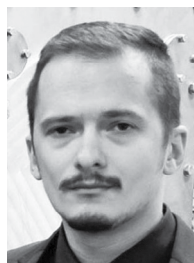




Тяговые элементы плазменных двигателей космического назначения *на основе миниатюрных магнитоплазменных компрессоров*



Валентин Асташинский,
заведующий отделением
физики плазмы
и плазменных технологий
Института тепло-
и массообмена
им. А.В. Лыкова
НАН Беларуси,
член-корреспондент



Георгий Дзагидзе,
научный сотрудник
лаборатории
физики плазменных
ускорителей Института
тепло- и массообмена
им. А.В. Лыкова
НАН Беларуси



Павел Шоронов,
научный сотрудник
лаборатории
физики плазменных
ускорителей Института
тепло- и массообмена
им. А.В. Лыкова
НАН Беларуси

Запуск первого искусственного спутника Земли 4 октября 1957 г. в СССР положил начало практическому освоению Вселенной. Для вывода космического аппарата (КА), например, на орбиту Земли используют мощные химические ракетные двигатели (жидкостные, твердотопливные и гибридные). Для ориентации и коррекции орбит уже находящихся в космосе КА применяют электрореактивные двигатели (ЭРД), к которым относятся и плазменные, на солнечных батареях в качестве источников энергии.

Первый в мире ЭРД входил в состав системы советской автоматической межпланетной станции «Зонд-2», запущенной 30.11.1964 г.

Электротермический импульсный абляционный двигатель поддерживал ориентацию станции в пространстве в течение 70 мин. В США в 1964 г. в суборбитальном полете (SERT-1) прошла первая демонстрация ионного двигателя, который успешно функционировал в течение запланированной 31 мин.

Наконец, 29 декабря 1971 г. был запущен метеоспутник «Метеор-10», на котором был установлен стационарный плазменный двигатель (СПД) в качестве корректирующего (создан А.И. Морозовым в Институте атомной энергии им. И.В. Курчатова АН СССР) на основе плазменного ускорителя с замкнутым дрейфом электронов и протяженной зоной ускорения, кото-

рый проработал в космосе более 170 часов, подняв при этом орбиту «Метеора-10» на 15 км. Несмотря на многообразие других типов двигателей, СПД Морозова и его современные варианты до сих пор занимают лидирующее положение в мире среди электроразрядных систем, отправляемых в космос (рис. 1).

В аэрокосмической отрасли большое внимание уделяется вопросам, связанным с запуском и использованием малых космических аппаратов (МКА) массой от единиц до нескольких сотен килограммов. В связи с этим ученые различных стран активно ведут исследования, направленные на уменьшение габаритных размеров и массы ЭРД при одновременном улучшении их тяго-

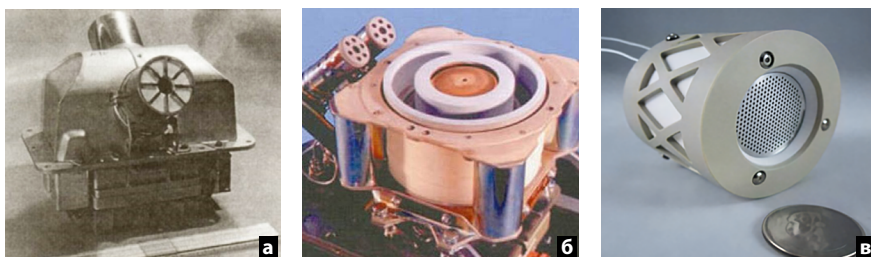


Рис. 1. Электрореактивные двигатели: а – импульсный абляционный плазменный двигатель; б – стационарный плазменный двигатель Морозова СПД-100; в – ионный двигатель

вых характеристик и надежности. Эта задача становится особенно актуальной, учитывая огромные расстояния при будущих межпланетных перелетах даже в пределах Солнечной системы. Следует отметить, что управление движением космического аппарата осуществляется несколькими независимыми плазменными двигателями. Поэтому особый интерес вызывает создание электроразрядных тяговых элементов с управляемым вектором тяги, которые позволили бы сократить число корректирующих двигателей МКА.

Однако существующие подходы по управлению вектором тяги основаны либо на совмещении нескольких независимых тяговых элементов в одной установке, либо на применении внешних магнитных или механических систем для отклонения от оси плазменной струи, истекающей из ЭРД, что приводит к существенному увеличению массогабаритных параметров космических аппаратов.

В лаборатории физики плазменных ускорителей Института тепло- и массообмена им. А.В. Лыкова НАН Беларуси созданы не имеющие аналогов квазистационарные сильноточные плазменные ускорители, в том числе в малогабаритном и миниатюрном исполнении, в которых реализуется ионно-дрейфовое ускоре-

ние замагниченной плазмы. Они генерируют высокоэнергетические компрессионные плазменные потоки заданного состава (скорость потока – до 10^7 см/с, температура и концентрация заряженных частиц плазмы – до $5 \cdot 10^5$ К и 10^{17} – 10^{18} см $^{-3}$ соответственно при длительности существования ~ 100 мкс), которые по совокупности превышают параметры плазмы в других существующих плазмодинамических системах.

В рамках научно-технической программы Союзного государства «Разработка комплексных технологий создания материалов, устройств и ключевых элементов космических средств и перспективной продукции других отраслей» («Технология-СГ», 2016–2020 гг.) реализован миниатюрный торцевой эрозионный ускоритель (мини-ТЭУ), генерирующий компрессионный плазменный поток, обеспечивающий при сравнительно низком

уровне запасаемой в накопителе энергии (до 1,8 кДж) достаточно высокие динамические параметры плазмы (рис. 2).

Разрядное устройство мини-ТЭУ представляет собой корпус из диэлектрического материала, в котором особым образом расположены стержневые электроды. Центральный электрод (катод) диаметром 6 мм находится на оси этой аксиально симметричной системы. Внешний электрод (анод) включает набор из 4 стержневых диаметром 3,5 мм, симметрично расположенных по окружности диаметром 22 мм.

По результатам исследования тяговых характеристик установлено, что при вкладываемой в разряд мини-ТЭУ энергии от 0,2 до 1,8 кДж в случае использования меди в качестве плазмообразующего вещества торцевого ускорителя скорость истечения плазмы формируемого в вакууме компрессионного потока, как и импульс среднемассовой тяги, на протяжении разряда длительностью ~ 100 мкс составляет от 10 до 20 км/с; а определяемая компрессионным плазменным потоком сила тяги в это время – ~ 100 – 1000 Н. В указанных начальных условиях показана возможность отклонения плазменного потока от оси разрядного устройства на угол от 3 до 15° без использования внешних магнитных или

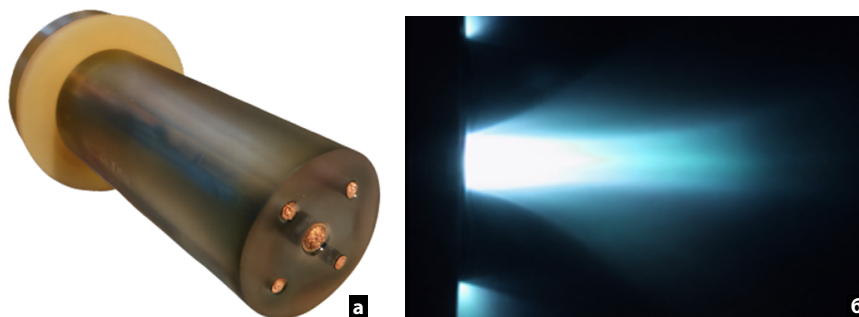


Рис. 2. Внешний вид разрядного устройства мини-ТЭУ (а) и компрессионного потока, формируемого в ходе его разряда (б)



Рис. 3. Отклонение вектора тяги от оси системы в мини-ТЭУ

механических систем, только за счет изменения начальных электрофизических параметров разряда (рис. 3).

Кроме миниатюрных эрозионных устройств разрабатываются и малогабаритные газоразрядные системы, к которым относится и миниатюрный магнитоплазменный компрессор (мини-МПК) (рис. 4).

Внешний электрод (анод) состоит из восьми стержней, симметрично расположенных по окружности диаметром 22 мм. Катод имеет форму усеченного конуса длиной 20 мм с диаметрами большего основания 12 мм и меньшего – 6 мм. В центре катода имеется отверстие диаметром 3 мм, играющее роль дивертора.

Изучение тяговых характеристик мини-МПК позволило установить, что при давлении воздуха в межэлектродном промежутке от 1 до 50 мм рт. ст. и вкладываемой в разряд мини-МПК энергии от 0,2 до 1,8 кДж скорость истечения плазмы компрессионного потока, как и импульс среднемассовой тяги, достигает значений от 10 до 50 км/с на протяжении разряда длительностью ~100 мкс.



Рис. 4. Внешний вид разрядного устройства мини-МПК (а) и компрессионного потока, формируемого в ходе его разряда (б)

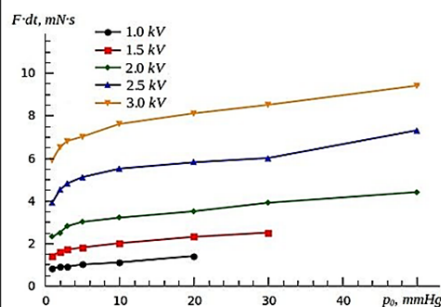


Рис. 5. Зависимость импульса тяги от давления остаточного газа для различных значений напряжения на накопителе энергии



Рис. 6. Кинокадры компрессионного плазменного потока: а – истекающий прямо компрессионный плазменный поток; б и в – поток, отклоненный в разные стороны

Сила тяги в это время достигает ~10–100 Н. Следует отметить, что максимальные ее значения мини-МПК обеспечивает при давлении около 50 мм рт. ст., которое типично для высоты около 20 км над поверхностью Земли (рис. 5).

Таким образом, мини-МПК может быть использован и как тяговый элемент для электро-ракетных двигателей высотных летательных аппаратов, работающих в верхних слоях атмосферы, например стратосферных дирижаблей. В этом случае полностью исчезает необходимость хранения и подачи в межэлектродный промежуток ускорителя плазмообразующего вещества, в качестве которого берется воздух окружающей аппарат атмосферы. По результатам предварительных исследований возможности управления вектором тяги мини-МПК с секционированным анодом установлено, что путем изменения только начальных электрофизических параметров разряда возможно формирование плазменного потока, отклоняющегося от оси разрядного устройства на угол до 15° (рис. 6).

Таким образом, мини-МПК и мини-ТЭУ открывают принципиально новые возможности для создания тяговых элементов плазменных двигательных установок с управляемым вектором тяги для малых космических аппаратов, а также стратосферных летательных аппаратов. При тяговых характеристиках, сравнимых с соответствующими значениями для уже существующих ЭРД, данные системы имеют более простую конструкцию разрядных устройств, а также обеспечивают управление вектором тяги ускорителя без дополнительных внешних магнитных или механических приспособлений. ■