

DOI: 10.18721/JPM.14309
УДК 621.455.4; 621.455.34

МОДЕЛЬ ИОННО-ПЛАЗМЕННОГО ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ С СИСТЕМОЙ УДАЛЕННОГО КОНТРОЛЯ И УПРАВЛЕНИЯ

**Д.Б. Дюбо¹, С.Б. Макаров¹, Ю.В. Кулешов², П.С. Гончаров²,
Н.А. Шуневич², В.В. Мартынов², О.Ю. Цыбин¹**

¹ Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого,
Санкт-Петербург, Российская Федерация;

² Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского,
Санкт-Петербург, Российская Федерация

Данная статья продолжает цикл публикаций о создании ионно-плазменного электрического ракетного двигателя (ИЭРД) космического аппарата. С целью контроля и управления работой двигателя предлагается использовать систему с обратной связью, основанную на сигнале, пропорциональном интенсивности излучения плазмы ИЭРД. Предполагается, что интенсивность такого излучения в ультрафиолетовом, видимом и инфракрасном диапазонах пропорциональна мгновенной силе тяги ИЭРД. Соответственно, введение сигнала с датчика регистрации излучения в цепь обратной связи позволит создать бортовую замкнутую систему контроля и управления работой ИЭРД. Для использования в данной системе рассматривается фотоприемник на основе динамического $p-i-n$ -диода-интегратора.

Ключевые слова: ионно-плазменный электрический ракетный двигатель, нейтрализация, излучение плазмы, фотоприемник, автоматическое управление

Ссылка при цитировании: Дюбо Д.Б., Макаров С.Б., Кулешов Ю.В., Гончаров П.С., Шуневич Н.А., Мартынов В.В., Цыбин О.Ю. Модель ионно-плазменного электрического ракетного двигателя с системой удаленного контроля и управления // Научно-технические ведомости СПбГПУ. Физико-математические науки. 2021. Т. 14. № 3. С. 122–132. DOI: 10.18721/JPM.14309

Статья открытого доступа, распространяемая по лицензии CC BY-NC 4.0 (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/>)

A MODEL OF AN ION PLASMA ELECTRICALLY POWERED SPACECRAFT PROPULSION WITH A REMOTE MONITORING AND A CONTROL SYSTEM

**D.B. Dyubo¹, S.B. Makarov¹, Yu.V. Kuleshov², P.S. Goncharov²,
N.A. Shunevich², V.V. Martynov², O.Yu. Tsybin¹**

¹ Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University,
St. Petersburg, Russian Federation;

² Military Space Academy Named after A.F. Mozhaysky,
St. Petersburg, Russian Federation

This paper continues the publication cycle on developing the ion plasma electrically powered spacecraft propulsion (EPSP) of the spacecraft. For monitoring and control of the EPSP operation, a feedback system based on a signal proportional to the EPSP plasma radiation intensity has been proposed to be used. It was assumed that the radiation intensity in the ultraviolet, visible and infrared ranges being proportional to the instantaneous thrust value of the EPSP. Accordingly, the introduction of a signal from the radiation registration detector into the feedback loop should allow to create an onboard closed

system for monitoring and control of the EPSP operation. A photodetector based on a dynamic *pin*-diode integrator was considered for use in this system.

Keywords: ion plasma thruster, acceleration, neutralization, plasma radiation, photodetector, automatic control

Citation: Dyubo D.B., Makarov S.B., Kuleshov Yu.V., Goncharov P.S., Shunevich N.A., Martynov V.V., Tsybin O.Yu., A model of an ion plasma electrically powered spacecraft propulsion with a remote monitoring and a control system, St. Petersburg Polytechnical State University Journal. Physics and Mathematics. 14 (3) (2021) 122–132. DOI: 10.18721/JPM.14309

This is an open access article under the CC BY-NC 4.0 license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc/4.0/>)

Введение

В последние годы стремительно растет активность освоения космоса. Происходит переход от создания больших космических аппаратов к малым, а также от запусков одиночных космических аппаратов к их групповым запускам. Немалый интерес представляет и освоение дальнего космического пространства, а также межпланетные миссии. Эта ситуация предъявляет новые требования к ионно-плазменным электрическим ракетным двигателям (ИЭРД), которые обеспечивают ускоренное движение космических аппаратов в космическом пространстве [1 – 4]. В таких двигателях на начальном этапе реализуется ионизация частиц в потоке рабочего тела, а затем осуществляется ускорение полученных ионов с использованием электрического поля. Ускоренные ионы нейтрализуются при выходе из ускоряющей системы двигателя, затем следует свободное расширение потока образовавшихся нейтралов в космическое пространство. В результате электрическая энергия преобразуется в кинетическую энергию движения аппарата. Коэффициент полезного действия двигателя можно охарактеризовать параметром, который определяет эффективность преобразования электрической энергии в кинетическую энергию потока рабочего тела [4]. Тяга, создаваемая ИЭРД, принципиально ограничена, так как для получения значительных механических импульсов хотя и требуются высокие значения электрической мощности, но они не должны превосходить мощности солнечных батарей системы электроснабжения космического аппарата. Традиционно основным рабочим телом ИЭРД служит ксенон, преимуществами которого являются химическая инерция и относительно большая атомная масса. Однако ксенон имеет высокую стоимость и ограниченное производство в силу недостаточных запасов земных ресурсов.

Указанные недостатки использования ксенона в ИЭРД порождают потребность в разработке и создании новых ИЭРД, действующих на рабочем теле, альтернативном ксенону. Новые ИЭРД должны быть простыми, экономичными, стабильными, хорошо управляемыми, надежными и долговечными, а также с приемлемой стоимостью. Такой двигатель должен безотказно допускать многократные включения и паузы в работе. Кроме того, рост числа космических аппаратов, на которые устанавливаются ИЭРД, требует совершенствования системы управления движением этих аппаратов. В настоящее время управление работой ИЭРД находится под контролем блока питания и управления (БПУ) ИЭРД. Информация о работе ИЭРД через систему телеметрического контроля поступает на наземный комплекс управления полетом космического аппарата. После обработки информации, полученной с наземного комплекса, на аппарат поступают управляющие команды (через бортовой комплекс управления в БПУ).

Набор основных рабочих параметров ИЭРД включает:

силу тяги F ,

массовый расход рабочего тела \dot{m}_w ,

ток ионного пучка I_i ,
 скорость v_i ускоренных ионов на выходе из ускорителя,
 напряжение ускорения U_k каждого k -го электрода,
 скорость ускоренных нейтральных частиц в факеле v_{ex} ,
 значение потока нейтральных частиц \dot{m}_{ex} в уходящем факеле
 и некоторые другие.

Поскольку отдельно взятый параметр не дает полного представления о работе ИЭРД, все они должны измеряться одновременно и логически совмещаться в командах. Последнее представляет собой довольно сложную пошаговую процедуру, в которой могут возникать ошибки и ложные сигналы.

В предположении, что реактивный факел представляет собой моноскоростной поток нейтральных частиц, силу тяги можно определить через упрощенную формулировку закона сохранения импульса [1 – 4]:

$$F = \frac{d(mv)_{ex}}{dt} = \dot{m}_{ex}v_{ex}, \dot{v}_{ex} = 0, \quad (1)$$

где \dot{m}_{ex} , v_{ex} – массовый расход рабочего тела и скорость истечения его частиц.

Параметры \dot{m}_{ex} , v_{ex} в формуле (1) относятся только к нейтральному выходному факелу. Из-за зеркальной зарядки космического аппарата при уходе заряженных частиц, ионы не могут полностью его покинуть и тем самым создать силу тяги. Обычно указанные параметры не доступны для простого измерения на борту. В упрощенной теории полагают, что параметр \dot{m}_{ex} равен расходу рабочего тела, а скорость v_{ex} соответствует разности потенциалов U , пройденной ионом от плоскости инжекции до эквипотенциальной области, в которой происходит нейтрализация.

В этом представлении идеальный ИЭРД обеспечивает значение тяги F , созданное током ионного пучка I_i однозарядных ионов, ускоренных электрическим напряжением U [4]:

$$F = I_i \sqrt{\frac{2\mu_i U}{e}}, \quad (2)$$

где μ_i , e – масса и элементарный заряд иона.

Формула (2) выведена для идеального случая, когда каждый ион должен быть мгновенно нейтрализован в плоскости его выхода из ускоряющего модуля. Коррекцию можно произвести с помощью двух дополнительных параметров: η_m , η_n – эффективность использования массы рабочего тела и эффективность массового использования, соответственно. От них зависит сила тяги $F(t)$:

$$F(t) = \eta_m \eta_n I_i(t) \sqrt{\frac{2\mu_i U}{e}}. \quad (3)$$

Величины η_m , η_n есть соотношения, которыми измеряются эффективности соответственно ионизации нейтрального потока рабочего тела и нейтрализации его ионизованного потока.

Каждый параметр в соотношении (3) может быть нестабильным и зависеть от времени. Кроме того, часть электрической мощности ионного потока затрачивается на электромагнитное излучение. Насколько можно судить по данным из известных литературных источников, связь плазменного электромагнитного излучения с силой и мощностью тяги ЭРД пока не определена.



Целью данной работы является описание модели ионно-плазменного электрического ракетного двигателя с системой удаленного контроля и управления; при этом в основе описания лежит идея использования излучения плазмы ИЭРД для генерации сигнала и передачи его в бортовой комплекс управления космическим аппаратом и передачи в составе телеметрической информации на наземный комплекс управления полетом.

Излучение плазмы ИЭРД

Для мониторинга функционирования и управления работой ИЭРД (в том числе стабилизации силы тяги) предлагается использовать сигнал с датчика, регистрирующего интенсивность излучения плазмы ИЭРД. Для этого необходимо проводить измерения интегрального контрольного сигнала и пользоваться полученными данными для автоматического регулирования в цепи обратной связи. Контрольный сигнал пропорционален силе тяги F .

Принцип создания механической тяги заключается в том, что поверхностные заряды, индуцированные на поверхностях электродов ускорителя, формируют силу притяжения электродов к ускоренным ионам. Электрическое поле внешних источников, совместно с собственным электрическим полем ускоряемых ионов, индуцируют заряды. Ионы могут производить на данном электроде положительную силу тяги в течение отрезка времени, пока они находятся в ускоряющем электрическом поле со стороны этого электрода. Сила, порождаемая ионом, становится нулевой сразу после его нейтрализации, поскольку нейтральные частицы не взаимодействуют с электродами ИЭРД.

Напряжение U в формулах (2) и (3) равно разности потенциалов между точкой инъекции иона из ионизатора в межэлектродный зазор ускорительного модуля и ускоряющим электродом (плоскостью выхода иона из ускорителя). Если ион оседает до своей нейтрализации на каком-либо электроде ускорительного модуля, то его общий вклад в силу тяги исчезает. Кроме того, снижение тяги происходит в случае неполной нейтрализации ионов. Таким образом, ионный ток I_i в формулах (2) и (3) оказывается неизмеримым по величине и не связанным однозначно с силой тяги F . Точнее говоря, значение силы тяги двигателя можно оценивать путем измерения параметров плазмы, которая формируется в объеме нейтрализации.

Известно, что интенсивное излучение ультрафиолетового, видимого, инфракрасного света и микроволн от потока ускоренных ионов сопровождает работу ИЭРД [7 – 10]. Плазма ИЭРД обеспечивает высокую светимость излучения на стадии нейтрализации, что позволяет проводить ее диагностику с помощью оптической и микроволновой спектроскопии [7 – 9]. Многие публикации содержат фотографии яркого светового потока, который сопровождает работу ИЭРД, в том числе в нашей статье [10].

Свечение факела плазмы ИЭРД возникает, главным образом, вследствие рекомбинации, которая вызвана нейтрализацией ионных зарядов, столкновениями и резонансным обменом зарядов, спонтанной релаксацией возбуждения. Основные механизмы излучения определяются как индивидуальными свойствами заряженных и нейтральных частиц, содержащихся в плазме, так и ее коллективными свойствами, преимущественно колебательно-волнового характера. Излучение индивидуальных частиц генерируется электронными переходами в атоме или ионе между дискретными энергетическими уровнями, электронным торможением в облаке ионов, циклотронным излучением электронов в магнитном поле.

Структура бортовой системы удаленного контроля и управления

Для реализации удаленного контроля и управления работой ИЭРД, в его конструкцию необходимо включить фотоприемник, регистрирующий интенсивность свечения плазмы [11, 12]. Соответственно, интенсивность электромагнитного излучения плазмы может служить параметром оперативного контроля параметров ИЭРД в процессе его работы.

Интенсивность $I_{rad}(\omega, t)$ излучения в ультрафиолетовой, видимой и инфракрасной областях можно представить в виде следующего интегрального параметра:

$$I_{rad}(\omega, t) = \eta_{rad}(\omega) I_i(t). \quad (4)$$

В соотношении (4) входит коэффициент эффективности генерации частотно-зависимого излучения $\eta_{rad}(\omega)$, имеющий значение менее единицы, т. е. $\eta_{rad}(\omega) < 1$. Когда бортовой приемник принимает излучение $I_{rad}(\omega, t)$, исходящее из объема нейтрализации, параметр $\eta_{rad}(\omega)$ показывает эффективность нейтрализации рабочего ионного тока $I_i(t)$ как основного источника излучения. Интенсивность излучения $I_{rad}(\omega, t)$ можно представить сигналом $S(\omega, t)$, зависящим от времени, который по сути учитывает колебания всех значений параметров: вакуумных условий и температуры, источника электроэнергии, потока рабочего тела, ионизатора, потерь частиц в ускорителе, нестабильности нейтрализации ионного потока.

Сигнал $S(\omega, t) = k I_{rad}(\omega, t)$ может также служить комплексным индикатором контроля и управления работой ИЭРД. Соответственно, формулы (2), (4) показывают, что сигнал $S(\omega, t)$ пропорционален силе тяги $F(t)$:

$$S(\omega, t) = \left[(k \cdot \eta_{rad} / \eta_n \eta_m) (e / 2 \mu_i U)^{1/2} \right] \cdot F(t) = \text{const}(\omega) F(t), \quad (5)$$

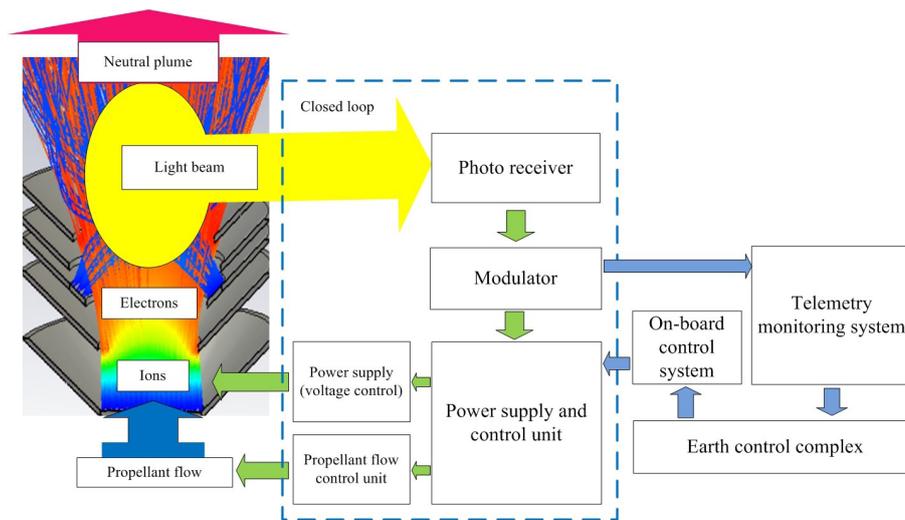
и может быть использован для контроля величины силы тяги $F(t)$ в бортовом комплексе управления.

На рисунке показана упрощенная блок-схема функционирования ИЭРД с замкнутой системой удаленного контроля и управления. Конструкция ИЭРД, пространственные характеристики ионных и электронных пучков в самостоятельном электрическом поле, а также индуцированный поверхностный электрический заряд были рассчитаны с помощью программного пакета Computer Science Technology (CST) Particle studio [5, 6].

На блок-схеме показаны поток рабочего тела (Propellant flow), ускоренные ионные (Ions) и электронные (Electrons) потоки, совмещенные друг с другом внутри зоны нейтрализации, и нейтральный выходной факел (Neutral plume).

В принципе такая ионно-электронная схема нейтрализации по своему устройству является общей для широко используемых как сеточных, так и холловских ЭРД.

В составе ИЭРД с замкнутой системой удаленного контроля и управления показаны фотоприемник (Photo receiver), модулятор (Modulator), блок питания и управления (БПУ, Power supply and control unit) ИЭРД, источник питания (Power supply (voltage control)) и блок управления расходом рабочего тела (Propellant flow control unit). Источник питания электрической энергией, управляемый БПУ, генерирует напряжение, приложенное к электродам ИЭРД. Излучение плазмы, фотоприемник, модулятор, блок питания и управления, источник питания и блок управления расходом рабочего тела создают обратную связь, обеспечивающую автоматическое управление работой ИЭРД. Фотоприемник генерирует мгновенный сигнал управления, направленный в модулятор. Сигнал из модулятора поступает в БПУ и в систему телеметрического контроля (Telemetry monitoring system), которая отправляет информацию о работе ИЭРД на наземный комплекс управления (Earth control complex). После обработки информации о работе ИЭРД, полученной наземным комплексом управления от космического аппарата, при необходимости отправляются управляющие команды в бортовой комплекс управления (On-board control system)). В случае нестабильности силы тяги и, соответственно, коррелированных изменений излучения плазмы, замкнутая система удаленного контроля и управления обеспечивает оперативную стабилизацию путем коррекции напряжений на электродах ускоряющего модуля.



Блок-схема функционирования ИЭРД с замкнутой системой удаленного контроля и управления

Для обеспечения корректной работы ИЭРД, к фотоприемнику при разработке должен предъявляться ряд требований [13, 14]: малая масса и малые габаритные размеры, надежность, длительный срок службы, высокая чувствительность, низкий коэффициент шума и наличие шумовой защиты. Широко известные фотодиоды не содержат интегрирования амплитудно-временных характеристик шума и сигналов в самом устройстве, поэтому для их работы в составе ИЭРД необходимы дополнительные внешние модули широкого динамического и частотного диапазонов, включающие предусилитель, интегратор, компаратор и другие компоненты.

К числу фотоприемников, удовлетворяющих указанным требованиям, относится недавно разработанный новый фотодетектор-интегратор, основанный на динамическом $p-i-n$ -диоде-триоде, включающем ряд необходимых функций в одном устройстве [15]. Указанный диод-триод с захваченными в ловушку носителями заряда и встроенным потенциальным барьером, формируемым в области затвора, представляет собой устройство, обладающее отношением сигнал/шум более единицы и высокой чувствительностью в диапазоне длин волн от 400 до 700 нм. Экспериментальные измерения показали, что характеристики устройства близки к требованиям по его использованию в бортовой системе удаленного контроля и управления ИЭРД [16, 17]. Выходной аналоговый сигнал пропорционален поглощенной энергетической дозе излучения плазмы. Таким образом, фотодетектор выступает в качестве интегратора заряда и компаратора, который работает как преобразователь «доза облучения — интервал времени». Измерение задержки времени фототока (а не его величины) обеспечивает новый эффективный метод регистрации излучения плазмы. Уровень шума и другие паразитные сигналы снижаются эффектом усреднения в самом устройстве. Величина прямого тока контролируется только прямым напряжением и не зависит от интенсивности излучения.

Заключение

В основе функционирования замкнутой системы удаленного контроля и управления действием ионно-плазменного электрического ракетного двигателя (ИЭРД) космического аппарата лежит использование излучения плазмы в ультрафиолетовом, видимом и инфракрасном диапазонах в качестве сигнала, характеризующего режим работы этого двигателя. Система должна измерять, точно регулировать тягу ИЭРД и передавать полученные данные через систему телеметрического контроля на наземный комплекс управления полетом кос-

мического аппарата. Предположение о том, что в соответствии с соотношением (5) сигнал $S(\omega, t)$ пропорционален силе тяги $F(t)$ ИЭРД, позволяет построить конструкцию нового ИЭРД с замкнутой системой удаленного контроля и управления работой (планируется испытать новый ИЭРД экспериментально).

Устройством для получения и сбора исходных данных выбран и предложен фотодетектор на основе $p-i-n$ -фотодиода-триода, работающего в динамическом режиме и имеющего подходящие свойства и параметры. Предлагаемый фотодетектор должен позволить в удаленном и автоматическом режимах устанавливать требуемые параметры функционирования ИЭРД, обеспечивать более точное выполнение маневров космического аппарата, быстро выявлять ошибки и неисправности в работе ИЭРД, контролировать и оптимизировать потребление рабочего тела.

Работа частично поддержана Министерством науки и высшего образования Российской Федерации по контракту от 17 ноября 2020 №075-15-2020-934.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Nauschütt M., Kiefer B., Kunze F., 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. P. 061101.
2. Levchenko I., Xu S., Mazouffre S., Lev D., Pedrini D., Goebel D., Garrigues L., Taccogna F., Bazaka K. Perspectives, frontiers, and new horizons for plasma-based space electric propulsion // Physics of Plasmas. 2020. Vol. 27. No. 2. P. 020601.
3. Levchenko I., Bazaka K., Ding Y., et al. Space micropropulsion systems for Cubesats and small satellites: From proximate targets to furthestmost frontiers // Applied Physics Reviews. 2018. Vol. 5. No. 1. P. 011104.
4. Goebel D.M., Katz I. Fundamentals of electric propulsion ion and Hall thrusters. Hoboken, New Jersey, USA: John Wiley & Sons, 2008. Pp. 1–507.
5. Kurushin A. Basic course of design of microwave devices using CST Studio Suite. Moscow: One-Book, 2014. 433 p.
6. Дюбо Д.Б., Цыбин О.Ю. Компьютерная модель ускорителя ионов с контактной ионизацией для электроракетных двигателей космических летательных аппаратов // Научно-технические ведомости СПбГПУ. Физико-математические науки. 2020. Т. 13. № 1. С. 78–91.
7. Holste K., Dietz P., Scharmann S., Keil K., Henning T., Zschätzsch D., Reitemeyer C.M., Batishchev O., Martinez-Sanchez M. Use of emission spectroscopy for real-time assessment of relative wall erosion rate of BHT-200 hall thruster for various regimes of operation // Vacuum. 2010. Vol. 84. No. 9. Pp. 1085–1091.
8. Ferreira J.L., Souza J.H.C., Rego I.S., Ferreira I.S. Plasma diagnostic and performance of a permanent magnet Hall thruster. 2004. Режим доступа: <https://hal.archives-ouvertes.fr/hal-00003100>.
9. Nishiyama K., Shimizu Y., Funaki I., Kuninaka H., Toki K. Measurements of the electromagnetic emissions from the MUSES-C ion engine system // Proceedings of the 27th International Electric Propulsion Conference, 15–19 October, 2001, Pasadena, CA. 2001. Paper IEPC-01-112.
10. Цыбин О.Ю., Макаров С.Б., Дюбо Д.Б., Кулешов Ю.В., Гончаров П.С., Мартынов В.В., Шуневич Н.А. Электростатический ионный ускоритель с контактной ионизацией для перспективных электрических ракетных двигателей // Научно-технические ведомости СПбГПУ. Физико-математические науки. 2020. Т. 13. № 2. С. 99–115.
11. Пеньков М.М., Гончаров П.С., Мартынов В.В., Цыбин О.Ю. Электроракетный двигатель. Патент 2726152 МПК H05H 1/54 (2006.01) F03H 1/00 (2006.01) B64G 1/54 (2006.01). Заявитель и



патентообладатель: Федеральное государственное бюджетное военное образовательное учреждение высшего образования «Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского» Министерства обороны Российской Федерации (RU). № 2019140727; заявл. 9.12.2019; опубл. 09.07.2020, Бюлл. № 19.

12. **Гончаров П.С., Мартынов В.В., Шуневич Н.А., Цыбин О.Ю.** Использование электромагнитного излучения плазмы электрического ракетного двигателя // Известия Тульского государственного университета. Технические науки. 2020. № 11. С. 197–202.

13. **Kawabata Y., Kawakatsu Y.** On-board orbit determination using sun sensor and optical navigation camera for deep-space missions // Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences. 2017. Vol. 15. Pp. 13–19.

14. **Hufenbach B., Habinc S., Vuilleumier P.** Space applications for smart sensors // European Space Agency. European Space Research and Technology Centre. 1999. Pp. 9–16. Режим доступа: <http://microelectronics.esa.int/vhdl/doc/SmartSensor.pdf>

15. **Okhonin S., Gureev M., Sallin, D., et al.** A dynamic operation of a *pin* photodiode // Applied Physics Letters. 2015. Vol. 106. No. 3. P. 031115.

16. **Dyubo D., Tsybin O.Yu.** A novel photodiode in on-board micro receiver in 400–800 nm range // Proceedings of the First Joint International Conference on Astrophysics for Young Scientists. Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University. Higher school of Applied Physics and Space Technologies. St. Petersburg, 2017. Pp. 53–57.

17. **Дюбо Д.Б., Цыбин О.Ю.** Связь объемных и поверхностных эффектов с высотой зарядового барьера в динамическом *p-i-n*-фотодиоде // Научно-технические ведомости СПбГПУ. Физико-математические науки. 2018. Т. 11. № 2. С. 16–25.

Статья поступила в редакцию 15.06.2021, принята к публикации 06.07.2021.

СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРАХ

ДЮБО Дмитрий Борисович – инженер Высшей инженерно-физической школы Санкт-Петербургского политехнического университета Петра Великого, Санкт-Петербург, Российская Федерация.

195251, Российская Федерация, г. Санкт-Петербург, Политехническая ул., 29
dyubo_db@spbstu.ru

МАКАРОВ Сергей Борисович – доктор технических наук, профессор Высшей школы прикладной физики и космических технологий Санкт-Петербургского политехнического университета Петра Великого, главный научный сотрудник научной лаборатории «Космические телекоммуникационные системы» того же университета, Санкт-Петербург, Российская Федерация.

195251, Российская Федерация, г. Санкт-Петербург, Политехническая ул., 29
makarov@cee.spbstu.ru

КУЛЕШОВ Юрий Владимирович – доктор технических наук, профессор, заместитель начальника Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского по учебной и научной работе Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского, Санкт-Петербург, Российская Федерация.

197198, Российская Федерация, г. Санкт-Петербург, Ждановская ул., 13
vka@mil.ru

ГОНЧАРОВ Павел Сергеевич – кандидат технических наук, начальник 12-го отдела Военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского, Санкт-Петербург, Российская Федерация.

197198, Российская Федерация, г. Санкт-Петербург, Ждановская ул., 13
vka@mil.ru

ШУНЕВИЧ Николай Александрович – кандидат технических наук, начальник лаборатории, старший научный сотрудник 122-й лаборатории 12-го отдела Военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского, Санкт-Петербург, Российская Федерация.

197198, Российская Федерация, г. Санкт-Петербург, Ждановская ул., 13
vka@mil.ru

МАРТЫНОВ Виктор Васильевич – старший научный сотрудник 121-й лаборатории 12-го отдела Военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского, Санкт-Петербург, Российская Федерация.

197198, Российская Федерация, г. Санкт-Петербург, Ждановская ул., 13
vka@mil.ru

ЦЫБИН Олег Юрьевич – доктор физико-математических наук, профессор Высшей инженерно-физической школы Санкт-Петербургского политехнического университета Петра Великого, Санкт-Петербург, Российская Федерация.

195251, Российская Федерация, г. Санкт-Петербург, Политехническая ул., 29
otsybin@rphf.spbstu.ru

REFERENCES

1. **Nauschütt M., Kiefer B., Kunze F., et al.**, Ion thrusters for electric propulsion: Scientific issues developing a niche technology into a game changer, *Rev. Sci. Instrum.* 91 (6) (2020) 061101.
2. **Levchenko I., Xu S., Mazouffre S., et al.**, Perspectives, frontiers, and new horizons for plasma-based space electric propulsion, *Physics of Plasmas*. 27 (2) (2020) 020601.
3. **Levchenko I., Bazaka K., Ding Y., et al.**, Space micropropulsion systems for Cubesats and small satellites: From proximate targets to furthestmost frontiers, *Appl. Phys. Rev.* 5 (1) (2018) 011104.
4. **Goebel D.M., Katz I.**, *Fundamentals of electric propulsion: Ion and Hall thrusters*, John Wiley & Sons, Hoboken, New Jersey, USA (2008) 1–507.
5. **Kurushin A.**, *Basic course of design of microwave devices using CST Studio Suite*, One-Book, Moscow, 2014.
6. **Dyubo D.B., Tsybin O.Yu.**, A computer model of the contact ionization ion accelerator for the electrically powered spacecraft propulsion, *St. Petersburg State Polytechnical University Journal. Physics and Mathematics*. 13 (1) (2020) 78–91.
7. **Holste K., Dietz P., Scharmann S., et al.**, Use of emission spectroscopy for real-time assessment of relative wall erosion rate of BHT-200 hall thruster for various regimes of operation, *Vacuum*. 84 (9) (2010) 1085–1091.
8. **Ferreira J.L., Souza J.H.C., Rego I.S., Ferreira I.S.**, Plasma diagnostics and performance of a permanent magnet Hall thruster, 2004. Access mode: <https://hal.archives-ouvertes.fr/hal-00003100>
9. **Nishiyama K., Shimizu Y., Funaki I., et al.**, Measurements of the electromagnetic emissions from the MUSES-C ion engine system, *Proceedings of the 27th International Electric Propulsion Conference*, 15–19 October, 2001, Pasadena, CA. 2001. Paper IEPC-01-112.



10. **Tsybin O.Yu., Makarov S.B., Dyubo D.B., et al.**, An electrically powered ion accelerator with contact ionization for perspective electrically powered thrusters, *St. Petersburg Polytechnical State University Journal. Physics and Mathematics*. 13 (2) (2020) 99–115.
11. **Penkov M.M., Goncharov P.S., Martynov V.V., Tsybin O.Yu.**, Elektroraketnyy dvigatel [Electrically powered spacecraft propulsion]. Pat. No. 2726152, Russian Federation, МПК H05H 1/54 (2006.01) F03H1/00 (2006.01) B64G 1/54 (2006.01). Mozhaisky Military Space Academy is a declarant and patentee. No. 2019140727; declar. 09.12.2019; publ. 09.07.2020. Bull. No. 19.
12. **Goncharov P.S., Martynov V.V., Shunevich N.A., Tsybin O.Y.**, Use of plasma electromagnetic radiation of an electric rocket thruster, *Izvestiya Tula State University*. (11) (2020) 197–202.
13. **Kawabata Y., Kawakatsu Y.**, On-board orbit determination using sun sensor and optical navigation camera for deep-space missions, *Transactions of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*. 15 (2017) 13–19.
14. **Hufenbach B., Habinc S., Vuilleumier P.**, Space applications for smart sensors, European Space Agency, European Space Research and Technology Centre (1999) 9–16. Access mode: [http://microelectronics.esa.int/vhdl/doc/Smart Sensor. pdf](http://microelectronics.esa.int/vhdl/doc/Smart%20Sensor.pdf).
15. **Okhonin S., Gureev M., Sallin, D., et al.**, A dynamic operation of a *pin* photodiode, *Appl. Phys. Lett.* 106 (3) (2015) 031115.
16. **Dyubo D.B., Tsybin O.Yu.**, A novel photodiode in on-board micro receiver in 400–800 nm range, *Proceedings of the First Joint International Conference on Astrophysics for Young Scientists*, Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University, Higher School of Applied Physics and Space Technologies (2017) 53–57.
17. **Dyubo D.B., Tsybin O.Yu.**, The relation of volume and surface effects with a charge barrier height in a dynamic *p-i-n*-photodiode, *St. Petersburg Polytechnical State University Journal. Physics and Mathematics*. 11 (2) (2018) 16–25.

Received 15.06.2021, accepted 06.07.2021.

THE AUTHORS

DYUBO Dmitry B.

Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University
29 Politechnicheskaya St., St. Petersburg, 195251, Russian Federation
dyubo_db@spbstu.ru

MAKAROV Sergey B.

Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University
29 Politechnicheskaya St., St. Petersburg, 195251, Russian Federation
makarov@cee.spbstu.ru vka@mil.ru

KULESHOV Yuri V.

A.F. Mozhaysky Military-Space Academy
13 Zhdanovskaya St., St. Petersburg, 197198, Russian Federation
vka@mil.ru

GONCHAROV Pavel S.

A.F. Mozhaysky Military-Space Academy
13 Zhdanovskaya St., St. Petersburg, 197198, Russian Federation
vka@mil.ru

SHUNEVICH Nikolay A.

A.F. Mozhaysky Military-Space Academy

13 Zhdanovskaya St., St. Petersburg, 197198, Russian Federation

vka@mil.ru

MARTYNOV Viktor V.

A.F. Mozhaysky Military-Space Academy

13 Zhdanovskaya St., St. Petersburg, 197198, Russian Federation

vka@mil.ru

TSYBIN Oleg Yu.

Peter the Great St. Petersburg Polytechnic University

29 Politechnicheskaya St., St. Petersburg, 195251, Russian Federation

otsybin@rphf.spbstu.ru