

УДК 621.039.678: 629.19 + 629.7

ТЕРМОЯД И КОСМОС

В.А. Жильцов, В.М. Кулыгин

НИИ «Курчатовский институт», Москва, Россия

*«Земля — колыбель человечества, но
нельзя вечно оставаться в колыбели»*

К.Э. Циолковский

Обсуждается новое направление в разработке плазменных ракетных двигателей, основанное на результатах многолетних исследований по термоядерному синтезу и физике горячей плазмы, реализующее схему с магнитной термоизоляцией плазменного потока и безэлектродными, высокочастотными методами введения энергии в плазму. Схема значительно превосходит по своим возможностям и перспективам развития традиционные схемы электрореактивных ракетных двигателей.

Ключевые слова: плазменный ракетный двигатель, ионный двигатель, холловский двигатель, безэлектродный плазменный ракетный двигатель, термоядерная ракета, эффективность.

FUSION AND SPACE

V.A. Zhil'tsov, V.M. Kulygin

NRC «Kurchatov Institute», Moscow, Russia

The new direction in the development of plasma rocket engines based on the results of years of research for fusion and physics of hot plasma, which is implementing the scheme with magnetic insulation of the plasma flow and the electrodeless, high-frequency methods of introducing energy into the plasma is discussed. The scheme is much superior in its capabilities and prospects of development of the traditional scheme of electric rocket engines.

Key words: plasma rocket engine, ion thruster, Hall effect thruster, electrodeless plasma rocket thruster, fusion rocket, efficiency.

DOI: 10.21517/0202-3822-2018-41-3-5-20

ВВЕДЕНИЕ

Масштабные проекты, выполняемые на грани технических возможностей своего времени и требующие разработки новых, не существовавших ранее технологий, обычно стимулируют и развитие исследований, сопровождаемых углублением наших знаний природы вещей и соответствующим расширением границ технологических возможностей человечества.

Это, в свою очередь, позволяет ставить и практически решать технические задачи, относившиеся ранее к области научной фантастики. Оставляя в стороне перечисление многочисленных подтверждений изложенного тезиса, остановимся на конкретном примере, вынесенном в заглавие предлагаемой статьи.

Приведённое в качестве эпиграфа известное высказывание К.Э. Циолковского превращается в наши дни из футурологической посылки в мотивацию совершенно конкретных программ освоения космического пространства, осуществляемых в технологически состоятельных странах мира.

Осознание ограниченности земных ресурсов и уязвимости среды обитания в отношении как неконтролируемого влияния на неё результатов жизнедеятельности населения Земли, так и опасностей внешних воздействий толкает человечество на распространение области своей активности за пределы планеты. Важным непосредственным стимулом этой активности при нынешнем геополитическом устройстве земной цивилизации является нарастающая связь космического потенциала страны с надёжностью обеспечения её суверенитета.

Так что экспансия, предсказанная К.Э. Циолковским, уже началась и постепенно набирает силу по мере развития технических средств её осуществления. К настоящему времени уровень технической культуры, основы которого были заложены в предшествующие десятилетия, позволил практически освоить использование околоземных орбит и провести обширные исследования за их пределами.

Дальнейшие шаги, в том числе расширение функциональных возможностей космических средств на околоземных орбитах, создание и регулярная эксплуатация лунной космической базы, масштабное изучение планет и других тел солнечной системы, а также зондирование дальнего космоса требуют прежде всего резкого увеличения возможностей и эффективности космических транспортных систем.

«ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ» ДВИГАТЕЛИ

Официально история космонавтики началась в 1903 г., когда была опубликована известная статья К.Э. Циолковского «Исследование мировых пространств реактивными приборами». В 1911 г. он впервые опубликовал идею электрического движения, хотя несколько ранее (1906 г.) американский исследователь Р. Годдард (R. Goddard) в своих дневниковых записях высказывал аналогичные мысли [1, 2]. Американское общество по электроракетным двигателям (Electric Rocket Propulsion Society, ERPS) принимает эту дату за начало работ по таким двигателям и отметило в 2006 г. столетие исследований в этой области (1906—2006). Важно указать, что с самого начала развития космонавтики было чёткое понимание ограниченности химических двигателей и необходимости привлечения новых идей.

Мысль К.Э. Циолковского о создании реактивной тяги с использованием электрических сил основывалась на новейших достижениях науки того времени: «Может быть, с помощью электричества можно будет со временем придавать громадную скорость выбрасываемым из реактивного прибора частицам. И сейчас известно, что катодные лучи в трубке Крукса, как и лучи радия, сопровождаются потоком электронов, масса которых, как мы говорили, в 4000 раз (на самом деле в 7372. — Прим. авт.) меньше массы гелия, а скорость достигает 30—100 тыс. км/с, т.е. она в 6—20 тыс. раз больше скорости обыкновенных продуктов горения, вытекающих из нашей реактивной трубы».

Это стремление получить возможность «придавать громадную скорость выбрасываемым из реактивного прибора частицам» становится понятным при взгляде на формулу, носящую имя первого пропагандиста идеи космической экспансии человечества:

$$V_x = V_{\text{ист}} \ln \frac{M_k + M_{\text{ист}}}{M_k}, \quad (1)$$

где V_x — так называемая характеристическая скорость, т.е. скорость, которую набрала бы ракета, если бы она двигалась по прямой только под действием своей двигательной установки (без воздействия каких-либо внешних сил); $V_{\text{ист}}$ — скорость истечения рабочего тела; M_k — масса корабля; $M_{\text{ист}}$ — выброшенная из сопла масса.

При этом тяга, развиваемая ракетным двигателем, пропорциональна скорости расхода массы рабочего тела и скорости его истечения:

$$F_{\text{тяги}} = V_{\text{ист}} \frac{dM}{dt}. \quad (2)$$

Из формулы (1) ясно, что влияние величины полного расхода массы сравнительно невелико по сравнению со скоростью её выбрасывания, на что К.Э. Циолковский сразу же обратил внимание, отметив отсутствовавшую в то время техническую возможность экономии массы рабочего тела: «Может быть, с помощью электричества можно будет со временем придавать громадную скорость выбрасываемым из реактивного прибора частицам...» [1].

Иллюстрируя роль скорости истечения в космическом полёте, А.И. Морозов приводит в своей статье, посвящённой разработке идеологии стационарных плазменных двигателей [3], следующий пример. Для полёта на Луну с посадкой и возвращением на Землю характеристическая скорость корабля по оценкам равняется ~22—23 км/с. Ракетный комплекс «Сатурн-Аполлон» был оборудован двигателями «Сатурн», скорость истечения газа из которых составляла ~3 км/с. Из-за этого обстоятельства стартовая масса комплекса составила 2900 т (с учётом многоступенчатости) при пятитонном возвращаемом модуле». Пример, ясно демонстрирующий, что для дальних полётов совершенно необходимо увеличивать скорость истечения.

Проникновение в космос началось с использования ракетных двигателей, работающих на химическом топливе. Они, обладая колоссальной мощностью, могут развивать большую тягу, необходимую для выведения полезной нагрузки на орбиту — функция, в выполнении которой им нет конкуренции в настоящее время. А вот скорость истечения даже у кислородно-водородного двигателя находится на уровне примерно несколько километров в секунду.

Ясно, что задачи, требующие экономии выбрасываемой массы, — длительное крейсерование на околоземных орбитах, налаживание эксплуатации «парома» Земля—Луна, а также реальное освоение дальнего космоса, связываются с необходимостью существенного увеличения скорости истечения или,

как предпочитают говорить ракетчики, удельного импульса (отношение скорости истечения реактивной струи к ускорению силы тяжести). Это выходит за рамки возможностей химического топлива.

Дальнейшее увеличение скорости истечения рабочего тела требует увеличения его удельного энергосодержания, т.е. перевода в плазменное состояние и использования тех самых «электрических сил», о которых упоминал К.Э. Циолковский.

В категорию электрореактивных двигателей относят все возможные схемы создания тяги реакцией истекающей струи рабочего газа, если для её организации используется электроэнергия. В том числе и так называемые электротермические, в которых теплота для нагрева плазмы и газа выделяется за счёт протекания электрического тока. Такого рода устройства не дают возможности достижения больших скоростей истечения. Решающее преимущество может быть получено при ускорении заряженных частиц электрическим полем. Возможны два крайних случая: ускорение ионов, вытягиваемых из плазмы (ионные двигатели, ИД) и ускорение ионов в плазме постоянными или переменными электрическими полями (плазменные ракетные двигатели, ПРД). Поэтому эра возможности «придавать громадную скорость выбрасываемым из реактивного прибора частицам» берёт своё начало с момента появления ионных и плазменных двигателей.

Остановимся подробнее на двух наиболее используемых схемах ЭРД: ИД и стационарном плазменном двигателе (СПД) [4—6], на базе которых проектируются космические летательные аппараты (КЛА) мегаваттного уровня мощности. Отметим, что в литературе СПД часто называют холловским двигателем из-за протекания в нём холловских токов.

НЕМНОГО ИСТОРИИ

Первый эффективный электрореактивный двигатель был создан в 1959 г. Г. Кауфманом [4]. В 1964 г. прошла первая успешная демонстрация ионного двигателя в суборбитальном полёте (SERT I). Схема ионного двигателя, возможно в связи с этим успехом Кауфмана, доминировала в американских разработках ЭРД на протяжении нескольких десятилетий.

Разработчики в Советском Союзе выбрали другой путь. По воспоминанию А.И. Морозова [3], руководитель плазменного направления работ в Курчатовском институте Л.А. Арцимович неоднократно подчёркивал, что разработка космических плазменных двигателей входит в число основных задач этого направления наряду с термоядерными исследованиями.

После первых космических успехов СССР наступил период, в течение которого рассматривались различные, достаточно далеко идущие планы проникновения в космическое пространство. Курчатовский институт также не остался в стороне [7]. 2 июля 1959 г. у академика Л.А. Арцимовича, возглавлявшего термоядерные исследования в Курчатовском институте, состоялось совещание, на котором обсуждалась возможность построения двигателей для марсианского корабля. В качестве ориентира фигурировали следующие параметры: тяга порядка 100 Н, скорость истечения 100 км/с при мощности двигателя 10 МВт. Было обсуждено несколько вариантов: А.М. Андрианов предложил плазменный импульсный двигатель, А.И. Морозов — магнитно-плазменный аналог сопла Лавалья и П.М. Морозов — двигательный вариант щелевого источника ионов, разработанного им ранее для электромагнитного разделения изотопов. Однако все эти проекты невозможно было реализовать применительно к созданию тягового двигателя для марсианской экспедиции из-за отсутствия источников питания необходимой мощности. Проблема создания таких источников для космических двигателей продолжает оставаться весьма острой и поныне. Поэтому развитие получили сравнительно маломощные варианты ЭРД, которые можно было использовать для ориентации космических аппаратов и корректировки параметров их траекторий.

Из разработок этого направления в тот период наиболее продвинутым и отвечающим задаче оказался плазменно-эрозионный двигатель Андрианова [7]. Он стал первым устройством такого типа, выведенным в космос: в 1964 г. его установили на аппарате «Зонд-2» в качестве двигателя ориентации с питанием от солнечных батарей. Это был импульсный двигатель, дающий импульсы с частотой повторения 1 Гц и длительностью $\sim 10^{-5}$ с. Энерговклад в импульс был всего ~ 57 Дж, а скорость истечения 2—5 км/с.

В 1962 г. А.И. Морозов предложил свою ныне широко используемую схему ПРД, которая получила название СПД (стационарный плазменный двигатель) [8—10].

В сотрудничестве с ОКБ «Факел» лабораторный прототип был доведён до лётного варианта. 29 декабря 1971 г. был выведен на орбиту спутник «Метеор-10» с установленной на нём электрореактивной двигательной установкой «Эол» с СПД. Космические испытания прошли успешно. Двигатель проработал более 170 ч и поднял орбиту «Метеора-10» на 15 км. С начала 1980-х ОКБ «Факел» производит двигатели СПД серийно и является в настоящее время ведущим производителем электроракетных плазменных двигателей в мире [3, 11].

Работы А.И. Морозова отмечены специальной наградой — медалью «За выдающиеся достижения в области электроракетных двигателей» Американского общества по электроракетным двигателям (ERPS) по случаю столетия исследований в этой области. Также были награждены Е. Стулингер (E. Stuhlinger), Г. Кауфман (H. Kaufman), Р. Ян (R. Yahn) (США), Г. Лёб (H. Loeb) (Германия), К. Курики (K. Kuriki) (Япония).

СОСТОЯНИЕ РАБОТ ПО ИД И ПРД

Ионный двигатель. В ионных двигателях [4—6, 12] происходит ускорение ионных пучков в электрическом поле, организованном с помощью электродов. Объёмный заряд не компенсирован, что служит одним из ограничений на плотность тока в таком пучке. Принцип действия ионного двигателя показан на рис. 1. Рабочий газ, подаваемый в газоразрядную камеру (ГРК), ионизуется в ней либо прямым,

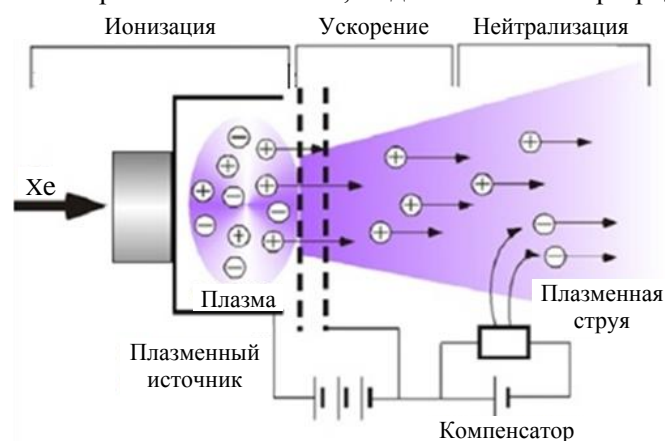


Рис. 1. Схема ионного двигателя

либо высокочастотным (ВЧ) разрядом. Одна из стенок ГРК перфорирована, снаружи против неё расположен ускоряющий электрод (УЭ). Разность потенциалов между ГРК и УЭ вытягивает из разряда ионы и ускоряет их, формируя пучок. Для компенсации объёмного заряда пучка предусмотрен наружный эмиттер электронов. В реальных конструкциях часто предусматривают третий электрод, соединённый с корпусом космического летательного аппарата (КЛА).

В РФ кооперацией предприятий ракетно-космической отрасли разрабатывается транспортно-энергетический модуль (ТЭМ) с ядерной энергетической установкой электрической мощностью ~ 1 МВт [13, 14]. Представляется перспективным вариант исполнения ТЭМ с маршевой электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ) на основе ионных двигателей (ИД), обладающих наибольшим удельным импульсом среди электроракетных двигателей (ЭРД). При общей мощности ЭРДУ ~ 1 МВт для обеспечения гибкости и управляемости системы мощность одного двигательного модуля должна составлять десятки киловатт.

В ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» разработан ионный двигатель ИД-500 мощностью 35 кВт [14, 15], состоящий из следующих основных узлов: газоразрядная камера, ионно-оптическая система, магнитная система, катод газоразрядной камеры, катод-нейтрализатор, корпус, которые образуют единый моноблок (рис. 2). Разрядная камера выполнена из двух секций: цилиндрической и конической.

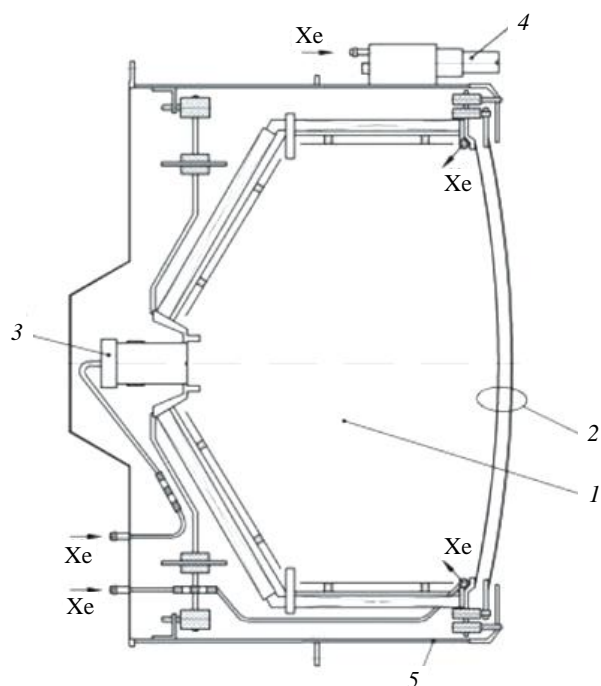


Рис. 2. Конструкция ИД-500: 1 — разрядная камера; 2 — ионно-оптическая система (две сетки); 3 — катод; 4 — катод-компенсатор объёмного заряда ионного пучка; 5 — корпус

Магнитное поле в камере создаётся катушками с ферромагнитными сердечниками (рис. 3). Установлены два блока катушек: первый расположен на конической части разрядной камеры, второй — вдоль цилиндрической. Токи в катушках направлены в противоположные стороны и образуют магнитное поле касповой конфигурации. На рис. 3 показаны расположение катушек, вид силовых линий и траектории первичных электронов, выходящих из катода с энергией 20 эВ. Величина магнитного поля вблизи поверхности анода ~ 50 Гс. Видно, что в такой конфигурации исключается прямое попадание на аноды быстрых первичных электронов с катода, что обеспечивает высокую степень ионизации и уменьшает энергетические потери разряда.

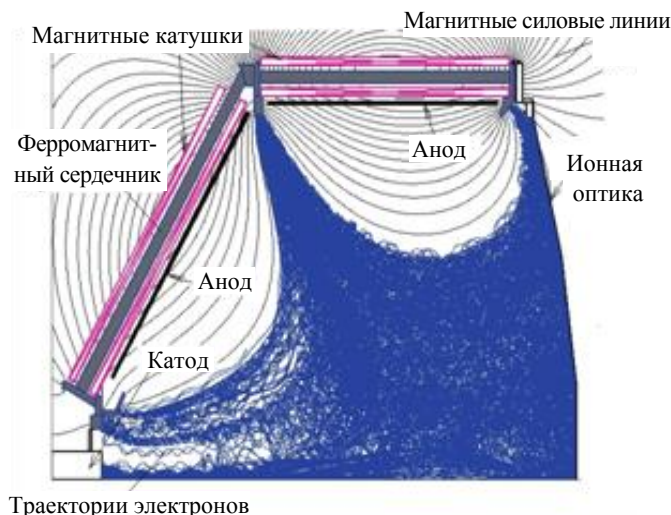


Рис. 3. Схема разрядной камеры

Двигатель обладает тягой 375—750 мН и удельным импульсом 7000 с при энергетической эффективности (отношение мощности тяги к потребляемой двигателем мощности) 0,75 и мощности 35 кВт. На данном этапе разработки ИД-500 имеет электроды ионно-оптической системы (ИОС), выполненные из титана с диаметром перфорированной отверстиями зоны 500 мм, катод ГРК, который обеспечивает ток разряда в ГРК в диапазоне 20—70 А, и катод-компенсатор, способный обеспечить нейтрализацию ионного пучка в диапазоне токов 2—9 А. Плотность тока составляет 55 А/м^2 при расходе ксенона $\sim 1 \text{ мг/с}$, энергия, затрачиваемая на ионизацию одного атома ксенона (цена ионизации), составляет 240 эВ.

Титановые электроды позволяют обеспечить ресурс двигателя не менее 5000 ч. В дальнейшем планируется оснащение двигателя ионно-оптической системой с электродами, выполненными из углеродного композиционного материала, которые способны обеспечить ресурс более 50 000 ч. Результаты огневых испытаний подтвердили его работоспособность и соответствие параметров функционирования проектным значениям. Проведены также механические, климатические и вибрационные испытания двигателя.

Для работы двигателя КЛА мощностью 1 МВт требуется создать блоки из ИД-500.

Стационарный плазменный двигатель. В плазменных двигателях ускорение происходит в условиях компенсированного объёмного заряда и нет ограничения на плотность тока ионов, характерного для схемы с ускорением униполярного потока в ИД. Основная идея этой схемы состоит в ускорении ионного компонента газоразрядной плазмы в электрическом поле, организуемом в объёме плазменного образования. Вопреки мнению о невозможности создания электрического поля в плазме, доминирующему в то время, такое ускоряющее электрическое поле было создано с использованием магнитного поля, величина которого достаточна для «замагничивания» электронов, но мала для существенного влияния на траектории ускоряемых ионов.

Магнитная конфигурация СПД формируется кольцевым электромагнитом, создающим в рабочем объёме двигателя преимущественно радиальное магнитное поле. В зазор электромагнита помещена камера из керамики. В торце камеры расположен анод. Снаружи, возле среза канала двигателя, располагаются один или два катода-компенсатора объёмного заряда ионного пучка (рис. 4). Рабочий газ (ксенон) подаётся в камеру вблизи анода и ионизуется электронами. Движение электронов вдоль оси к аноду затруднено поперечным (радиальным) магнитным полем. В результате формируется распределение электрического потенциала, градиент которого (электрическое поле) направлен, в основном, вдоль оси, образуя систему электростатического ускорения «незамагниченных» ионов.

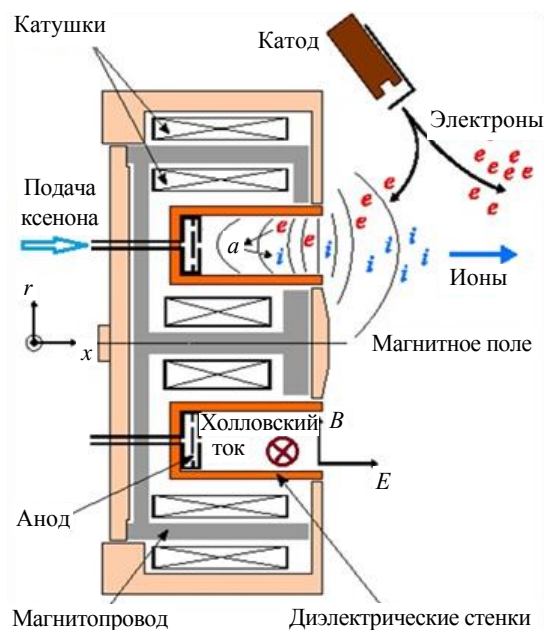


Рис. 4. Схема СПД

Кривизна магнитных силовых линий, превращаемых электронами в эквипотенциали, придаёт этой системе фокусирующие свойства. Поскольку ионы не замагничены в слабом поле, то они ускоряются вдоль оси системы поперёк магнитного поля и создают реактивную тягу. Объёмный заряд ионного потока нейтрализуется электронами, подаваемыми с катода-компенсатора. Принципы работы и теория течений компонентов плазмы в СПД изложены в [9, 10].

В качестве примера современного состояния работ по холловским двигателям приведём параметры двигателя ХЗ [16], созданного по технологии NHT (Nested Hall Thruster) и содержащего три соосно вложенных разрядных канала (рис. 5).

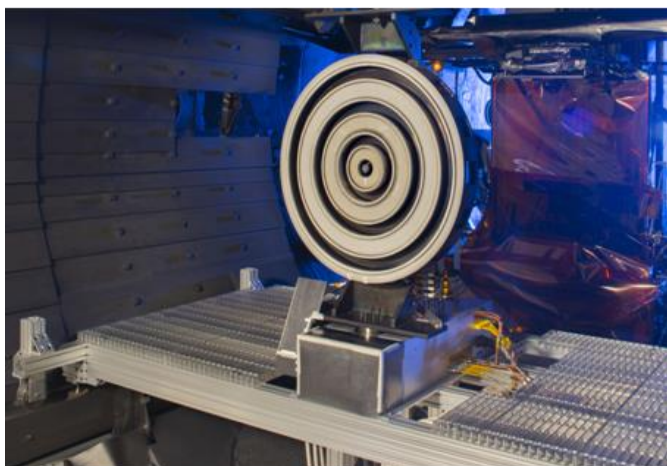


Рис. 5. Двигатель ХЗ на испытательном стенде для измерения тяги. Диаметр двигателя ~0,8 м

Двигатель продемонстрировал устойчивую работу на ксеноне при полной мощности до 102 кВт и разрядном токе до 247 А. Полная эффективность и удельный импульс находились в диапазонах 0,54—0,67 и 1860—2650 с соответственно. Максимальная эффективность достигнута при напряжении разряда 500 В. Наибольшая тяга составила 5,4 Н при мощности 99 кВт и напряжении на разряде 400 В. Плотность мощности, отнесённая к его площади с диаметром 0,8 м, составляет ~0,2 МВт/м². Обнаружено, что тяга трёх одновременно работающих каналов не превышала сумму трех индивидуально работающих каналов.

Предлагается [17] на базе ННТ в виде блока из нескольких двигателей создать эффективные КЛА мощностью ~1 МВт.

НОВЫЕ ШАГИ В РАЗВИТИИ МОЩНЫХ ПРД

Проводимые разработки ЭРД привели к появлению концепций транспортных систем-буксиров для перемещения людей и грузов между космическими объектами [13, 17—19].

Современные ИД и ПРД, обеспечивая скорости истечения рабочего тела, на порядок величины превосходящие химические, существенно уступают последним в мощности развиваемой тяги. В связи с этим обстоятельством актуальной становится задача создания электрореактивных систем большой мощности, что влечёт за собой потребности в мощных источниках электропитания на основе ядерных реакторов.

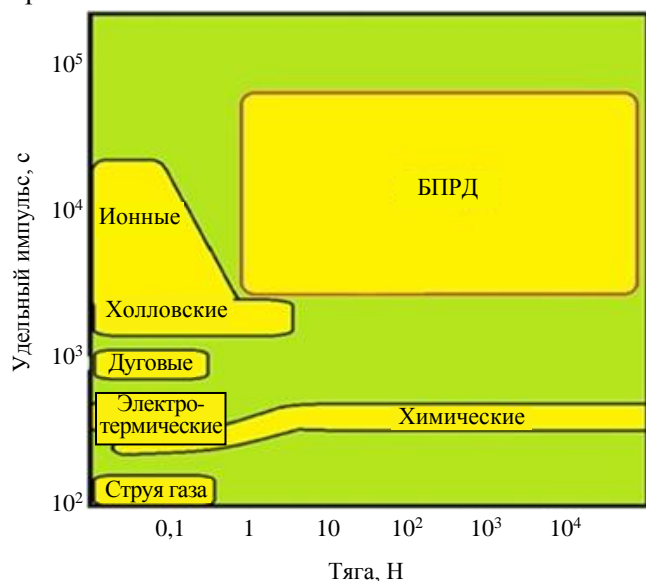


Рис. 6. Потенциальные возможности различных двигательных систем

Идеальным решением проблемы, объединяющим в перспективе большую мощность с высокой скоростью истечения, является плазменный термоядерный двигатель. Однако если создание термоядерной ракеты в настоящее время находится на уровне концептуальных рассуждений, то разработка мощных электрореактивных двигателей, основанных на физике и технике горячей («термоядерной») плазмы, вступает в стадию опытно-конструкторских работ с натурными испытаниями. Естественно, такие ПРД должны быть безэлектродными (БПРД) и плазма должна создаваться вводом электромагнитных волн от внешних антенн.

На рис. 6 представлено относительное расположение областей значений параметров различных космических двигательных систем на плоскости тяга — удельный импульс.

Развитие космических ПРД-систем должно происходить в соответствии с потребностями задач космической деятельности (миссий). На рис. 7 обозначены ориентировочные области их работы на плоскости мощность—удельная мощность (удельная мощность — отношение полной потребляемой двигателем электрической мощности к массе двигателя).

Если системы, группирующиеся в области 1 на рис. 2, обеспечиваются, как правило, солнечной энергетикой, то проекты 2 и 3 — это как раз ТЭМ с ядерной электрической системой. Концепции дальних полётов ориентируются на использование ядерно-электрических двигательных систем с резко увеличенным уровнем мощности. В данной статье мы не будем обсуждать пути решения безусловно важной стороны проблемы ПРД — задачи обеспечения их энергией на требующемся уровне мощности.

Для обеспечения намечаемых концепций использования ПРД для решения конкретных задач в космосе необходим переход от диапазона мощностей 1—100 кВт к диапазону 1—100 МВт. Ориентировочный набор требований при этом будет выглядеть следующим образом:

Мощность тяги, МВт . . .	1—100
Диапазон изменения удельного импульса, с . . .	2000—10 000
Ресурс огневой работы, ч . . .	10^5
Режим работы . . .	Стационарный
Энергетическая эффективность, % . . .	>70
Удельная масса, кг/кВт . . .	~1

Поскольку КЛА с использованием таких двигателей будут, по крайней мере в ближайшем будущем, монтироваться на околоземных орбитах, должна быть обеспечена их компоновка в виде компактного моноблока с минимальными коммуникациями и высокой плотностью мощности в сопле на уровне 20—50 МВт/м². Должна быть кардинально решена проблема рабочего тела: монополию ксенона, который преимущественно используется в настоящее время, нужно заменить возможностью использования в качестве рабочего тела широкого круга элементов и их соединений без конструктивных изменений в двигателе.

Логическим шагом в направлении создания мощных ПРД с регулируемыми в широком диапазоне значениями удельного импульса является использование достижений высокотемпературной плазмы, физика которой развита в ходе работ по управляемому термоядерному синтезу.

БПРД — РЕШЕНИЕ ПРОБЛЕМ МОЩНОГО КОСМИЧЕСКОГО ТРАНСПОРТА

В настоящее время наиболее адекватным (и, по-видимому, единственным научно-технически обоснованным) решением задачи создания ПРД с требуемыми характеристиками представляется стационарный безэлектродный плазменный двигатель (БПРД) [20] (рис. 8) с использованием высокочастотных методов создания и нагрева плазмы, основанных на резонансных явлениях в аксиально симметричном магнитном поле со специальным распределением его напряжённости вдоль оси.

Основными элементами такого двигателя (рис. 8) являются источник низкотемпературной плазмы, где происходят ионизация электронами рабочего вещества и создание плазменного пото-

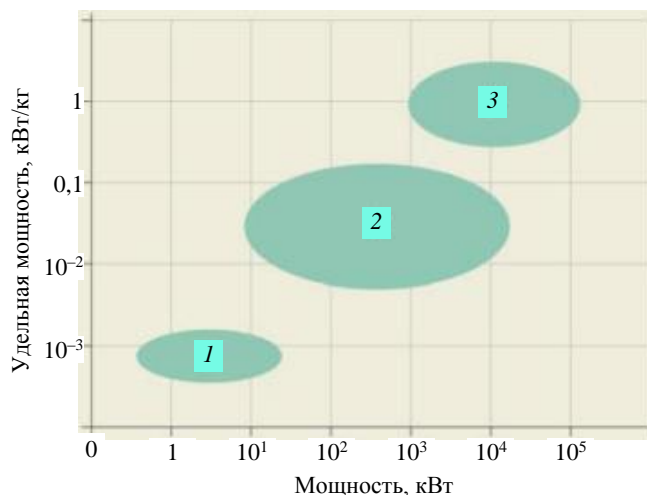


Рис. 7. Требования к параметрам двигательной системы в соответствии с миссией КЛА. Аппараты и задачи: 1 — современные спутниковые системы, связь, наблюдение; 2 — межорбитальные буксиры, создание лунной базы, астероидный контроль, глобальные системы связи и контроля; 3 — дальние грузовые и пилотируемые полёты, зондирование дальнего космоса

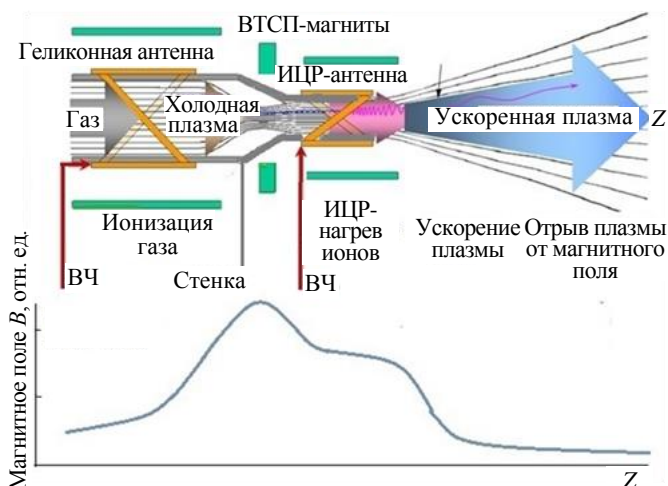


Рис. 8. Схема безэлектродного плазменного ракетного двигателя и распределения напряжённости магнитного поля вдоль его оси [21]

ка, ускоритель, в котором нагреваются ионы потока, и магнитное сопло, в котором формируется создающий тягу направленный плазменный поток с оторванными от магнитного поля нагретыми ионами.

Магнитное поле связывает эти три элемента в единый модуль, обеспечивая термоизоляцию плазменных потоков от стенок и элементов конструкций, условия для генерации плазменного потока и введения энергии в ионный компонент, а также перевод поперечной энергии ионного компонента в продольную, обеспечивая создание тяги и требуемого удельного импульса. Такой двигатель является системой с одним рабочим телом в плазменной фазе и требует внешнего источника энергии.

Начатые в 1950-е годы исследования по термоядерному синтезу с удержанием в магнитных полях на открытых и замкнутых системах привели к созданию безэлектродных методов нагрева плазмы ВЧ- и СВЧ-полями на уровнях вводимых мощностей в десятки МВт. Требуемые параметры плазменных потоков в мощных ПРД соответствуют параметрам горячей «термоядерной» плазмы. Средняя энергия в потоке ионов аргона в ПРД при удельном импульсе $5 \cdot 10^3$ с составляет ~ 1 кэВ («температура» $\sim 10^7$ К). Основное отличие безэлектродных мощных ПРД с магнитной термоизоляцией от «термоядерных» систем с горячей плазмой — отсутствие необходимости магнитного удержания плазмы. Требуемое время удержания в термоядерном реакторе ~ 10 с, пролётное время плазмы в ПРД ~ 10 мкс. В ПРД вся мощность от внешнего источника тратится на создание и ускорение ионов плазмы в однопроходном термоизолированном потоке. Поскольку нет удержания, то практически снимается проблема потерь из-за неустойчивостей, которая определяет характеристики «термоядерных» систем для удержания горячей плазмы. Более того, в термоядерном синтезе стоит проблема приёма потоков с плотностью мощности свыше 50 МВт/м². В БПРД такие плотности мощности в сопле открывают дорогу к созданию мощных компактных модулей.

Термоядерные исследования показали, что для безэлектродного создания и нагрева плазмы наиболее рационально использование резонансных явлений [22] в замагниченной плазме, а именно электронного циклотронного резонанса (ЭЦР), ионного циклотронного резонанса (ИЦР) и геликонных волн. Они позволяют вкладывать энергию только в определённый компонент плазмы и тем самым обеспечить высокую эффективность требуемого процесса. В источнике, где требуется получить высокую степень ионизации, производимую только электронами, следует применять ЭЦР и (или) возбуждение геликонных волн.

Для нагрева ионов в потоке плазмы без нарушения её квазинейтральности следует применить ИЦР, при котором энергия идёт в ионный компонент. При ИЦР-нагреве ионы приобретают только поперечную по отношению к магнитному полю энергию. При распространении вдоль спадающего магнитного поля поперечная энергия ионов переходит в продольную, ионы отрываются от магнитного поля и таким образом создаётся тяга двигателя. Такие однопроходные схемы ИЦР-ускорения ионов разрабатываются уже более полувека [23, 24] и нашли применение в ряде плазменных технологий, например, для разделения изотопов [25, 26].

После открытия Р.У. Босвелла [27], что геликонный разряд позволяет эффективно создавать холодную плазму плотностью до 10^{20} м⁻³, во всём мире начались интенсивные исследования его свойств и поиск приложений [28]. В настоящее время этот разряд является основным претендентом на роль источника потока холодной плазмы для БПРД. Преимущества геликонного разряда связаны со следующими обстоятельствами [29]. Существование собственных колебаний (геликонов) в системах с легко достижимыми значениями параметров позволяет осуществлять резонансную накачку электромагнитной энергии в плазму. Свойства геликонов таковы, что они эффективно взаимодействуют с электронным компонентом плазмы и создают высоко ионизированную плазму. Отметим техническую простоту геликонных источников. Для их работы используются давно освоенные ВЧ-генераторы на промышленных частотах (обычно 13,56 МГц), работающие на простые токовые антенны в слабых магнитных полях (0,01—0,2 Тл).

Конкурентные преимущества мощных БПРД по сравнению с ИД и СПД:

- в 10—100 раз больше плотность потока мощности, что позволяет создать мощный БПРД в виде единого компактного модуля;
- масштабируются в широком диапазоне мощности 0,1—100 МВт без изменения схемы;
- осуществлено оперативное (без конструкционных изменений) регулирование в широком диапазоне отношения тяга—удельный импульс;
- нет разделения зарядов, и поэтому не требуются компенсаторы объёмного заряда;

- увеличение ресурса из-за отсутствия электродов;
- практически полное использование рабочего тела (газа);
- нет высоких постоянных напряжений, применяются только простые и надёжные изолированные от плазмы резонансные цепи.

Компоновочные преимущества одного мощного модуля перед набором ионных двигателей наглядно видно на рис. 9, где в одном масштабе приведены проекты двигательных систем мощностью 1 МВт на основе набора ИД-500 [14] и БПРД VASIMR [30]. Малые размеры БПРД определяются, в первую очередь, большой плотностью потока мощности, которая ограничивается техническими возможностями антенных систем и нелинейными явлениями при нагреве плазмы мощными электромагнитными волнами [31]. Полученные значения плотности потока мощности для ИД и СПД не превышают соответственно 0,17 и 0,23 МВт/м², для БПРД экспериментально достигнут уровень 6 МВт/м² и не наблюдается его ограничения в зависимости от мощности.

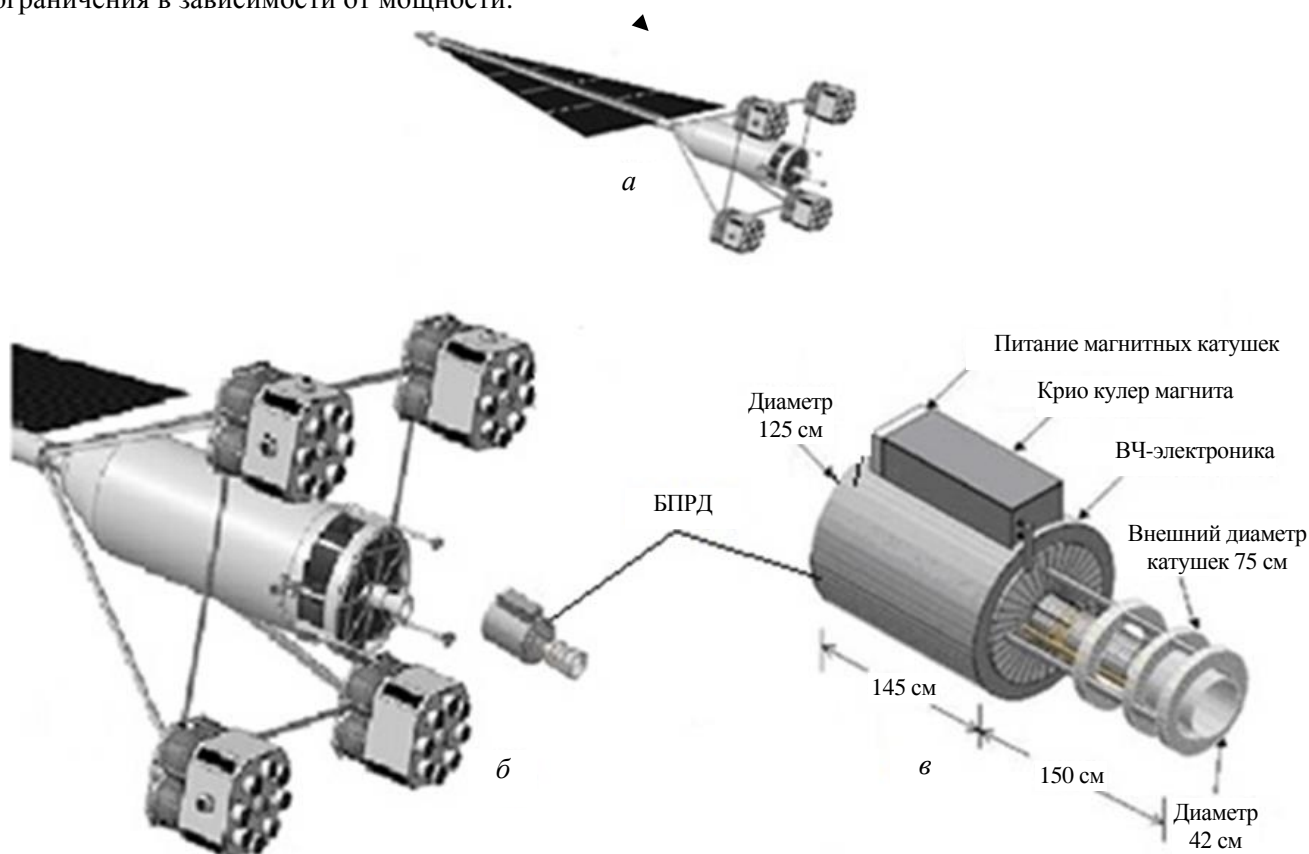


Рис. 9. Сравнение двигательных систем мощностью 1 МВт на основе набора ИД мощностью 35 кВт и БПРД мощностью 1 МВт: *а* — КЛА на основе ИД; *б* — блоки ИД и модуль БПРД в одном масштабе; *в* — конструктивная схема БПРД со сверхпроводящей магнитной системой

ОБЕСПЕЧИВАЮЩИЕ ТЕХНОЛОГИИ

Создание физики горячей плазмы заложило физические основы БПРД, принципиальные решения основываются на экспериментально проверенных результатах. Главная проблема для их использования — практическая реализуемость, соответствующая требованиям космической техники. Приведённая схема двигателя (см. рис. 8) обеспечивает естественное пространственное разделение функций создания плазмы и нагрева ионов и создания тяги в направленном плазменном потоке. Изображённые однотипные винтовые антенны расположены за цилиндрическими вакуумно-плотными стенками из радиопрозрачного материала (кварц, керамика). Такая схема гарантирует полный отрыв плазменного потока от материальных стенок в области ускорения ионов, где вкладывается практически вся вводимая ВЧ-мощность, и магнитного сопла. В целом все системы обеспечивают стационарную работу двигателя.

Создание двигателя требует развития обеспечивающих технологий, в первую очередь:

- мощных ВЧ-генераторов с низкой удельной мощностью (отношения массы к мощности, кг/кВт);
- магнитной системы на основе высокотемпературных сверхпроводников (ВТСП) с напряжённостью магнитного поля 2—3 Тл;
- систем термического контроля;
- систем управления и контроля, работающих в космических условиях.

Для проведения экспериментальных работ и наземных испытаний вариантов двигателя требуется сооружение испытательных стендов, имитирующих космические условия, т.е. обладающих системами криогенной вакуумной откачки с быстротой, адекватной потоку газа, подводимого к двигателю. Отметим, что вакуумная изоляция между областями разряда и активными электротехническими цепями с помощью радиопрозрачных стенок облегчает требования к стендам и уменьшает их стоимость.

Перечисленные требования не выходят за рамки имеющихся в настоящее время технологических возможностей. ВЧ-методы создания и нагрева плазмы давно и успешно применяются в термоядерных исследованиях и плазменных технологиях. Уровень разработок магнитных систем на основе ВТСП также позволяет создать достаточно компактные и лёгкие магнитные системы. Таким образом, технические (технологические) задачи проблемы сводятся к необходимости адаптировать имеющиеся разработки к достаточно жёстким «космическим» требованиям по энергетической эффективности и удельным весовым характеристикам.

Имеющийся опыт сооружения испытательных стендов, имитирующих космические условия, позволяет обеспечить наземные испытания двигателя с мощностью тяги мегаваттного диапазона.

ПЕРВАЯ МАСШТАБНАЯ РАЗРАБОТКА МОЩНОГО БПРД

Реальная возможность успешного решения задачи создания мощного БПРД продемонстрирована в США в рамках проекта VASIMR (Variable Specific Impulse Magnetoplasma Rocket — магнитоплазменная ракета с изменяемым удельным импульсом) [32, 33].

В начале 1980-х годов в Центре термоядерной плазмы Массачусетского технологического института (МТИ) была начата небольшая экспериментальная программа, финансируемая NASA, которая в начале 1990-х была переведена в Джонсоновский космический центр NASA. Эта начальная стадия исследований показала эффективность плазменных процессов, обеспечивающих работу двигателя, основанного на обсуждаемой схеме (см. рис. 8).

Развитие этой технологии было продолжено компанией Ad Astra Rocket Company, созданной при поддержке NASA в 2005 г. Деятельность компании подробно отражена в книге [33], и поэтому приведём только основные параметры экспериментального модуля двигателя VX-200 со сверхпроводящими катушками магнитного поля и результаты его стендовых испытаний [34]:

Мощность двигателя, кВт . . .	~200
в том числе:	
геликонного разряда, кВт . . .	~30
системы ИЦР-ускорения ионов, кВт . . .	~170
Частота и КПД геликонного генератора, МГц, % . . .	~0,5, 91
Частота и КПД ИЦР-генератора, МГц, % . . .	6,78, 98
Магнитное поле в зоне геликонного разряда, Тл . . .	0,1—0,2
Магнитное поле в зоне ИЦР, Тл . . .	~2
Энергетическая эффективность двигателя, % . . .	72
Максимальная тяга, Н . . .	5,8
Рабочий газ . . .	Аргон
Максимальный расход газа, г/с . . .	0,14
Ионный поток, с ⁻¹ . . .	1,7·10 ²¹
Плотность мощности плазменного потока, МВт/м ² . . .	6

На рис. 10 и 11 показаны экспериментальные зависимости энергетической эффективности (отношение мощности тяги к потребляемой двигателем мощности) VX-200 от удельного импульса и тяги от полной вводимой мощности соответственно [34].

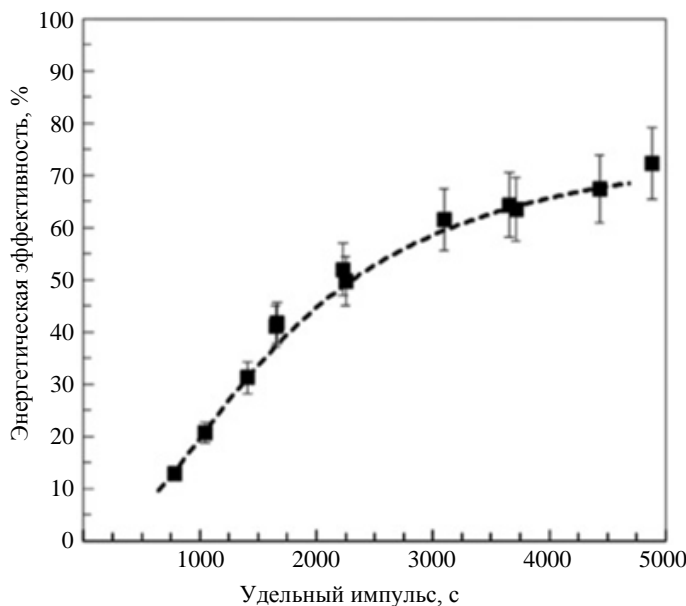


Рис. 10. Зависимость полной энергетической эффективности двигателя от измеренного удельного импульса

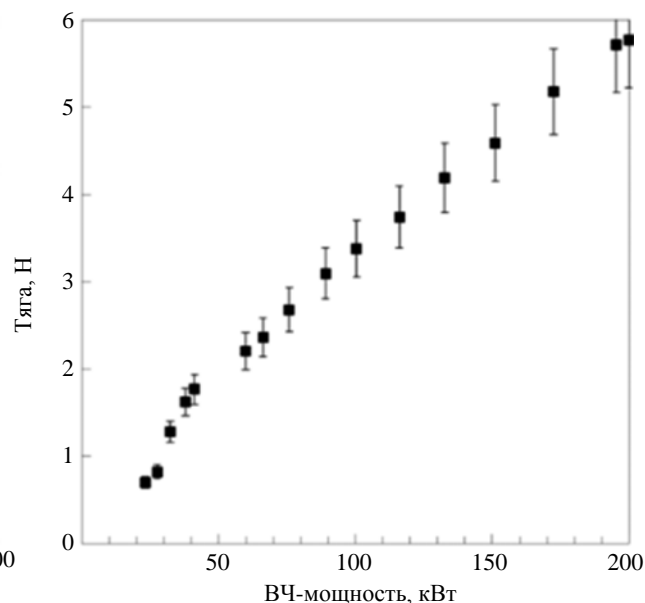


Рис. 11. Зависимость тяги двигателя от вводимой полной ВЧ-мощности

Ввиду высокой эффективности генераторов и систем ввода ВЧ-мощности в плазму уменьшение тяги и полной энергетической эффективности двигателя при уменьшении вводимой мощности практически полностью определяется необходимыми затратами на создание плазмы из газового потока. Измеренная цена ионизации составила ~ 80 эВ.

Важно отметить, что с увеличением вводимой мощности тяга (и, следовательно, плотность мощности потока плазмы) растёт линейно, не наблюдается никаких ограничений в исследованном диапазоне мощностей и она может быть существенно повышена. Измеренная удельная тяга составила ~ 50 мН/кВт.

В настоящее время VX-200 и стенд для его испытаний прошли модернизацию и проводится программа VX-200SS. Она является финальным этапом стендовых испытаний лётного варианта плазменного ракетного двигателя VASIMR, обеспечивающего непрерывную работу при мощности 100 кВт в течение не менее 100 ч, что определит переход проекта на уровень технологической готовности к его космическим испытаниям [35]. В случае успешного завершения этой программы будет решён вопрос о его космических испытаниях на МКС или ином КЛА для определения реальных рабочих характеристик двигателя и направлений его совершенствования.

На основе полученных результатов рассмотрены возможные применения представленных двигателей для космических миссий [33, 36—41] в диапазоне мощности 0,1—200 МВт и удельных импульсов 2000—10 000 с. Проекты охватывают как их использование внутри сферы притяжения Земли (переходы между орбитами, обслуживание станций, уборка космического мусора), так и для лунных программ, грузовых и пилотируемых полётов на Марс, отклонения астероидов и исследования дальнего космоса.

К ПРОБЛЕМЕ РАЗРАБОТКИ ТЕРМОЯДЕРНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ (ТЯРД)

Проблема создания ТЯРД привлекает внимание уже более шестидесяти лет (первые публикации на эту тему появились не позднее 1958 г. [42]). Практически каждая новая концепция УТС, как стационарная, так и импульсная, в скором времени предлагалась для двигательного применения [43], исключение составляют, пожалуй, только стеллараторы.

Необходимость разработки плазменных ракетных двигателей для расширения возможностей реального использования ресурсов космоса не вызывает сомнений, и они ведутся в лабораториях развитых (и развивающихся) стран всего мира. Однако, как было отмечено, наиболее полная реализация их

потенциальных возможностей требует параллельной разработки мощных источников электропитания, которые в настоящее время могут быть построены только на основе ядерных реакторов деления. Эта схема, требующая использования теплового цикла для генерации электроэнергии, ухудшает энерго-массовые характеристики всей системы (КПД преобразования, необходимость сброса «лишнего» тепла). Идеальным вариантом решения проблемы энергообеспечения был бы следующий логический шаг в использовании опыта термоядерных исследований — создание термоядерного ракетного двигателя. Он, как и обычный химический, в принципе даёт возможность прямого преобразования кинетической энергии продуктов реакции в тягу. Только реакция эта — реакция ядерного синтеза — даёт несравнимо больший энергетический выход, чем химическая. Преобразование тепловой энергии горячей плазмы в тягу — организация прямого истечения продуктов реакции из магнитного сопла, как и в БПРД. В некоторых системах магнитного удержания это сделать удобнее (открытые ловушки), в других это организовать сложнее (токамаки).

При этом лучше использовать безнейтронную реакцию $D-^3He$. Если при $D-T$ -реакторе можно таким образом использовать 20% выделяющейся энергии, то $D-^3He$ -реактор увеличит эту цифру до 60%. Ещё в 1991 г. на 2-м Висконсинском симпозиуме по использованию $D-^3He$ -реакции синтеза (состоявшемся в ИАЭ им И.В. Курчатова) был представлен доклад, в котором дано описание термоядерного ракетного двигателя на её основе, и приведён пример космического корабля для дальних полётов на основе тандемной ловушки [44].

Рабочая группа NASA в 2000 г. рассмотрела 17 предложений по возможным схемам термоядерного ракетного двигателя [45]. Разработка концепций двигателей и КЛА на их основе ведётся как с учётом особенностей предлагаемых схем, так и с оценкой потенциальных возможностей их реализации и выполнения с их использованием предполагаемых миссий. Примером является концепция КЛА Дискавери-II (рис. 12) на основе сферического токамака [46]. Детальное рассмотрение проведено на основе осуществле-

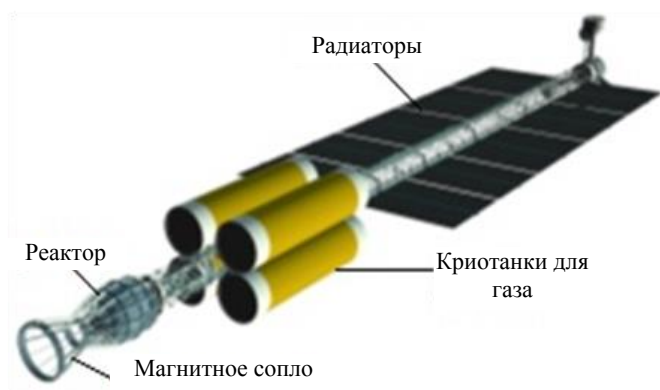


Рис. 12. Дискавери-II. Космический корабль с термоядерным двигателем на основе сферического токамака

ния пилотируемой миссии во внешнюю область солнечной системы. Показана возможность обеспечения относительно быстрого перелёта к Юпитеру (Сатурну) при следующих требованиях: 172 тонны полезного груза, (1690 1699) т на низкой околоземной орбите и 118 (212) сут перелёта в одну сторону. Концепция предусматривает тягу от 2 до 3 т и удельный импульс от 35 000 до 47 000 с. Длина КЛА составляет 240 м.

В 2011 г. NASA начало в рамках программы NIAC (NASA Innovative Advanced Concepts) финансировать исследования и разработку термоядерной ракеты (Fusion Driven Rocket) в компании MSNW LLC и в Вашингтонском университете (University of Washington).

ИССЛЕДОВАНИЯ ПЛАЗМЕННЫХ ПОТОКОВ В НИЦ «КУРЧАТОВСКИЙ ИНСТИТУТ»

НИЦ «Курчатовский институт» занимает лидирующие позиции в мире по исследованиям в области физики горячей плазмы и термоядерного синтеза. Нынешняя тематика Центра включает изучение возможности создания мощного плазменного ракетного двигателя [47], что основывается, в первую очередь, на огромном научном и техническом опыте многолетних исследований в области открытых ловушек [48]. Магнитная система БПРД может быть выполнена только на основе ВТСП 2-го поколения. Разработки ВТСП токонесущих элементов для термоядерных систем в Центре уже ведутся [49], для БПРД требуемые параметры магнитной системы значительно ниже.

Экспериментальные исследования по генерации плазменных потоков проводятся на двух установках: ПС-1 и ПН-3.

Установка ПС-1. Установка представляет собой открытую ловушку, к одной из пробок которой присоединён соленоид. Поток плазмы из соленоида вытекает в вакуумный объём с откачкой, где силовые линии расходятся и образуют магнитное сопло. Магнитное поле в вакуумном объёме уменьшается в ~ 100 раз по сравнению с полем в соленоиде. Рабочий газ (неон, аргон, ксенон) через регулируемые натекатели (стационарный и импульсный) напускается в другую пробку. Плазма создаётся при вводе в ловушку СВЧ-мощности в условиях электронного циклотронного резонанса (ЭЦР) [50].

Основные параметры плазмы и установки:

Максимальное поле в соленоиде, Тл . . .	0,8
Пробочное отношение в ловушке . . .	3
Расстояние между пробками, м . . .	0,4
Длина соленоида, м . . .	1,0
Частота СВЧ-генератора, ГГц . . .	7
Максимальная мощность СВЧ-генератора, кВт . . .	10
Максимальная плотность плазмы в соленоиде, м^{-3} . . .	$2 \cdot 10^{18}$
Температура электронов, эВ . . .	5—10
Максимальная энергия ионов в потоке, эВ . . .	30

Цели работ — создание ЭЦР-источника плазменного потока для последующего резонансного нагрева ионов и исследование процессов в магнитном сопле.

Установка ПН-3. Как уже отмечалось, высокочастотный (ВЧ) геликонный разряд обладает рядом уникальных свойств и хорошо вписывается в схему БПРД с ускорением ионов. Отметим, что разрабатываются двигатели с использованием только геликонных волн (геликонные двигатели) в широком диапазоне мощности [51, 52]. Установка ПН-3 предназначена для экспериментального исследования плазменных процессов в геликонных источниках и двигателях. Внешний вид геликонного источника установки ПН-3 показан на рис. 13.

Разряд производится в радиопрозрачной кварцевой трубе, поверх которой расположена винтовая антенна. Поскольку геликонный разряд зажигается только в магнитном поле, труба размещается соосно внутри трёх катушек с током. Катушки имеют независимое питание и регулировку тока, могут перемещаться вдоль трубы, и тем самым в разрядной камере устанавливается требуемая магнитная конфигурация. С одного конца трубы (справа) напускается газ (аргон), из другого конца плазма в расширяющемся магнитном поле (магнитном сопле) вытекает в вакуумный объём, превращается в газ и откачивается.

Между трубой и откачным объёмом (виден слева на рис. 13) расположен вакуумно плотный плоский шибер, позволяющий отделить высоковакуумный объём от разрядной камеры.

ВЧ-мощность от генератора через кабель с волновым сопротивлением 75 Ом и согласующее устройство подводится к антенне. Внешний вид разряда и винтовой антенны показан на рис. 14.



Рис. 13. Внешний вид геликонного источника установки ПН-3

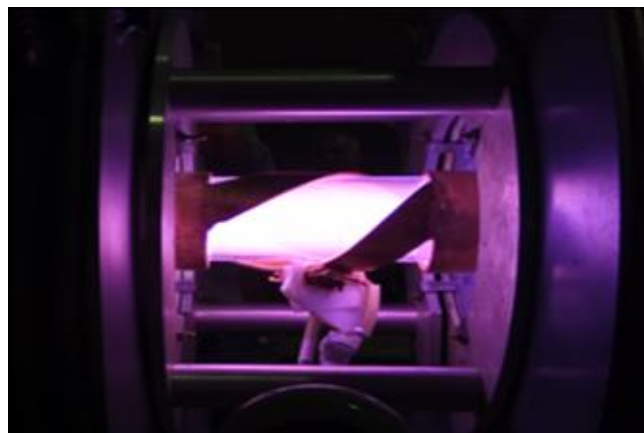


Рис. 14. Вид геликонного разряда в кварцевой трубе

Основные параметры установки ПН-3:

Максимальное поле в камере, Тл . . .	0,15
Внутренний диаметр катушек магнитного поля, м . . .	0,18
Внутренний диаметр кварцевой трубы, м . . .	0,07
Частота ВЧ-генератора, МГц . . .	10
Мощность СВЧ-генератора, кВт . . .	15
Объём вакуумной камеры, м ³ . . .	5
Скорость откачки камеры, м ³ /с . . .	10

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Человечество уже сделало решающий шаг — вышло в открытый космос с помощью химических ракетных двигателей, дающих большое (8—11 км/с) изменение скорости выводимых грузов. В настоящее время разрабатываются и испытываются тяжёлые ракеты на экологически приемлемом топливе, которые должны обеспечить необходимый грузопоток на околоземные орбиты. Транспортировка грузов до ближайших космических объектов требует меньшее изменение скорости (для достижения орбиты Марса с земной орбиты изменение скорости ~5 км/с) и проходит в условиях глубокого вакуума. Новые задачи требуют принципиально новых средств экономически эффективного мощного транспорта. По-видимому, единственным приемлемым решением этой проблемы служит транспорт на основе мощных БПРД, основанных на технологиях создания и нагрева высокотемпературной («термоядерной») плазмы и использующих в качестве рабочего тела широкий круг «дешёвых» элементов. Целесообразность выбора параметров БПРД, которые при сохранении общей схемы могут меняться в широком диапазоне, определяется задачами транспорта (миссиями). Шаг к созданию БПРД подготовлен технологическими прорывами, в первую очередь, в области ВТСП и мощной преобразовательной электроники.

Термоядерный энергетический реактор (ТЭР) и термоядерный ракетный двигатель (ТРД) имеют одну и ту же фундаментальную научную базу — физику горячей плазмы, однако технические приоритеты у них различные: ТЭР должен вырабатывать электроэнергию по приемлемой цене, а двигатель — создавать тягу. При этом если для ТЭР важнейшим показателем эффективности является большое значение параметра Q (отношение вырабатываемой мощности к мощности, затрачиваемой на нагрев плазмы), то для ТРД таким показателем является минимальное значение удельной массы α (отношение массы двигателя к его мощности). Для ТРД в принципе не требуется самоподдержания термоядерной реакции ($Q \gg 1$) и даже может быть приемлемо $Q < 1$.

Для ТРД в условиях космоса снимаются многие технические проблемы ТЭР. Не требуются тяжёлые стенки, сложное вакуумное оборудование, по-другому смотрятся силовые, размерные и радиационные факторы. Трудно делать реальный прогноз (вспомним прогнозы развития атомной и термоядерной энергетики [53]), но ввиду быстрой коммерциализации космоса ТРД могут быть востребованы раньше, чем ТЭР, и это будет поворотный шаг в освоении Солнечной Системы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Choueiri E.Y.** A critical history of electric propulsion: the first 50 years (1906—1956). — J. of Propulsion and Power, 2004, vol. 20, p. 193—203.
2. **Jahn R.G., Choueiri E.Y.** Electric Propulsion. Encyclopedia of Physical Science and Technology. — New York: Academic Press, 2002, vol. 5 (third edition).
3. **Морозов А.И.** Разработка идеологии стационарных плазменных двигателей. — Физика плазмы, 2003, т. 29, № 3, с. 261—276.
4. **Turner M.J.L.** Rocket and Spacecraft Propulsion-Principle. — Practice and New Development, Springer, 3rd ed., 2009.
5. **Ahedo E.** Plasmas for space propulsion. — Plasma Phys. Control. Fusion, 2011, vol. 53, p. 124037 (11 p.).
6. **Goebel D.M., Katz I.** Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters. — JPL Space Science and Technology Series, 2008.
7. **Щепетилов В.А.** Разработка электрореактивных двигателей в Институте атомной энергии им. И.В. Курчатова. — ВАНТ. Сер. Термоядерный синтез, 2017, т. 40, вып. 2, с. 5—18.
8. **Горшков О.А., Муравлев В.А., Шагайда А.А.** Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов. — М.: Машиностроение, 2008.

9. **Morozov A.I., Savelyev V.V.** Fundamentals of plasma thruster theory. — Reviews of Plasma Physics. Editors Kadomtsev B.B., Shafranov V.D., 2000, vol. 21, p. 203—391.
10. **Морозов А.И.** Физические основы космических электрореактивных двигателей. Т. 1. Элементы динамики потоков в ЭРД. — М.: Атомиздат, 1976.
11. **Козубский К.Н., Мурашко В.М., Рылов Ю.П., Трифонов Ю.В., Ходнено В.П., Ким В., Попов Г.А., Обухов В.А.** СПД работают в космосе. — Физика плазмы, 2003, т. 29, № 3, с. 277 — 292.
12. **Kaufman H.R., Robinson R.S.** Ion source design for industrial application. — AIAA J., 1982, vol. 20, № 6, p. 745—760.
13. **Хамиц И.И., Филиппов И.М., Бурылов Л.С., Тененбаум С.М., Перфильев А.В., Гусак Д.И.** Концепция космической транспортно-энергетической системы на основе солнечного межорбитального электроракетного буксира. — Космическая техника и технологии, 2017, № 1(16), с. 32—40.
14. **Lovtsov A.S., Shagayda A.A., Muravlev V.A., Selivanov M.Y.** Ion Thrusters Development for a Transport and Power Generation Module Project. — IEPC-2015-291 (12 p.).
15. **Ловцов А.С., Селиванов М.Ю.** Огневые испытания ионного двигателя высокой мощности для перспективных транспортных модулей. — Известия Академии наук СССР. Энергетика, 2014, № 6, с. 3—9.
16. **Hall S.J., Jorns B.A., Gallimore A.D., Kamhawi H., Haag T.W., Mackey J.A., Gilland J.H., Peterson P.Y., Baird M.J.** High-Power Performance of a 100-kW Class Nested Hall Thruster. — IEPC-2017-228 (16 p.).
17. **Hofer R.R., Randolph T.M.** Mass and cost model for selecting thruster size in electric propulsion systems. — J. of Propulsion and Power, 2013, vol. 29, № 1, p. 166—177.
18. **Кувшинова Е.Ю., Акимов В.Н., Архангельский Н.И., Нестеров В.М.** Сравнительный анализ технико-экономической эффективности применения многоразовых межорбитальных буксиров с ядерной электроракетной двигательной установкой и одноразовых химических разгонных блоков в транспортных операциях по доставке полезных грузов на окололунную орбиту. — Космическая техника и технологии, 2016, № 3(14), с. 62—70.
19. **Синицын А.А.** Баллистические варианты пилотируемой экспедиции на Марс с ядерной электроракетной двигательной установкой. — Космическая техника и технологии, 2016, № 4(15), с. 80 — 90.
20. **Bathgate S.N., Bilek M.M.M., McKenzie D.R.** Electrodeless plasma thrusters for spacecraft: a review. — Plasma Sci. Technol., 2017, p. 19083001 (24 p.).
21. **Bering III E.A., Longmier B.W., Glover T.W., Chang-Díaz F.R., Squire J.P., Brukardt M.** High Power Electric Propulsion Using VASIMR: Results From Flight Prototypes. — AIAA-2009-245 (18 p.).
22. **Тимофеев А.В.** Резонансные явления в колебаниях плазмы. — М.: Физматлит, 2009.
23. **Стикс Т.** Теория плазменных волн. — М.: Атомиздат, 1965.
24. **Звонков А.В., Тимофеев А.В.** «Магнитный берег» в открытых ловушках. — Физика плазмы, 1987, т. 13, вып. 3, с. 282—290.
25. **Dawson J.M., Kim H.C., Arnush D., Fried B.D., Gould R.W., Heflinger L.O., Kennel C.F., Romesser T.E., Stenzel R.L., Wong A.Y., Wuerker R.F.** Isotope separation in plasmas by use of ion cyclotron resonance. — Phys. Rev. Lett., 1976, vol. 37, № 23, p. 1547—1550.
26. **Долголенко Д.А., Муромкин Ю.А.** Разделение изотопов в плазме на основе ионного циклотронного резонанса. — УФН, 2009, т. 179, с. 369—382.
27. **Boswell R.W.** Very efficient plasma generation by whistler waves near the hybrid frequency. — Plasma Phys. Contr. Fus., 1984, vol. 26, p. 1147—1162.
28. **Chen F.F.** Helicon discharges and sources: a review. — Plasma Sources Sci. Technol., 2015, vol. 24, p. 014001 (12 p.).
29. **Tarey R.D., Sahu B.B., Ganguli A.** Understanding helicon plasmas. — Physics of Plasmas, 2012, vol. 19, p. 073520 (11 p.).
30. **Chang Díaz F.R., Squire J.P., Glover T., Petro A.J., Bering III E.A., Baity F.W., Goulding R.H., Carter M.D., Bengtson R.D., Breizman B.N.** The VASIMR Engine: Project Status and Recent Accomplishments. — AIAA-2004-0149 (8 p.).
31. **Панов Д.А., Тимофеев А.В.** О селективном нагреве ионов многоизотопной плазмы неоднородным ВЧ-полем. — Физ. плазмы, 1995, т. 21, с. 1092—1098.
32. **Chang Díaz F.R.** The VASIMR rocket. — Scientific American, 2000, № 5, vol. 283, p. 91—97.
33. **Chang Díaz F., Seedhouse E.** To Mars and Beyond, Fast! How Plasma Propulsion Will Revolutionize Space Exploration. — Springer Praxis Books, 2017.
34. **Longmier B.W., Squire J.P., Olsen C.S., Cassady L.D., Ballenger M.G., Carter M.D., Ilin A.V., Glover T.W., McCaskill G.E., Chang Díaz F.R., Bering III E.A.** Improved efficiency and throttling range of the VX-200 magnetoplasma thruster. — J. of Propulsion and Power, 2014, vol. 30, № 1, p. 123—132.
35. **Squire J.P., Carter M.D., Chang Díaz F.R., Dean L., Giambusso M., Glover T.G., Castro J., Del Valle J.** Advances in Duration Testing of the VASIMR VX-200SS System. — AIAA-2016-4950 (10 p.).
36. **Glover T.W., Chang Díaz F.R., Ilin A.V., Vondra R.** Projected Lunar Cargo Capabilities of High-Power VASIMR Propulsion. — IEPC-2007-244 (6 p.).
37. **Squire J.P., Carter M.D., Chang Díaz F.R., Giambusso M., Ilin A.V., Olsen C.S., Bering III E.A.** Development Toward a Spaceflight Capable VASIMR Engine and SEP Applications. — AIAA-2014-4173 (8 p.).
38. **Ilin A.V., Gilman D.A., Carter M.D., Chang Díaz F.R., Squire J.P., Farrias J.E.** VASIMR Solar Powered Mission for NEA Retrieval and NEA Deflection. — IEPC-2013-336 (9 p.).
39. **Chang Díaz F.R., Carter M.D., Glover T.W., Ilin A.V., Olsen C.S., Squire J.P., Litchford R.J., Harada N., Koontz S.L.** Fast and robust human missions to mars with advanced nuclear electric power and VASIMR propulsion. — In: Proc. of Nuclear and Emerging Technologies for Space. Albuquerque, NM, February 25—28, 2013, Paper 6777 (9 p.).

40. **Bering III E.A., Giambusso M., Carter M., Ilin A., Olsen C., Squire J.P., Chang Díaz F.R., Longmier B.W.** Using VASIMR for the Proposed Europa Mission. — AIAA-2014-4344 (21 p.).
41. **Ilin A.V., Cassady L.D., Glover T.W., Chang Diaz F.R.** VASIMR Human Mission to Mars. — In: Space, Propulsion & Energy Sciences International Forum. University of Maryland, College Park, March 15—17, 2011, MD (12 p.).
42. **Cassibry J., Cortez R., Stanic M., Watts A., Seidler W., Adams II R., Statham G., Fabisinski L.** Case and Development Path for Fusion Propulsion. — Journal of spacecraft and rockets, 2015, vol. 52, № 2, p. 595—612.
43. **Росс Ж.Р.** Предварительное изучение термоядерных ракетных двигателей. — В сб.: Ионные, плазменные и дуговые ракетные двигатели. — М.: Госатомиздат, 1961, с. 289—311.
44. **Santarius J.F.** D³He Magnetic Fusion for space propulsion. — In: Proc. of the Workshop on D³He Based Reactor Studies. Held at the Nuclear Fusion Institute of the Russian Research Center — Kurchatov Institute, Moscow, Russia, 25 September—2 October 1991 (I.N. Golovin, General Chair person).
45. **Thio J.C.F., Turchi P.J., Santarius J.F.** A Summary of the NASA Fusion Propulsion Workshop 2000. — AIAA-2001-3669 (3 p.).
46. **Williams C.H., Dudzinski L.A., Borowski S.K., Juhasz A.J.** Realizing 2001: a space odyssey: piloted spherical torus nuclear fusion propulsion. — J. of Spacecraft and Rockets, 2002, vol. 39, № 6, p. 874—886.
47. **Ковальчук М.В., Ильгисонис В.И., Кулыгин В.М.** Плазменные двигатели и будущее космонавтики. — Природа, 2017, № 12, с. 33—44.
48. **Арсенин В.В., Жильцов В.А., Кулыгин В.М., Обрезков О.И., Переславцев А.В., Спицын А.В.** К 60-летию ОГРЫ. — ВАНТ. Сер. Термоядерный синтез, 2018, т. 41, вып. 2, с. 13—22.
49. **Новиков М.С., Иванов Д.П., Новиков С.И., Шуваев С.А.** Токонесущий элемент на основе ВТСП 2-го поколения для магнитной системы термоядерного источника нейтронов. — ВАНТ. Сер. Термоядерный синтез, 2014, т. 37, вып. 4, с. 22—29.
50. **Berezkin A.V., Bragin E.Yu., Zhil'tsov V.A., Kulygin V.M., Yanchenkov S.V.** Experimental investigation of plasma flows in open trap with toroidal diverter under ECR discharge. — Physics of Atomic Nuclei, 2015, vol. 78, № 10, p. 1120—1127.
51. **Charles C., Boswell R.W., Takahashi K.** Investigation of radiofrequency plasma sources for space travel. — Plasma Phys. Control. Fusion, 2012, vol. 54, p. 124021 (7 p.).
52. **Takahashi K., Komuro A., Ando A.** Recent Progress of a Helicon Plasma Thruster Development. — IEPC-2015-294 (6 p.).
53. **Интервью академика Е.П. Велихова «От атомной энергии в современном мире надо отказаться».** — ВАНТ. Сер. Термоядерный синтез, 2018, т. 41, вып. 2, с. 5—7.



Валерий Александрович Жильцов, начальник лаборатории, Отделение плазменных технологий ККФХТ, многократный лауреат премии им. И.В. Курчатова, ветеран атомной энергетики и промышленности; НИЦ «Курчатовский институт», 123182 Москва, пл. Академика Курчатова 1, Россия



Владимир Михайлович Кулыгин, заместитель руководителя, Отделение плазменных технологий ККФХТ, к.ф.-м.н., ветеран атомной энергетики и промышленности, почётный работник науки и техники РФ; НИЦ «Курчатовский институт», 123182 Москва, пл. Академика Курчатова 1, Россия
Kulygin_VM@nrcki.ru

Статья поступила в редакцию 20 июня 2018 г.

Вопросы атомной науки и техники.

Сер. Термоядерный синтез, 2018, т. 41, вып. 3, с. 5—20.