

УДК 533.9; 629.78

О ПЕРСПЕКТИВАХ ИНФРАКРАСНЫХ ЛАЗЕРОВ В ВОЗДУШНЫХ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ

© 2021 г. Академик РАН С. Л. Чернышев^{1,2}, Е. Ю. Локтионов^{1,3},
А. Э. Сагалаков^{1,2}, В. В. Скворцов², А. С. Филатьев^{1,4,*}, А. А. Успенский²

Поступило 02.08.2021 г.

После доработки 02.08.2021 г.

Принято к публикации 20.10.2021 г.

Приведены результаты исследований применения твердотельных лазеров, работающих в инфракрасном диапазоне, в сочетании со специальными мишенями для получения первичных электронов в камерах ионизации плазменно-ионных двигателей. Такие двигатели, оснащенные свободно-молекулярными воздухозаборниками для использования газов окружающей атмосферы в качестве рабочего тела, образуют воздушные электрореактивные двигатели, высокоэффективные для длительного поддержания космических аппаратов на сверхнизких орбитах, дающих значительные преимущества в дистанционном зондировании Земли и телекоммуникации. Показано, что предложенный способ эмиссии электронов может являться альтернативой применяемым сегодня катодам, нагреваемым током, для существенного увеличения срока их активного существования.

Ключевые слова: сверхнизкие орбиты, воздушный электрореактивный двигатель, плазменно-ионный двигатель, эффективность двигателя, электронная эмиссия, материал катода, лазерный нагрев катода, срок активного существования

DOI: 10.31857/S2686740021060079

ВВЕДЕНИЕ

Проблемы применения электрических разрядов в различных аэродинамических и аэрокосмических приложениях рассматриваются авторами в различных направлениях (например, [1–3]). Одним из таких направлений является разработка принципов создания долгоживущего воздушного электрореактивного двигателя (ВЭРД), использующего в качестве рабочего тела заборные атмосферные газы для космических аппаратов (КА) на сверхнизких (150–250 км) орбитах. Применение таких орбит позволяет на порядки снизить требуемую мощность аппаратуры связи, радиационную нагрузку и затраты на выведение, повысить разрешение при зондировании Земли [4–6]. Принципиальное преимущество использо-

вания ВЭРД для решения таких задач состоит в том, что условие удержания КА с ВЭРД на сверхнизкой орбите инвариантно к плотности атмосферы, которая может изменяться многократно даже на круговой орбите [3].

Наряду с российскими исследовательскими центрами в ЦАГИ, МАИ, МГУ и др. в данном направлении проводят исследования ряд зарубежных организаций (JAXA [7], SITAEL S.p.A. [8], von Karman Institute for Fluid Dynamics [9], Stuttgart University [10], National University of Defense Technology, China [11], The Aerospace Corporation [12] и др.). Для практической реализации ВЭРД необходимо добиваться требуемого ресурса, сохранения энергетической эффективности и коэффициента использования массы рабочего газа с учетом замены ксенона, обычно применяемого в традиционных ЭРД, атмосферными азотом и кислородом, имеющими более высокие потенциалы ионизации, более низкие сечения ионизации и атомные массы и используемые в условиях очень низких давлений $(1 \div 4) \times 10^{-2}$ Па [3, 13].

Для решения проблем ВЭРД в качестве базовой системы ионизации, ускорения и нейтрализации плазмы подходят плазменно-ионные двигатели (ПИД) по схеме Кауфмана [14] с осциллирующей электронов в камере в продольном магнитном поле между стенками, которые имеют потенциал

¹ Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова, Москва, Россия

² Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского, Жуковский, Московская обл., Россия

³ Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана, Москва, Россия

⁴ Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Россия

*E-mail: filatyev@yandex.ru

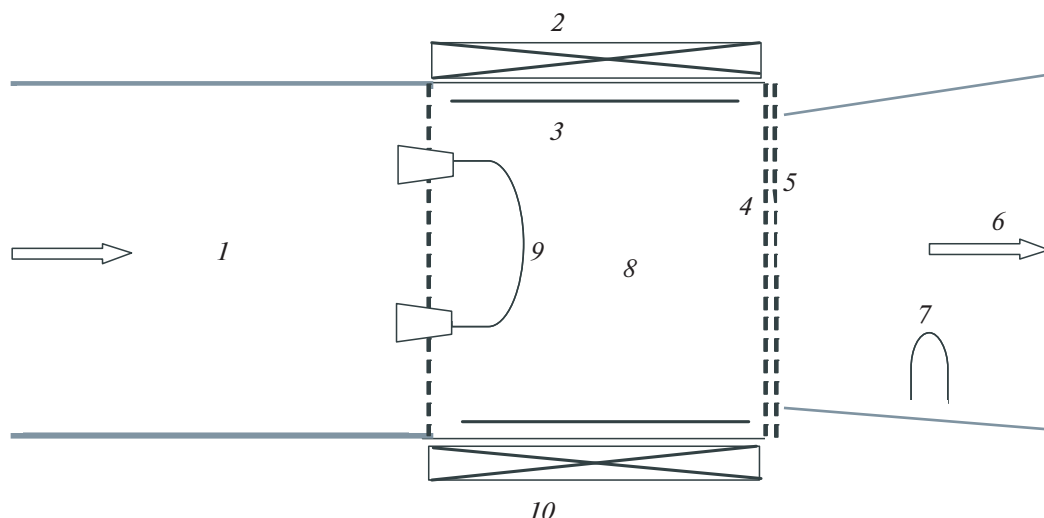


Рис. 1. Схема плазменно-ионного двигателя ЦАГИ: 1 – воздухозаборник, 2 – ПИД, 3 – анод, 4 – экранная сетка, 5 – ускоряющая сетка, 6 – поток синтезированной плазмы, 7 – нейтрализатор-эмиттер электронов, 8 – камера ионизации, 9 – катод, 10 – соленоид.

катода. Двигатели такого типа, в частности, были в середине прошлого века разработаны и испытаны в наземных и летных экспериментах в ЦАГИ при участии ряда организаций в рамках государственной космической программы “Янтарь” [2, 3, 15, 16].

ПАРАМЕТРЫ И ХАРАКТЕРИСТИКИ ПЛАЗМЕННО-ИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Схема созданного в ЦАГИ ПИД в составе ВЭРД представлена на рис. 1.

Принцип действия ПИД основан на генерации плазмы внутри камеры ионизации (КИ) в результате осцилляции электронов, эмитируемых катодом, в магнитном поле с индукцией $\sim 3 \times 10^{-3}$ Тл для обеспечения эффективной ионизации в условиях, когда свободный пробег электронов много больше размеров КИ. Длина КИ составляет ~ 120 мм.

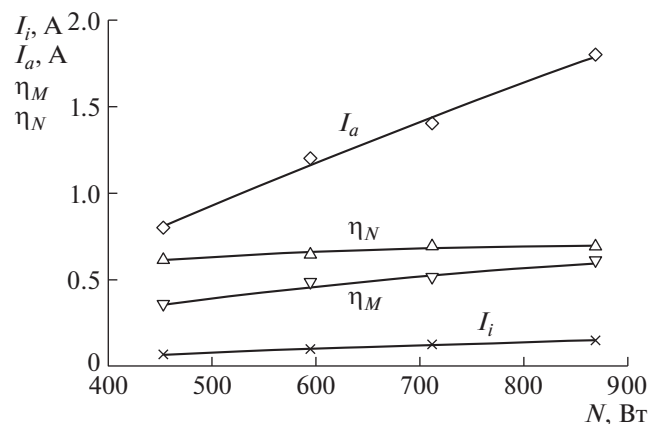


Рис. 2. Характеристики ПИД в зависимости от потребляемой мощности N .

Поток ионов газа 6 генерируется в результате извлечения ионов из КИ и их ускорения в ионно-оптической системе (ИОС), состоящей из сеток 4 и 5. Объемный заряд ускоренного потока плазмы 6 компенсируется электронами из нейтрализатора 7.

На рис. 2 представлены результаты, полученные при использовании катодов прямого накала и низкой для ПИД мощности $N = 450 \div 870$ Вт. При увеличении мощности в указанных пределах параметры возрастали в следующих диапазонах: анодный ток в КИ $I_a = 0.8 \div 1.8$ А, ионный ток в пучке на выходе КИ $I_i = 70 \div 150$ мА, энергетическая эффективность $\eta_N = 0.62 \div 0.7$, коэффициент использования массы $\eta_M = 0.35 \div 0.6$.

ПРИМЕНЕНИЕ ЛАЗЕРОВ

Как перспективный вариант увеличения срока активного существования катодов и, следовательно КА, исследовано воздействие инфракрасных лазеров на мишени из W, Nb, HfC, Al, нержавеющей стали с разными физическими и геометрическими характеристиками для зажигания и стабильного горения разряда в КИ при параметрах ВЭРД на сверхнизкой орбите (с учетом компрессии за воздухозаборником [4]).

Изучены два пути обеспечения зажигания: термоэлектронная эмиссия путем нагрева мишени с помощью 100-ваттного активированного иттербием Yb волоконного лазера (на длине волны 1070 нм) и применения импульсного твердотельного лазера с диодной накачкой с длительностью импульса 12 нс на длине волны 1064 нм. Результат оценивался по эффекту возрастания разрядного тока при различных напряжениях $U_a =$

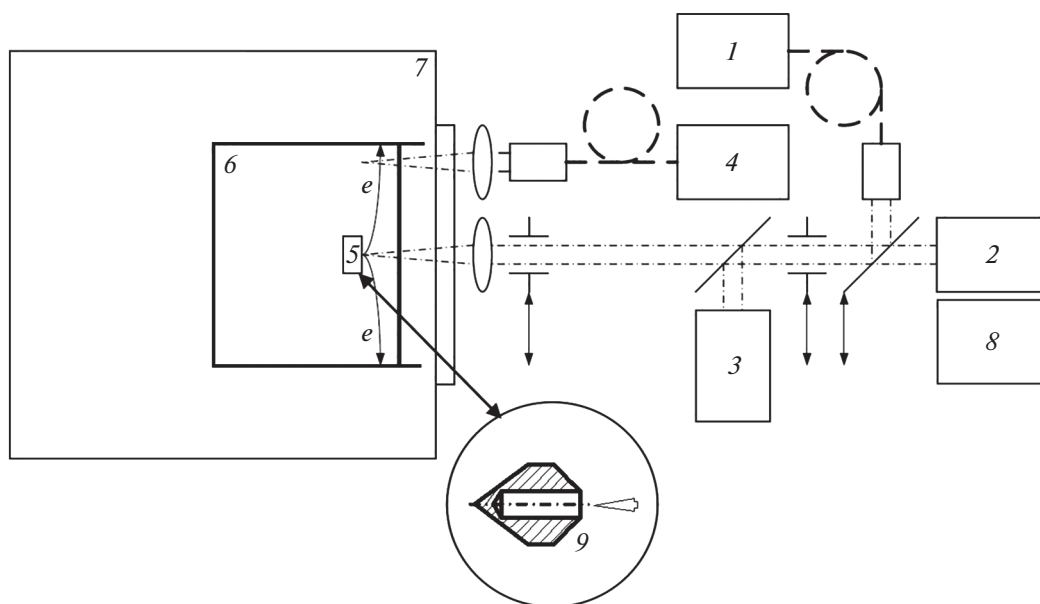


Рис. 3. Схема эксперимента с применением лазеров и объемной мишени.

= 100–250 В, приложенных к межэлектродному промежутку.

Схема экспериментальной установки приведена на рис. 3. Излучение лазера, формируемое либо волоконным 1, либо импульсным 2 лазерами вводилось в камеру ионизации 6 ПИД через окно из кварца в ионосферной аэродинамической трубе 7 и специальное отверстие в стенке КИ. Для фокусировки пучков на мишень 5 использовалась настраиваемая оптическая система из линз и диафрагм. Мощность луча измерялась калориметром 3. При проведении исследований использовались спектрометр 4 и осциллограф 8. Мишени 5 монтировались на расстоянии ~15 мм от стенки КИ, противоположной ИОС, на выполненных из W-Re державках диаметром 0.2 мм. Это расстояние

определялось возможностью настройки системы излучения.

В выполненных экспериментах положительные результаты были получены при использовании непрерывного волоконного лазера с мощностью луча N_b до 75 Вт. Для этого оказалось необходимым изготовление вместо плоских — объемных мишеней 9 с глухим отверстием для ввода внутрь лазерного излучения. Мишени имели характерный размер 4 мм с отверстием диаметром 1 мм.

Наряду с методикой создания усовершенствованных мишеней, была разработана технология нанесения прочных углеродных покрытий на Hf- и Nb-мишени с целью ожидаемого снижения работы выхода электронов [17]. При этом мишени, покрытые углеродной пылью, подвергались лазерному нагреву до температуры свыше 2000°C.

Стабильное зажигание и горение разряда было получено при применении HfC-мишеней, изготовленных указанным выше методом (в отличие от NbC-мишеней). Соответствующие зависимости анодного тока I_a от напряжения U_a приведены на рис. 4.

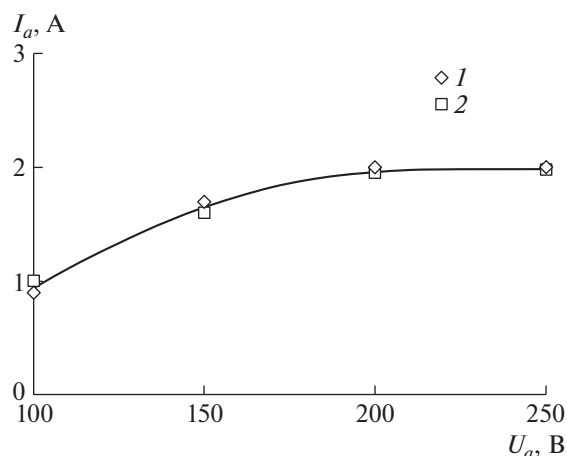


Рис. 4. Зависимость анодного тока от анодного напряжения U_a в камере ионизации с HfC-мишенью: (1) $p = 2.7 \times 10^{-2}$ Па, $N_b = 75$ Вт; (2) $p = 5.33 \times 10^{-2}$ Па, $N_b = 50$ Вт.

В опытах с применением импульсного лазера (энергия импульса до 30 мДж, частота импульсов 100 Гц) стабильное зажигание разряда и его горение в результате возникновения абляционной плазмы было получено при $p = 5.33 \times 10^{-2}$ Па на мишенях из нержавеющей стали. Анодный ток достигал 1.5 А, что также удовлетворяет требованиям ПИД. Проблемой применения импульсного лазера были пробои в камере, при которых ток возрастал более чем на два порядка, вероятно, вследствие увеличения давления из-за серии импульсов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Выполненное исследование дает основание полагать, что лазерно-индуцированное зажигание может быть перспективным для использования в воздушных электрореактивных двигателях при дальнейшем совершенствовании этого метода.

ИСТОЧНИКИ ФИНАНСИРОВАНИЯ

Исследование выполнено при финансовой поддержке Российского научного фонда, проект № 20-69-46034, организация – МГУ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Chernyshev S., Kuryachii A., et al. Numerical Modeling of Dielectric Barrier Discharge Multi-Actuator System, Transactions of 3rd SEAS & Space Conference and 21st AIDAA Congress. 2011. P. 935–943.
2. Филатьев А.С., Скворцов В.В. Вклад ЦАГИ в развитие электрореактивных двигателей для аэрокосмических аппаратов: к 50-летию Государственной программы “Янтарь” // Ученые записки ЦАГИ. 2017. Т. XLVIII. № 1. С. 99–100.
3. Маров М.Я., Филатьев А.С. Комплексные исследования электрореактивных двигателей при полетах в ионосфере Земли: К 50-летию Государственной программы “Янтарь” // Космические исследования. 2018. Т. 56. № 2. С. 137–144.
4. Filatyev A.S., Erofeev A.I., Nikiforov A.P., Golikov A.A., Yanova O.V. Comparative Evaluation of the Applicability of Electrical Ramjets, 58th Israel Annual Conference on Aerospace Sciences. Tel-Aviv & Haifa, Israel. March 14–15, 2018. P. 503–519.
5. Crisp N.H., et al. The benefits of very low earth orbit for earth observation missions, Progress in Aerospace Sciences. 2020. V. 117. № 100169. P. 1–18. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2020.100619>
6. Bertolucci G., Barato F., Toson E., Pavarin D. Impact of propulsion system characteristics on the potential for cost reduction of earth observation missions at very low altitudes, Acta Astronautica. 2020. V. 176. P. 173–191. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.06.018>
7. Hisamoto Y., Nishiyama K., Kuninaka H. Development Status of Atomic Oxygen Simulator for Air Breathing Ion Engine, 32nd International Electric Propulsion Conference. Wiesbaden, Germany. 2011. IEPC-2011-294.
8. Ferrato E., et al. Development Roadmap of SITAEL’s RAM-EP System, 36th International Electric Propulsion Conference. Vienna, Austria. 2019. IEPC-2019-886.
9. Parodi P., et al. Study of a Collector-Intake System for VLEO Air-Breathing Platforms, International Conference on Flight vehicles, Aerothermodynamics and Re-entry Missions and Engineering. 30 September–3 October. Monopoly, Italy.
10. Romano F., et al. System Analysis and Test-Bed for an Atmosphere-Breathing Electric Propulsion System Using an Inductive Plasma Thruster, Acta Astronautica. 2018. V. 147. P. 114–126. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2018.03.031>
11. Zheng P., et al. A Comprehensive Review of Atmosphere-Breathing Electric Propulsion Systems // International Journal of Aerospace Engineering. 2020. Article ID 8811847, 21 p. <https://doi.org/10.1155/2020/8811847>
12. Spektor R., Jones K.L. A Breath of Fresh Air: Air-Scooping Electric Propulsion in Very Low Earth Orbit, The Aerospace Corporation. Center for Space Policy and Strategy. 2021. OTR202100191. P. 1–15.
13. Filatyev A.S., Golikov A.A. Integrated Optimization of Trajectories and Layout Parameters of Spacecraft with Air-Breathing Electric Propulsion, 71th International Astronautical Congress. The CyberSpace Edition. 01–05 October 2020. Paper IAC-20-C4.9.2.
14. Kaufman H.R. Technology of Electron-Bombardment for Thruster // Advances in Electronics and Electron Physics. 1974. V. 36.
15. Арцимович Л.А., Гродзовский Г.Л. и др. Ученые записки ЦАГИ. 1970. Т. 1. № 3. С. 65–71.
16. Гродзовский Г.Л. Применение плазменных ускорителей в газодинамике. // Сб. под ред. акад. Л.А. Арцимовича М.: Машиностроение, 1973. С. 25–40.
17. Савицкий Е.М., Буров И.В., и др. Электрические и эмиссионные свойства сплавов. М.: Наука, 1978. 269 с.

ON INFRARED LASER PROSPECTS IN AIR-BREATHING ELECTRIC THRUSTERS

Academician of the RAS S. L. Chernyshev^{a,b}, E. Yu. Loktionov^{a,c}, A. E. Sagalakov^{a,b},
V. V. Skvortsov^b, A. S. Filatyev^{a,d}, and A. A. Uspensky^b

^a Lomonosov Moscow State University, Moscow, Russian Federation

^b Central Aerohydrodynamic Institute, Zhukovsky, Moscow Region, Russian Federation

^c Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russian Federation

^d Moscow Aviation Institute, Moscow, Russian Federation

The results of studies of the use of solid-state lasers operating in the infrared range in combination with special targets for obtaining primary electrons in the ionization chamber of plasma-ion thrusters are presented. Such thrusters being equipped with free molecular air intakes for using the surrounding atmosphere as a working gas, form air-breathing electric thrusters, which are highly efficient for long-term maintenance of spacecraft in ultra-low orbits providing great advantages in Earth remote sensing and telecommunications. It is shown that the proposed method of electron emission can be an alternative to the used today current-heated cathodes for a significant increase of their lifetime.

Keywords: ultra-low Earth orbits, air-breathing electric thruster, plasma-ion thruster, thruster efficiency, electron emission, cathode material, laser heating of the cathode, lifetime