

УДК 629.783

Экспериментальные исследования ионно-плазменного двигателя сверхнизкоорбитального космического аппарата

В.В. Федянин, В.В. Шалай

ФГАОУ ВО «Омский государственный технический университет»

Experimental studies of the ion plasma thruster for very low orbit spacecraft

V.V. Fedyanin, V.V. Shalay

Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education Omsk State Technical University

Проведены экспериментальные исследования характеристик ионно-плазменного двигателя, работающего на кристаллическом рабочем теле $C_{10}H_{20}O$ и остаточном газе в вакуумной камере. Исследование плазмы выполнено с использованием зонда Ленгмюра и цилиндра Фарадея. Степень ионизации плазменной струи определена по соотношению данных зонда и цилиндра Фарадея. Входная мощность измерена по току и напряжению разряда. Эффективность ионно-плазменного двигателя рассчитана как отношение выходной мощности пучка к входной. Результирующая тяга определена через силу тока плазменной струи, измеренного с помощью цилиндра Фарадея. Экспериментальные исследования параметров ионно-плазменного двигателя позволили установить закономерности и взаимосвязи для дальнейшей разработки физической, математической и имитационной модели.

EDN: JFYCQV, <https://elibrary/jfycqv>

Ключевые слова: сверхнизкоорбитальный космический аппарат, ионный двигатель, ионно-плазменный двигатель, радиочастотный геликонный плазменный двигатель, двигатель на эффекте Холла, двигательная установка

Experimental studies of the characteristics of a plasma thruster by $C_{10}H_{20}O$ and background gas in a vacuum chamber have been carried out. The plasma was studied using complex diagnostics, which used a Langmuir probe and a Faraday cylinder. The degree of ionization of the plasma jet was determined by the ratio of the data from the Langmuir probe and the Faraday cylinder. The input power was measured by current and discharge voltage. The efficiency was calculated as the ratio of the output power to the input power of the beam. The resulting thrust was determined through the plasma jet current. An analysis of the operating parameters confirmed the fundamental suitability of the thruster for use as a propulsion system for an ultra-low-orbit spacecraft. Experimental studies of the plasma thruster parameters allowed us to establish the basic patterns of their relationship for further development of a physical, mathematical and simulation model.

EDN: JFYCQV, <https://elibrary/jfycqv>

Keywords: very low orbit, ion thruster, ion plasma thruster, radio frequency helicon plasma thruster, Hall-effect thruster, propulsion system

Космические аппараты, работающие на сверхнизких орбитах, представляют собой перспективное направление развития космических технологий. Использование таких орбит сопровождается такими трудностями, как атмосферное сопротивление, эрозия материалов из-за воздействия атомарного кислорода и необходимость поддержания стабильной орбиты.

Достоинством сверхнизких орбит является их близость к Земле, что дает возможность повысить разрешение и точность дистанционного зондирования, улучшить характеристики оптических приборов, радиолокационных систем и снизить задержки при передаче данных в телекоммуникационных приложениях. Работа на таких орбитах обеспечивает естественный сход космических аппаратов после окончания миссии. Так, освоение сверхнизких орбит требует решения задач, связанных с двигательными установками, аэродинамикой, материалами и управлением. Для реализации указанных проблем нужны передовые технологии и энергоэффективные системы компенсации атмосферного торможения.

На низких орбитах ошибки позиционирования, связанные с ориентацией и положением спутника меньше. Снижается риск столкновения с космическим мусором, так как плотность его меньше, чем на более высоких орбитах. Еще одним достоинством является то, что на сверхнизких орбитах плотность атмосферы может быть достаточной для использования воздушно-реактивных электрических двигательных установок. Также появляется возможность применения аэродинамического управления. Аэродинамические силы и моменты можно задействовать для управления ориентацией и орбитой космического аппарата.

Теоретический обзор. В работе [1] приведены достоинства применения низких околоземных орбит для различных миссий. Показано, что орбиты ниже 450 км представляют интерес для наблюдения Земли. Это повышает пространственное разрешение для систем оптической съемки, снижает массу и объем полезной нагрузки, улучшает отношение сигнал/шум для радарных и лидарных систем. Сигнал, принимаемый приемником, на более низких высотах сильнее, и можно использовать менее чувствительные приборы и датчики. Соответственно, уменьшение расстояния до наземных станций улучшает качество связи и пропускную способ-

ность. На сверхнизких орбитах можно применять ракеты-носители с большей полезной нагрузкой для снижения стоимости запуска.

Работа [2] посвящена изучению возможностей применения спутников на орбитах ниже 300 км для телекоммуникационных нужд. Основное внимание уделено разработке спутниковой системы для предоставления услуг мобильной связи напрямую к пользовательским устройствам. Наиболее перспективными с точки зрения коммерческой привлекательности оказались прямой доступ к мобильным устройствам, расширение покрытия для аэрокоммуникационных сервисов и уменьшение задержек для критических коммуникаций.

В статье [3] исследовано системное проектирование полезной нагрузки оптического спутника дистанционного зондирования Земли высокого разрешения для запуска на сверхнизкую орбиту с помощью малой ракеты-носителя. Основная цель работы состояла в достижении большого пространственного разрешения изображений. Проведено сравнение характеристик разработанной полезной нагрузки с существующими спутниковыми системами. Расчеты выполнены для идеального случая и не учитывают влияние облачности, которая может ухудшить качество изображений. Также отмечена необходимость дальнейших исследований в области коррекции изображений и технологий производства оптических систем.

Работа [4] посвящена исследованию целесообразности использования низких околоземных орбит для глобальных лидарных наблюдений Земли из космоса. Основная идея авторов заключалась в том, что сверхнизкие орбиты могут снизить стоимость подобных миссий благодаря увеличению ширины полосы обзора лидара. Для поддержания орбиты необходима двигательная установка, которая будет компенсировать торможение. Хотя масса топлива и количество двигателей возрастают с уменьшением высоты, общая масса системы, включающая в себя спутники и топливо, обычно снижается из-за меньшего количества необходимых спутников.

Авторы работы [5] исследовали влияние высоты орбиты на стоимость миссий наблюдения Земли, аргументируя, что использование нескольких малых спутников на более низких орбитах может быть значительно дешевле, чем классических систем на высоких орбитах. Описано явление, называемое космической спира-

лю, где стремление к высокой надежности и длительному сроку службы спутников увеличивает их стоимость и сложность, что ведет к уменьшению количества запусков и замедлению развития космической отрасли. Запуск на низкие орбиты, в частности на очень низкие, и их эксплуатация обходятся дешевле из-за возможности использования более простых и дешевых компонентов, так как требования к надежности и сроку службы снижаются.

Работа [6] посвящена системному моделированию спутников для задач наблюдения Земли. Предложена методика системного моделирования, позволяющая оценивать влияние новых технологий на конструкцию спутника. Рассмотрены спутник оптического наблюдения высокого разрешения и спутник с синтезированной апертурой радара. По результатам моделирования установлено, что применение новых технологий в спутнике оптического наблюдения может снизить массу системы на 75 % и стоимость разработки и производства на 50 % относительно аналогичных параметров современных систем. Для спутника с синтезированной апертурой радара выигрыш в массе и стоимости меньше, но отмечено, что существующие модели стоимости не полностью отражают современные достижения в этой области.

В статье [7] рассмотрена оптимизация формы спутников для снижения аэродинамического сопротивления. Показано, что изменение формы спутника позволяет снизить сопротивление и, следовательно, уменьшить расход топлива на поддержание орбиты или увеличить срок службы аппарата. Проведено исследование различных форм аэродинамического облика спутника с целью минимизации сопротивления. В качестве базовой формы выбран биконический профиль, параметры которого оптимизированы. Для моделирования обтекания спутника разреженным газом использованы два метода — панелей и прямого статистического моделирования. Вследствие высокой вычислительной сложности исследования пространства параметров применена синтезированная модель на основе радиальных базисных функций. Оптимизация формы позволила снизить коэффициент сопротивления на 21...35 % для рассмотренных профилей. С учетом уменьшения внутреннего объема спутника и, следовательно, объема топлива, итоговое снижение сопротивления составило 13...27 %. Таким образом, изменение формы спутника явля-

ется эффективным способом уменьшения сопротивления. Наибольшее снижение сопротивления получено при использовании заостренного носового профиля.

Будущим активностям в околоземном пространстве в условиях постоянно растущего космического трафика посвящена работа [8]. Основное внимание уделено необходимости разработки новых технологий и стратегий управления космическим движением для обеспечения устойчивого развития космической деятельности. Рассмотрены такие вопросы, как предотвращение столкновений, активное удаление космического мусора, обслуживание на орбите и освоение новых орбитальных режимов. Исследованы проблемы перегруженности околоземного пространства.

В работе [9] рассмотрен воздушно-реактивный ионный двигатель (ВРИД) для компенсации аэродинамического сопротивления, который представляет собой электрическую двигательную установку, использующую атмосферные газы в качестве рабочего тела (РТ). Установка собирает нейтральные атомы и молекулы атмосферы, движущиеся с орбитальной скоростью. Собранный газ ионизируется с помощью плазменного источника на основе электронного циклотронного резонанса, эффективного в широком диапазоне низкого давления газа. Воздухозаборник позволяет направлять набегающий поток в разрядную камеру, предотвращая утечку газа обратно в набегающий поток. Концепция также предусматривает нейтрализатор, который использует атмосферный газ. Благодаря меньшей молекулярной массе РТ потребляемая мощность ВРИД меньше, чем у традиционных ксенонных ионных двигателей.

В исследовании [10] изложена экспериментальная концепция двигательной установки с воздухозаборником для работы в верхних слоях атмосферы. Молекулы азота после столкновения с отражающей поверхностью коллектора теряют часть своей энергии, и их тепловая энергия равномерно распределяется по поверхности. Этот фактор для проектирования двигателя предполагает преимущественно диффузное отражение, а не зеркальное. Коллиматор, установленный на входе воздухозаборника, поддерживал давление внутри камеры, ограничивая утечку молекул. Полученная плазма азота генерировалась с помощью микроволнового излучения. Минимальное давление для поддержания плазмы составляло око-

ло 10^{-4} торр. Плазма на основе атомарного кислорода формировалась при меньшей мощности сверхвысокочастотного (СВЧ) генератора. Азотная плазма появлялась при подводимой СВЧ-мощности 30...60 Вт, однако плазма на основе атомарного кислорода возникала при СВЧ-мощности всего 16 Вт. Максимальная сила тока ионного пучка была ограничена эффектом пространственного заряда и достигала 16 мА при ускоряющем напряжении 200 В. Это соответствует тяге около 0,13 мН как для азота, так и для кислорода.

В статье [11] применен радиочастотный геликонный плазменный двигатель без электродов, преимущество которого перед другими двигателями заключается в низком энергопотреблении. Для его работы требуется около 60 Вт подводимой мощности. Благодаря отсутствию электродов двигатель не подвержен эрозии от атомарного кислорода. При проектировании воздухозаборника использовано численное моделирование, а характеристики двигателя проверены экспериментально. Дальнейшие исследования и испытания необходимы для оптимизации конструкции и подтверждения характеристик системы в реальных условиях. Особое внимание следует уделить эффективности сбора воздухозаборника и характеристикам двигателя при работе с различными атмосферными газами.

В работе [12] предложено использовать импульсный плазменный двигатель для компенсации сопротивления на низких и очень низких околоземных орбитах. Авторы проанализировали плотность и состав атмосферы на высотах 100...250 км, оценили доступный массовый расход воздуха и определили необходимую тягу для компенсации сопротивления. Определены характеристики двигателя, необходимые для компенсации сопротивления на различных высотах. Предполагалось, что отношение тяги к мощности составляет 30 мН/кВт, а удельный импульс — 5000 с. Предварительная оценка показала, что двигатель может создавать тягу 4,4 мН при массовом расходе газа 1 мг/с, и ее достаточно для компенсации сопротивления небольших спутников на высоте 150...250 км.

В работе [13] для сверхнизкоорбитального космического аппарата предложена система, состоящая из двухступенчатого двигателя на эффекте Холла и воздухозаборника. В первой ступени происходит усиление ионизации входящего потока за счет удержания плазмы, во

второй — электростатическое ускорение ионов. Первая ступень успешно справлялась с ионизацией разреженного атмосферного потока. Вторая ступень требует доработки для повышения эффективности ускорения. Кроме того, необходима оптимизация конструкции воздухозаборника для увеличения эффективности сбора и повышения тяги. На основе этих данных выявлены требуемые энергия разряда и расход РТ.

В ходе данного исследования проведен анализ научных работ, посвященных разработке электрических двигателей для космических аппаратов, функционирующих на сверхнизких околоземных орбитах. Анализ литературы показал растущий интерес к этой теме, обусловленный перспективой значительного увеличения срока активного существования спутников благодаря использованию остаточной атмосферы в качестве РТ.

Цель исследования — разработка прототипа и экспериментальное определение характеристик маломощного ионно-плазменного двигателя (ИПД) с анодным слоем при работе на атмосферных газах и твердом топливе для обоснования возможности создания эффективных двигательных установок сверхнизкоорбитальных космических аппаратов.

Экспериментальные исследования. Теоретический анализ показал, что существует несколько перспективных типов двигателей, включая ионные, индукционно-плазменные и холловские. Ионные двигатели обладают высоким удельным импульсом, но требуют большей мощности, а холловские двигатели более компактны и экономичны, но имеют меньший удельный импульс. Следовательно, необходимо разработать ИПД, сочетающий в себе принципы работы ионного и холловского двигателей, используя механизм формирования ионного пучка, характерный для ионного ускорителя с анодной зоной или источника с анодным дрейфом электронов. Такой двигатель позволит генерировать ионные пучки и ускорять их высоким электрическим полем.

Опытный образец ИПД, разработанный на основе источника с анодным дрейфом электронов, показан на рис. 1. Диаметр ИПД — 32 мм, высота — 25 мм.

Особенность ИПД заключается в способности ионизировать газ низкой плотности, что делает его потенциально подходящим для при-



Рис. 1. Внешний вид ИПД с зондом Ленгмюра

менения в двигательной установке сверхнизкоорбитального космического аппарата. В состав ИПД входят анод, катод, ионизационная камера и ионно-оптическая система для фокусировки пучка. Характеристики ионной струи, такие как плотность плазмы, сила тока пучка и степень ионизации, оказывают влияние на тяговые и энергетические показатели ИПД. Поэтому исследование направлено на определение таких параметров ИПД, как результирующая тяга, потребляемая мощность, удельный импульс и эффективность.

Экспериментальные исследования включали в себя три этапа: расчет параметров плазменной струи ИПД при одинаковых давлениях РТ и остаточного газа (фоновый газ — ФГ) в вакуумной камере; расчет параметров при различных значениях давления ФГ и ускоряющего напряжения; анализ работы ИПД с применением кристаллического РТ $C_{10}H_{20}O$. Методика экспериментов основана на комбинированном применении измерений зондов Ленгмюра и цилиндра Фарадея.

Для ИПД, работающего на ФГ в вакуумной камере, общая концентрация частиц определялась выражением

$$n_0 = \frac{p}{kT},$$

где p — давление ФГ в вакуумной камере; k — постоянная Больцмана; T — температура ФГ.

Измеряя силу тока ионного пучка I цилиндром Фарадея и рассчитывая скорость движения ионов v_i по формуле

$$v_i = \sqrt{\frac{2qU}{M_i}},$$

получаем концентрацию ионов в пучке

$$n_i = \frac{I}{qS_{\text{пуч}}v_i},$$

где q — заряд электрона; U — ускоряющее напряжение; M_i — масса молекулы РТ; $S_{\text{пуч}}$ — площадь поперечного сечения ионного пучка;

Массовый расход ионизированного газа

$$\dot{m}_i = \frac{IM_i}{q}.$$

Тяга ИПД для ионного пучка без учета нейтрализации электронами

$$F = I \sqrt{2U \frac{M_i}{q}}.$$

Удельный импульс по скорости пучка ионов

$$J_{\text{уд}} = \frac{v_i}{g_0},$$

где v_i — скорость ионизированного газа; g_0 — стандартное ускорение свободного падения.

По отношению концентрации ионов в пучке к общей концентрации частиц в ионизационной камере определяли эффективность ионизации РТ

$$\alpha = n_i/n_0.$$

Расчет концентрации частиц с помощью зондовых измерений основан на обработке экспериментально полученных вольт-амперных характеристик (ВАХ) и нахождении параметров плазменной струи. Полученные значения сравнивались с данными, определенными с помощью цилиндра Фарадея. В ходе исследования использован цилиндрический зонд Ленгмюра. Основными точками на ВАХ зонда являются плавающий потенциал, соответствующий нулевому току зонда, и потенциал плазмы.

Для определения температуры электронов использовали три независимых метода [14, 15]. Первый метод основан на анализе наклона экспоненциального участка ВАХ в полулогарифмическом масштабе. В этом случае зависимость логарифма силы тока зонда I от приложенного напряжения U становится линейной:

$$m = \frac{\Delta \ln I}{\Delta U},$$

где m — наклон экспоненциального участка.

Температура электронов

$$T_e^k = \frac{q}{km}.$$

Второй метод определения температуры электронов основан на соотношении потенциала плазмы U_p и плавающего потенциала U_f с учетом разницы в подвижности электронов и ионов:

$$T_e^p = \frac{q(U_p - U_f)}{k \ln \sqrt{\frac{M_i}{2\pi m_e}}}$$

где m_e — масса электрона.

Третий метод определения температуры базируется на определении площади под кривой ВАХ в области между плавающим потенциалом и потенциалом плазмы по выражению

$$S = \int_{U_f}^{U_p} I(V) dV.$$

В этом случае температура электронов

$$T_e^{int} = \frac{q}{k_B} \frac{S}{I_{esat} - I_{isat}},$$

где I_{esat} и I_{isat} — силы тока электронного и ионного насыщения.

Концентрация ионов

$$n_i = \frac{I_{isat}}{qS_3} \sqrt{\frac{\pi M_i}{2kT_e}},$$

где S_3 — площадь зонда Ленгмюра.

Концентрация электронов

$$n_e = \frac{I_{esat}}{qS_3} \sqrt{\frac{2\pi m_e}{kT_e}}.$$

Следует отметить, что для анализа результатов, полученных с помощью цилиндра Фа-

радея, использована только концентрация ионов.

Сравнение температур электронов, определенных разными способами, позволило оценить достоверность измерений. Структурная схема диагностического оборудования показана на рис. 2.

Высоковольтный источник питания формирует рабочий разряд, создавая потенциал между электродами ИПД. Зонд Ленгмюра, представляет собой электрод из нихрома диаметром 0,5 мм, погруженный в плазму. Генератор зондового напряжения формирует треугольный или синусоидальный сигнал частотой 1 Гц и амплитудой ± 180 В.

Полученные с помощью осциллографа данные для построения ВАХ проходили обработку, включавшую в себя аналоговую фильтрацию, спектральное вычитание и обработку сигнала с помощью фильтра Гаусса. Цилиндр Фарадея обеспечивал измерение пространственно-интегрированных характеристик ионного потока.

Результаты испытания ИПД при работе на ФГ с давлением $p = 1,40$ Па в диапазоне ускоряющего напряжения $U = 765 \dots 983$ В приведены в табл. 1, где I_{ic} — сила ионного тока, измеренная цилиндром Фарадея; n_{ic} и n_{iz} — концентрации ионов, измеренные цилиндром Фарадея и зондом Ленгмюра; P_1 — входная мощность; P_2 — мощность ионного пучка; η — электрический коэффициент полезного действия (КПД) ИПД.

Зависимости результирующей тяги F , удельного импульса $J_{уд}$, концентраций ионизирован-

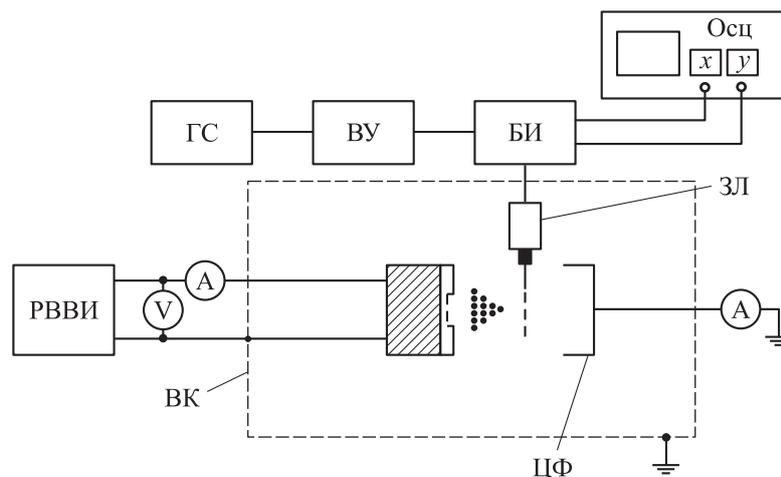


Рис. 2. Структурная схема диагностического оборудования:

ГС — генератор сигналов; ВУ — высоковольтный усилитель; БИ — блок измерителей U/I ; Осц — осциллограф; РВВИ — регулируемый высоковольтный источник ($U = 400 \dots 3000$ В); ЗЛ — зонд Ленгмюра; ЦФ — цилиндр Фарадея; ВК — вакуумная камера

Таблица 1

Результаты испытания ИПД при работе на ФГ с давлением $p = 1,40$ Па

U , В	I , мА	$I_{ц}$, мА	$n_0 \cdot 10^{-20}$, м ⁻³	$n_{iц} \cdot 10^{-14}$, м ⁻³	$n_{iз} \cdot 10^{-14}$, м ⁻³	$\alpha \cdot 10^6$	$J_{уд}$, с	F , мкН	P_1 , Вт	P_2 , Вт	η , %
765	1,07	0,41	3,4	2,53	5,93	0,75	3640	4,39	0,82	0,08	9,58
874	1,65	0,74	3,4	4,28	6,42	1,27	3830	8,34	1,44	0,16	11,21
929	5,83	2,08	3,4	11,70	9,61	3,45	4011	24,56	5,42	0,48	8,92
983	6,73	2,56	3,4	14,00	9,23	4,13	4126	31,09	6,62	0,63	9,51

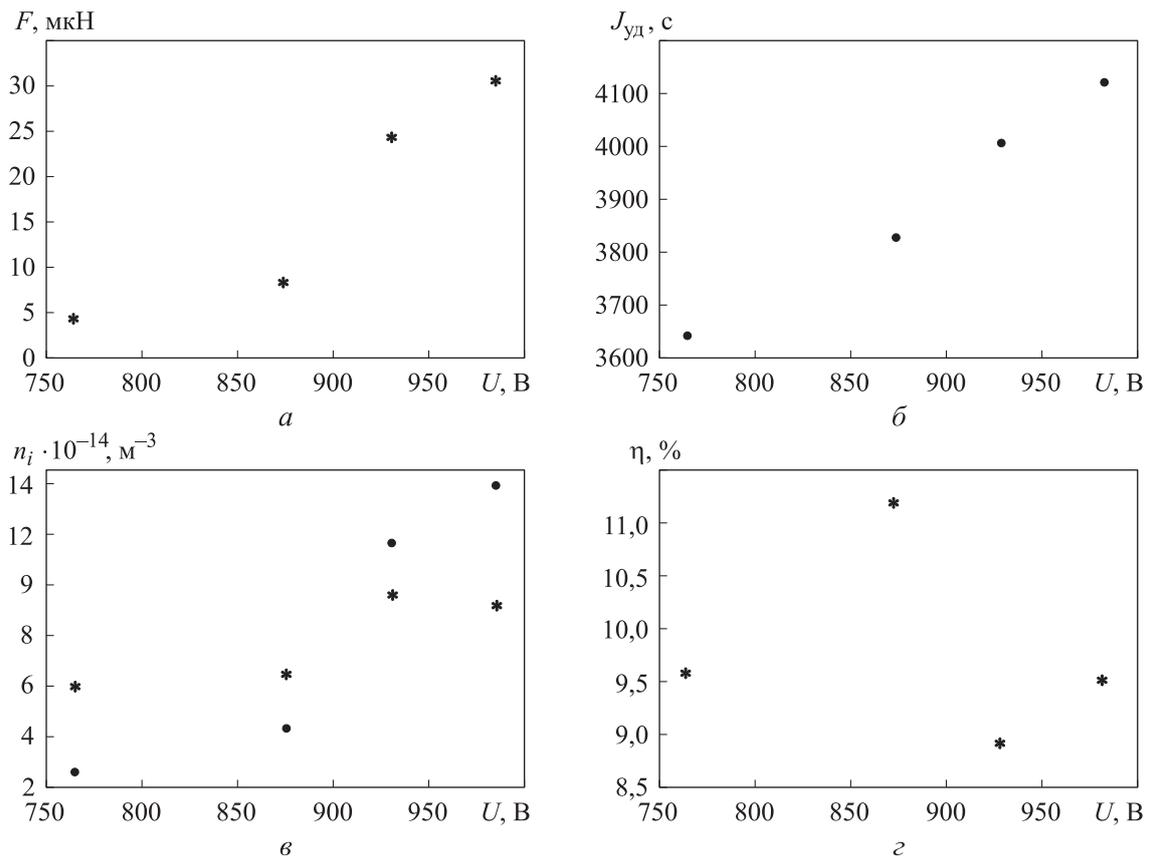


Рис. 3. Зависимости параметров ИПД от ускоряющего напряжения U при работе на ФГ с давлением $p = 1,40$ Па:

a — результирующей тяги F ; $б$ — удельного импульса $J_{уд}$; $в$ — концентраций ионизированных частиц n_i , измеренных зондовым методом (*) и цилиндром Фарадея (•); $г$ — КПД η

ных частиц n_i , измеренных зондовым методом и цилиндром Фарадея, и электрической эффективности η от ускоряющего напряжения U при работе на ФГ с давлением $p = 1,40$ Па приведены на рис. 3. Здесь и далее точки соответствуют исходным данным.

Выделены два режима работы — низко- ($U = 765$ В) и высоковольтный ($U = 983$ В). Удельный импульс возрастает от 3640 до 3830 с, при этом нелинейно увеличивается результирующая тяга F . Концентрация ионов, измеренная зондовым методом, имеет тот же порядок, что и измеренная цилиндром Фарадея.

Результаты испытания ИПД при работе на ФГ с давлением $p = 0,47$ Па приведены в табл. 2. При напряжении $U > 900$ В происходит насыщение процесса ионизации.

Зависимости параметров ИПД от ускоряющего напряжения U при давлении $p = 0,47$ Па приведены на рис. 4.

В ходе испытаний ИПД показал стабильную эффективность во всем диапазоне напряжения U . Максимальное значение тяги получено при напряжении $U = 1008$ В. Во всем диапазоне ускоряющего напряжения наблюдается линейная зависимость удельного импульса от U .

Таблица 2

Результаты испытания ИПД при работе на ФГ с давлением $p = 0,47$ Па

U , В	I , мА	$I_{ц}$, мА	$n_0 \cdot 10^{-20}$, M^{-3}	$n_i \cdot 10^{-14}$, M^{-3}	$\alpha \cdot 10^6$	$J_{уд}$, с	F , мкН	P_1 , Вт	P_2 , Вт	η , %
658	1,30	1,00	1,1	6,66	5,87	3373	9,94	0,86	0,16	19,23
662	1,31	1,01	1,1	6,71	5,91	3384	10,07	0,86	0,17	19,27
683	1,47	1,15	1,1	7,52	6,63	3437	11,65	1,00	0,20	19,56
685	1,49	1,17	1,1	7,64	6,73	3442	11,87	1,02	0,20	19,63
696	1,55	1,30	1,1	8,42	7,42	3470	13,30	1,08	0,23	20,97
706	1,59	1,32	1,1	8,49	7,48	3495	13,60	1,12	0,23	20,75
715	1,68	1,28	1,1	8,18	7,21	3517	13,27	1,20	0,23	19,05
731	1,78	1,39	1,1	8,79	7,74	3556	14,57	1,30	0,25	19,52
744	1,80	1,38	1,1	8,65	7,62	3587	14,59	1,34	0,26	19,17
790	2,21	1,61	1,1	9,79	8,63	3697	17,54	1,75	0,32	18,21
809	2,36	1,68	1,1	10,09	8,90	3741	18,52	1,91	0,34	17,80
826	2,37	1,74	1,1	10,35	9,12	3780	19,39	1,96	0,36	18,35
883	2,83	2,25	1,1	12,94	11,40	3908	25,92	2,50	0,50	19,88
926	3,03	2,38	1,1	13,37	11,78	4002	28,08	2,81	0,55	19,64
934	3,07	2,51	1,1	14,04	12,37	4019	29,74	2,83	0,59	20,44
955	3,23	2,55	1,1	14,10	12,43	4064	30,55	3,08	0,61	19,74
989	3,29	2,60	1,1	14,13	12,45	4136	31,70	3,25	0,64	19,76
1008	3,41	2,68	1,1	14,43	12,71	4176	32,98	3,44	0,68	19,65

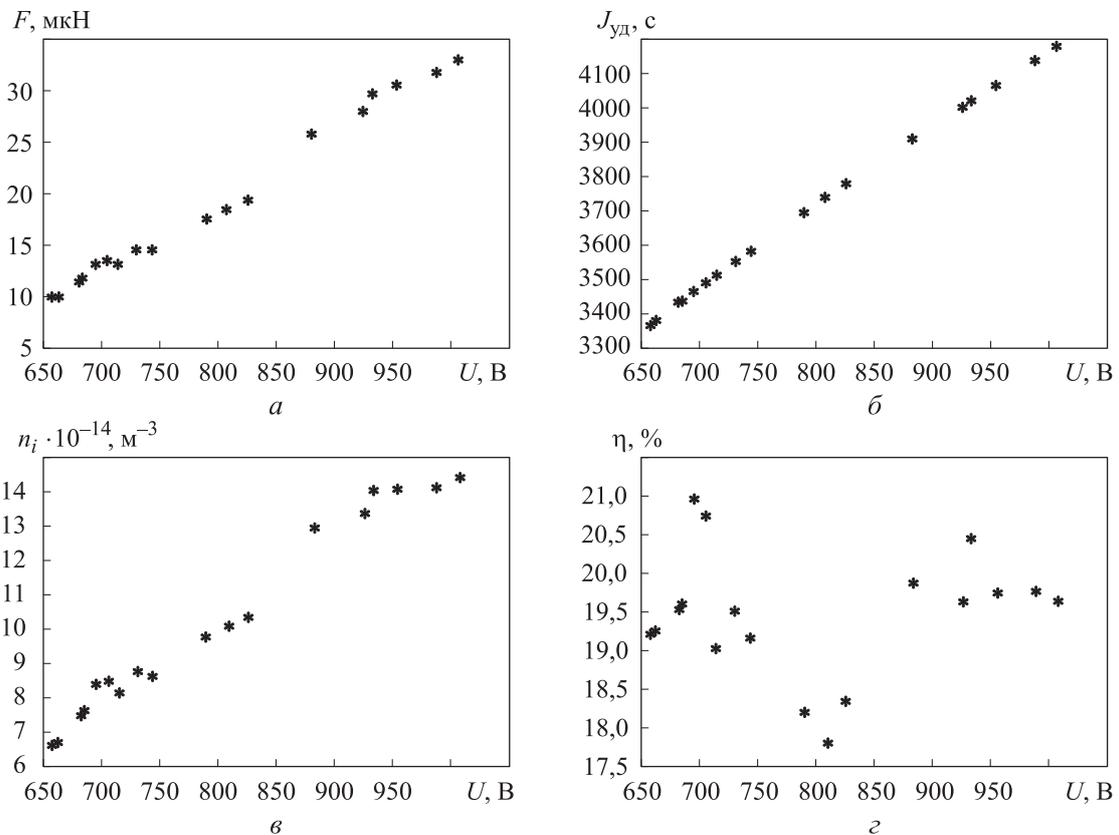


Рис. 4. Зависимости параметров ИПД от ускоряющего напряжения U при работе на ФГ с давлением $p = 0,47$ Па: а — результирующей тяги F ; б — удельного импульса $J_{уд}$; в — концентрации ионизированных частиц n_i ; z — КПД η

Результаты испытания ИПД при работе на ФГ с давлением $p \approx 0,01$ Па приведены в табл. 3. ИПД работал стабильно во всем диапазоне ускоряющего напряжения.

Зависимости параметров ИПД от ускоряющего напряжения U при работе на ФГ с давлением $p \approx 0,01$ приведены на рис. 5.

Тяга двигателя увеличивается с 0,55 до 0,94 мкН. Как и в предыдущем эксперименте (см. табл. 2), электрический КПД находился на

уровне 19 %. Результаты испытания ИПД при работе на ФГ с разным давлением приведены в табл. 4.

Согласно результатам зондовых измерений, максимальная эффективность ИПД достигнута при давлении ФГ $p = 0,61$ Па. Концентрация ионов, измеренных зондовым методом примерно в 2 раза выше, чем измеренная цилиндром Фарадея. Видно, что давления ФГ влияет на все основные параметры ИПД.

Таблица 3

Результаты испытания ИПД при работе на ФГ с давлением $p \approx 0,01$ Па

U , В	I , мА	$I_{ц}$, мА	$n_0 \cdot 10^{-18}$, м ⁻³	$n_{iц} \cdot 10^{-13}$, м ⁻³	$\alpha \cdot 10^6$	$J_{уд}$, с	F , мкН	P_1 , Вт	P_2 , Вт	η , %
1530	0,048	0,036	2,4	1,57	6,52	5144	0,55	0,073	0,014	18,75
1639	0,058	0,044	2,4	1,86	7,70	5325	0,69	0,095	0,018	18,97
1748	0,064	0,048	2,4	1,96	8,13	5499	0,78	0,112	0,021	18,75
1857	0,062	0,046	2,4	1,82	7,56	5669	0,77	0,115	0,021	18,55
1967	0,063	0,047	2,4	1,81	7,50	5833	0,81	0,124	0,023	18,65
2076	0,065	0,050	2,4	1,87	7,77	5993	0,88	0,135	0,026	19,23
2185	0,067	0,052	2,4	1,90	7,83	6149	0,94	0,146	0,028	19,40

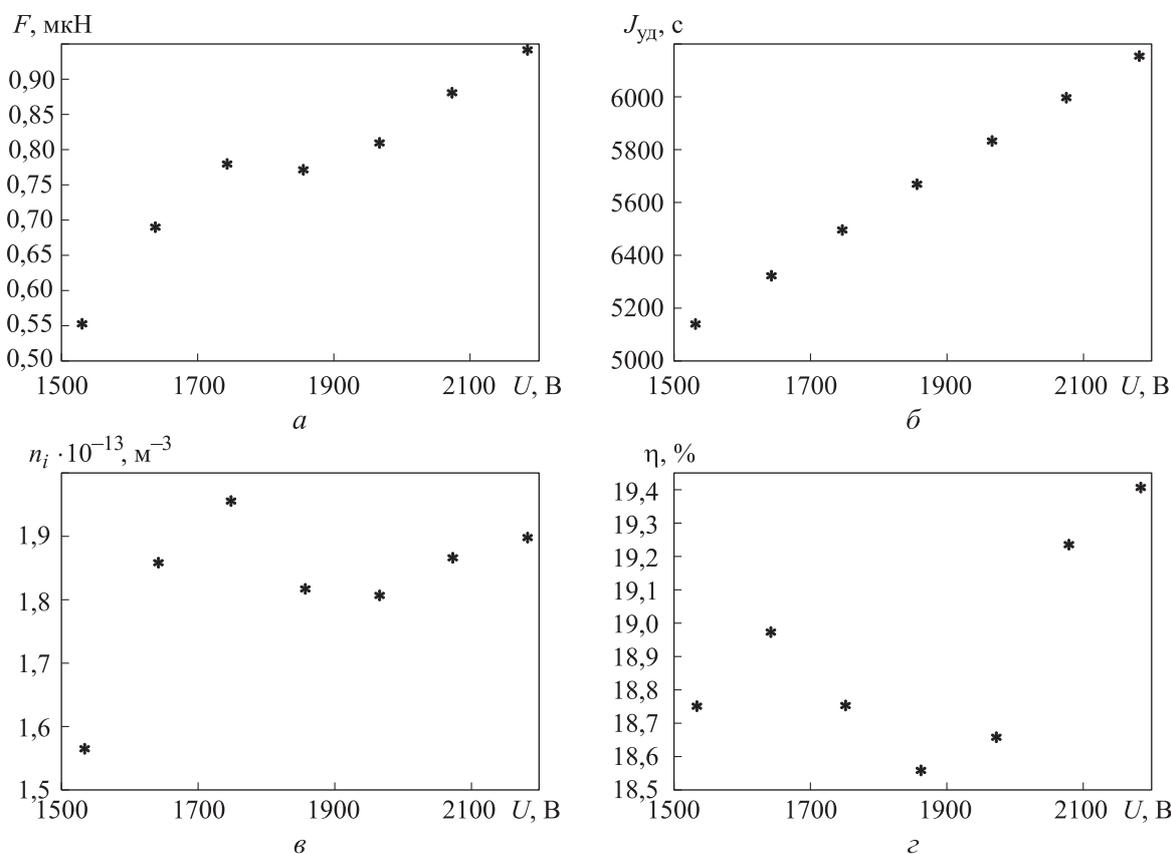


Рис. 5. Зависимости параметров ИПД от ускоряющего напряжения U при работе на ФГ с давлением $p \approx 0,01$ Па: a — результирующей тяги F ; b — удельного импульса $J_{уд}$; v — концентрации ионизированных частиц n_i ; z — КПД η

Таблица 4

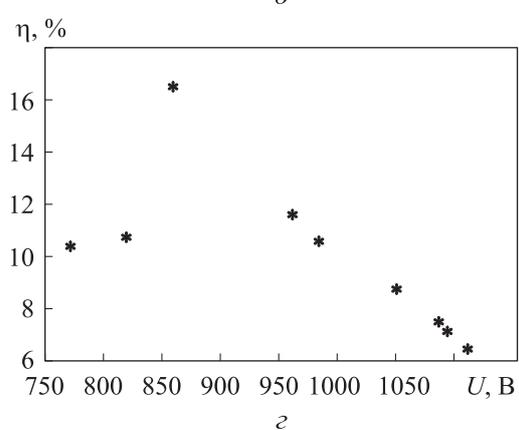
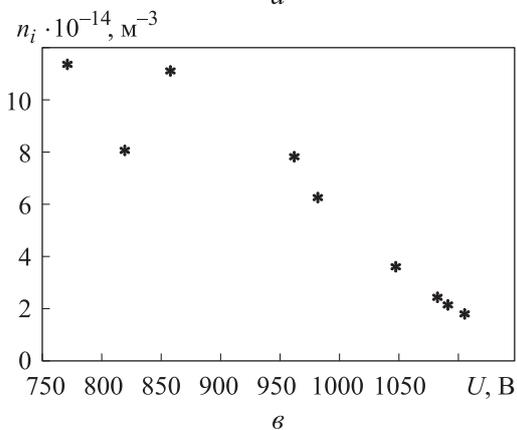
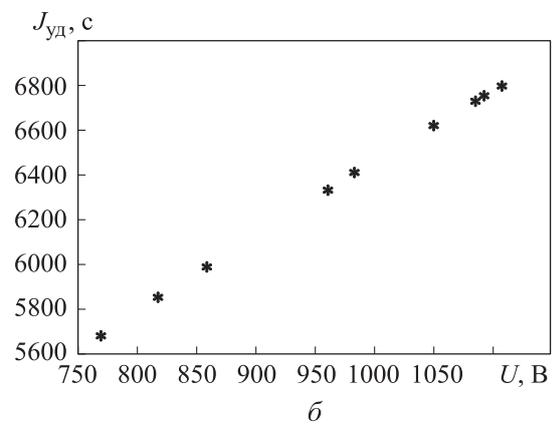
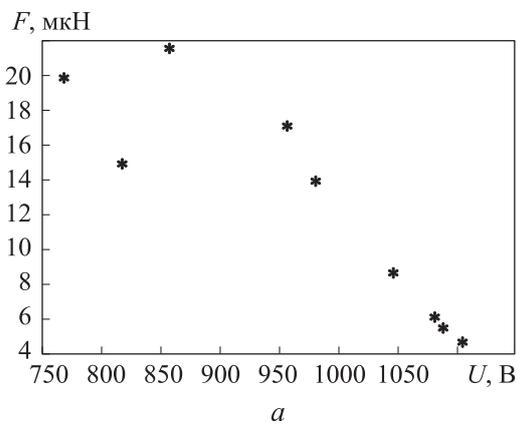
Результаты испытания ИПД при работе ФГ с разным давлением

$U, \text{В}$	$I, \text{мА}$	$I_{\text{ц}}, \text{мА}$	$n_0 \cdot 10^{-20}, \text{м}^{-3}$	$n_{i\text{ц}} \cdot 10^{-14}, \text{м}^{-3}$	$n_{i\text{з}} \cdot 10^{-14}, \text{м}^{-3}$	$\alpha \cdot 10^6$	$J_{\text{уд}}, \text{с}$	$F, \text{мкН}$	$P_1, \text{Вт}$	$P_2, \text{Вт}$	$p, \text{Па}$	$\eta, \%$
838	3,70	1,20	3,6	7,07	9,79	1,98	3810	13,5	3,10	0,25	1,48	8,1
864	2,57	0,71	3,4	4,12	11,10	1,22	3869	8,1	2,22	0,15	1,40	6,9
890	2,70	0,90	3,1	5,15	7,69	1,67	3926	10,4	2,40	0,20	1,28	8,3
896	1,57	0,68	1,9	3,87	6,44	2,06	3940	7,8	1,41	0,15	0,78	10,8
1050	3,60	1,60	1,5	8,42	–	5,72	4265	20,0	3,78	0,42	0,61	11,1

Таблица 5

Результаты испытания ИПД при работе на твердом РТ $\text{C}_{10}\text{H}_{20}\text{O}$ с давлением $p \approx 0,01 \text{ Па}$

$U, \text{В}$	$I, \text{мА}$	$I_{\text{ц}}, \text{мА}$	$\dot{m} \cdot 10^3, \text{кг/с}$	$n_{i\text{ц}} \cdot 10^{-14}, \text{м}^{-3}$	$\alpha_m \cdot 10^2$	$J_{\text{уд}}, \text{с}$	$J_{\text{эф}}, \text{с}$	$F, \text{мкН}$	$P_1, \text{Вт}$	$P_2, \text{Вт}$	$\eta, \%$
771	6,91	2,87	34	11,37	1,05	5675	59,66	19,89	5,33	0,55	10,38
819	4,87	2,09	34	8,03	0,77	5849	44,78	14,93	3,99	0,43	10,73
860	4,46	2,95	34	11,07	1,08	5992	64,75	21,59	3,84	0,63	16,54
961	4,76	2,20	34	7,80	0,81	6336	51,06	17,03	4,58	0,53	11,55
983	4,21	1,78	34	6,24	0,65	6408	41,78	13,93	4,14	0,44	10,57
1049	3,05	1,06	34	3,60	0,39	6618	25,70	8,57	3,20	0,28	8,69
1085	2,47	0,73	34	2,44	0,27	6731	18,00	6,00	2,68	0,20	7,39
1092	2,30	0,65	34	2,16	0,24	6754	16,08	5,36	2,51	0,18	7,07
1108	2,16	0,55	34	1,81	0,20	6801	13,70	4,57	2,39	0,15	6,37

Рис. 6. Зависимости параметров ИПД от ускоряющего напряжения U при работе на твердом РТ $\text{C}_{10}\text{H}_{20}\text{O}$ с давлением $p \approx 0,01 \text{ Па}$:

a — результирующей тяги F ; b — удельного импульса $J_{\text{уд}}$; v — концентрации ионизированных частиц n_i ; z — КПД η

Далее определяли работоспособность ИПД с применением твердого кристаллического РТ $C_{10}H_{20}O$ массой 0,06 г, которое помещали в полость ИПД. ИПД запускался при ускоряющем напряжении $U = 771$ В, по мере выработки РТ напряжение ступенчато увеличивалось. Общее время работы составило 28 мин 59 с, среднее значение массового расхода РТ — $34 \cdot 10^{-9}$ кг/с.

Так как известно только среднее значение массового расхода РТ, рассматривался статический случай для приблизительной оценки степени ионизации

$$\alpha_m = \frac{\dot{m}_i}{\dot{m}_g},$$

где \dot{m}_i и \dot{m}_g — массовые расходы ионов и газа.

Эффективный удельный импульс с учетом массового расхода

$$J_{эф} = \frac{v_i}{g_0} \alpha_m.$$

Результаты испытания ИПД при работе на твердом РТ $C_{10}H_{20}O$ с давлением $p \approx 0,01$ Па приведены в табл. 5. По мере выработки РТ с увеличением ускоряющего напряжения характеристики ИПД уменьшались.

Падение параметров при ускоряющем напряжении $U > 1000$ В связано с изменением массового расхода РТ в процессе испарения кристаллов $C_{10}H_{20}O$. Зависимости параметров ИПД от ускоряющего напряжения U при работе на твердом РТ $C_{10}H_{20}O$ с давлением $p \approx 0,01$ Па приведены на рис. 6.

Степень ионизации находится в диапазоне $\alpha = 0,002 \dots 0,010$. Максимальная сила тока ионного пучка 2,95 мА зафиксирована при напряжении $U = 860$ В. Удельный импульс скорости пучка ионов увеличивается с 5675 до 6801 с.

Фрагменты работы ИПД на ФГ и твердом РТ $C_{10}H_{20}O$ при разном давлении показаны на рис. 7, а-г.

На фотографиях созданного двигателем ионного пучка видны различия струй, форми-

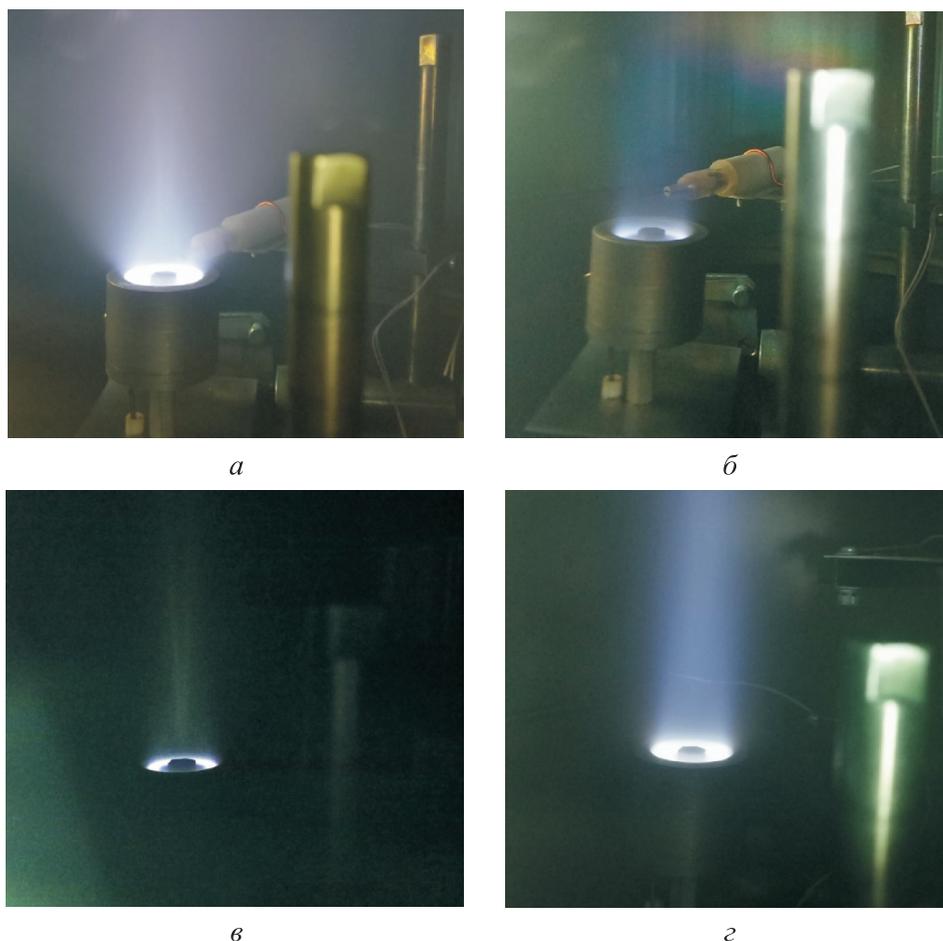


Рис. 7. Фрагменты работы ИПД на ФГ при давлении $p = 1,40$ (а), $0,47$ (б), $p \approx 0,01$ Па (в) и на твердом РТ $C_{10}H_{20}O$ (г) при $p \approx 0,01$ Па

руемых при использовании различных РТ. При наибольшем давлении ФГ $p = 1,40$ Па наблюдается расфокусировка пучка.

Выводы

1. Проведены экспериментальные исследования лабораторного прототипа маломощного ИПД с целью определения его характеристик и оценки перспектив применения в составе двигательных установок для малых космических аппаратов. Испытания выполнены при работе ИПД на двух РТ: остаточном газе вакуумной камеры и парах кристаллического ментола.

2. При работе на остаточном газе ИПД создает тягу до 35 мкН. Установлено, что тяга, измеренная прямым методом, превышает тягу, рассчитанную по данным ионного тока.

3. Испытания на ментоле показали, что в плазменном разряде происходит диссоциация молекул, в результате чего ускорению подвергаются их легкие фрагменты, предположительно, атомарные ионы углерода. Это подтверждается высоким удельным импульсом ионной компоненты пучка. Эффективность использования РТ не превысила 1 %. Причиной этого является высокая энергетическая стоимость диссоциации сложных органических молекул,

приводящая к диссипации основной доли энергии и РТ в виде неионизированного потока.

4. Высокое значение удельного импульса косвенно свидетельствует о разложении молекулы ментола на легкие составляющие, но точный состав частиц требует уточнения.

5. Проведенные исследования показали, что разработанная концепция двигателя обладает высокоэффективной системой ускорения ионов, но ее общая производительность при работе на сложных молекулах ограничена низкой эффективностью ионизации. Перспективой дальнейшего развития является создание универсальной гибридной конструкции, способной работать на кристаллическом твердом теле и/или использовать остаточную атмосферу в качестве РТ. Комбинированная архитектура может обеспечить стабильное орбитальное маневрирование при наличии РТ, реализовать практически неограниченный ресурс за счет сбора остаточной атмосферы.

6. Для эффективной работы на твердом топливе требуется модификация источника плазмы, направленная на повышение степени ионизации, например, путем внедрения дополнительных методов, в частности, сверхвысококачественной ионизации.

Литература

- [1] Crisp N.H., Roberts P.C.E., Livadiotti S. et al. The benefits of very low earth orbit for earth observation missions. *Prog. Aerosp. Sci.*, 2020, vol. 117, art. 100619, doi: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2020.100619>
- [2] Berthoud L., Hills R., Bacon A. et al. Are Very Low Earth Orbit (VLEO) satellites a solution for tomorrow's telecommunication needs? *CEAS Space J.*, 2022, vol. 14, no. 4, pp. 609–623, doi: <https://doi.org/10.1007/s12567-022-00437-0>
- [3] Najafabadi M.A., Kazemi I. Systemic design of the very-high-resolution imaging payload of an optical remote sensing satellite for launch into the VLEO using a small launch vehicle. *Heliyon*, 2024, vol. 10, no. 6, art. e27404, doi: <http://dx.doi.org/10.1016/j.heliyon.2024.e27404>
- [4] McGrath C., Lowe C., Macdonald M. et al. Investigation of very low Earth orbits (VLEOs) for global spaceborne lidar. *CEAS Space J.*, 2022, vol. 14, no. 4, pp. 625–636, doi: <https://doi.org/10.1007/s12567-022-00427-2>
- [5] Shao A., Madni A.M., Wertz J.R. Quantifying the effect of orbit altitude on mission cost for earth observation satellites. *54th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2016, art. 0974, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2016-0974>
- [6] Crisp N.H., Roberts P.C.E., Romano F. et al. System modelling of very low Earth orbit satellites for Earth observation. *Acta Astronaut.*, 2021, vol. 187, pp. 475–491, doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.07.004>
- [7] Walsh J., Berthoud L., Allen C. Drag reduction through shape optimisation for satellites in Very Low Earth Orbit. *Acta Astronaut.*, 2021, vol. 179, pp. 105–121, doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.09.018>

- [8] Rossi A., Sánchez-Ortiz N., David E. et al. Future activities in the near-earth space in the face of ever-increasing space traffic. *Acta Astronaut.*, 2024, vol. 225, pp. 891–897, doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2024.09.063>
- [9] Nishiyama K. Air breathing ion engine concept. *54th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, the International Academy of Astronautics, and the International Institute of Space Law*, 2003, art. IAC-03-S.4.02, doi: <https://doi.org/10.2514/6.IAC-03-S.4.02>
- [10] Tagawa M., Yokota K., Nishiyama K. et al. Experimental study of air breathing ion engine using laser detonation beam source. *J. Propuls. Power*, 2013, vol. 29, no. 3, pp. 501–506, doi: <https://doi.org/10.2514/1.B34530>
- [11] Romano F., Herdrich G., Chan Y.A. et al. Design of an intake and a thruster for an atmosphere-breathing electric propulsion system. *CEAS Space J.*, 2022, vol. 14, no. 4, pp. 707–715, doi: <https://doi.org/10.1007/s12567-022-00452-1>
- [12] Schönherr T., Komurasaki K., Romano F. et al. Analysis of atmosphere-breathing electric propulsion. *IEEE Trans. Plasma Sci.*, 2015, vol. 43, no. 1, pp. 287–294, doi: <https://doi.org/10.1109/TPS.2014.2364053>
- [13] Andreussi T., Cifali G., Giannetti V. et al. Development and experimental validation of a hall effect thruster RAM-EP concept. *35th Int. Electric Propulsion Conf.*, 2017, pp. 8–12.
- [14] Lobbia R.B., Gallimore A.D. Temporal limits of a rapidly swept Langmuir probe. *Phys. Plasmas*, 2010, vol. 17, no. 7, art. 073502, doi: <https://doi.org/10.1063/1.3449588>
- [15] Vavilov I.S., Fedyanin V.V., Yachmenev P.S. et al. Investigation of plasma parameters of a single-gas ion engine using a single Langmuir probe. *J. Phys.: Conf. Ser.*, 2021, vol. 1791, art. 012032, doi: <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1791/1/012032>

References

- [1] Crisp N.H., Roberts P.C.E., Livadiotti S. et al. The benefits of very low earth orbit for earth observation missions. *Prog. Aerosp. Sci.*, 2020, vol. 117, art. 100619, doi: <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2020.100619>
- [2] Berthoud L., Hills R., Bacon A. et al. Are Very Low Earth Orbit (VLEO) satellites a solution for tomorrow's telecommunication needs? *CEAS Space J.*, 2022, vol. 14, no. 4, pp. 609–623, doi: <https://doi.org/10.1007/s12567-022-00437-0>
- [3] Najafabadi M.A., Kazemi I. Systemic design of the very-high-resolution imaging payload of an optical remote sensing satellite for launch into the VLEO using a small launch vehicle. *Heliyon*, 2024, vol. 10, no. 6, art. e27404, doi: <http://dx.doi.org/10.1016/j.heliyon.2024.e27404>
- [4] McGrath C., Lowe C., Macdonald M. et al. Investigation of very low Earth orbits (VLEOs) for global spaceborne lidar. *CEAS Space J.*, 2022, vol. 14, no. 4, pp. 625–636, doi: <https://doi.org/10.1007/s12567-022-00427-2>
- [5] Shao A., Madni A.M., Wertz J.R. Quantifying the effect of orbit altitude on mission cost for earth observation satellites. *54th AIAA Aerospace Sciences Meeting*, 2016, art. 0974, doi: <https://doi.org/10.2514/6.2016-0974>
- [6] Crisp N.H., Roberts P.C.E., Romano F. et al. System modelling of very low Earth orbit satellites for Earth observation. *Acta Astronaut.*, 2021, vol. 187, pp. 475–491, doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2021.07.004>
- [7] Walsh J., Berthoud L., Allen C. Drag reduction through shape optimisation for satellites in Very Low Earth Orbit. *Acta Astronaut.*, 2021, vol. 179, pp. 105–121, doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.09.018>
- [8] Rossi A., Sánchez-Ortiz N., David E. et al. Future activities in the near-earth space in the face of ever-increasing space traffic. *Acta Astronaut.*, 2024, vol. 225, pp. 891–897, doi: <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2024.09.063>
- [9] Nishiyama K. Air breathing ion engine concept. *54th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, the International Academy of Astronautics, and the International Institute of Space Law*, 2003, art. IAS-03-S.4.02, doi: <https://doi.org/10.2514/6.IAC-03-S.4.02>

- [10] Tagawa M., Yokota K., Nishiyama K. et al. Experimental study of air breathing ion engine using laser detonation beam source. *J. Propuls. Power*, 2013, vol. 29, no. 3, pp. 501–506, doi: <https://doi.org/10.2514/1.B34530>
- [11] Romano F., Herdrich G., Chan Y.A. et al. Design of an intake and a thruster for an atmosphere-breathing electric propulsion system. *CEAS Space J.*, 2022, vol. 14, no. 4, pp. 707–715, doi: <https://doi.org/10.1007/s12567-022-00452-1>
- [12] Schönherr T., Komurasaki K., Romano F. et al. Analysis of atmosphere-breathing electric propulsion. *IEEE Trans. Plasma Sci.*, 2015, vol. 43, no. 1, pp. 287–294, doi: <https://doi.org/10.1109/TPS.2014.2364053>
- [13] Andreussi T., Cifali G., Giannetti V. et al. Development and experimental validation of a hall effect thruster RAM-EP concept. *35th Int. Electric Propulsion Conf.*, 2017, pp. 8–12.
- [14] Lobbia R.B., Gallimore A.D. Temporal limits of a rapidly swept Langmuir probe. *Phys. Plasmas*, 2010, vol. 17, no. 7, art. 073502, doi: <https://doi.org/10.1063/1.3449588>
- [15] Vavilov I.S., Fedyanin V.V., Yachmenev P.S. et al. Investigation of plasma parameters of a single-gas ion engine using a single Langmuir probe. *J. Phys.: Conf. Ser.*, 2021, vol. 1791, art. 012032, doi: <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1791/1/012032>

Статья поступила в редакцию 11.04.2025

Информация об авторах

ФЕДЯНИН Виктор Викторович — кандидат технических наук, доцент кафедры «Электрическая техника». ФГАОУ ВО «Омский государственный технический университет» (644050, Омск, Российская Федерация, пр. Мира, д. 11, e-mail: vvfedyanin@omgtu.ru).

ШАЛАЙ Виктор Владимирович — доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой «Нефтегазовое дело, стандартизация и метрология». ФГАОУ ВО «Омский государственный технический университет» (644050, Омск, Российская Федерация, пр. Мира, д. 11, e-mail: shalay@omgtu.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Федянин В.В., Шалай В.В. Экспериментальные исследования ионно-плазменного двигателя сверхнизкоорбитального космического аппарата. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2026, № 1, с. 97–110.

Please cite this article in English as:

Fedyanin V.V., Shalay V.V. Experimental studies of the ion plasma thruster for very low orbit spacecraft. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2026, no. 1, pp. 97–110.

Information about the authors

FEDYANIN Viktor Viktorovich — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Electrical Engineering Department. Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education Omsk State Technical University (644050, Omsk, Russian Federation, Mir Ave., Bldg. 11, e-mail: vvfedyanin@omgtu.ru).

SHALAY Viktor Vladimirovich — Doctor of Science (Eng.), Professor, Head of Department of Oil and Gas Engineering, Standardization and Metrology. Federal State Budgetary Educational Institution of Higher Education Omsk State Technical University (644050, Omsk, Russian Federation, Mir Ave., Bldg. 11, e-mail: shalay@omgtu.ru).