

Научная статья
УДК 533.59+621.455(537.534)
DOI: 10.34759/vst-2022-3-158-168

СХЕМА ВЫСОКОЧАСТОТНОГО ИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ С УМЕНЬШЕННОЙ КРИВИЗНОЙ РАЗРЯДНОЙ КАМЕРЫ

Варган Карленович Абгарян¹ ✉, Александра Юрьевна Купреева²

^{1,2}Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ,
Москва, Россия

¹vka.mai@mail.ru ✉

²kupreeva.mai@gmail.com

Аннотация. Приводится краткий обзор конструкций разрядных камер ионных двигателей. Обсуждается вопрос оптимизации схемы конструкции высокочастотных (ВЧ) ионных двигателей. С целью снижения потерь вводимой в разряд плазмы ВЧ мощности на стенках двигателя предлагается схема конструкции с разрядной камерой эллипсоидального вида с выпуклыми электродами ионно-оптической системы.

Ключевые слова: электроракетные двигатели, ионные двигатели, высокочастотные ионные двигатели, разрядная камера, электроды ионно-оптической системы, высокочастотный индуктор, низкотемпературная плазма

Финансирование: работа выполнена при поддержке Российского научного фонда, проект № 22-29-01006

Для цитирования: Абгарян В.К., Купреева А.Ю. Схема высокочастотного ионного двигателя с уменьшенной кривизной разрядной камеры // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 3. С. 158-168. DOI: 10.34759/vst-2022-3-158-168

Original article

A SCHEME OF HIGH FREQUENCY ION THRUSTER WITH REDUCED DISCHARGE CHAMBER CURVATURE

Vartan K. Abgaryan¹ ✉, Aleksandra Yu. Kupreeva²

^{1,2}Moscow Aviation Institute (National Research University), MAI,
Moscow, Russia

¹vka.mai@mail.ru ✉

²kupreeva.mai@gmail.com

Abstract

High frequency ion thrusters are one of the electric rocket thrusters schemes employed in spacecraft as low thrust engines. Initially, electrojet thrusters were applied for geostationary satellites orbit stabilizing and correcting. Recently, the range of problems being solved in space engineering by dint of the electrojet thrusters has expanded significantly. It is worth noting that such thrusters application for bringing satellites into calculated orbits, as well as their successful employing as cruising propulsion systems for implementing missions into deep space, for flights to the Moon and minor planets of the Solar System.

High frequency ion thrusters (HFIT) are the variety of electrojet thrusters. Plasma in the discharge chamber is being sustained by the high frequency electromagnetic field, in contrast to the more world-common Kaufman DC-based scheme, in which plasma is being generated by high-energy electrons injection into the discharge chamber.

Initially, relatively simple configurations were employed for the HFIT structures basic elements, which were the discharge chamber and ion-optical system (IOS) electrodes. In the current practice, the HFITs were of cylindrical, semispherical and conical form, or their combination. The flat IOS electrodes were being selected for the thrusters with the ion beam diameter less than 10 cm. For the thrusters with greater ion beam diameter electrodes with relatively small outward buckling were employed to avoid significant thermoplastic deformation of electrodes of the ion-optical system, being heated by the plasma while the thruster operation. With that, the task of determining the most optimal from the viewpoint of the engine thrust, the plasma volume shape, limited by the surfaces of the discharge chamber and the IOS electrodes was not directly set.

The article proposes employing the discharge chamber with reduced surface curvature and noticeably convex IOS electrodes in the HFIT structure. Numerical model for computing plasma parameters in the HFIT discharge chamber allows setting an optimization problem on determining the best geometry of the discharge chamber and the IOS electrodes. It is being planned to employ the engine thrust, being computed from the calculated basic plasma parameters distributions over the volume, namely electron density and electron temperature, as the optimization criterion.

Keywords: electrojet engines, ion engines, high-frequency ion engines, discharge chamber, ion-optical system electrodes, high-frequency inductor, low-temperature plasma

Funding: the work was supported by the Russian Science Foundation, Project No. 22-29-01006

For citation: Abgaryan V.K., Kupreeva A.Yu. A Scheme of High Frequency Ion Thruster with Reduced Discharge Chamber Curvature. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 3, pp. 158-168. DOI: 10.34759/vst-2022-3-158-168

Введение

Электрические ракетные двигатели [1–3] широко применяются в космической технике в качестве двигателей малой тяги. Основной принцип работы различных типов данных двигателей состоит в получении тяги за счет ускорения положительных ионов рабочего тела с помощью электростатического поля [4]. Таким образом достигаются скорости истечения рабочего газа в десятки км/с, что намного превосходит скорости в химических двигателях. Это позволяет использовать разумный запас рабочего тела в течение требуемого ресурса работы, составляющего для современных электроракетных двигателей не менее 20 тыс. часов.

Ранее электроракетные двигатели использовались для стабилизации и коррекции орбит гео-

стационарных спутников [5]. Однако в последнее время к ним добавилась также задачи довыведения космических аппаратов на геостационарную орбиту. Также можно отметить разработки применения электроракетных двигателей для преодоления аэродинамического сопротивления остаточной атмосферы для низкоорбитальных спутников.

С помощью электроракетных двигателей были выполнены ряд миссий в дальний космос, такие как Deep Space и Хаябуша 1 и 2. В этих миссиях электроракетные двигатели использовались в качестве маршевых [6, 7].

В последнее время большое внимание уделяется разработкам малых и сверхмалых аппаратов, и, разумеется, двигательных установок для них.

Электрические ракетные двигатели в ряде проектов рассматриваются в качестве основных элементов двигательных установок [8, 9].

Среди различных схем электроракетных двигателей наибольшее распространение в космической технике получили стационарные плазменные двигатели (СПД), схема которых была предложена впервые в России А.И. Морозовым [10]. Различные модификации СПД производятся и используются в летной практике во всех космических державах. Принципиальным отрицательным свойством СПД является связанная с особенностью конструкции большая расходимость ионного пучка, составляющая 30° . Это накладывает дополнительные требования для использования СПД в составе космических аппаратов, поскольку плазменная струя может влиять негативным образом на работу сопряженных систем КА. В первую очередь это относится к работе солнечных батарей.

Удельный импульс, достигнутый в технологии СПД, составляет около 3000 с. Дальнейшее увеличение удельного импульса выше 3500 с связано с использованием технологии ионных двигателей (ИД), также наряду с СПД используемыми в России и других космических державах. Кроме этого, в ионных двигателях расходимость ионного пучка существенно меньше по сравнению с СПД — вплоть до значения 5° . Существует также и ряд других положительных аспектов применения ионных двигателей. Поэтому в настоящее время идет интенсивное дальнейшее совершенствование конструкций ионных двигателей в развитых космических странах, что является одним из важнейших направлений в космонавтике в области развития двигателей малой тяги. Достаточно упомянуть, что, кроме традиционных задач в околоземном пространстве, практически все предстоящие миссии в дальний космос, такие как полеты на Марс, Луну и к малым телам Солнечной системы, планируются с использованием именно ионных двигателей в качестве маршевых.

Ионные двигатели

Разработаны и использовались как в космической технике, так и в наземных технологиях несколько схем ионных источников и, соответственно, ионных двигателей на их основе. Наиболее распространенной в мире являются схема Кауфмана ионного двигателя (ИД) с разрядом на постоянном токе [1, 11, 12]. Индуктивный разряд плазмы используется в двух схемах ионных

двигателей, в которых мощность для образования и поддержания плазменного разряда вводится с помощью внешнего переменного электромагнитного поля с частотой из мега- или гигагерцевого диапазона. Во всех схемах ионных двигателей ускорение ионов до десятков километров в секунду осуществляется с помощью постоянного электростатического поля.

Основными техническими характеристиками ионных двигателей и ионных источников, кроме тяги и ионного тока, являются удельные затраты электроэнергии на производство ионного тока и массовый коэффициент использования рабочего газа (КиРТ). В случае космического применения особое внимание уделяется достижению наилучших значений именно этих параметров, поскольку они определяют величину необходимого электропитания и запаса рабочего газа, требуемых для решения поставленных задач. Значения данных параметров определяются в ионных двигателях в основном соотношением между полезной и теряемой частью входной мощности, которое, в свою очередь, определяется соотношением площадей разрядной камеры и выходного сечения двигателя. Это достаточно очевидно, если учесть, что наибольшие потери вкладываемой в разряд электрической мощности происходят на поверхностях, граничащих с разрядом, за счет выпадения на стенки компонентов плазмы — ионов, электронов и фотонов, образующихся при ионизации атомов рабочего газа. Данные потери мощности принципиально присутствуют в ионных источниках, и их значения пропорциональны площади ограничивающих разряд поверхностей, наибольшей из которых является поверхность разрядной камеры. В то время как значение извлекаемого из источника ионного тока пропорционально площади поверхности выходного сечения источника ионов.

Конструкции разрядных камер ионных источников и двигателей

На практике, начиная с самых первых образцов ионных источников, использовались относительно простые схемы конструкций разрядных камер — цилиндрические, полусферические, конические или их комбинации. Вместе с тем задача определения наиболее оптимальной формы разрядных камер с точки зрения минимизации потерь входной мощности на поверхности разрядных камер и, соответственно, улучшения технических характеристик двигателей ранее не ставилась, поскольку, видимо, на первый план выд-

вигались простота и сокращение стоимости изготовления камер.

Из имеющегося экспериментального опыта известно, что для обеспечения достаточной для работы двигателей степени ионизации плазмы в ионных источниках необходимо, чтобы глубина зоны ионизации была не менее 5 см. Двигатели с диаметром выходного ионного потока такого значения и менее, как правило, имеют цилиндрическую или полусферическую газоразрядную камеру (ГРК). Так, двигатель RIT-3.5, Германия (Radio-frequency Ion Thruster), с диаметром пучка 3.5 см [13] имеет комбинированную ГРК, основание которой выполнено в виде цилиндра, накрытого сверху полусферической частью (рис. 1). Такая форма выбиралась как раз из соображения обеспечения указанной выше глубины зоны ионизации.

С увеличением размера двигателей, начиная с диаметра ионного пучка 10 см, достаточно увеличивать ширину двигателей, поскольку нет необходимости увеличивать их высоту более, чем указанная глубина ионизации. Несмотря на это достаточно очевидное обстоятельство, среди известных схем высокочастотных ионных двигателей (ВЧИД) средней и большой мощности по-прежнему зачастую используются, в основном,

именно цилиндрические или полусферические ГРК. То же самое относится и к ионным двигателям на постоянном токе (схема Кауфмана), которые являются более ранней схемой ионных источников, чем схема ВЧИД, и поэтому последняя имеет много общего с схемой Кауфмана.

Ранее использовались различные формы разрядных камер, выбор которых можно рассматривать как попытку снизить потери входной мощности на стенках ГРК путем уменьшения площади поверхности ГРК по отношению к площади выходного сечения. Так, в конструкции известного двигателя NEXT [14], применявшегося в ряде космических миссий, выполненных в NASA, в отличие от первоначальной цилиндрической использована схема разрядной камеры, состоящая из двух частей, а именно цилиндрического основания и верхней части в виде усеченного конуса.

Разработчики семейства отечественных двигателей схемы Кауфмана ИД-300 и ИД-500 с диаметрами ионного пучка 30 и 50 см соответственно производства ИЦ им. М.В. Келдыша [15] использовали разрядную камеру практически той же схемы, что и в двигателе NEXT, в виде цилиндрического основания и насадки в виде усеченного конуса, что получается, если у обычной ГРК

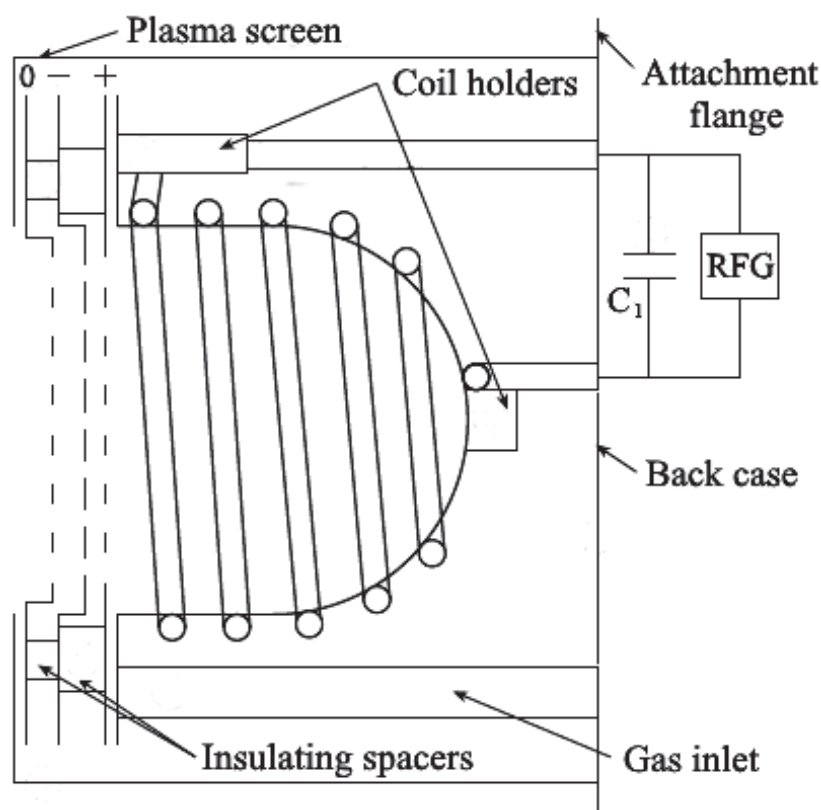


Рис. 1. Схема двигателя RIT-3.5 с диаметром ионного пучка 3.5 см [13]

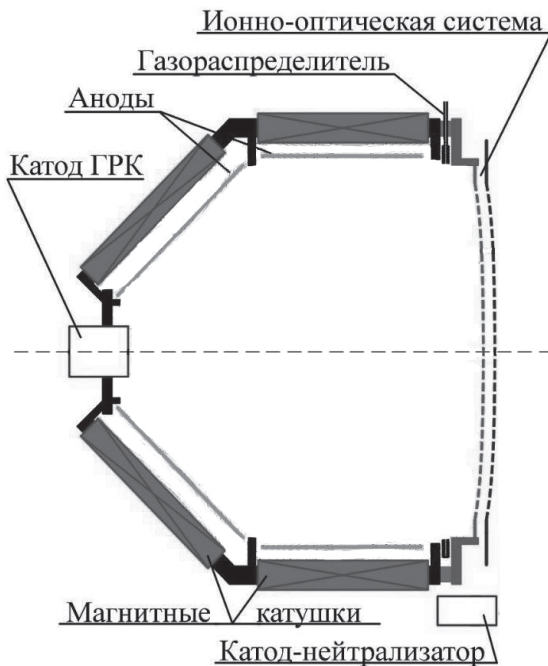


Рис. 2. Схема ионного двигателя на постоянном токе цилиндрической формы срезан угол между боковой и верхней поверхностью. Схема перечисленных двигателей на постоянном токе изображена на рис. 2. В двигателях Кауфмана плазма образуется путем ввода высокоэнергетичных электронов в разрядную камеру с помощью силовоточного катода.

Хорошо известный высокочастотный ионный двигатель RIT-22 и его модификация RIT-XT, производимые в Германии, с диаметром ионно-



Рис. 3. Схемы высокочастотных ионных двигателей RIT-22 и RIT-XT

го пучка 22 см [16, 17], имеют разрядную камеру в виде усеченного конуса (рис. 3).

Во всех перечисленных схемах используются достаточно простые формы поверхностей разрядных камер. Особо отметим относительно новый высокочастотный ионный двигатель RIT-2-X [18], компании Airbus DS GmbH, сведения о размерах и форме которого не публикуются. Однако по имеющимся в литературе фотографиям можно оценить диаметр его ионного пучка в диапазоне 25–30 см и предположить, что его разрядная камера выполнена в виде сегмента сферической поверхности с отношением высоты к радиусу разрядной камеры на уровне 0.5 (для полусферической разрядной камеры это отношение, очевидно, равно 1). Таким образом, в этом двигателе выбрана гладкая геометрия разрядной камеры с уменьшенной кривизной поверхности, видимо для сокращения потерь входной мощности на стенках. Во всех указанных двигателях семейства RIT использована ионно-оптическая система с небольшим прогибом ее электродов наружу от разрядной камеры (рис. 3).

Конструкция и принцип работы ВЧИД. Потери ВЧ мощности

Схема RIT, в которых используется поле меггерцевого диапазона, впервые были предложены Х. Лёбом [19]. В России для двигателей такого типа используется название «высокочастотные ионные двигатели». Изначальная схема ВЧИД изображена на рис. 4. Основными узлами конструкции являются: керамическая газоразрядная камера; индуктор, выполненный в виде медной спирали, подключенный к ВЧ-генератору; ионно-оптическая система (ИОС), состоящая из эмиссионного и ускоряющего электродов (ЭЭ и УЭ), перфорированных отверстиями; газоввод; катод-нейтрализатор, испускающий электроны, используемые для формирования потока квазинейтральной плазмы. Принцип работы двигателей схемы ВЧИД может быть кратко описан следующим образом. Переменный ток в индукторе формирует в разрядной камере высокочастотное электромагнитное поле. Электроны поглощают энергию поля и при столкновениях с атомами рабочего газа ионизируют, образуется плазма в газоразрядной камере ВЧИД. Положительные ионы плазмы извлека-

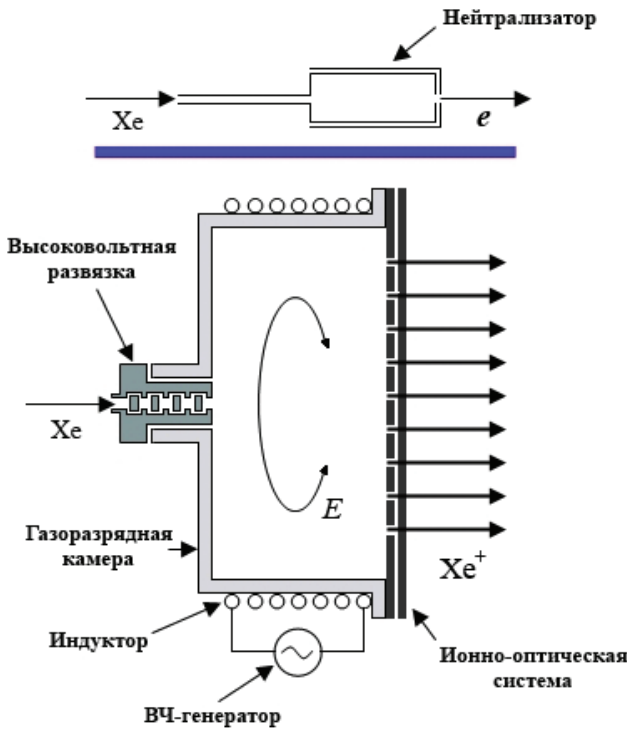


Рис. 4. Схема конструкции высокочастотного ионного двигателя с цилиндрической разрядной камерой

ются из разряда и ускоряются в промежутке между электродами ИОС до энергий в несколько килоэлектронвольт с помощью приложенного между электродами ускоряющего постоянного электрического поля.

К преимуществам схемы ВЧИД по сравнению со схемой Кауфмана на постоянном токе относится отсутствие сильноточного катода. Также не требуется установка непосредственно в разрядной камере системы магнитов или электромагнитов для изоляции электронов плазмы от стенок камеры. Основным недостатком схемы ВЧИД является необходимость использования ВЧ-генератора и ВЧ-тракта для передачи ВЧ-мощности в разряд и все вытекающие из этого обстоятельства трудности.

Параметры плазменного разряда в ВЧИД, включая давление нейтрального газа в разрядной камере, таковы, что в камере образуется слабоионизованная низкотемпературная плазма, в которой электронная температура T_e составляет около 2–7 эВ. Характерные значения амплитуд напряженностей переменного магнитного и вихревого электрического поля подбираются такими, что высокочастотные составляющие полей влияют только на электроны. Ионы при этом движутся под действием самоорганизующегося электростатического поля купольного типа.

Ионы, движущиеся в сторону выходного сечения двигателя, где расположена ИОС, формируют выходящий ионный поток. Его ток I_0 определяется плотностью тока Бома j_B , площадью выходного сечения S_0 и коэффициентом пропускания ИОС, определяемым прозрачностью σ эмиссионного электрода ИОС и кривизной γ плазменного мениска собирающей поверхности вблизи отверстий в эмиссионном электроде:

$$I_0 = j_B S_0 \sigma \gamma. \tag{1}$$

Здесь

$$j_B = K_B e n_e \sqrt{\frac{2T_e}{M}}, \tag{2}$$

где e — заряд электрона;

n_e — концентрация электронов;

M — масса атомов рабочего газа;

K_B — коэффициент Бома.

Другая часть ионов дрейфует в электростатическом поле в направлении стенок ГРК. Ионы ускоряются в образующемся автоматически при зажигании разряда пристеночным слое плазмы толщиной порядка нескольких дебаевских радиусов и выпадают на поверхность ГРК, где нейтрализуются с электронами, также выпадающими на стенки из плазмы. Выпадение ионов и электронов на стенки с их взаимной нейтрализацией приводит к безвозвратным потерям входной мощности. Данный процесс приводит к наибольшим потерям мощности среди прочих. Потери мощности при прохождении ионного потока через ИОС малы. Считается, что процесс извлечения и ускорения ионов, прошедших через отверстия в электродах ИОС, протекает без существенных потерь мощности. Для ВЧИД в качестве входной мощности принимается та часть мощности, подаваемой в индуктор, которая поглощается непосредственно плазмой разряда. В двигателях Кауфмана входная мощность расходуется в основном на образование и ввод в плазменный разряд с помощью катода потока электронов с энергиями около 20 эВ, превышающими энергию ионизации атомов рабочего газа. Здесь и далее в качестве рабочего газа рассматривается ксенон с массой атомов $M = 131$ а.е.м. и энергией ионизации $E_{Xe} = 12.13$ эВ.

Перспективная схема высокочастотного ионного двигателя

Соотношение между теряемой и полезной частью входной мощности в значительной степе-

ни определяются соотношением площадей боковой поверхности разрядной камеры и выходного сечения двигателя. Таким образом, одним из важнейших направлений снижения относительных потерь и, следовательно, оптимизации параметров работы ионных двигателей является выбор формы ГРК, при которой ее площадь поверхно-

сти была бы наименьшей по отношению к площади всей поверхности, граничащей с разрядом. Отметим, что переход от первоначальной цилиндрической к полусферической форме, изображенной на рис. 5, привел к уменьшению [20] примерно на 25% цены иона $C = P/I_0$, где P — мощность, затрачиваемая на образование и поддержание плазменного разряда. Наименьшие значения C для ионных двигателей на постоянном токе достигаются на уровне 250 Вт/А, в то время как для ВЧИД значения C заметно выше и составляют около 400 Вт/А.

Дальнейшее уменьшение относительной площади поверхности ГРК для двигателей с диаметром ионного пучка более 10 см предполагается в схеме, разрабатываемой в настоящее время в НИИ ПМЭ МАИ и приведенной на рис. 6. В этой схеме применяется заметно выпуклая ИОС. Максимально уменьшена площадь поверхности ГРК и сглажены все углы, поскольку хорошо известно, что плазма “не идет в углы”. При этом ожидаемая расходимость ионного пучка по проведенным оценкам ухудшается вплоть до 30° , что, на наш взгляд, не является критичным для тяговых характеристик двигателя. Отметим что, $\cos 30^\circ \approx 0.87$, и поэтому периферические ионные потоки лишь

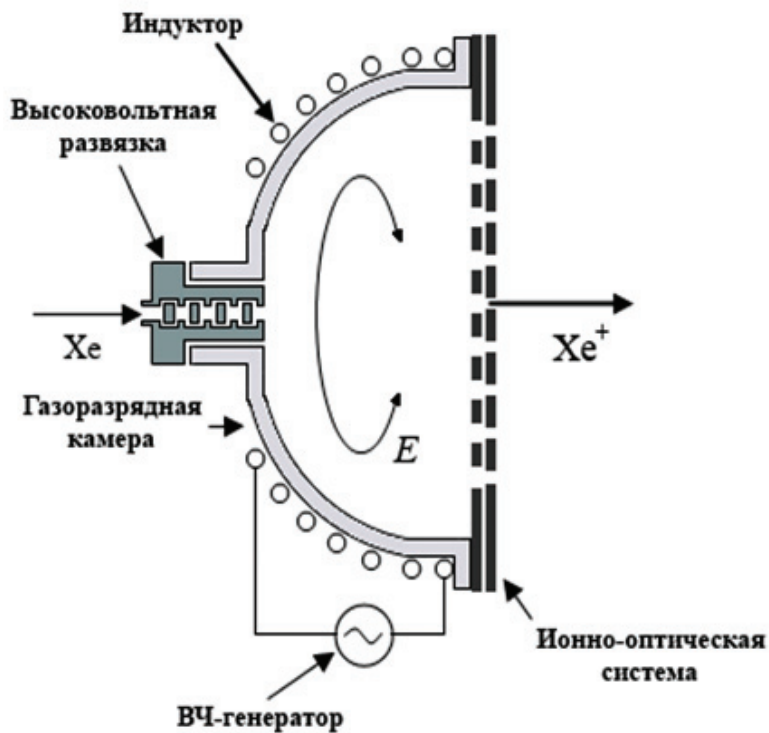


Рис. 5. Схема конструкции высокочастотного ионного двигателя с полусферической ГРК

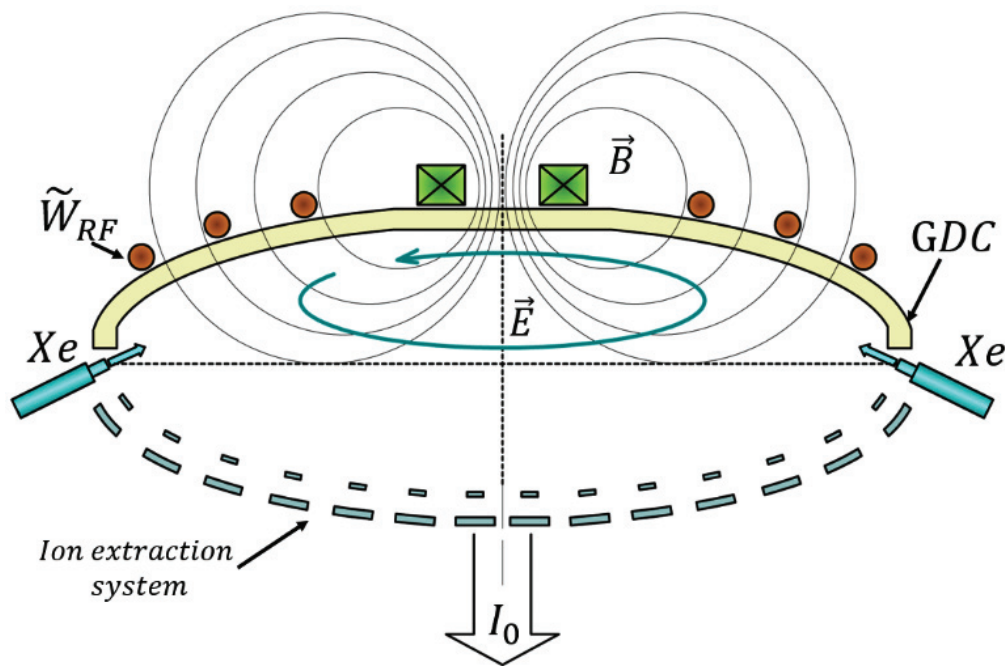


Рис. 6. Схема разрабатываемого высокочастотного ионного двигателя

незначительно уменьшают тягу, что перекрывается примерно 2-кратным увеличением числа образующих в разряде ионов, за счет увеличения объема разряда, по сравнению с объемом разряда при использовании плоской ИОС.

С целью обеспечения магнитной изоляции плазмы от стенок ГРК намечено использование дополнительной катушки индуктивности для ввода постоянного магнитного поля, что схематично отображено на рис. 6.

Организация рабочих процессов в плазменном разряде во многом определяется способом ввода рабочего газа в разрядную камеру. Первоначально рассматривались схемы ввода рабочего газа по оси двигателя, как показано на рис. 5. Однако в последнее время применяется схема с вводом газа вблизи выходного сечения двигателей, как показано на рис. 6. Это связано с тем, что при таком вводе область плазменного разряда максимально приближена к выходному сечению и, соответственно, можно ожидать максимальных значений концентраций заряженных частиц в плазменном разряде и поэтому значений выходящего ионного тока в соответствии с (1), (2).

Существенно еще одно полезное свойство схемы ВЧИД, состоящее в возможности влияния на топологию плазменного разряда путем выбора конфигурации ВЧ-индуктора. Ранее решалась экспериментально задача выбора конфигурации индуктора. Так, в [21] проведено сравнительное измерение ионных токов из ВЧИД с диаметром

ионного пучка 10 см и цилиндрической ГРК при различных способах намотки индуктора. Ввод рабочего газа в разрядную камеру осуществлялся по оси двигателя. Измерения токов для двух вариантов обмотки индуктора, изображенных на рис. 7, показали существенное различие ионных токов I_0 на 20...50 % при различных расходах рабочего газа и при одинаковом значении вкладываемой ВЧ-мощности $P_{ВЧ} = 150$ Вт.

Наибольшие значения I_0 достигаются в конфигурации рис. 7,а, в которой индуктор максимально приближен к точке ввода рабочего газа. В данном случае полученный результат объясняется тем обстоятельством, что конфигурацию ВЧ-индуктора надо выбирать такой, чтобы максимальные значения напряженностей электромагнитного поля находились вблизи точек ввода рабочего газа, где концентрация его атомов, а поэтому и частота ионизации будет максимальной. Максимальные значения электронной температуры T_e достигаются в ВЧИД вблизи витков индуктора, где амплитуды составляющих электромагнитного поля наибольшие и, следовательно, поглощение электронами входной ВЧ-мощности максимально. Значения T_e при удалении от витков индуктора к центру плазмы уменьшаются в два и более раз, что подтверждается, например, зондовыми измерениями [22].

Значения основных технических характеристик ионных источников, которыми являются тяга F и выходящий ионный ток I_0 , определяются

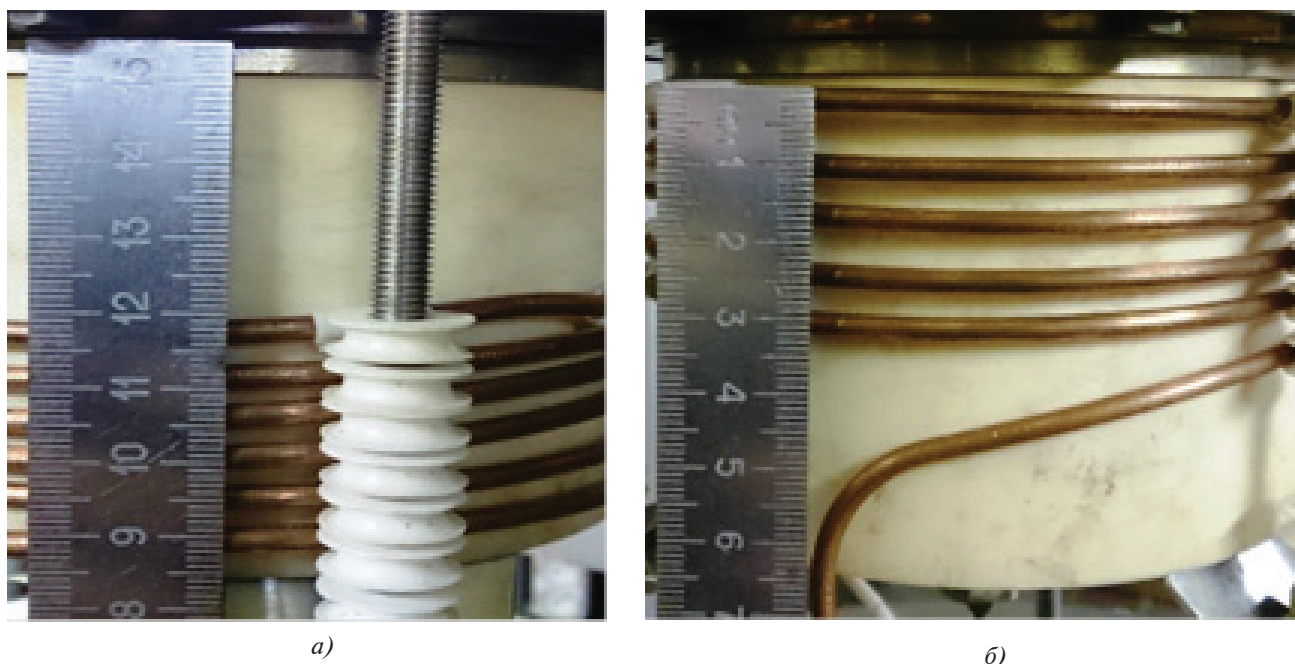


Рис. 7. Различные варианты намотки ВЧ-индуктора. Вверху расположены ИОС и выходное сечение двигателя

из распределений концентрации n_e и T_e вблизи выходного сечения двигателя, что видно из (1) и (2). Наличие численной модели расчета параметров плазмы в разрядной камере ионных двигателей позволяет поставить оптимизационную задачу об определении оптимальных форм поверхностей разрядной камеры и электродов ИОС. Критерием оптимизации может являться тяга F для двигателей либо ионный ток I_0 для технологических ионных источников.

Предварительные расчеты F и I_0 для схем различной геометрии разрядной камеры и электродов ИОС разрабатываемого в НИИ ПМЭ МАИ двигателя с диаметром ионного пучка 16 см выполнялись с помощью инженерной численной модели [23]. В расчетной модели рассчитываются распределения n_e и T_e в объеме разрядной камеры. Значения F и I_0 рассчитывались интегрированием бомовского тока (2) по выходной поверхности, т.е. поверхности ИОС. Расчеты показали, что только благодаря подбору геометрии разрядной камеры можно повысить тягу двигателей на 10...15% по сравнению с традиционной схемой с полусферической разрядной камерой [24].

Выводы

Суммируя изложенное, можно предложить перспективную схему высокочастотного ионного двигателя, имеющего разрядную камеру с поверхностью малой кривизны с заметно выпуклой ионно-оптической системой. Ввод планируется осуществлять у основания разрядной камеры. Более точная форма кривизны поверхностей газоразрядной камеры и электродов ионно-оптической системы, а также конфигурация ВЧ-индуктора могут быть определены в результате оптимизационных расчетов тяги в случае наличия численной модели расчета параметров плазмы в индуктивном разряде. С помощью предлагаемой схемы ВЧИД планируется итоговое снижение удельных затрат мощности на образование тяги двигателя и повышение конкурентоспособности данной схемы ионного двигателя по сравнению с широко распространенной в мире схемой ионного двигателя Кауфмана на постоянном токе.

Список источников

1. *Goebel D.M., Katz I.* Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters. — New York: John Wiley & Sons, 2008. — 526 p.
2. *Гришин С.Д., Лесков Л.В.* Электрические ракетные двигатели. — М.: Машиностроение, 1989. — 216 с.
3. *Попов Г.А.* Электрические ракетные двигатели (ЭРД): Разработки ЭРД в России. Роль Московского авиационного института // Вестник Московского авиационного института. 2005. Т. 12. № 2. С. 112-122.
4. *Браун Я.* Физика и технология ионных пучков / Пер. с англ. под ред. д.ф.-м.н. Е.С. Машковой. — М.: Мир, 1998. — 496 с.
5. *Обухов В.А., Покрышкин А.И., Попов Г.А., Яшина Н.В.* Использование маршевой электроракетной двигательной установки для управления ориентацией КА // Вестник Московского авиационного института. 2009. Т. 16. № 3. С. 30-40.
6. HAYABUSA. Jet Propulsion Laboratory NASA, 2003. URL: <https://www.jpl.nasa.gov/missions/hayabusa>
7. DEEP SPACE 1. Jet Propulsion Laboratory NASA, 1998. URL: <https://www.jpl.nasa.gov/missions/deep-space-1-ds1>
8. *Каплин М. А., Митрофанова О.А., Берникова М.Ю.* Разработка плазменных двигателей сверхмалой мощности серии ПлаС // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 1. С. 74-85. DOI: 10.34759/vst-2021-1-74-85
9. *Ткачук А.В., Козубский К.Н., Румянцев А.В.* Двигательная установка с плазменными двигателями для космических микроаппаратов // Вестник Московского авиационного института. 2014. Т. 21. № 2. С. 49-54.
10. *Морозов А.И.* Физические основы космических электрореактивных двигателей. Т.1. Элементы динамики потоков в ЭРД. — М.: Атомиздат, 1978. — 328 с.
11. *Kaufman H.R., Robinson R.S.* End-Hall ion source. Patent US 4862032 A, 1986
12. *Горшков О.А., Муравлев В.А., Шагайда А.А.* Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов. — М.: Машиностроение, 2008. — 280 с.
13. *Dobkevicius M., Feili D.* A coupled performance and thermal model for radio-frequency gridded ion thrusters // European Physical Journal D. 2016. Vol. 70. No. 11, pp. 227-240. DOI: 10.1140/epjd/e2016-70273-7
14. *Van Noord J.L.* Next Ion Thruster Thermal Model // 43rd Joint Propulsion Conference and Exhibit cosponsored by the AIAA, ASME, SAE, and ASEE (08–11 July 2007; Cincinnati, Ohio). NASA/TM—2010-216919. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20110000534/downloads/20110000534.pdf>
15. *Васин А.И., Коротеев А.С., Ловцов А.С.* и др. Обзор работ по электроракетным двигателям в Государственном научном центре ФГУП «Центр Кел-

- дыша» // Труды МАИ. 2012. № 60. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=35335>
16. Leiter H.J., Kuhmann J., Kukies R. et al. Results from the RIT-22 Technology Maturity Demonstration Activity // 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (28–30 July 2014; Cleveland, OH). DOI: 10.2514/6.2014-3421
 17. Konstantinov M.S., Petukhov V.G., Löb H.W. Application of RIT-22 thruster for Interhelioprobe mission // Труды МАИ. 2012. № 60. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=35420>
 18. Porst J.-P., Altmann C., Arnold C. et al. The RIT 2X propulsion system: current development status // 35th International Electric Propulsion Conference (08–12 October 2017; Georgia Institute of Technology – Atlanta, Georgia, USA). IEPC-2017-505. URL: http://electricrocket.org/IEPC/IEPC_2017_505.pdf
 19. Löb H.W. Ein elektrostatisches Raketentriebwerk mit Hochfrequenzionenquelle // *Astronautica Acta*. 1962. Vol. 8. No. 1, pp. 49–53.
 20. Holste K., Dietz P., Scharmann S. et al. Ion thrusters for electric propulsion: Scientific issues developing a niche technology into a game changer // *Review of Scientific Instruments*. 2020. Vol. 91. No. 6: 061101. DOI: 10.1063/5.0010134
 21. Нигматзянов В.В. Выбор параметров разрядной камеры высокочастотного ионного двигателя: Дисс. ... канд. техн. наук. — М.: МАИ, 2017. — 142 с.
 22. Кожевников В.В. Исследование локальных параметров плазмы в разрядной камере высокочастотного ионного двигателя малой мощности: Дисс. ... канд. техн. наук. — М., 2017. — 139 с.
 23. Kanev S., Melnikov A., Nazarenko I., Khartov S. Mathematical model of radio-frequency ion thruster with an additional magnetostatic field // 18th International Conference “Aviation and Cosmonautics” (18–22 November 2019; Moscow, Russia). Vol. 868: 012010. DOI: 10.1088/1757-899X/868/1/012010
 24. Абгарян В.К., Мельников А.В., Моголкин А.И. и др. Совместная оптимизация геометрий газоразрядной камеры и электродов ионно-оптической системы высокочастотного ионного двигателя // XXII Международная конференция по вычислительной механике и современным прикладным программным системам (04–13 сентября 2021; Алушта, Крым): Сборник докладов. М.: Изд-во МАИ, 2021. С. 591–593.

References

1. Goebel D.M., Katz I. *Fundamentals of Electric Propulsion: Ion and Hall Thrusters*. New York, John Wiley & Sons, 2008, 526 p.
2. Grishin S.D., Leskov L.V. *Elektricheskie raketnye dvigateli* (Electric rocket engines), Moscow, Mashinostroenie, 1989, 216 p.
3. Popov G.A. Electrical rocket engines—their development in Russia and a contribution of the Moscow Aviation Institute. *Aerospace MAI Journal*, 2005, vol. 12, no. 2, pp. 112–122.
4. Brown I.G. *The Physics and Technology of Ion Sources*, Wiley, 2006, 399 p.
5. Obukhov V.A., Pokryshkin A.I., Popov G.A., Yashina N.V. The usage of a sustainer electric propulsion system for spacecraft attitude control. *Aerospace MAI Journal*, 2009, vol. 16, no. 3, pp. 30–40.
6. HAYABUSA. Jet Propulsion Laboratory NASA, 2003. URL: <https://www.jpl.nasa.gov/missions/hayabusa>
7. DEEP SPACE 1. Jet Propulsion Laboratory NASA, 1998. URL: <https://www.jpl.nasa.gov/missions/deep-space-1-dsl>
8. Kaplin M.A., Mitrofanova O.A., Bernikova M.Y. Development of very low-power PlaS-type plasma thrusters. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 1, pp. 74–85. DOI: 10.34759/vst-2021-1-74-85
9. Tkachuk A.V., Kozubski K.N., Rumyantsev A.V. Propulsion system with stationary plasma thrusters aboard small spacecraft. *Aerospace MAI Journal*, 2014, vol. 21, no. 2, pp. 49–54.
10. Morozov A.I. *Fizicheskie osnovy kosmicheskikh elektreaktivnykh dvigatelei. T.1. Elementy dinamiki potokov v ERD* (Physical foundations of space electric jet engines. Vol.1. Elements of flow dynamics in the ERD), Moscow, Atomizdat, 1978, 328 p.
11. Kaufman H.R., Robinson R.S. *End-Hall ion source*. Patent US 4862032 A, 1986.
12. Gorshkov O.A., Muravlev V.A., Shagaida A.A. *Khollovskie i ionnye plazmennye dvigateli dlya kosmicheskikh apparatov* (Hall and ion plasma engines for spacecraft), Moscow, Mashinostroenie, 2008, 280 p.
13. Dobkevicius M., Feili D. A coupled performance and thermal model for radio-frequency gridded ion thrusters. *European Physical Journal D*, 2016, vol. 70, no. 11, pp. 227–240. DOI: 10.1140/epjd/e2016-70273-7
14. Van Noord J.L. Next Ion Thruster Thermal Model. *43rd Joint Propulsion Conference and Exhibit cosponsored by the AIAA, ASME, SAE, and ASEE (08–11 July 2007; Cincinnati, Ohio)*. NASA/TM—2010-216919. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20110000534/downloads/20110000534.pdf>
15. Vasin A.I., Koroteev A.S., Lovtsov A.S. et al. *Trudy MAI*, 2012, no. 60. URL: <https://trudymai.ru/eng/published.php?ID=35335>
16. Leiter H.J., Kuhmann J., Kukies R. et al. Results from the RIT-22 Technology Maturity Demonstration Activity. *50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference (28–30 July 2014; Cleveland, OH)*. DOI: 10.2514/6.2014-3421
17. Konstantinov M.S., Petukhov V.G., Löb H.W. Application of RIT-22 thruster for Interhelioprobe mission. *Trudy MAI*, 2012, no. 60. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=35420>

18. Porst J.-P., Altmann C., Arnold C. et al. The RIT 2X propulsion system: current development status. *35th International Electric Propulsion Conference (08–12 October 2017; Georgia Institute of Technology – Atlanta, Georgia, USA)*. IEPC-2017-505. URL: http://electricrocket.org/IEPC/IEPC_2017_505.pdf
19. Löb H.W. Ein elektrostatisches Raketentriebwerk mit Hochfrequenzionenquelle. *Astronautica Acta*, 1962, vol. 8, no. 1, pp. 49–53.
20. Holste K., Dietz P., Scharmann S. et al. Ion thrusters for electric propulsion: Scientific issues developing a niche technology into a game changer. *Review of Scientific Instruments*, 2020, vol. 91, no. 6: 061101. DOI: 10.1063/5.0010134
21. Nigmatzyanov V.V. *Vybor parametrov razryadnoi kamery vysokochastotnogo ionnogo dvigatelya* (Discharge chamber parameters selection of high-frequency ion engine). Doctor's thesis, Moscow, MAI, 2017, 142 p.
22. Kozhevnikov V.V. *Issledovanie lokal'nykh parametrov plazmy v razryadnoi kamere vysokochastotnogo ionnogo dvigatelya maloi moshchnosti* (Studying local plasma parameters in the discharge chamber of a low-power high-frequency ion thruster). Doctor's thesis, Moscow, MAI, 2017, 139 p.
23. Kanev S., Melnikov A., Nazarenko I., Khartov S. Mathematical model of radio-frequency ion thruster with an additional magnetostatic field. *18th International Conference "Aviation and Cosmonautics" (18–22 November 2019; Moscow, Russia)*. Vol. 868: 012010. DOI: 10.1088/1757-899X/868/1/012010
24. Abgaryan V.K., Mel'nikov A.V., Mogulkin A.I. et al. *Materialy XXII Mezhdunarodnoi konferentsii po vychislitel'noi mekhanike i sovremennym prikladnym programmnyim sistemam (04–13 September 2021; Alushta, Crimea)*. Moscow, MAI, 2021, pp. 591-593.

Статья поступила в редакцию 22.07.2022; одобрена после рецензирования 01.08.2022; принята к публикации 01.08.2022.

The article was submitted on 22.07.2022; approved after reviewing on 01.08.2022; accepted for publication on 01.08.2022.