалось, что в ближайшие годы в США:

– **«Космические корабли землян получат двигатели нового поколения «VASIMR-200» которые используя энергию Солнца, будут разгонять их до невероятных скоростей, что позволит долететь до Марса за 40 дней;**

– **Разработчики компании «Ad Astra Rocket» отработали об успешном прохождении программы наземных испытаний их двигателя. На очереди последний и решающий этап испытаний на борту МКС. На днях НАСА дало окончательное согласие на их проведение;**

– **Предстоящими космическими испытаниями предусмотрено использование объединенных в один агрегат двух двигателей «VASIMR-200», для перемещения МКС на более высокую орбиту;**

– **Подпитка двигателей будет осуществляться солнечными батареями космической станции, их энергии вполне хватит для вывода двигателей на полную мощность».**

В настоящей статье этот двигатель не рассматривается, важно, что в США проблеме создания мощных ЭРД уделяется серьезное внимание. Ряд недостатков «VASIMR», по сравнению с магнитоплазмодинамическим двигателем (МПДУ) с управляемыми вектором тяги и удельным импуль-

сом, уже отмечались [3]. Практическая невозможность его создания и использования, с точки зрения эффективной организации физических процессов и конструктивных особенностей «VASIMR», будет показана в специальной работе.

Основное внимание в данной статье уделяется ионным (ИД), холловским (ХД) и магнитоплазменно-динамическим (МПД) двигателям.

Наиболее подробно концепция создания ЭРД с солнечной энергетикой в России изложена в книге «Пилотируемая экспедиция на Марс» [6,10,11], а с ядерной – в [5,8,20]. В обоих случаях в качестве основы единичного модуля ЭРД рассматриваются ещё не созданные в России сравнительно мощные ионные и холловские двигатели. По поводу разработок ионного двигателя в журнале «Российский космос» за 2009 г. в статье «Двигатель для межпланетного корабля» написано [11]:

**«На МКС будут проведены испытания уникального российского космического «мотора»... подготовкой которого в ближайшее время займутся флагманы космической отрасли – Ракетно-космическая корпорация «Энергия», Центр имени Келдыша и головной институт ЦНИИМАШ. Это можно считать сенсацией: впервые в условиях орбитального полёта начнутся испытания уменьшенной модели будущих ионных двигателей, которые доставят космонавтов к далекой Красной планете...»**

**Эксперимент запланирован на 2011 год, а подготовка к нему начнётся в ближайшее время, – рассказывает Виталий Семенов, главный конструктор Центра имени Келдыша, один из ведущих специалистов, занятых в марсианском проекте.**

**У этих двигателей большое будущее. Не сомневаюсь, они откроют новую страницу в освоении космоса... Мощность одного маршевого двигателя составит лишь 50 кВт. На марсианском пилотируемом корабле будет не один такой двигатель, а 300. Общая их мощность – 15 тыс. кВт. Это будет уникальная космическая установка мегаваттного класса. Такого в мире ещё не было ...»**

**Чтобы долететь до Марса потребуется 155 – 300 т. аргона... Его использование является важной технической новинкой\*. Потому, что в ионниках обычно используется ксенон.**

\* Не касаясь ряда ошибочных утверждений и «новинок» в этой статье, отметим, что вместо фотографии или схемы ионного двигателя, почему-то, без всякого пояснения, приводится одно компьютерное изображение и две фотографии двигателей, сделанных Центром Келдыша на основе широко известного стационарного плазменного двигателя (СПД).

«Важная техническая новинка» – аргон – более 50 лет назад использовался при разработке ионных двигателей (ЦАГИ и ИАЭ им. Курчатова) и затем – в 1966 – 1968 гг. в натурных космических экспериментах по программе «Янтарь» [12].

В НИИТП (Центре Келдыша) исследования и разработка ионных двигателей, использующих воздух, азот и аргон, были прекращены еще в 1967 – 1968 гг. как бесперспективные.

**Спустя 40 лет этой организации были выделены средства, необходимые для возобновления работ и завершения концепции создания мощных ЭРД нового поколения на основе ионных двигателей.**

**Российских конструкторов не устраивает, прежде всего, его стоимость. Аргон в десятки раз дешевле ксенона. При длительном полёте это имеет решающее значение. Использование более дешевого газа при реализации всей марсианской программы (наземные испытания и несколько полётов к Красной планете) позволит сэкономить немалые средства – от 1 до 2 млрд. долларов ....»**

**Виталий Семёнов рассказал, что наземные испытания, проведённые в барокамере центра имени Келдыша, где создавался космический вакуум, подтвердили работоспособность нового ионника. Первая лётная модель будет иметь сравнительно небольшую мощность – 2,4 кВт. По габаритам опытный образец можно сравнить с большим ящиком – примерно 0,5–1,5 м. Это не считая панели солнечной батареи ...»**

**Марсианским проектом Россия наиболее активно занимается последние восемь лет. Четыре года ушло на разработку аванпроекта. На нынешнем втором этапе чертежи воплощаются в металл, макеты, опытные установки. Идут исследования, эксперименты, испытания отдельных узлов и систем. Марсианская программа, по оценкам специалистов, реализована уже на 30 процентов. Неразрешенных технических проблем не осталось. Россия здесь занимает лидирующие позиции в мире.»**

В конце статьи заявлено:

**«Завершить подготовку экспедиции на Марс, построить планетолёт можно за 10–12 лет. Для этого необходимо политическое решение и, разумеется, деньги – 20 млрд. долларов до 2020 года.»**

Многое из сказанного писателем-фантастом, руководителями и ведущими специалистами проекта [6,10,11,20], как будет показано ниже, либо не соответствует действительности, либо лежит за пределами реализуемости.

В журналах «Новости космонавтики» за 2009–2011 гг. [20–22], появились публикации о содержании и финансировании проектов, разрабатываемых головной организацией – Центром Келдыша, руководимой академиком РАН А.С. Коротеевым (старшим).

**«Сейчас на реализацию проекта в установленные сроки (2010–2018 гг.) официально продекларировано финансирование в размере 17 млрд. руб. В частности, на 2010 год выделяется порядка 500 млн. руб.: 430 млн. руб. в адрес Росатома и 70 млн. руб. – Роскосмоса» [21].»**

**«В качестве движителя рассматриваются холловские и ионные ЭРД, опытно-конструкторские работы по которым ведутся в ОКБ «Факел» и Центре Келдыша. Например, типовой двигательный модуль может включать шесть холловских ЭРД мощностью 100 кВт, один из которых – резервный. В зависимости от напряжения разряда тяга единичного двигателя может составлять 0,87–0,71 кс, КПД – 60%, а удельный импульс составит 1400–1700 сек. и более. На транспортном модуле»**

*предполагается иметь два типовых двигательных модуля, то есть 12 ЭРД» [20].*

Следует добавить, что к разработке и созданию электрореактивных двигателей и подготовке кадров для Центра Келдыша были привлечены МФТИ и несколько подразделений Московского авиационного института: НИИ прикладной механики и электродинамики МАИ, руководимый академиком РАН Г.А. Поповым; созданный в МАИ согласно приказу от 12.10.2010 г. № 366 совместный с Центром Келдыша и МФТИ Научно-образовательный центр «Космические энергодвигательные системы нового поколения», основным руководителем которого стал академик РАН А.А. Коротеев (младший); затем – приказом № 109 от 04.03.2011 г. создана «Научная лаборатория высокочастотных ионных двигателей (ВЧ ИД)», с финансированием в объеме 150 миллионов рублей в течении трёх лет, научным руководителем которой стал профессор Гиссенского университета (Германия) Хорст Вольфганг Лёб [17,18].

После организационных мер было принято решение Проблемного совета №5А НТС Федерального космического агентства по двигательным установкам РКТ, проведённого под руководством А.С. Коротеева в Центре Келдыша 28.09.2011 г. на тему: «Стратегия разработки и применения ЭРД различных типов в России на период до 2020 г.». В нём записано: «В России наметилось отставание от ведущих космических держав в разработке и применении как по мощным холловским ЭРД, так и по ЭРД других схем, что сдерживает развитие отечественных аппаратов после 2015–2020 гг....»

*Для транспортно-энергетических модулей мощностью свыше 1 мВт необходимо создание двигателей новых схем, использующих нетрадиционные способы ускорения плазмы и обеспечивающих высокое значение плотности тяги, удельного импульса и ресурса».*

Однако на самом деле в этом решении отсутствует стратегия разработки и применения ЭРД различных типов, даже упоминания, например, о магнитоплазмодинамических двигателях (рис. 2 и рис. 7), разрабатываемых много лет в НИИТП [8,12,13]. Основной упор в решении проблемного совета делается только на разработку СПД мощностью до 4,5 кВт и разработку ИД мощностью 35 кВт с удельным импульсом 7000 сек.

В статье, посвященной X Международному авиационно-космическому салону «Макс-2011», появилось сообщение о достигнутых успехах в разработке ЭРД и финансировании работ [22]:

*«Центр Келдыша основное внимание уделил перспективным технологиям ракетно-космического двигателестроения. Были представлены холловские электроракетные двигатели (ЭРД) КМ-45, КМ-60, КМ-88, КМ-5 и КМ-7....»*

*Посредством плакатов посетители могли познакомиться с информацией о разработках Центра Келдыша в области ЭРД и создании качественно нового транспортно-энергетического модуля высокой энергооборуженности на основе ядерной энергодвига-*

*тельной установки и ЭРД нового поколения на основе перспективных конструкционных материалов....»*

*Электрическая мощность установки превышает 1мВт....»*

*Энергоустановка запитывает 16 ионных ЭРД, работающих на ксеноне, каждый 1 м в диаметре. Значение удельного импульса двигателя достигает 7000 сек. Ионный ЭРД диаметром 30 см (ИД-300) уже опробован на наземном стенде.*

*Концепция должна быть завершена в 2012 г., чтобы провести стендовые испытания в 2014–2015гг. Финансирование проекта намечено в размере 17 млрд. руб. в течение девяти лет».*

Ранее, в 2009 г., отмечалась необходимость использования в ионных двигателях «важной технической новинки» – дешевого рабочего тела аргона, сейчас – опять редкого на Земле и крайне дорогого газа – ксенона, которого потребуются сотни тонн [6, 11]. Тогда же сообщалось, что «*аванпроект разработан. Неразрешимых технических проблем не осталось. Россия здесь занимает лидирующие позиции в мире.... Наземные испытания, проведенные в барокамере Центра им. Келдыша, где создавался космический вакуум, подтвердили работоспособность нового ионника....»*

Оказалось, что спустя почти три года концепция не завершена, но маломощный ионный двигатель ИД-300 уже опробован, хотя об этом сообщалось еще шесть лет назад [6]. Но самое важное - значение удельного импульса более масштабного двигателя с ионно-оптической системой 1 м уже достигает 7000 сек!

Оценим перспективу создания ИД и СПД с указанными высокими параметрами, возникающими проблемами в процессе их разработки и имеющимися в настоящее время отечественными и зарубежными достижениями, изложенными в работах [6–8,10,11,20].

### **Схемы и конструкции ионных и холловских двигателей, разрабатываемые в качестве основы мощных ЭРДУ**

**П.1** .Рассмотрим лабораторную модель вышеупомянутого двигателя ИД-300, разработанную и испытанную Центром Келдыша совместно с МАИ [6, 7]. Схема и внешний вид лабораторной модели этого двигателя, взятые из этих книг, приведены на рис. 8.

Принцип действия ионного двигателя связан с его основными конструктивными особенностями. В газоразрядной камере (1) с помощью анодов (2) и катодного блока (5), расположенных в осесимметричном магнитном поле, создается разреженная плазма. Из неё эмиссионным электродом (8) «вытягиваются» ионы рабочего тела (азота, аргона, ксенона и др.) и ускоряются в промежутке между ним и ускоряющим электродом (9).

За ними устанавливается замедляющий электрод (10), выполненный в виде кольца, охватываю-

щего пучок ионов. Эти три элемента составляют ионно-оптическую систему (ИОС) диаметром 30 см. Толщина эмиссионного и ускоряющего электродов, изготовленных из титана, составляет 0,5 мм и 1,0 мм. В эмиссионном электроде диаметр отверстия 3,0 мм при толщине перемычки 0,6 мм, а в ускоряющем электроде отверстие имеет диаметр 1,0 мм. Расстояние между этими электродами (сетками), где происходит ускорение ионов, составляет 0,5–0,8 мм. Потенциал эмиссионного электрода равняется +1540 В, а потенциал ускоряющего ионы электрода составляет –385 В. Из-за высокой разности потенциалов ионы газов разгоняются до больших скоростей, поэтому могут распылять материалы электродов (сеток), разогревать, деформировать и разрушать их, что может вызвать «короткое» замыкание электроцепи.

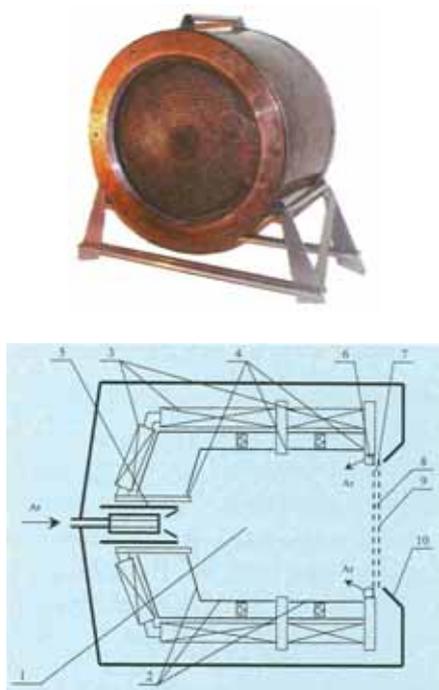


Рис. 8. Внешний вид и схема лабораторной модели ионного двигателя ИД-300  
1 - газоразрядная камера ИД-300;  
2 - аноды; 3 - электромагниты;  
4 - полюсные наконечники;  
5 - катодный блок; 6 - коллектор для подачи рабочего тела;  
7 - ионно-оптическая система (ИОС); 8 - эмиссионный электрод;  
9 - ускоряющий электрод;  
10 – замедляющий электрод

На стр. 152 книги [6] написано: **«Самым сложным узлом ионного двигателя с технологической точки зрения является ионно-оптическая система (ИОС). Качество изготовления и юстировки этого узла определяет стабильность работы и ресурс двигателя. На сегодняшний день в мире созданы и достаточно хорошо отработаны ионные двигатели с рабочим размером ИОС до 35 см. Двигатели большого размера существуют лишь в единичных экземплярах на стадии лабораторных моделей».**

О лучшем из отработанных двигателей на стр. 147 сказано [6]: **«В настоящее время наибольших успехов в развитии ионных ЭРД достигли США, так ионный ЭРД, созданный в рамках программы «NSTAR», проработал 16 265 часов в качестве маршевого двигателя космического аппарата «Deep-Space-1», двигатель имел мощность  $N = 2.3$  кВт, удельный импульс  $I = 3\ 170$  сек., рабочее тело – ксенон».**

Внешний вид и энергомассовые параметры двигателя NSTAR, взятые из интернета, приведены на рис. 9.

Дополнительные данные об этом двигателе и других эксплуатируемых и прошедших лётные испытания современных ионных двигателей, изготовленных в США, Великобритании, Германии и Японии, приведены в табл. 1 из [7].



Рис. 9. Ионный двигатель NSTAR

Таблица 1

Эксплуатируемые и прошедшие лётные испытания современные ИД							
Страна	Название (фирма-разработчик)	Мощность, кВт	Тяга, мН	Удельный импульс тяги, с	Состояние разработки	КА	Назначение
США	XIPS-1X(BSS)	0,43	~18	2568...2720	Эксплуатация	Геоационарные КА на платформе BSS-601HER	Коррекция орбиты, разгрузка маневров
	XIPS-25(BSS)	4,5	165	3000	Эксплуатация	Геоационарные КА на платформе BSS-702	Довыясение, коррекция орбиты, ориентация КА, разгрузка маневров
	NSTAR-30 (Центр Гагарина, IPL, BSS)	0,42...2,3	18...92,7	1814...3127	Эксплуатация	Межпланетный КА Deep Space 1	Работа в составе маршевой ДУ
Великобритания	UK-10(TS) (EADS Astrium)	0,28...0,64	10...25	3000...3300	Лётные испытания	Исследовательский геоационарный КА ARTEMIS	Коррекция орбиты
Германия	RIT-10 (EADS Astrium)	0,59	15	3000...3150	Лётные испытания	Межпланетный КА MUSES-C (HAYABUSA)	
Япония	MES (Ø 12 см) (Mitsubishi El. Corp.)	0,7	23,3	2900			Исследовательские геоационарные КА ETS-III, ETS-IV, COMETS
	»10 (ISAS)	<0,4	8,1	2920	Эксплуатация	Межпланетный КА MUSES-C (HAYABUSA)	Работа в составе маршевой ДУ

Двигатель NSTAR, имеющий ИОС диаметром 30 см (диаметр сопла), сопоставим с ионным двигателем ИД-300, у которого такой же диаметр ИОС.

В отношении ИД-300 в [7] на стр. 239 написано: **«Данный двигатель может быть использован также в составе маршевой ДУ лёгких межпланетных зондов. Он имеет следующие проектные характеристики:**

Рабочее тело .....Ксенон  
Удельный импульс тяги, с.....3 000  
Мощность, кВт.....1,9  
Тяговый КПД, %.....62  
Тяга, мН.....80

### Проектный ресурс, ч.....15 000»

Здесь говорится о проектных характеристиках двигателя, приводятся отдельные результаты экспериментальных исследований модели двигателя ИД-300, работающей на криптоне – тоже редком и, как ксенон, чрезвычайно дорогим газе, что неприемлемо для двигателей мегаваттного класса.

Однако в работе [6] о двигателе ИД-300 и проектируемом ЭРД-50, изображенном на рис. 10, сказано совершенно другое: **«С целью получения недостающей информации при проектировании ЭРД-50 были проведены испытания данной модели на аргоне в диапазоне удельных импульсов 5 000–7 000сек.»**

То есть, проектные характеристики лабораторной модели ионного двигателя ИД-300, совпадают с реальными характеристиками давно действующего штатного двигателя NSTAR, также работающего на ксеноне. Это означает, что удельный импульс ИД-300 при использовании аргона, получен в два с лишним раза выше, чем у NSTAR, работающим на ксеноне. Этого не может быть!

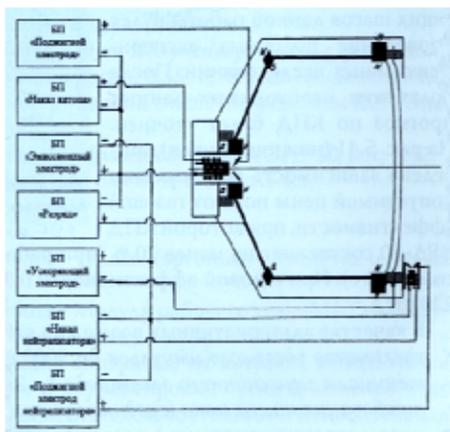


Рис. 10. Схема подключения единичного модуля ЭРД-50 к источникам питания

Отметим что, у ЭРД-50 (как основы мегаваттной двигательной установки – единичном модуле мощностью 25 ÷ 50 кВт) рабочий диаметр ИОС должен составлять не менее 70 см, в ней должно быть около 36 500 отверстий [6].

Сетки ИОС для их устойчивости имеют выпуклый вид, отверстия в сетках должны строго совпадать по оси и находиться на расстоянии менее 1 мм. Создание ионно-оптической системы с диаметром сетки 1000 мм для двигателя большой мощности является, по мнению специалистов, **практически нерешаемой технологической проблемой.**

Однако, как сообщается в приведенной выше цитате [22]: **«Энергоустановка запитывает 16 ионных ЭРД, работающих на ксеноне, каждый 1 м в диаметре. Значение удельного импульса двигателя достигает 7000 сек.»**, – эта проблема Центром Келдыша, оказывается, уже решена.

В России штатные ионные двигатели, даже с указанными в табл. 1. характеристиками и мощностями, не существуют. Создание двигателей с большими размерами ИОС и мощностью на 1–1,5

порядка выше приведенных в табл. 1 зарубежных образцов – совершенно нереальная задача.

**Вывод № 1. Руководство Центра Келдыша, взяв на себя всю ответственность спроектировать и испытать 25÷ 50-киловаттный двигатель ЭРД-50 с диаметром ионно-оптической системы 70 см или 100 см., по нашему мнению, не справится по технологическим причинам с поставленной ими же задачей.**

П.2. У реального действующего ионного или холловского двигателя, должен быть катод-нейтрализатор (компенсатор), без которого он не может работать. Для создания тяги это устройство устанавливается на выходе из двигателя, чтобы компенсировать электрический заряд ионов зарядом электронов, испускаемых им.

Например, у NSTAR катод-нейтрализатор установлен в верхней части двигателя, а на конструкции ИД-300 и его схеме он отсутствует (рис. 8). Сразу возникает вопрос: испытывалась ли вообще лабораторная модель ионного двигателя ИД-300 в качестве ЭРД или нет?

На схемах двигателей ЭРД-50 и ИД-50, приведена принципиальная схема катода-нейтрализатора и его электропитания. Он почему-то не приведен на схеме и фотографии ИД-300, отсутствует и на фотографии двигателя ИД-100 [7]. Нет катода-нейтрализатора и на лабораторной модели двигателя ИД-50, имеющего ИОС диаметром всего 5 см, фотография и схема которого взяты из [8] (рис. 11).

Из содержания книг не ясно, какой конструкции и сколько катодов-нейтрализаторов устанавливается на этих ионных двигателях [6–8]. Возможно, что они аналогичны компенсаторам, используемым Центром Келдыша в стационарных плазменных двигателях (СПД), например, в КМ-7 или КМ-5 (рис.12).

В отличие от ИД, на всех конструкциях СПД имеются катоды-компенсаторы. Для надежности их ставят по два и более экземпляра на каждый двигатель, в то время как на упомянутом американском двигателе NSTAR, установлен всего один катод-компенсатор.

В случае, если не будет осуществлена электрокомпенсация (нейтрализация) зарядов струи плазмы, то космический аппарат станет заряжаться до высоких потенциалов относительно окружающего пространства [12, 42]. Это было показано в экспериментах с ионными двигателями, испытанными на ионосферной лаборатории «Янтарь», выполненными под руководством Л.А. Арцимовича и Г.Л. Гродзовского. В их экспериментах проблема нейтрализации зарядов не была решена окончательно [12].

Создается впечатление, что с макетами двигателей ИД-50, ИД-100, ИД-300, ИД-50 и тем более ИД-1000 лабораторные исследования проводились не в полном объеме, без использования катода-нейтрализатора и без учёта целого ряда факторов.

**Ионные и холловские двигатели неработо-**

способны в космосе без катодов-компенсаторов!

электропитания и управления этими двигателями

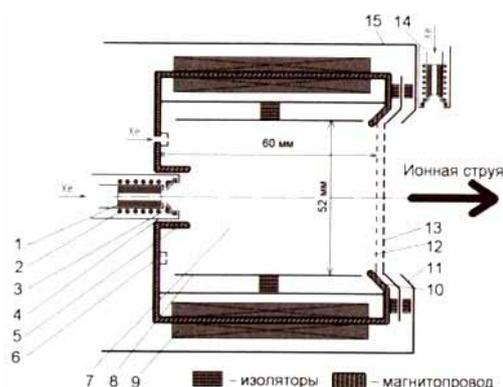
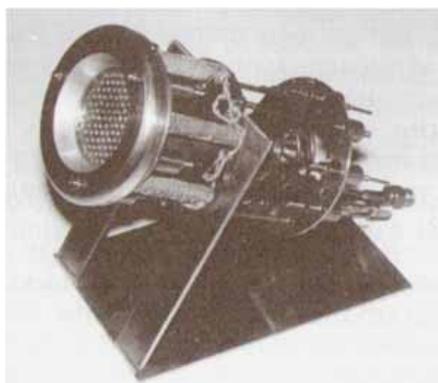


Рис. 11. Внешний вид и схема лабораторной модели ИД-50:

- 1 – эмиттер; 2 – стартовый нагреватель; 3 – поджигной электрод; 4 – корпус катодного блока; 5 – катодный полюсный наконечник; 6 – коллектор подачи ксенона;  
7 – газоразрядная камера; 8 – анод; 9 – электромагнит; 10 – анодный полюсный наконечник; 11 – замедляющий электрод; 12 – плазменный электрод; 13 – ускоряющий электрод; 14 – катод-нейтрализатор; 15 – защитный кожух

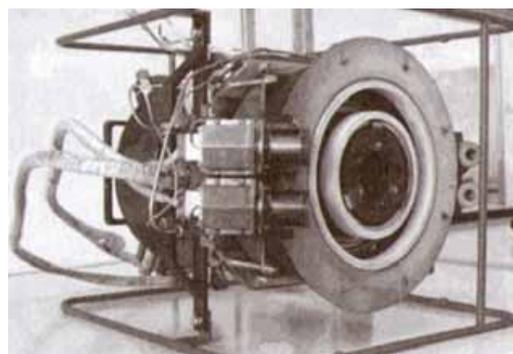


Рис. 12. Внешний вид двигателей КМ-5 и КМ-7

Проблема нейтрализации статических зарядов на крупногабаритном марсианском космическом корабле с ЯЭРДУ станет особенно актуальной. Россией она не решена даже на МКС, где используется американская система [42].

**Вывод № 2.** Независимо от типа ЭРД, разрабатываемого для ЯЭРДУ, необходимо обратить серьёзное внимание на проблему нейтрализации электрических зарядов в струе плазмы

**П.3.** Схема электропитания двигателя ЭРД-50, приведённая на рис. 10, достаточно сложна, требуется семь источников постоянного напряжения от 20 до 2 000 В. Для её реализации необходимо преобразовать низковольтное постоянное напряжение от солнечных или ядерных источников электропитания в переменное, поднять его до нужных уровней, затем опять преобразовать в постоянное с различными номиналами.

Поскольку двигательная установка должна состоять из ~ 300–500 экземпляров ЭРД-50, то, естественно, вспомогательная аппаратура системы

будут снижать надёжность всей двигательной установки, увеличат массу и стоимость всего комплекса.

Их суммарная масса может приближаться или превосходить даже массу всех ионных двигателей с учетом сложной системы хранения и подачи рабочего тела в связку из ~ 300–500 двигателей.

**Вывод № 3.** Создание систем электропитания, хранения и подачи рабочего вещества и управления связкой ионных двигателей, состоящей из 300–500 единичных модулей ЭРД -50 или ИД-1000, будет крайне сложной, дорогой и практически нереализуемой задачей.

**П.4.** Приведенные схемы и фотографии ионных двигателей и характерные величины параметров позволяют оценить перспективность и целесообразность их разработки и использования в проектируемой ЯЭРДУ.

Представим, для упрощения расчета, схему ионного двигателя в приведённом на рис. 13 виде. Она подобна схемам и фотографиям, показанным на рис. 8–13, которые отображают конструктивные варианты разрабатываемых ионных двигателей.

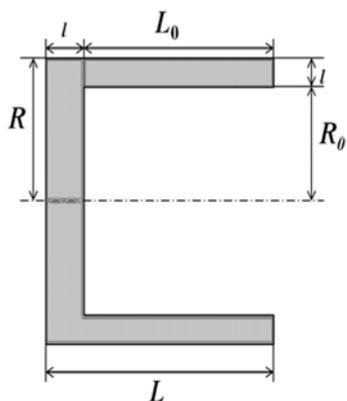


Рис. 13. Схема корпуса ионного двигателя

Тяга, создаваемая ионным двигателем, будет равняться

$$F = \alpha \cdot S_0 = \alpha \frac{\pi \cdot D_0^2}{4},$$

где  $\alpha$  – тяга на 1 см площади сечения струи на выходе двигателя, равной площади ионно-оптической системы  $S_0$ .

Масса двигателя  $M = \beta \cdot V$ , где  $\beta$  – усредненная плотность конструкции двигателя, а  $V$  – объем двигателя,  $D$ ,  $D_0$ ,  $L$ ,  $L_0$ ,  $l$  – характерные размеры двигателя.

$$V = \frac{\pi}{4} (D^2 L - D_0^2 L_0).$$

Считая, что  $D_0 = AD$  и  $L = BD_0$ , получим выражение для отношения тяги к массе идеального двигателя к его массе в зависимости от наружного диаметра  $D$  или диаметра ионно-оптической системы  $D_0$ :

$$\frac{F}{M} = \frac{\alpha S_0}{\beta V} = \gamma \frac{S_0}{V},$$

где

$$\frac{S_0}{V} = \frac{1}{D_0} \cdot \frac{1}{B(A^{-2} - 1) + 0,5(A^{-1} - 1)}.$$

Примем  $A = \frac{1}{2}$ ,  $A = \frac{1}{3}$ ,  $A = \frac{1}{4}$  и  $A = \frac{3}{4}$ , что соответствует данным реального двигателя NSTAR (рис. 10.) Возьмем  $B = 1$  и  $B = 2$ , что также близко к реальным конструкциям ионных двигателей, изображенных на рисунках.

Для реального двигателя NSTAR с регулируемой тягой

$$D_0 = 0,3 \text{ м}; \quad A = \frac{D_0}{D} = \frac{30}{41} \approx \frac{3}{4};$$

$$B = \frac{L}{D_0} = \frac{33}{30} = 1,1; \quad \frac{S_0}{V} \approx 3,5 \text{ м}^{-1};$$

$$\frac{F}{M} = \gamma \frac{S_0}{V} = \frac{(19 \div 92) \text{ мН}}{8,9 \text{ кг}} =$$

$$= \frac{(1,9 \div 9,4) \text{ гс}}{8,9 \text{ кг}} = (0,214 \div 1,056) \text{ гс/кг}.$$

Коэффициент  $\gamma$  для двигателя NSTAR в зави-

симости от величины подводимой мощности и расхода ксенона, согласно данным рис. 10, менялся в диапазоне

$$\gamma = \frac{F/M}{S_0/V} = (6,62 \div 29,63) \frac{\text{гс} \cdot \text{см}}{\text{кг}} =$$

$$= (6,62 \div 29,63) \cdot 10^{-3} \frac{\text{гс} \cdot \text{см}}{\text{г}}$$

Приведенные в книгах [6–8] фотографии и схемы ионных двигателей позволяют оценить величины коэффициентов  $A$  и  $B$  и их влияние на параметры двигателей, имеющих разные геометрические размеры и диаметры ионно-оптической системы  $D_0$ .

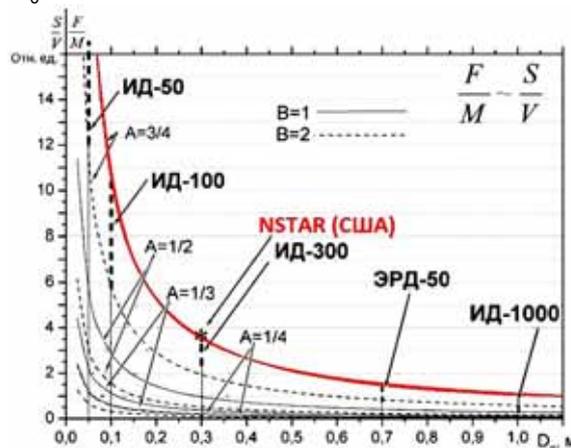


Рис. 14. Зависимости отношения тяги к массе от диаметра ИОС ионных двигателей, разрабатываемых Центром Келдыша

Как видно из графиков, увеличение диаметра  $D_0$  ионно-оптической системы двигателя и, следовательно, его массы, приводит к ухудшению энергомассовых характеристик при условии сохранения неизменным максимального значения коэффициента  $\gamma$ . Чтобы он не уменьшался с увеличением размера двигателя, необходимо увеличивать расход рабочего тела, напряженность магнитного поля и подводимую электроэнергию, что приведёт к дополнительному возрастанию массы двигателя, которая на графике не учтена.

Для увеличения напряженности магнитного поля (увеличение тока в соленоиде потребует улучшения охлаждения соленоида), необходимо увеличить наружный диаметр двигателя, а это, в свою очередь, уменьшит коэффициент  $A = D_0/D$ , влияющий на энергомассовую характеристику ИД.

Увеличение масштаба двигателя приведёт к ухудшению его характеристик, тяга будет возрастать медленнее, чем его масса и подводимая к нему электроэнергия, затрачиваемая также на питание магнитной системы.

Выгодно делать двигатели, имеющие малые размеры ИОС, стремясь при этом вкладывать как можно больше электроэнергии в разряд. Её величина связана с ограничением расхода рабочего тела, плазма должна быть разреженной в газоразрядной камере. В области ИОС между эмиссионным и уско-

ряющим электродами (рис. 8 и рис. 11) должен выполняться свободномолекулярный режим истечения частиц, от которого зависит расстояние между сетками ионно-оптической системы.

Реальная функция  $F/M$  будет падать быстрее, чем  $S_0/V$  с увеличением диаметра ионно-оптической системы  $D_0$  и, особенно – с учетом массы систем электропитания, управления двигателем и электрооборудования, и системой хранения и подачи рабочего тела. В оценочных расчетах их масса не учитывалась.

Что касается двигателей холловского типа (СПД и ДАС), то, как видно из рис. 4 и рис. 12, площадь кольцеобразного сопла двигателя  $S_0$  составляет малую часть поперечного сечения двигателя по сравнению с ионным (рис. 10). Увеличение массы двигателя из-за наличия центрального магнитопровода существенно уменьшает функцию  $F/M \sim S_0/V$ , которая имеет вид подобный для ионного двигателя. Отсутствие у СПД ионно-оптической системы (сеток) позволяет использовать электромагнитный механизм ускорения, повысить степень ионизации газа, снизить напряжение разряда, упростить систему электропитания, уменьшить стоимость изготовления двигателя и увеличить надёжность его работы. Но возникают другие проблемы, связанные с ресурсом двигателя, решение которых не окажет существенного влияния на его энергомассовые характеристики.

Учитывая успехи и большой опыт ОКБ «Факел» в создании стационарных плазменных двигателей, в Центре Келдыша стали разрабатывать различные конструкции СПД. На его основе сделали двигатель КМ-5, назвав его «*холловским двигателем нового поколения с управляемым вектором тяги*» [8]. К двигателю КМ-5, без учета его конструкции и свойств, неправильно применили способ и устройство управления вектором тяги, защищенные авторскими свидетельствами [31,32], внедренными в НИИТГ еще в 1963 г. при создании с помощью МПДУ [30,33] высокоскоростного потока нейтральных частиц [39, 42].

Основное изобретение [32], будучи закрыто в то время, спустя 35 лет, в той же организации было фактически переоформлено в два патента на холловские двигатели (ускорители) с управляемым вектором тяги [36,37]. Полученные сотрудниками Центра Келдыша в 1998 г. в России и за рубежом совместно с представителями иностранных фирм, оба патента нереализуемы. Варианты управляющей вспомогательной магнитной системы [32], назвав их «азимутальной секцией», установили непосредственно на магнитную систему двигателя [36,37]. Но в СПД, по сравнению с МПДУ, из-за разных конструкций двигателей, их элементов и топологий магнитных полей управление вектором тяги не будет осуществляться. Более того, отклоненная струя плазмы на выходе из двигателя разрушит его керамическое сопло, а также нарушит работу катодов-нейтрализаторов, выведет двигатель из строя [3].

**После этой статьи [3] рекламные публикации о двигателях серии КМ с управляемым вектором тяги перестали появляться в печати.**

Реальные характеристики разрабатываемых в

центре Келдыша образцов двигателей серии КМ-5, КМ-7 и др. (рис. 12) уступают характеристикам двигателей, создаваемых другими организациями (табл. 2 [7]). Более того, заявленная мощность холловских двигателей  $\sim 100$  кВт и удельный импульс  $\sim 7000$  сек. [20] во много раз превосходят параметры образцов, разрабатываемых западными фирмами [7].

**Вывод № 4. Ионные и холловские двигатели в принципе не позволят создать ЭРД мегаваттного класса для ЯЭРДУ, их разработка и использование нецелесообразны по энергомассовым характеристикам и невыгодны с экономической точки зрения из-за сложности изготовления элементов. Конструктивные особенности и физические принципы создания и ускорения плазмы, на которых основаны эти двигатели, не позволяют расходовать необходимое количество рабочего тела и подводить к нему большую мощность.**

Таблица 2

Основные характеристики ХД повышенной мощности

Двигатель	Разработчик	$N_p$ , кВт	$U_p$ , В	$R$ , мН	$I_{за}$ , с
СПД-140*	ОКБ "Факел", Россия	3,5...5,0	300...600	200...300	1600...2300**
Д-100-1	ЦНИИмаш, Россия	1,3...7,5	—	80...340	1450...2800
Д-100-2	ЦНИИмаш, Россия	3,3...15	—	80...650	1800...4250
NASA-173Mv2	Центр Гленна, США	3,4...6,0	300...1000	137...350	1800...3140**
BPT-4000	Aerjet, США	3,0...4,5	300...400	174...291	1719...2020**
BHT-8000	Busek, США	4,0...6,0	300...400	242...389	1895...2235
PPS-X000	Snecma, Франция	3,0...6,0	300...1000	145...335	1800...3100

\* — для двигателя приведены проектные параметры.  
\*\* — значения не учитывают расход рабочего тела через катод и затраты мощности на работу магнитной системы.

**П.5.** Во всех известных работах по ионным двигателям, в том числе и вышеупомянутых, не затронута проблема электромагнитной совместимости двигателей с системами космических аппаратов. Особенно это важно для обеспечения дальнейшей космической связи, когда интенсивность помех, создаваемых двигательной установкой, может превосходить интенсивность сигнала в канале радиосвязи. При эксплуатации околоземных космических аппаратов нарушений радиосвязи при работе различных типов ЭРДУ не наблюдалось. В связи с этим у разработчиков и поставщиков перспективных двигательных установок бытует мнение, что это надуманная проблема, которой не следует заниматься. Однако это далеко не так, если рассматривать помехоустойчивость радиосвязи с пилотируемыми космическими аппаратами, направляющимися к Марсу. Мощность сигналов на входе бортовых радиоприемных устройств изменяется в пределах  $10^{-14}$ – $10^{-13}$  Вт/МГц при удалении космического аппарата от Земли на расстояние порядка 100 млн. км. Это весьма слабые сигналы, которые могут быть подавлены различными источниками помех и электромагнитных излучений, создаваемых ионной двигательной установкой космического аппарата.

Экспериментально установлено, в частности, на стендах ЦАГИ, МАИ и ИРЭ РАН, что ионный двигатель, включая область нейтрализации струи и га-

зоразрядную камеру, является источником интенсивного электромагнитного излучения в диапазоне частот до 10 ГГц. Это связано с возбуждением в этих областях двигательной установки неравновесных плазменных колебаний. Для обеспечения работы ионных двигателей необходима установка катода-нейтрализатора на выходе ионной струи из двигательной установки, что является одной из причин генерации колебаний и формирования неблагоприятной электромагнитной обстановки на космическом аппарате.

Как показали экспериментальные исследования [14,57,58], проведённые ещё в 1960–1970 годах одним из авторов настоящей статьи, камера ионизации ионного двигателя является источником наиболее интенсивных электромагнитных шумов в диапазоне частот 1–10 ГГц, перспективном для систем дальней космической связи. Возникающие в газоразрядной камере колебания электрического поля через токовые вводы и элементы конструкции двигателя создают электромагнитные поля, ограничивающие предельную протяженность линий радиосвязи с космическими аппаратами, находящимися в пределах Солнечной системы. Расчеты показывают [58], что при работе ионного двигателя максимальное удаление космического аппарата, при котором обеспечивается устойчивая радиосвязь с ним, ограничивается значениями  $5 \cdot 10^5$ – $10^6$  км.

Кроме рассмотренных ионных двигателей с газовым разрядом, создаваемым с помощью традиционных катодных блоков (рис. 11) существуют ионные двигатели, основанные на высокочастотном разряде (рис. 15). К имеющимся недостаткам двигателей добавляются новые.

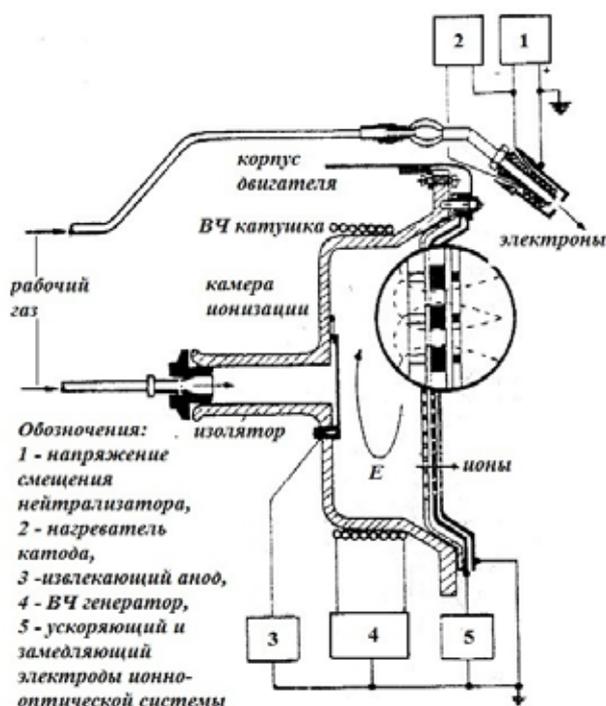


Рис. 15. Схема высокочастотного ионного двигателя

Следует отметить сложность проблемы обеспечения электромагнитной совместимости с радиоэлектронными системами ионных двигателей при

формировании в камере ионизации высокочастотного электрического разряда [17–19].

В настоящее время в России работы по этому направлению проводятся под научным руководством профессора Гиссенского университета (Германия) Х.В. Лёба в специально созданной в МАИ лаборатории. Как следует из работ [17,18], такой подход к созданию двигательных установок реализуем для ионных двигателей с малой тягой и неприменим для двигателей пилотируемых космических аппаратов.

Вследствие малой эффективности процессов образования плазмы в камере ионизации под действием высокочастотного поля требуются значительные затраты энергии высокочастотных генераторов при работе ионных двигателей. Для реализации многомодульной двигательной установки из 300 ионных двигателей суммарная мощность высокочастотных генераторов на космическом аппарате составит не менее 3–5 мВт. В результате внутри и вблизи космического аппарата будут созданы электромагнитные поля чрезвычайно большой напряжённости. Это приведёт к неизбежным сбоям в работе систем космического аппарата вследствие различного рода наводок по цепям электропитания, прямым и побочным каналам воздействия на бортовой радиотехнический комплекс.

Проведённые в Центре Келдыша стендовые эксперименты с традиционными ИД не соответствуют космическим условиям. Это ставит под сомнения перспективность разработки ионных двигателей для пилотируемых космических аппаратов. Необходимо также учитывать опасность метеоритного воздействия космической среды на ионно-оптическую систему (ИОС) двигателей больших размеров.

**Вывод № 5.** Разрабатываемые в настоящее время ионные двигатели не обеспечивают условия электромагнитной совместимости с радиоэлектронными системами космических аппаратов, в частности, их использование приведёт к нарушению надежности функционирования линий дальней космической радиосвязи.

**Общий вывод.** По нашему мнению, реализация в России проекта электроракетной двигательной установки мегаваттного класса на основе маломощных ионных и холловских двигателей невозможна и нецелесообразна с научной, технической и экономической точек зрения.

В связи с этим необходимо осуществлять альтернативные проекты по созданию ЭРДУ межпланетных космических аппаратов, в частности, с применением магнитоплазодинамических двигателей (МПДД).

Этот двигатель (рис. 7), якобы из-за низких характеристик и ограниченного времени работы, полностью, без обоснования, отвергается Центром Келдыша в качестве основы ЭРДУ мегаваттного класса.

#### Магнитоплазодинамические двигатели

На протяжении многих лет в НИИТП – Центре им. М.В. Келдыша проводилась разработка под различными названиями двигателей магнитоплазмен-

ного типа [6,8]. Начиная с 1959 г. исследовались схемы двигателей без внешнего магнитного поля ТСД (рис. 2), работающих на литии, а с 1960 г. – ускорители (двигатели) с внешним магнитным полем (МПДУ, рис. 7), использующие различные газы, затем с 1965 г. – литий и другие щелочные металлы.

Кроме НИИТП у нас в стране разрабатывали и исследовали эти ускорители мощностью до 10–500 кВт и выше, как на литии (НПО «Энергия», МАИ и др.), так и на газах (ИТМО – г. Минск, а также МИРЭА, ЦНИИМАШ, ЦИАМ и т.д.).

Магнитоплазодинамический ускоритель, созданный и испытанный впервые в мире в МФТИ в 1958–1959 г. [28], его одноступенчатые и двухступенчатые конструктивные варианты, способ и устройство управления вектором тяги [3,28–33] совершенствовались и использовались автором в лаборатории № 2 НИИТП с 1960 г. по 1967 г. для получения потоков плазмы и высокоскоростных нейтральных частиц воздуха, кислорода и т.д. [33,39,40]. Изучались физические процессы в неизотермической плазме, механизмы ее образования и ускорения в неоднородных осесимметрических магнитных и электрических полях. В результате проведенных исследований в НИИТП были выявлены многие особенности работы ускорителя основной схемы (рис. 7) и неизвестные ранее явления и закономерности [29].

Предложенный газоразрядный источник неизотермической плазмы [33] отличался от ионного двигателя тем, что у него отсутствовала ионно-оптическая система, а система электродов снабжена двумя анодами конической формы (типа сопла Лавалья), расположенными вершинами один к другому, с независимыми потенциалами относительно катода. Внешнее магнитное поле источника образует магнитную «пробку» в зазоре между анодами и имеет напряжённость, возрастающую по радиусу от оси источника к периферии. Использовались аноды различной формы. При малых расходах (давлениях) рабочего вещества в разрядной камере включается анод сходящейся формы, при больших – расходящейся [33]. Это позволяет увеличить плотность и скорость плазменного потока и расширить рабочий диапазон давлений.

Исследования МПДУ (рис. 7), работающих на газах, кроме автора, проводились также в лаборатории № 4 НИИТП В.Б. Черенковым, И.В. Орфановым, Л.П. Побережским, О.С. Воробьевым и др. Они дополнили наши исследования и получили новые результаты, некоторые из них были опубликованы в совместных статьях или отображены в научно-технических отчётах. В дальнейшем использовались для доказательства отдельных положений научного открытия, сделанного в НИИТП [29,43]. Однако, по решению руководства института все работы с МПДУ и ионными двигателями, проводимые в лабораториях № 2 и № 4 на газах (воздух, азот, аргон и ксенон), были к 1967 г. прекращены по причине бесперспективности их применения в качестве рабочего вещества. Вызвано это было тем, что в лаборатории № 3 (основе нынешнего отдела электрофизики – разработчиков ИД и ХД Центра Келдыша) считали наиболее перспективным использо-

вание лития и щелочных металлов.

Разрабатывать там МПДУ на химически активных, токсичных веществах стали с 1965–1966 гг. Литий по инициативе НИИТП и НПО «Энергия» считался на протяжении почти 30 лет основным рабочим телом в ЭРД. С нашей точки зрения это явилось серьёзной ошибкой, которая затормозила и усложнила экспериментальное и теоретическое изучение физических процессов в МПДУ, разработку на их основе мощных ЭРДУ [3].

Поэтому дальнейшее создание, исследование и применение различных конструктивных вариантов МПД ускорителей, использующих газы, были продолжены с 1968 по 1990 г. в Московском институте радиотехники, электроники и автоматики (МИРЭА), а в последнее время – возобновляются в Московском государственном университете приборостроения и информатики (МГУПИ). Исследования МПДУ как ЭРД на газах, проводимые в МИРЭА по заданию НПО «Энергия», перестали финансироваться с 1974–1975 г. по упомянутой причине. Разрабатывались другие направления использования многоцелевого МПД-ускорителя, проводились всесторонние комплексные экспериментальные и теоретические исследования основного и других его конструктивных вариантов. Наиболее важные направления – это лётные эксперименты «Куст» и «Старт» и создание системы плазменной нейтрализации статического заряда КА на основе маломощных малогабаритных МПДУ [42,43].

Особенности основной схемы МПДУ и его вариантов, области их применения, оригинальные способы и устройств диагностики и т.д., отмечены в табл. 3.

Многообразное применение МПДУ связано с установленными особенностями происходящих в нём процессов [3,28–33,38–58 и др.] и использованием свойств различных газов, что облегчало его экспериментальное и теоретическое исследование по сравнению с двигателями (использующими агрессивные вещества), разрабатываемыми в НИИТП, НПО «Энергия» и других организациях.

### **ЭРД, работающие на литии и щелочных металлах**

В Центре Келдыша, изображённую на рис. 2 схему, называли сильноточным торцевым двигателем (СТД), электрическим двигателем торцевого типа, ускорителем плазмы в собственном магнитном поле и т.д. Этот ускоритель из-за отсутствия внешнего магнитного поля [4], влияющего на процессы и предохраняющего разрушение его элементов от действия плазменных образований и тепловых нагрузок, не рассматривается в последние годы в качестве маршевого ЭРД [3,4,6].

Помимо названий, первоначально используемых автором [3,12–15,28,33, 38], ускоритель, изображённый на рис. 7, в отечественной литературе имел множество названий. В НИИТП его стали называть: торцевым низкоточным ускорителем (ТНУ), двигателем с внешним магнитным полем, затем – торцевым холловским двигателем (ТХД) [8,12–15] и др. Эти названия не отображают ни конструктивные особенности, ни физические процессы

в нём. Они происходят внутри разрядной камеры не только на торцах катода или анода, но и за двигателем, имеют объемный характер, холловский механизм ускорения – не единственный [3]. В мировой литературе и в России его принято называть магнитоплазодинамическим ускорителем (двигателем), что ближе всего отображает физические процессы в нем.

По поводу этих двигателей (рис. 2 и рис. 7) в юбилейной книге «Исследовательский Центр имени М.В. Келдыша. 70 лет на передовых рубежах ракетно-космической техники» написано [8]: **«Были обоснованы и разработаны оригинальные схемы электрических плазменных двигателей торцевого типа – сильноточных с ускорением плазмы в собственном магнитном поле и слаботочных с ускорением плазмы во внешнем магнитном поле. Такие двигатели обладают рядом существенных преимуществ по сравнению с другими типами ЭРД: меньше габариты, выше КПД, существует возможность питания от низковольтных источников электроэнергии и др... Разработанные основы теории, методики расчета и проектирования ЭРД торцевого типа и успешная отработка стендовых образцов таких двигателей обеспечили успешное проведение их лётных испытаний».**

**«Первоначально работы были сконцентрированы на изучении рабочих процессов в магнитоплазодинамических (МПД) двигателях различных схем мощностью от 1 до 1 000 кВт. В качестве рабочего тела использовались щелочные металлы и их сплавы. Позднее, в 1970–1980 гг., было проведено более 20 лётных испытаний магнитоплазодинамических ускорителей мощностью 1...3 кВт, созданных в институте».**

У читателя все изложенное может вызвать большое уважение, но могут возникнуть следующие вопросы:

– если всё так хорошо разработано и успешно отработано, то почему в Центре Келдыша предпочтение отдано ионным и холловским двигателям и полностью прекращено исследование, создание и применение мощных магнитоплазодинамических МПД двигателей различных схем;

– почему для марсианских пилотируемых полётов предлагается использовать принципиально ограниченные по мощности ионные и холловские двигатели, а не магнитоплазодинамические, не имеющие этих ограничений и получившие высокую оценку Центра Келдыша;

– почему руководство Центра Келдыша в решении Проблемного совета (28 сентября 2011 г.) кардинально изменило свою точку зрения, высказанную в 2003 г., и умолчало о своих прежних «больших достижениях» в развитии ЭРД мегаваттного класса и не использует их?

Дело в том, что в Центре Келдыша за прошедшие 50 лет так и не были созданы и испытаны мощные ЭРД, поэтому ответы на них вряд ли будут даны. На основе схем, изображенных на рис. 2 и рис. 7, там создавали модели магнитоплазодина-

мических двигателей малой мощности, использующих агрессивные и вредные для КА рабочие вещества. Вместо сконструированных СТД и ТХД малой мощности, там теперь заново разрабатывают принципиально маломощные ионные и холловские двигатели, использующие дорогостоящие газообразные вещества, которые не применимы в ЭРДУ мегаваттного класса [6,10].

Рассмотрим, в качестве примера, достижения основных специалистов НИИТП, которыми якобы «были обоснованы и разработаны оригинальные схемы электрических плазменных двигателей торцевого типа», а вернее, авторов их названий – СТД, ТНУ, ТХД и т.д.

О них в книге [13], где один из авторов является редактором, а другой – рецензентом, написано: **«В Советском Союзе СТД особенно обстоятельно исследованы А.А. Поротниковым, а в варианте торцевого холловского двигателя с внешним магнитным полем (ТХД) – И.Н. Острецовым».**

Их «обстоятельные результаты исследований» изложены в книге «Плазменные ускорители» [12], где в статье А.А. Поротникова на стр. 113 приведена зависимость полного к.п.д. сильноточного двигателя без магнитного поля (рис. 2), работающего на щелочных металлах, от скорости истечения плазмы. Копии этих зависимостей на рис. 16 обозначены красным цветом.

Результаты собственных экспериментальных исследований коэффициента полезного действия СТД автор статьи не приводит. Из данных, полученных американскими исследователями, видно, что полный к.п.д. возрастает с увеличением скорости истечения плазмы. Для этих зависимостей диапазон мощности в статье не указан, но из ссылок можно установить, что он составлял ~100 – 500 кВт.

В этой же книге [12] в статье И.Н. Острецова на стр.125 приведены результаты исследований другого типа ускорителя, имеющего внешнее магнитное поле. Под названием «Торцевой низкотоочный ускоритель» (ТНУ) показана традиционная схема МПДУ (рис. 7) и зависимости его к.п.д. от удельного импульса, обозначенные на рис. 16 черным цветом.

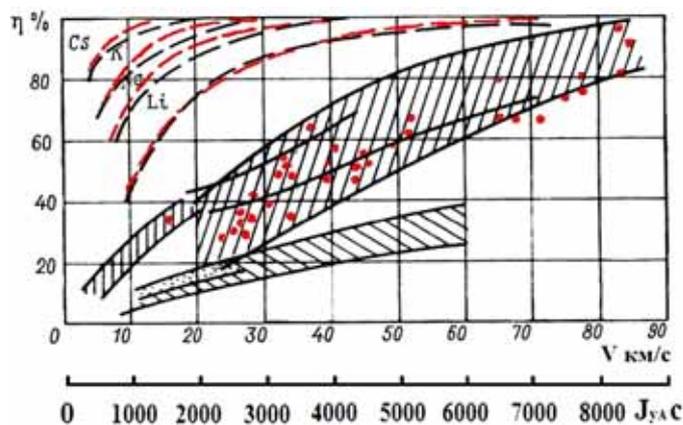


Рис. 16. 1 – зависимости полного к.п.д. от скорости истечения плазмы для СТД; 2 – зависимости полного к.п.д. от удельного импульса для ТНУ (МПДУ)

В отношении ТНУ (МПДУ) написано: ***«При использовании сильных полей (1000 Э) ускорители мощностью в единицы киловатт при скоростях истечения примерно 20 км/с в большинстве случаев имеют к.п.д. порядка 35%. В области средних мощностей (25–40 кВт) и скорости истечения 40 – 50 км/с, наиболее характерен к.п.д. 50–60%. Эти результаты получены для многочасовой работы ускорителя».***

Достаточно хорошие результаты, однако в этой статье тоже нет ни одной зависимости или экспериментальной точки, полученной самим автором или хотя бы ссылки на его работы. Если рисунки из обеих статей [12] привести к единому масштабу и совместить, то станет видно, что для принципиально разных двигателей – с внешним магнитным полем и без него, различающихся по мощности на порядок, использующих одни и те же рабочие вещества, **величины их к.п.д. полностью совпадают.**

**Этого не должно и не может быть в действительности!** Более того, согласно данным рис. 16, следует ожидать, что при использовании цезия и калия, **для обоих ускорителей можно получить к.п.д. свыше 100%!**

В этих статьях А.А. Поротникова и И.Н. Острецова, сотрудников одного и того же отдела НИИТП, одна из приведенных ссылок на работы американских авторов является тоже общей.

После этих публикаций И.Н. Острецовым и А.А. Поротниковым в 1975 г. были проведены на спутниках серии «Космос» два натуральных эксперимента «Крен» с ТХД (МПДУ) мощностью ~2,5 кВт, работающих на калии. Информация о научных результатах этих экспериментов отсутствует [6,8,13]. После этого ими была проведена серия ракетных экспериментов с так называемыми «торцевыми сильноточными двигателями» (ТСД) мощностью всего лишь  $W \leq 3 \div 5$  кВт, использующими те же щелочные металлы. Результаты натуральных экспериментов, продолженных затем под руководством А.С. Коротеева, кроме упоминания о них [6,8], авторам настоящей статьи также не известны.

Не известно влияние плазменных образований на телеметрию и связь, их взаимодействие с космическими аппаратами (ракетами), приборами и окружающим пространством. Стендовые исследования с участием одного из авторов настоящей статьи [13,14,52,53] показали, что разрабатываемые в Центре Келдыша конструкции двигателей, характеризовались недостаточным ресурсом и надёжностью функционирования. Такие недостатки МПД двигателей проявлялись в наибольшей степени в, так называемых, предельных режимах работы плазменных установок [52,53]. В этих режимах внутри двигателя формируются токовые конфигурации, приводящие к значительным потерям энергии на электродах, возникновению «спицеобразных» вращений и колебаний в плазме, в результате чего происходили срывы нормальных ускорительных режимов и разрушение двигательной установки [54].

Наблюдаемые явления [13,55–56] связаны с развитием в двигателях плазменных неустойчивостей и возбуждением широкого спектра колебаний. Об этом свидетельствовали электромагнитные по-

ля, возникающие в предаварийных режимах двигательных установок. Это обстоятельство указывает на нарушение электромагнитной совместимости МПД двигателей, разрабатываемых в НИИТП (Центре Келдыша), с системами радиосвязи с космическими аппаратами [57–58].

Видимо об этих исследованиях спустя 30 лет было написано [6]: ***«С конца 50-х годов до 1975 года в Центре Келдыша проводились исследования МПД в диапазоне мощностей от сотен киловатт до 1 МВт с удельным импульсом тяги 5000–7000 с., рабочее тело литий или калий».***

Несмотря на то, что особенно обстоятельные исследования СТД, ТХД и «успешная отработка стендовых образцов таких двигателей обеспечили успешные проведения лётных испытаний», всё это не оказало влияния на разработку ЭРД мегаваттного класса, которая и была прекращена.

«Разработанные основы теории, методики расчета и проектирования ЭРД торцевого типа», якобы созданные в НИИТП и касающиеся магнитоплазмодинамического двигателя (ТХД), рассмотреть в данной работе нет смысла и возможности, поскольку их не существует. Физические процессы в СТД, работающих на литии, были более подробно изучены не в Центре Келдыша, а в МАИ – под руководством В.Б. Тихонова, удостоенного в 1991 г. Государственной премии СССР [3].

Реальные успехи в создании мощных МПДУ, работающих на литии, были достигнуты в НПО «Энергия». В статье В.П. Агеева и В.Г. Островского [15] приведены результаты испытаний МПД ускорителя при электрических мощностях 900–1000 кВт. в течение единиц секунд и при 500 ÷ 600 кВт. (напряжение разряда ~60В.) – в течении десятков и сотен часов. Удельный импульс в этих испытаниях достиг 5000 сек., тяговый К.П.Д. ~ 60%, а величина тяги ~0,8÷1,0 кгс. Результаты исследовательских испытаний приведены на рис. 17.

Из приведенных графиков видно, что в указанном диапазоне подводимой мощности с увеличением расхода рабочего тела тяга, тяговый к.п.д. ( $\square$ т), и удельный импульс (Жуд,с) убывают. Объяснение этому в статье не даётся, поясняется ниже.

О другой конструкции двигателя, где внешнее магнитное поле играло вспомогательную роль на выходе, написано: ***«Один из усовершенствованных вариантов МПД двигателя при потребляемой мощности 450 – 500 кВт сохранял работоспособность и параметры в стационарном режиме работы ~500 ч. Прекращение испытаний было связано с разрушением работоспособности стэнда»***[15].

***«Для проверки влияния МПД двигателя, работающего на литии, на работу систем космического аппарата (КА), был проведён космический эксперимент. Модель стационарного МПД двигателя мощностью 17 кВт (ток разряда до 700 А), была разработана и изготовлена в РКК «Энергия». Электропитание двигателя обеспечивалось аккумуляторными батареями. В связи с этим, время работы ог-***

раничивалось емкостью батарей и было порядка нескольких минут, что повлияло на конструкцию модели. Космический эксперимент подтвердил надежность запуска и устойчивую работу модели МПД двигателя и его хорошую совместимость с бортовыми системами КА.

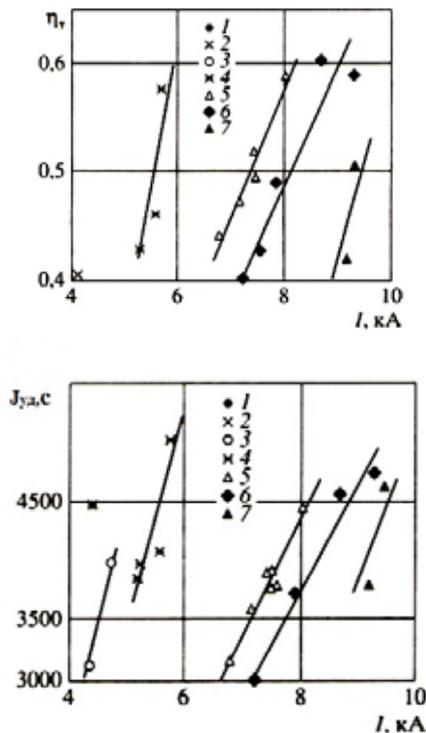


Рис. 17. Зависимость к.п.д. и удельного импульса МПД двигателя от разрядного тока и расхода лития: 1 – расход лития 0,026 г/с; 2 – 0,08; 3 – 0,10; 4 – 0,13; 5 – 0,24–0,26; 6 – 0,28–0,30; 7 – 0,33–0,36

Однако в работе не приводятся данные, характеризующие условия проведения натурального эксперимента, параметры струи, её взаимодействие с космическим аппаратом, степень загрязнения элементов КА литием и т.д. Конструкция этого двигателя приведена на рис. 18, его схема представляет собой правую часть схемы МПДУ, изображенной на рис. 7.

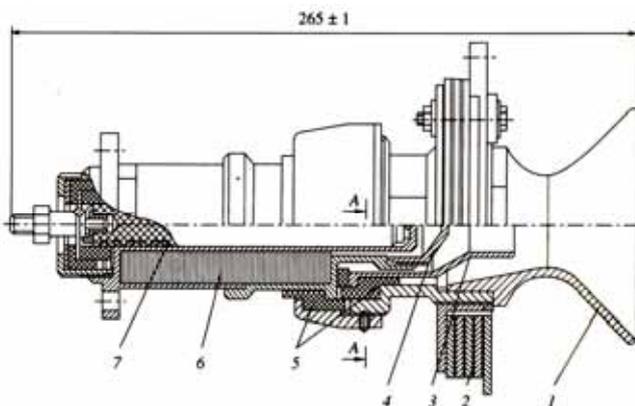


Рис. 18. Конструкция модели МПД двигателя на литии: 1 – вольфрамовый анод, 2 – магнитная катушка, 3 – нейтральная вставка, 4 – вольфрамовый катод, 5 – изолятор, 6 – вкладыш, 7 – нагреватель

Для неё, как показывается в следующем разделе, в зависимости от расхода рабочего тела, окружающего давления должен существовать оптимальный режим горения разряда и три предельных режима истечения плазмы в окружающее пространство. В зависимости от подводимой мощности, расхода тела и окружающего давления струя плазмы может быть электроскомпенсирована или иметь избыток ионов или электронов, что влияет на потенциал КА. Раскомпенсация заряда в струе приведет к зарядке космического аппарата, «обволакиванию» его облаком (слоем) разреженной плазмы, что было установлено в результате лабораторных исследований и лётных испытаний МПДУ, в серии экспериментов «Куст» [13,43,49–51].

Разработчики плазменных двигателей в НИИТП, НПО «Энергия» и других организациях, включая зарубежные, стремились получить необходимые электрореактивные параметры путём подбора элементов конструкций разрядной области, изменением напряжённости внешнего магнитного поля и расположения катода и анода в нём. Не связывали физические процессы в МПДУ с неоднородностью магнитных и электрических полей, величиной подводимой мощности, распределением концентраций нейтральных и заряженных частиц, т.е. не учитывали роль распределения их относительных градиентов по радиусу и длине струи плазмы [29,45–48].

По этой же причине различные неустойчивости, «спицы» и т.д. должны проявиться и в двигателях, разработанных в НПО «Энергия». Однако, эти вредные влияния можно было избежать или уменьшить, используя результаты исследований процессов и режимов работы МПДУ [35,44,45], проведенных Ю.В. Кубаревым в НИИТП в 1962–1967 гг. Они продолжены в МИРЭА, проверены затем в 1977–1987 гг. в натуральных космических экспериментах [29,43] и повторно – в лабораторных условиях [46,47,59,60].

Это обосновало развитие нового подхода к разработке МПД двигателей, учитывающего особенности динамики нейтральных и заряженных частиц в выходящей плазменной струе, движущейся в неоднородном магнитном поле [45–48, 59, 60].

В МПД двигателях можно реализовать режим истечения плазмы с низким уровнем колебаний и электромагнитных шумов. В этом режиме формируются равновесные структуры плазменных потоков, характеризующиеся равенством относительных градиентов давления рабочего газа вдоль плазменного потока, напряженности магнитного поля и концентрации электронов, т.е. выполняется закономерность  $\nabla P/P = \nabla H/H = \nabla n_e/n_e$  [29].

Движение плазмы в таких режимах МПД происходит вдоль силовых линий магнитного поля подобно движению нейтрального газа [48]. В области ускорения плазмы и в выходящем плазменном потоке наблюдается компенсация электрических зарядов, что согласуется с результатами теоретических исследований и модельных расчётов, подтвержденных лабораторными и натурными космическими экспериментами с МПДУ [43,48–50].

Отсутствие электрического поля в области ус-

корения плазмы исключает формирование неравно-  
весных токовых конфигураций и обеспечивает по-  
давление широкого спектра неустойчивостей плаз-  
мы [29,47,60], что приводит к повышению эффек-  
тивности и надежности функционирования двига-  
тельной установки. Применение МПД ускорителя в  
качестве единичного модуля космической двига-  
тельной установки с рассмотренным режимом уско-  
рения плазмы позволяет существенно снизить ин-  
тенсивность электромагнитных помех, воздейст-  
вующих на бортовой радиотехнический комплекс и  
улучшить качество радиосвязи с космическими ап-  
паратами [60].

**Результаты создания и исследования МПД  
двигателей средней и большой мощности, полу-  
ченные в НПО «Энергия» (РКК «Энергия» имени  
С.П. Королёва), в десятки раз превосходят ре-  
зультаты Центра Келдыша не только для этих  
двигателей, но и по основным параметрам су-  
ществующие и разрабатываемые там ионные и  
холловские двигатели.**

Это лишний раз свидетельствует о необ-  
ходимости разработки новой концепции созда-  
ния мегаваттных ЭРД на основе магнитоплазмо-  
динамических ускорителей, работающих на га-  
зах.

**Магнитоплазодинамические двигатели  
с управляемыми вектором тяги  
и удельным импульсом  
Новый комплексный подход  
к исследованию физических процессов  
в плазме, созданной и движущейся  
в неоднородных электрических  
и магнитных полях**

Исследователи различных конструктивных  
вариантов МПД ускорителей, на первый взгляд не  
отличающихся друг от друга, получали противоре-  
чивые данные. Например, в одном и том же диапа-  
зоне исследуемых мощностей, расходов рабочего  
тела, окружающего давления, у разных исследова-  
телей величины тяги и других параметров проходи-  
ли через максимум или минимум, возрастали, убы-  
вали или не менялись вообще. Более того, как было  
установлено одним из авторов настоящей статьи, в  
одном и том же ускорителе изменение положения  
электродов в поле магнитного сопла или изменение  
места напуска рабочего тела (даже при постоянном  
его расходе) приводило к совершенно противополо-  
жному поведению характеристик ускорителя.  
Связано это с тем, что менялись механизмы уско-  
рения плазмы, зависящие от конструкции, распо-  
ложения катода и анода в поле магнитного сопла,  
места напуска рабочего тела, условий горения раз-  
ряда и т.д. Физические процессы в МПД ускорителе  
сложны и многообразны, разобраться в них позво-  
лила новая методика исследования процессов в  
МПД-ускорителе. Она основана на комплексном  
подходе к изучению физических процессов в неод-  
нородной неизотермической плазме, на сопостав-  
лении абсолютных и относительных градиентов на-

пряженности магнитного поля  $\left(\frac{\nabla H}{H}\right)$ , концентрации

заряженных частиц  $\left(\frac{\nabla n_e}{n_e}\right)$  и давления  $\left(\frac{\nabla P}{HP}\right)$

(концентрации) нейтральных частиц внутри ускоре-  
теля с параметрами разряда и струи плазмы  
[35,41,45-48].

Такой подход позволил разобраться с основ-  
ными механизмами ускорения плазмы в МПДУ. Они  
обусловлены:

- взаимодействием разрядного тока с внеш-  
ним магнитным полем (холловский механизм);
- передачей энергии электронов ионам, кото-  
рые перезаряжаются и нейтрализуются (тепловой  
механизм);
- преобразованием вращательного движения  
в поступательное поле магнитного сопла;
- взаимодействием разрядного тока с собст-  
венным магнитным полем, когда наведенное током  
собственное магнитное поле соизмеримо с внешним  
магнитным полем, созданным электромагнитами.

Последний механизм реализуется только при  
больших мощностях, подводимых к ускорителю, во  
многих случаях им можно пренебречь и не учиты-  
вать искажение магнитного поля разрядным током.  
Основными силами, ускоряющими частицы плазмы,  
являются силы газодинамического давления, дейст-  
вующие по всему сечению струи на нейтральные  
частицы, до и после включения разряда

$$F_1 = -\frac{\nabla P_n}{n_n};$$

сила Ампера, действующая на заряженные частицы  
вне оси ускорителя

$$F_2 = \int_V j_\phi H_r dv,$$

$$\text{где } \bar{j} = \sigma \left( \bar{E} + \frac{1}{e} \cdot \frac{\nabla P_e}{n_e} \right) = \sigma \left( \bar{E} + \frac{1}{e} \cdot \frac{kT_e \nabla n_e}{n_e} \right)$$

и сила, действующая на заряженные частицы вбли-  
зи оси ускорителя,

$$F_3 = -\nabla(P_e + P_i)/n_e = -k(T_e + T_i)\nabla n_e/n_e.$$

Пренебрегая малым влиянием градиентов  
температур, эти силы можно связать с относитель-  
ными градиентами давления нейтральных частиц  
( $\nabla \ln P$ ), магнитного поля ( $\nabla \ln H$ ) и концентрации  
заряженных частиц ( $\nabla \ln N$ ). Относительные гради-  
енты (логарифмические производные) этих пара-  
метров определяют направление движения частиц  
относительно магнитных силовых линий, создавае-  
мых магнитным полем.

$$F = \begin{cases} kT_n \frac{\nabla P_n}{P_n} \approx kT_n \frac{\nabla n_n}{n_n}, \\ \frac{mV_{\perp}^2 \nabla H}{2H} \approx kT_{\perp} \frac{\nabla H}{H}, \\ k(T_e + T_i) \frac{\nabla n_e}{n_e}, \end{cases}$$

$$N_1 \approx \frac{P_a}{P_b} \approx \sum_i \left( \frac{\nabla P_n}{P_n} \right) \Delta L_i$$

$$N_2 \approx \frac{H_a}{H_b} \approx \sum_i \left( \frac{\nabla H}{H} \right) \Delta L_i$$

$$N_3 \approx \frac{(n_e)_a}{(n_e)_b} \approx \sum_i \left( \frac{\nabla n_e}{n_e} \right) \Delta L_i$$

Кроме относительных градиентов, характеризующих локальные изменения параметров, введены по аналогии, с так называемым, газодинамическим параметром нерасчетности  $N_1$ , еще два параметра нерасчетности –  $N_2$  и  $N_3$ , где символы  $a$  и  $b$  обозначают соответствующие значения  $P_n$ ,  $H$  и  $n_e$  на выходе струи из ускорителя и в изобарической области струи в окружающем пространстве [35,45,48].

Процессы ионизации, диффузии и ускорения частиц, возникновение различных неустойчивостей, колебаний и излучений происходят как внутри ускорителя в межэлектродном промежутке, так и за ускорителем в различных участках струи. В этих областях магнитное поле и распределение давления и тока в плазме могут по-разному влиять на физические процессы, что затрудняет исследование и оптимизацию параметров ускорителя.

Поэтому при теоретическом и экспериментальном исследовании были выделены три основных области:

– внутри ускорителя, где основную роль играет разрядный ток и наведенный им азимутальный ток, зависящие от радиального распределения магнитного поля и давления рабочего газа, т.е.  $d \ln H / dr$ ,  $d \ln P / dr$  и  $d \ln n_e / dr$ ;

– в ближайшей зоне за ускорителем, где важную роль играют холловские токи, процессы ионизации и перезарядки, существенно неоднородность параметров вдоль струи, т.е. величины  $d \ln H / dx$ ,  $d \ln P / dx$  и  $d \ln n_e / dx$ ;

– в дальней зоне, где величина токов и относительных градиентов не существенны, скорости заряженных и нейтральных частиц выравниваются, преобладают процессы рекомбинации и деионизации, осуществляется их свободный разлет.

Использование в 1961–1965 г.г. в НИИТП специально сконструированных автором ускорителей [3] позволяло до и во время эксперимента менять величину напряженности магнитного поля  $H$ , конфигурацию его силовых линий и распределение давления  $P$  в ускорителе и струе для выяснения роли абсолютных ( $\nabla H$  и  $\nabla P$ ) и относительных ( $\nabla H / H$  и  $\nabla P / P$ ) градиентов. Выявлялись их взаимосвязи и влияния на работу различных конструкций ускорителя и его параметры. Были установлены и исследованы три оптимальных режима горения разряда (максимален процесс ионизации и разрядный ток), зависящих от расположения электродов в сходящейся, однородной и расходящейся частях магнитного сопла (рис. 19), и три предельных режима истечения плазмы в пространство с пониженным давлением (потенциал струи отрицателен, равен нулю или положителен) (рис. 20).

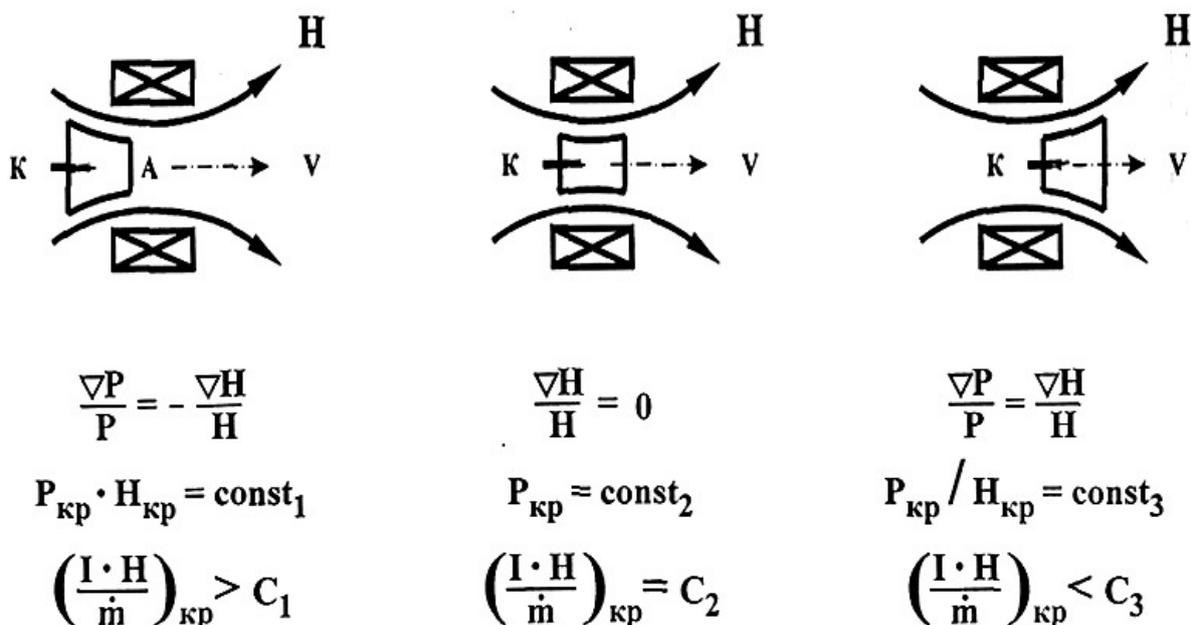


Рис. 19. Три оптимальных режима горения разряда в ускорителе

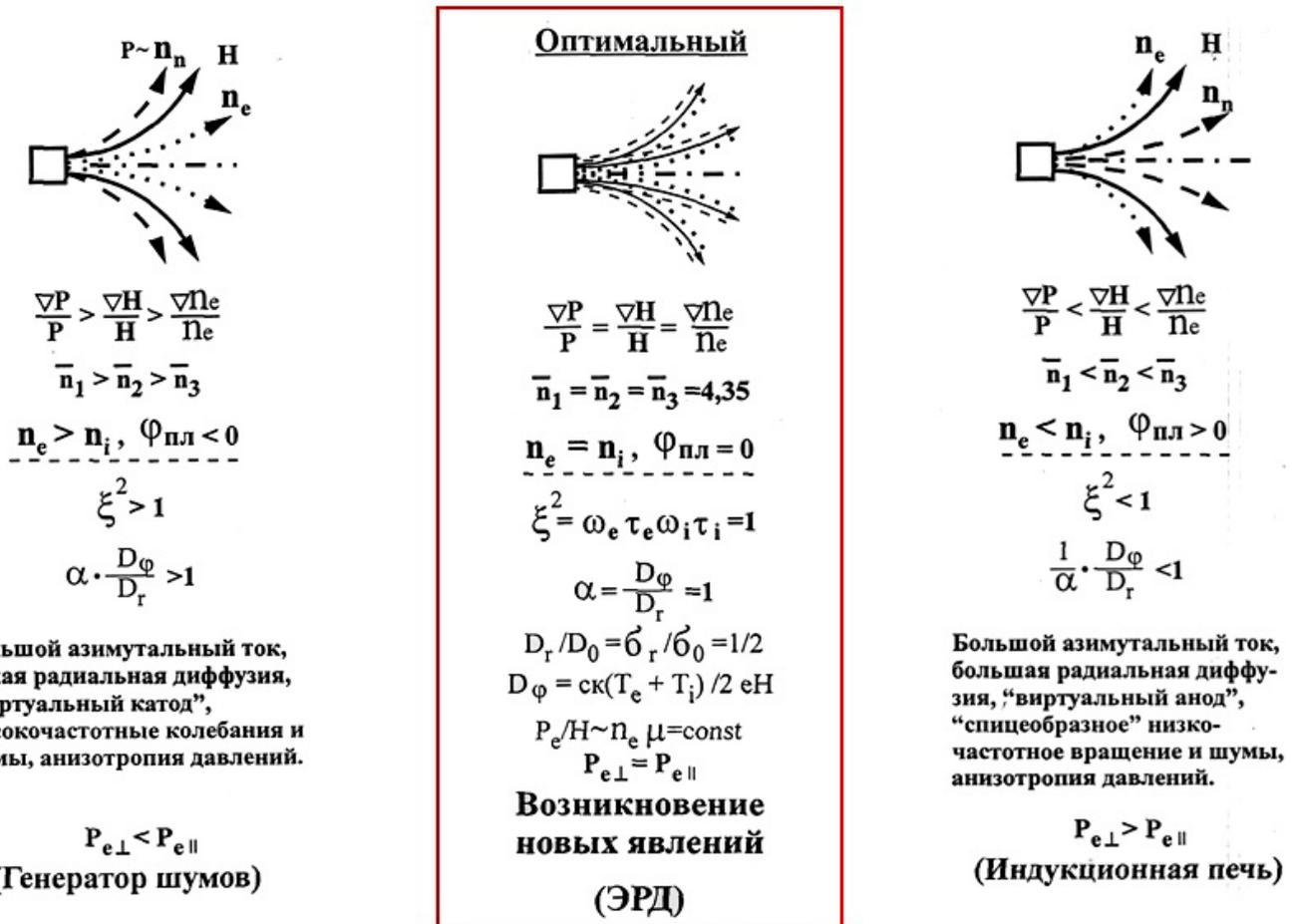


Рис. 20. Три предельных режима истечения плазмы из ускорителя

Эксперименты и теоретические исследования показали, что режимы горения и истечения плазмы зависят от соотношения между величинами и направлениями относительных градиентов напряженности магнитного поля  $\frac{\nabla H}{H}$ , давления  $\frac{\nabla P}{P} \approx \frac{\nabla n_n}{n_n}$ , концентрации заряженных частиц  $\frac{\nabla n_e}{n_e}$  внутри ускорителя и в струе плазмы.

Они входят в явном и скрытом виде в Закон Ома, в уравнения движения заряженных и нейтральных частиц и определяют величины и направления сил, действующих на частицы. При выполнении в ускорителе и струе закономерности

$$\nabla H / H = \nabla P / P = \nabla n_e / n_e \quad (1)$$

силы, действующие на частицы, направлены в одну сторону. Параметры ускорителя как двигателя максимальны, струя электроскомпенсирована, в ней подавляются высокочастотные колебания и шумы. Возникают неизвестные ранее явления, основные из которых приведены в формуле научного открытия [29], – новом законе (закономерности) в области физики плазмы и синергетике, который гласит:

**«Установлена неизвестная ранее закономерность возникновения электростатической неустойчивости плазмы, движущейся в неоднородных электрических и магнитных полях, заключающаяся в том, что в области, где изменяются относительные градиенты напряжен-**

**ности магнитного поля, концентрации нейтральных и заряженных частиц, происходит взаимная синхронизация низкочастотных электрических (ионно-звуковых) колебаний, возрастание амплитуды и уменьшение их частоты, а при равенстве упомянутых относительных градиентов образуется стоячая волна с максимальной амплитудой и минимальной частотой, подавляются высокочастотные колебания и азимутальные неоднородности, при этом скорость и проводимость плазмы максимальны, внешнее электрическое поле проникает на расстояния, превышающие дебаевский радиус экранирования, обусловленная действием на частицы сил ускорения, направленных в одну сторону, компенсацией электрических зарядов и возникновением на границах области скачков уплотнения и волн разрежения» [29].**

Именно в этом случае струя плазмы, инжектируемая МПД-ускорителем, перпендикулярно оси корпуса ракеты, отрывалась от него и уходила в космическое пространство, что было зарегистрировано локатором и бортовой аппаратурой [43].

Только в этом случае МПД ускоритель является электрореактивным двигателем с электроскомпенсированным зарядом струи (рис. 20).

В других случаях, когда струя становилась заряженной, ракета обволакивалась разреженной плазмой, ее потенциал становился положительным или отрицательным относительно окружающего пространства [48-50]. Основные результаты натур-

ных космических экспериментов с МПДУ наиболее подробно изложены в статье [43].

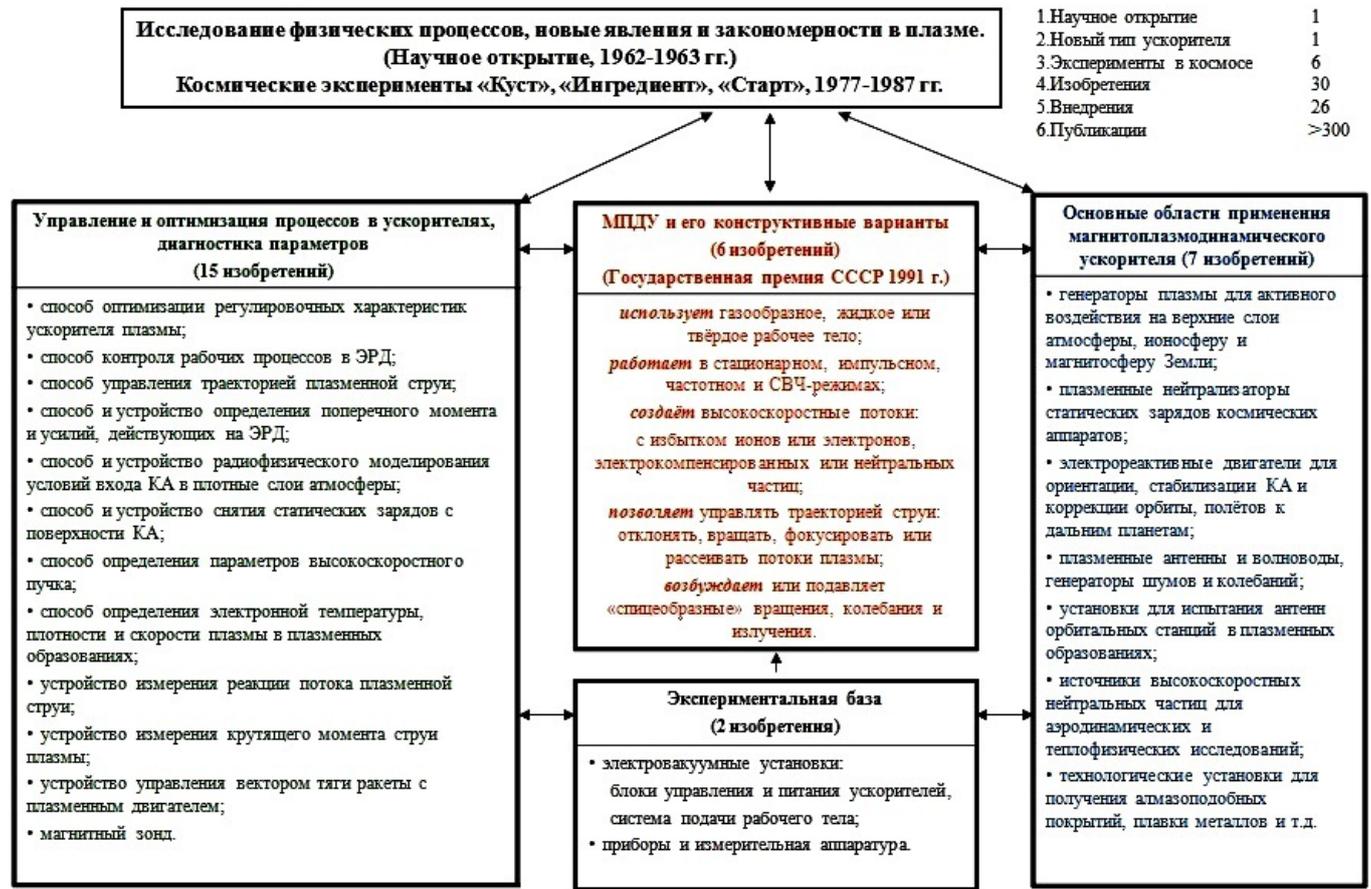
На основе установленной закономерности (1) была создана методика расчета процессов в МПД-ускорителе, учитывающая его геометрические размеры, величину подводимой мощности, величину напряженности магнитного поля, расход рабочего вещества, его физико-химические свойства. Рассмотрение этих вопросов выходит за рамки настоящей статьи..

Результаты отдельных исследований были опубликованы несколько десятилетий назад в трудах международных и отечественных конференций и научных-технических отчетах, будут обобщены и изложены в специальной работе. Основанные на них изобретения и разработки, приведены в табл. 3.

В ней упомянуты особенности магнитоплазодинамического ускорителя, позволившие найти ему многообразные применения в различных областях науки и техники

Таблица 3

**Основные приоритетные разработки и области их применения, предложенные Ю.В. Кубаревым и выполненные под его научным руководством.**



**Особенности магнитоплазодинамических ускорителей с управляемыми вектором тяги и удельным импульсом**

Многообразное применение МПДУ, работающих на различных газах, обосновано целым рядом установленных, теоретически и экспериментально проверенных и использованных особенностей его рабочих процессов, отмеченных в центральной части табл. 3.

Основная схема МПДУ (рис. 7) использовалась в натуральных космических экспериментах [43,49–51], при разработке системы снятия статических зарядов с поверхностей космических аппаратов [42], при создании высокоскоростного потока кислорода [41], при исследовании поведения антенн орбитальных станций «Салют-5»–«Салют-7» [41] и т.д.

На рис. 21 приведены схема и внешний вид МПД ускорителей, устанавливаемых на головных частях метеорологических ракет МР-12 и МР-20, работающих в космических условиях в стационарном, частотном и высокочастотном режимах, использующих в качестве рабочего вещества воздух и аргон. В экспериментах «Куст-1»–«Куст-3» испытывались неотделяемые от головной части ракеты ускорители плазмы, работающие в стационарных режимах. В экспериментах «Старт» – автономные МПДУ, работающие в импульсных режимах, которые вместе с блоками питания, хранения и подачи рабочего тела отделялись на заданной высоте от ракеты, совершая полет по баллистической траектории. За работой ускорителя велось наблюдение наземной и корабельной аппаратурой. Эти эксперименты проводились совместно с ИПГ и ИЭМ. Основ-

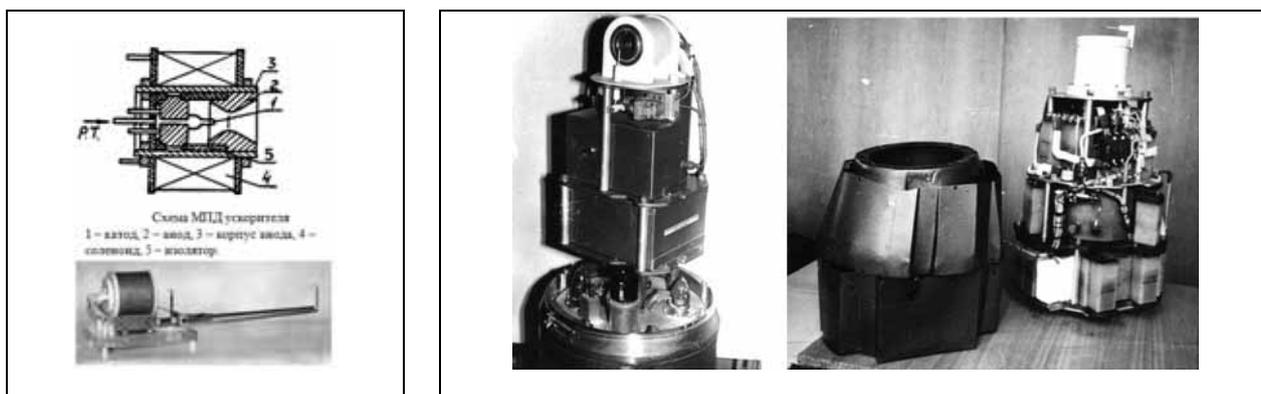


Рис. 21. Стационарные и импульсные ускорители плазмы, испытанные в космических условиях

ные результаты этих исследований, имеющих важное значение при разработке мощных ЭРД и системы плазменной нейтрализации космических аппаратов, на основе маломощных МПДУ, приведены в статье «Что погубило «Фобос-Грунт?»», направленной в редакцию журнала [43] и изложенной в интернете [www.kubmntk.ru].

В зависимости от применения ускорителя, для каждого конкретного случая использовались различные формы и размеры анодов (рис. 19), дополнялись и видоизменялись конструкции разрядной области (рис. 22), типы и конструкции катодов (рис. 23).

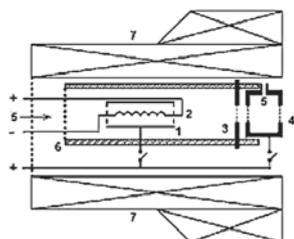
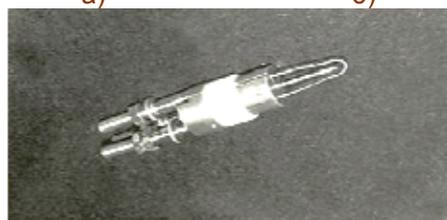


Рис. 22. Схема двухступенчатого ускорителя плазмы 1 – анод, 2 – катод, 3 – диафрагма, 4 – ионизационная камера, 5 – подвод рабочего тела, 6 – керамическая труба, 7 – соленоид, создающий неоднородное магнитное поле. НИИТП, А.С. №166974, 1963 г. [30].



а)



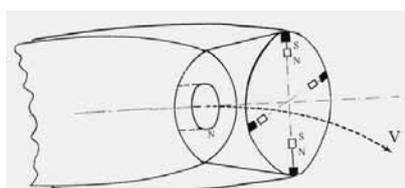
б)

в)

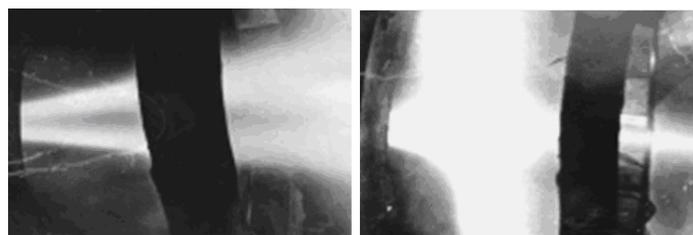
Рис. 23. Катодные узлы МПД ускорителя а) полый катод (КБ «Факел»); б) подогревной гексаборидный катод и в) прямонакальный вольфрамовый катод (МИРЭА-МГУПИ)

Так, например, в двухступенчатом ускорителе (рис. 22) устанавливалась дополнительная ионизационная камера (4), повышающая степень ионизации газа и уменьшающая его расход. При определенных условиях, при выходе на заданный режим работы, такая конструкция позволяла отключить подогрев катода и подачу рабочего газа в 1-ю ступень ускорителя.

Эта конструкция ускорителя с различными катодами использовалась автором в 1962-1963 г.г. в НИИТП для получения высокоскоростного потока нейтральных частиц воздуха и азота, а затем – кислорода [41], путем перезарядки ионов и вывода заряженных частиц из плазменной струи. На ней, как и на основной схеме МПДУ, отрабатывались способ вывода заряженных частиц и устройство управления вектором тяги и удельным импульсом (рис. 24) магнитоплазодинамических двигателей.



НИИТП, А.С. №164368 и №183978 (1961-1963 гг.)



МИРЭА, А.С. №673118 и №755171 (1975-1976 гг.)

Рис. 24. Управление вектором тяги и удельным импульсом ЭРД

Потребляемая ими электроэнергия составляла  $\leq 4-5\%$  от электроэнергии, подводимой к двигателям, т.к. они воздействуют на струю плазмы в области, где внешнее магнитное поле за двигателем уже ослаблено.

Применение управляющей магнитной схемы, состоящий из 3-4 вспомогательных малогабаритных электромагнитов, или рассеивающей (фокусирующей, в зависимости от направления в ней тока) магнитной системы, представляется крайне важным при дальних космических полетах, связанных с торможением, посадкой и взлетом КА с других планет.

Используемые внешние устройства оказывают малое воздействие на рабочие процессы в самом двигателе, что представляется удобным при межпланетных полетах, облегчит создание схем управления и распределения мощностей в ЯЭРДУ.

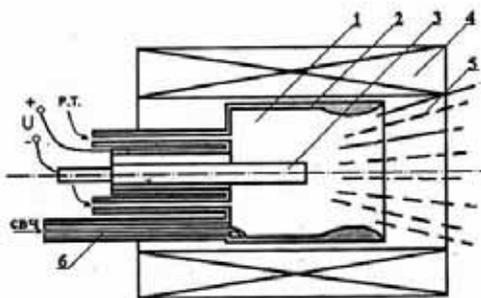
Как уже отмечалось [3], создание в НИИТП холловских двигателей с управляемыми вектором тяги и удельным импульсом [8], нецелесообразно и даже неприменимо. Использование этих систем полностью нарушит работу катодов-компенсаторов, разрушит керамические сопла у двигателей типа КМ (рис. 12). У ионных двигателей использование этих систем тоже нарушит работу катодов-компенсаторов и повредит (деформирует и расфокусирует) ионно-оптическую систему (рис. 11)

Авторы концепции [6], не занимавшиеся разработкой и тем более всесторонним комплексным исследованием процессов в МПД ускорителях, считают его неприменимым в качестве основы мощных ЭРД из-за, якобы, малого удельного импульса и недостаточного ресурса работы. Это полностью противоречит уже упомянутым исследованиям, проведенным в НПО «Энергия»- РКК «Энергия» им. С.П.Королева [15].

Нами разрабатывались различные способы и пути увеличения срока работы магнитоплазмодинамических ускорителей:

– использовались в традиционной схеме МПДУ различные конструкции катодных узлов (рис. 23);

– создавались и испытывались одно и двухступенчатые схемы МПДУ, работающие на СВЧ разрядах (рис. 25).



1 – газоразрядная камера, 2 – анод,  
3 – катод, 4 – электромагнит, 5 – магнитные силовые линии, 6 – подвод электропитания.

А.С. №1210604, МИРЭА, 1982-1984 гг.

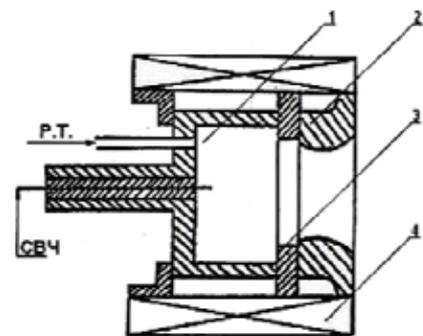
Эти исследования [38,39] были прекращены к концу 90-х годов в основном из-за отсутствия финансирования. В настоящее время мы намереваемся их возобновить, используя результаты, полученные за последние годы.

Основные задачи, которые должны быть решены для создания ЭРД большой мощности и для разработки системы плазменной нейтрализации статических зарядов космических аппаратов (КА), основанной на маломощных МПДУ, это – обеспечение длительного срока службы. Оно связано с разработкой источников ионизации газа, основанных на СВЧ разрядах, и высокоэффективных термоэмиссионных катодов с высокой экономичностью нагрева, с высокой плотностью тока эмиссии и устойчивостью конструкции к термоциклам при включении накала катодов.

Для решения этих проблем будут использованы результаты наших исследований и изобретений [61–68].

В настоящее время просматривается возможность успешного решения этих проблем на основе достигнутых результатов по созданию СВЧ плазмотронов [63], технологии и конструкций катодных узлов, используемых в производстве электровакуумных СВЧ-приборов. Нами разработаны высокоэффективные металлопористые (удельная мощность нагрева  $10-15 \text{ Вт/см}^2$ , плотность тока эмиссии до  $5 \text{ А/см}^2$  в непрерывном и до  $20 \text{ А/см}^2$  в импульсном режиме) и оксидные (удельная мощность нагрева  $5-8 \text{ Вт/см}^2$ , плотность тока эмиссии до  $0,2 \text{ А/см}^2$  в непрерывном и до  $5 \text{ А/см}^2$  в импульсном режиме) катодов на основе плазменной технологии [61–64]. Ресурсная долговечность катодных узлов в приборах, в зависимости от режимов работы, достигает  $10-100$  тыс. часов, циклическая термоустойчивость – несколько тысяч включений.

Специальные работы по конструкциям катодных узлов для КА будут направлены на обеспечение гарантированного срока службы  $100-150$  тыс. часов ( $11-17$  лет), в частности, за счёт повышения устойчивости к электронной и ионной бомбардировке, и к отравлению остаточными газами.



1 – газоразрядная камера, 2 – анод,  
3 – изолятор, 4 – электромагнит

Рис. 25. Конструктивные варианты МПДУ, работающие на СВЧ разрядах

### Заключение

Изложенная в проекте [6] концепция осуществления полета к Марсу на пилотируемом космическом аппарате, основанная на создании электро-реактивной двигательной установки из нескольких сотен ионных двигателей, нереализуема.

Связано это в первую очередь с необоснованным выбором ионного двигателя в качестве основы мощной 15 мегаваттной электрореактивной двигательной установки. Концепция, разработанная под руководством Президента Российской Академии Космонавтики им. К.Э. Циолковского академика РАН А.С. Коротева, не отражает опыт разработки ЭРД в Советском Союзе и России, не учитывает результаты натурных экспериментов в космосе с различными типами ускорителей плазмы – возможной основы мощных ЭРД. Видимо, это связано с тем, что в авторитетном авторском коллективе – практически отсутствуют специалисты непосредственно участвующие в разработке, исследовании и использовании различных типов ЭРД.

Это связано с невозможностью создания ЭРДУ и обеспечения надежности ее функционирования при использовании принципиально маломощных ионных двигателей. Связка в несколько сот двигателей не позволит получить предусмотренные в проекте значения реактивной тяги и удельного импульса (скорости истечения из двигателя ионной струи).

К настоящему времени не проведены стендовые испытания таких двигателей в условиях, соответствующих их эксплуатации в космическом пространстве. Перспектива применения высокочастотных ионных двигателей является крайне смутной из-за их низкой эффективности, значительного энергопотребления и ухудшения электромагнитной обстановки на космическом аппарате, препятствующей работе бортовых систем управления и радиосвязи.

Для аппаратов большой массы, характерной для пилотируемой миссии на Марс, необходимо разрабатывать сильноточные двигатели на основе различных модификаций МПД ускорителей, позволяющих получать необходимые тяги и удельные импульсы для разгона космического аппарата в приемлемые интервалы времени. В связи с этим проведение работ по созданию экспериментальных МПД ускорителей в качестве прототипов будущих ЭРД пилотируемых аппаратов является крайне актуальной задачей. Такие двигатели обеспечат необходимую надежность функционирования в космических условиях, необходимый ресурс за счет специально разработанных катодов, реализации двухступенчатого ускорителя плазмы с управляемыми вектором тяги и удельным импульсом.

Применение МПД двигателей не создает существенных проблем с электромагнитной совместимостью систем космического аппарата. Разработаны эффективные методы снижения радиозумов, реализации оптимальных режимов истечения плазмы из МПДУ и создания благоприятных условий для радиосвязи.

Для всестороннего исследования МПДУ необходимо провести комплексные испытания установок в стационарном и импульсном режимах на МКС и

выявления особенности взаимодействия создаваемых плазменных образований с корпусом космического аппарата, окружающей средой и их влияние на систему управления, измерительные приборы и т.д. Такой автономный МПДУ мощностью до 10 кВт и массой 30-40 кг. можно изготовить достаточно быстро, используя личный опыт по созданию, организации и проведения космических экспериментов серии «Куст» (1977 г.) и «Старт» (1987 г.)

Учитывая наш опыт, необходимо уже сейчас начать создание 100-кВт ускорителя, работающего в стационарном, импульсном и СВЧ режимах на основе ранее полученных результатов.

### БИБЛИОГРАФИЯ

1. Актуальные проблемы Российской Космонавтики. Материалы XXX академических чтений по космонавтике. // М.: Комиссия РАН, 2006 – 440 с.
2. Бугров В.Е. Марсианский проект С.П. Королева. //М.: Фонд «Русские Витязи», 2007 – 200с. и М.: «Русские Витязи», 2009 – 316с.
3. Кубарев Ю.В. Полеты на Марс, электрореактивные двигатели настоящего и будущего. // Наука и технологии в промышленности, 2006, №2, с. 19 – 35. Официальный сайт VIII Международной научно-технической конференции, [www.kubmntk.ru/artikl\\_polet\\_na\\_mars.html](http://www.kubmntk.ru/artikl_polet_na_mars.html)
4. Космические двигатели: состояние и перспективы. Ред. Кейвни. // Л., 1973– 312 с.
5. Демянко Ю.Г., Конохов Г.В., Коротеев А.С., Кузьмин Е.П., Павельев А.А. Ядерные ракетные двигатели. // М.: ООО «Норма-Информ», 2001 – 404 с.
6. Пилотируемая экспедиция на Марс. Гл. ред. акад. РАН Коротеев А.С., зам. гл. ред.. Севастьянов Н.Н, Горшков Л.А, Семенов В.Ф. и др. // М.: Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 2006 – 320 с.
7. Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов. Коллектив авторов: Горшков О.А., Муравлев В.А., Шагайда А.А. под ред. академика РАН Коротева А.С. // М.: Машиностроение, 2008 – 280 с.
8. Исследовательский центр имени М.В. Келдыша. 70 лет на передовых рубежах ракетно-космической техники/ Редкол.: акад. РАН Коротеев А.С, Гафаров А.А., Горшков О.А. и др. // М.: Машиностроение, 2003 – 440 с.
9. ОКБ «Факел»: к 50-летию предприятия. Авт.-сост. Нестеренко А.Н., ред. Мурашко В.М. // Калининград: ИП Мишуткина И.В.; 2005 – 240с.
10. Горшков Л.А. Полет человека на Марс. // Наука и жизнь, 2007, №7. [www.nkj.ru/archive/articles/110141](http://www.nkj.ru/archive/articles/110141)
11. Головачев В. Двигатель для межпланетного корабля. // Российский космос, 2009, №1 (37), с.52 – 55.
12. Плазменные ускорители. Под ред. Арцимовича Л.А., Гришина С.Д., Гродзовского Г.Л., Поротникова А.А. и др. // М.: Машиностроение, 1973 – 312 с.
13. Гришин С.Д., Лесков Л.В., Козлов Н.П. Плазменные ускорители. // М.: Машиностроение, 1983, 231 с.; Гришин С.Д., Лесков Л.В. Электрические ра-

- кетные двигатели космических аппаратов. // М.: Машиностроение, 1989, 216 с.
14. Кирдяшев К.П. Высокочастотные волновые процессы в плазмодинамических системах. // М.: Энергоатомиздат, 1982 – 144с.
  15. Агеев В.П., Островский В.Г. Магнитоплазмодинамический двигатель большой мощности непрерывного действия на литии. // Известия Академии Наук. Энергетика, 2007, №3, с. 82 – 95.
  16. Franklin Ramón Chang-Díaz, VASIMR, МКС и полет к Марсу. // Новости космонавтики, январь, 2003 г. Ускоритель плазмы осилит дорогу до Марса за месяц. [www.membrana.ru/particle/3346](http://www.membrana.ru/particle/3346).
  17. Groh K.H., Loeb H.W. State-of-the-art and Performance of Radio-Frequency Ion Thrusters RIT // Electric Propulsion Engines and Their Technical Applications. II-nd German-Russian Conference. Moscow, Russia, 1993.
  18. Лёб Х.В., Петухов В.Г., Попов Г.А. Гелиоцентрические траектории космического аппарата с ионными двигателями для исследования Солнца. // Электронный журнал «Труды МАИ», №42. [www.mai.ru/science/trudy/](http://www.mai.ru/science/trudy/).
  19. Killinger R., Rassner H., Müller J. Status oh the RIT\_XT High Performance RF-Ion Thruster Development // Proceedings of 3-rd International Conference on Spacecraft Propulsion. Cannes, October 10-13, 2000. ESA SP-465, p. 443 – 450.
  20. Афанасьев И. Роскосмос предлагает ядерный двигатель мегаваттного класса. // Новости космонавтики, 2009, №12, с. 40.
  21. Афанасьев И. Ядерный космос России. // Новости космонавтики, 2010, №2, с. 44 – 47.
  22. Афанасьев И. МАКС-2011: лихорадка на взлетной полосе. // Новости космонавтики, 2011, №10, с. 60 – 63
  23. Коротеев А.С. Новый этап развития ракетно-космической техники. // Труды МФТИ, 2011, т. 3, №4 (12), с. 40-44.
  24. Макаров В.М. Магнитоплазмодинамический ускоритель Ю.В. Кубарева востребован в научно-просветительской деятельности музея, в исследовательских лабораториях и на борту космических кораблей. // Наука и технологии в промышленности, 2009, №1, с. 20 – 23.
  25. Белкова Е. В Пицунде показали двигатель будущего. // Российский космос, 2009, №11, с.34-35.
  26. Гундаров В.А. На Марс люди могут и даже обязаны полететь. // Время новостей, 2010, 5 мая, №76, с.4 [www.vremya.ru/print/252845.html](http://www.vremya.ru/print/252845.html); официальный сайт Федерального космического агентства/Главная/Информационные ресурсы/Новости/05.05.2010 [www.roscosmos.ru/main.php?id=2&nid=10475&hl=%E3%F3%ED%E4%E0%F0%EE%E2](http://www.roscosmos.ru/main.php?id=2&nid=10475&hl=%E3%F3%ED%E4%E0%F0%EE%E2)
  27. Бекетова Е. Время не ждет. // Российский космос, 2010, №2, с. 44 – 46.
  28. Кубарев Ю.В. Источник заряженных частиц. Ч.2, с.25//Научно-технический отчет МФТИ-НИИТП №1844, 05.01.1960.
  29. Кубарев Ю.В. Закономерность возникновения электростатической неустойчивости плазмы, движущейся в неоднородных электрических и магнитных полях. Открытие № 14, приор. 02.10.62. и 2004.12.1963 // Бюллет. ВАК РФ, М.: 1995, № 6, с. 43. Научные открытия (сборник кратких описаний за 1992–1995), М.: Академия естественных наук, Международная ассоциация авторов научных открытий, 1996, с. 37 – 39.
  30. Кубарев Ю.В. Источник газоразрядной плазмы. Авт. свид. СССР № 166974, приор от 04.02.1963.
  31. Кубарев Ю.В. Способ вывода заряженных частиц из потока ионизированного газа. Авт. свид. №164368, приор. от 04.02.1963.
  32. Кубарев Ю.В. Устройство управления полетом ракеты с плазменным двигателем. Авт. свид. №1839789 от 04.02.1963. впервые опубликовано 27.03.2005 г., Бюллетень, №9.
  33. Кубарев Ю.В. Газоразрядный источник неизолированной плазмы с осциллирующими электронами. Авт. свид. №196183 Д/СП, приор 29.10.1963, впервые опубликовано в [3].
  34. Кубарев Ю.В. Способы получения высокоскоростного потока нейтральных частиц.// М. Труды МИРЭА, сер. Физика, 1968, т.37, с. 69-74.
  35. Кубарев Ю.В. О взаимосвязи критической величины напряженности магнитного поля и давление в положительном столбе разряда. // М. Труды Московского института радиотехники, электроники и автоматики, т.43, Физика, 1969, с. 79-85.
  36. Коротеев А.С., Петросов В.А., Яшнов Ю.М., Васин А.И., (RU), Пуссен Ж.Ф. (FR), Стефан Ж.М. (FR), Балаам Ф.А. (GB), Коэстер Д.Л. (US). Холловский двигатель, патент №2088802, выд. 27.08.1997, бюлет. №24, патент US № 5845880, выд. 08.12.1998.
  37. Петросов В.А., Яшнов Ю.М., Васин А.И., Баранов В.И. Холловский ускоритель. Патент US №5847493, выд. 08.12.98.
  38. Кубарев Ю.В., Соловьев Е.Г., Черник В.Н., Ташаев Ю.Н. Ускоритель плазмы. Авт.свид. №1210604, приор.14.02.1984. Бюллетень, №1.
  39. Kubarev Y.V. , Tashaev Y.N., Safronov V.P. Magnetoplasma dynamig Accelerator with ultra high frequency Resonator.,// In International Conference in Plasma Physics, Austria, Insburg, 1992, Contibuted Papers, pat III, Topics 9-13, p. 2138 – 2140.
  40. Кубарев Ю.В., Лившиц А.И., Романовский Ю.А., Мартинсон А.А. Импульсный режим работы магнитоплазмодинамического ускорителя. //Приборы и техника эксперимента, М.: 1991, №1, с. 174 – 178.
  41. Кубарев Ю.В., Черник В.Н. Магнитоплазмодинамический ускоритель, его применение в наземных и космических условиях. Часть 1. Применение МПД ускорителя для наземных испытаний материалов наружных поверхностей космических аппаратов.// Наука и технологии в промышленности, 2008, №4, с. 7 – 18.
  42. Кубарев Ю.В., Коршаковский С.И., Черник В.Н. Магнитоплазмодинамический ускоритель, его применение в наземных и космических условиях. Часть 2. Применение МПДУ для разработки систем плазменной нейтрализации электростатических зарядов космических аппаратов.// Наука и технологии в промышленности, 2009, №1, с. 12 – 26.
  43. Кубарев Ю.В. Что погубило «Фобос-Грунт»? Влияние плазмы на космические аппараты// Наука и технологии в промышленности, 2012 (в пе-

- чати), ([www.kubmntk.ru](http://www.kubmntk.ru)).
44. Кубарев Ю.В., Котельников В.А. Низкочастотные резонансные электрические колебания в потоке неизотермической плазмы. *ЖТФ*, 1968, т.38, №11, с.69-70.
  45. Kubarev Y.V. Investigation in the course of the Appearance of connections between critical values of magnetic field density and pressure in nonizothermal plasma. // IX International Conference on Phenomena in Ionized Gases, Bucharest, Romania, Contributed Papers, 1969, p. 202.
  46. Kubarev Yu. V. Plasma Instability and Asimuthal Current. // XI International Conference on Phenomena in Ionized Gases, Contributed Papers, Prague, 1973, p. 316.
  47. Kubarev Y.V. On Certain Stabilization of Low Frequency Oscillations in Plasma. // XX International Conference on Phenomena in Ionized Gases. Contributed Papers, Italy, Piza, 1991, p. 591-592.
  48. Кубарев Ю.В. О некоторых особенностях истечения плазмы в пространство с пониженным давлением. // Материалы IV Всесоюзной конференции по плазменным ускорителям и ионным инжекторам. М., 1978, с.211.
  49. Кубарев Ю.В., Романовский Ю.А., Часовитин Ю.К. и др. Предварительные научные результаты исследования работы МПД - ускорителя в верхних слоях атмосферы. // Материалы IV Всесоюзной конференции по плазменным ускорителям и ионным инжекторам. // М.: 1978, с. 209 – 211.
  50. Кубарев Ю.В., Часовитин Ю.К. Основные результаты испытаний МПД- ускорителя в верхних слоях атмосферы. // Материалы V Всесоюзной конференции по плазменным ускорителям и ионным инжекторам. М.: 1982, с. 142.
  51. Kubarev Y.V., Beresin V.M., Kotelnikov V.A., Pokhunkov A.A. et al. Mass-spectrometr probe measurements of characteristics of the magnetoplasma dynamic course operating in upper atmosphere. // XVI International Conference on Phenomena in Ionized Gases, Duesseldorf, Contributed Papers, 1982, v.3, p. 440-441.
  52. Глотова Н.Н., Казанский В.И., Кирдяшев К.П., Острецов И.Н., Поротников А.А., Уткин Ю.А. Экспериментальное исследование аномальных режимов электродинамического ускорения плазмы. // *Журнал технической физики*, 1978, т. 48, №7, с. 1381 – 1388.
  53. Глотова Н.Н., Кирдяшев К.П., Острецов И.Н., Поротников А.А. Экспериментальное исследование высокочастотных колебаний при электродинамическом ускорении плазмы. // *Журнал технической физики*, 1976, т. 46, №3, с. 506 – 513.
  54. Брухтий В.И., Кирдяшев К.П. СВЧ колебания как показатель предельных режимов магнитоплазодинамического двигателя // *Письма в журнал технической физики*, 2000, т. 26, №14, с. 42.
  55. Арефьев В.И., Кирдяшев К.П. Возбуждение высокочастотных колебаний в плазме с ускоряющим анодным слоем. // *Журнал технической физики*, 1975, т. 45, v.3, с. 527-535.
  56. Кирдяшев К.П., Потапов А.В., Цветкова Л.Е., Божко И.Д., Чухланцев А.А. Исследование высокочастотных колебаний в ускорителе неравно-  
весной плазмы. // *Физика плазмы*, 1976, т. 2, №4, с. 542 – 548.
  57. Кирдяшев К.П. Радиофизические исследования плазмы космических двигательных установок. // *Радиотехника*, 2003, №11, с. 25 – 38.
  58. Кирдяшев К.П. Помехоустойчивость космической радиосвязи при воздействии плазмы двигательных установок. // *Радиотехника*, 1998, №8, с. 70 – 77.
  59. Kirdyashev K.P., Kubarev Yu.V. Electrostatic Instabilities of a Magnetoplasma dynamic Thruster in the Inhomogeneous Medium // *Proceedings on 24 –th International Electric Propulsion Conference*, vol. 1. Moscow, Russia. September 19 – 23, 1995. IEP-95-108, p. 738 – 744.
  60. Кирдяшев К.П., Кубарев Ю.В. Спектры электронных колебаний в магнитоплазодинамическом ускорителе. // *Письма в журнал технической физики*, 2012, т. 38, №5, с. 42 – 47.
  61. Корнюхин А.А., Крылов А.В., Кузнецов Г.И., Логачев П.В., Масленников О.Ю., Потапов Ю.А., Смирнов В.А., Судаков Ю.С. Сильноточный источник электронов для ускорителя-инжектора. // XV научно-техническая конференция «Вакуумная наука и техника», октябрь, 2008, с. 191.
  62. Кузьмич К.В., Масленников О.Ю., Омельченко А.О., Смирнов В.А. Исследование эмиссии оксидных и металлопористых катодов в форсированном режиме. // XVII научно-техническая конференция «Вакуумная наука и техника», октябрь, 2010, с. 317.
  63. Лысов Г.В., Заморёнов А.Т., Смирнов В.А., Потапов Ю.А., Сверхвысокочастотный плазмотрон на волне Н<sub>10</sub>. Авт. свид. № 455714 от 06.09.1972.
  64. Смирнов В.А., Судаков Ю.С. Источник электронов с установленной эмиссией // VIII научно-техническая конференция с участием зарубежных специалистов «Вакуумная наука и техника». Материал конференции, сентябрь, 2001, с. 204.
  65. Smirnov V.A. «Fusible Aluminate for Dispenser Cathodes». Fourth IEEE International Vacuum Electron Sources Conference, Saratov, Russia, July 15 – 19, 2002 year, page 93.
  66. Смирнов В.А., Судаков Ю.С., Потапов Ю.А. Металлопористый катод. Авт. свид. № 1574099 от 22.02.1990 г.
  67. Смирнов В.А. Катоды со специальными характеристиками для сверхмощных электровакуумных приборов. // IX научно-техническая конференция «Вакуумная наука и техника», 2003 г., с. 436.
  68. Смирнов В.А., Кубарев Ю.В., Никитин А.П., Мельничук Г.В., Потапов Ю.А., Акимов П.И., Судаков Ю.С., Бойкачев В.Н. Устройство для изготовления металлопористого многоэммитерного катода. Решение о выдаче патента на полезную модель от 11.01.2012 г. Заявка № 2011144440/07(066663). Дата подачи заявки 03.11.2011.
  69. Трубицын А.К. Долгая дорога к Марсу. // *Правда*, 12.04.12, № 36, с.2.
  70. В. Мясников, В. Гундаров. Оборона страны начинается и заканчивается космосом. // *Независимое военное обозрение*, № 19 (713), 15–21 июня 2012 г., с. 10-11 (круглый стол с участием Ю.В. Кубарева, К.П. Кирдяшева, В.А. Смирнова).