

УДК 629.7.036.72

Исследование параметров импульсного вакуумного дугового ускорителя

Мятежный Дмитрий Николаевич

myatezhnys@gmail.com

Надилов Леонид Османович

nadirovleo@gmail.com

Подлосинская Анастасия Петровна

apodlosinskaya@yandex.ru

МГТУ им. Н. Э. Баумана, Москва, Россия

Аннотация. Предложен ускоритель для наноспутников стандарта CubeSat. Был разработан лабораторный макет импульсного вакуумного дугового ускорителя (ВДУ) с бестриггерным методом зажигания. В ходе экспериментов были определены тяговые характеристики ускорителя, оценено влияние параметров электрического контура на характеристики разряда и ресурс работы ускорителя. Также были изучены неоднородность эрозии поверхности катода, влияющая на ресурс работы ускорителя, и скорость восполнения токопроводящего слоя.

Ключевые слова: ускоритель частиц, вакуумный дуговой разряд, тяговые характеристики, осциллограммы, эрозия катода, зажигание разряда, токопроводящий слой

Study of parameters of pulsed vacuum arc accelerator

Myatezhnyy Dmitry Nikolayevich

myatezhnys@gmail.com

Nadirov Leonid Osmanovich

nadirovleo@gmail.com

Podlosinskaya Anastasya Petrovna

apodlosinskaya@yandex.ru

BMSTU, Moscow, Russia

Abstract. In the proposed accelerator for nanosatellites of the CubeSat standard, a laboratory model of a pulsed vacuum arc accelerator (VAA) with a triggerless ignition method was developed. During the experiments, the thrust characteristics of the accelerator, estimated parameters of the electrical circuit for the characteristics of the discharge and the service life of the accelerator were needed. The erosion of the cathode surface and the replenishment of the conductive layer were also studied.

Keywords: particle accelerator, vacuum arc discharge, traction characteristics, oscillograms, cathode erosion, discharge ignition, conductive layer

Введение. Современным наноспутникам формата CubeSat требуются малые и точные тяги для корректировки их ориентации [1, 2]. Для решения поставленной задачи может применяться ВДУ — плазменное устройство, позволяющее реализовывать в космосе принцип реактивной тяги для управления спутниками. Тяга в ускорителе создается благодаря выбросу плазмы из разрядного канала. ВДУ работают при низких мощностях в диапазоне от единиц до десятков Вт, доступных на борту наноспутников [3].

Материалы и методы. За основу конструкции двигателя взята схема ускорителей с коаксиальным расположением электродов с внутренним катодом и внешним анодом [4]. Разработанный макет ВДУ включает в себя два коаксиально расположенных медных цилиндрических электрода, между электродами располагается керамическая изолирующая втулка из корундовой керамики (оксида алюминия). В ускорителе используется бестриггерный метод зажигания [5] — на поверхность изолирующей втулки наносится тонкий проводящий графитовый слой для снижения напряжения пробоя. Зажигание и поддержание горения дугового разряда обеспечиваются источником питания, реализующего принцип индуктивного накопителя энергии [6]. Источник питания позволял зажигать разряды с частотой от 1 до 500 Гц. Эксперименты с разработанным ускорителем производились на стенде, описанном в работе [7]. Вакуумная камера откачивалась до давления порядка 10^{-5} Торр при помощи форвакуумного пластинчато-роторного и высоковакуумного турбомолекулярного насосов. Единичный импульс тяги измерялся при помощи баллистического маятника по методике, представленной в работе [7].

Результаты. Полученные значения единичного импульса тяги в достаточной степени сходятся с представленными в источниках [2–4] и находятся в диапазоне единиц мкН·с. Единичный импульс тяги связан с отклонением маятника в соответствии с формулой

$$I_{bit} = m_m \sqrt{\frac{g}{l_{цм}}} x = 0,85 \cdot 10^{-3} \sqrt{\frac{9,81}{0,13}} \cdot 3,7 \cdot 10^{-4} \approx 2,7 \text{ мкН} \cdot \text{с}, \quad (1)$$

где m_m — масса маятника; g — ускорение свободного падения; $l_{цм}$ — расстояние от центра масс маятника до точки подвеса; x — отклонение маятника от начального положения.

Тягу ускорителя можно определить как произведение единичного импульса на частоту зажигания разряда.

В ходе экспериментов установлено, что для реализации равномерной эрозии катода необходима высокая точность позиционирования деталей, при нарушении концентричности разряд загорался только в одной части поверхности катода (рис. 1).

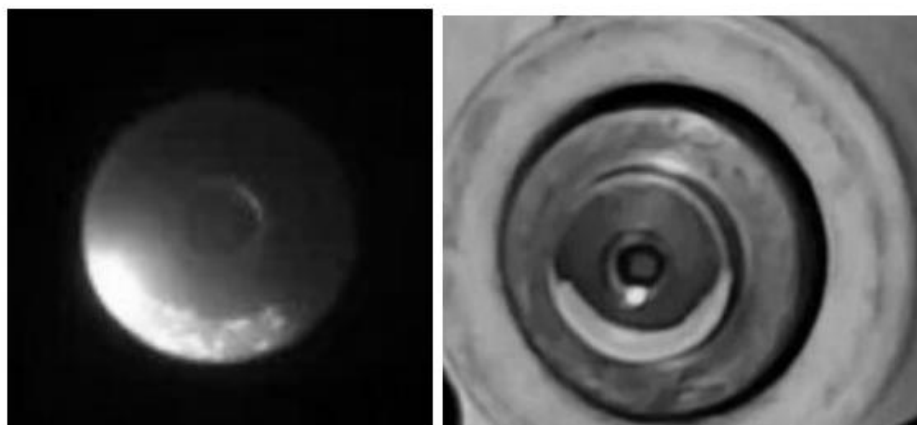


Рис. 1. Фотография разряда с высокой выдержкой и эрозия поверхности катода

В ходе первичных атмосферных испытаний поджоги прекращались примерно после 10^3 пусков, что является следствием роста сопротивления токопроводящего слоя. В вакууме удалось зажечь разряд более $1,8 \cdot 10^4$ раз, были получены зависимости роста сопротивления токопроводящего слоя от числа импульсов (рис. 2).

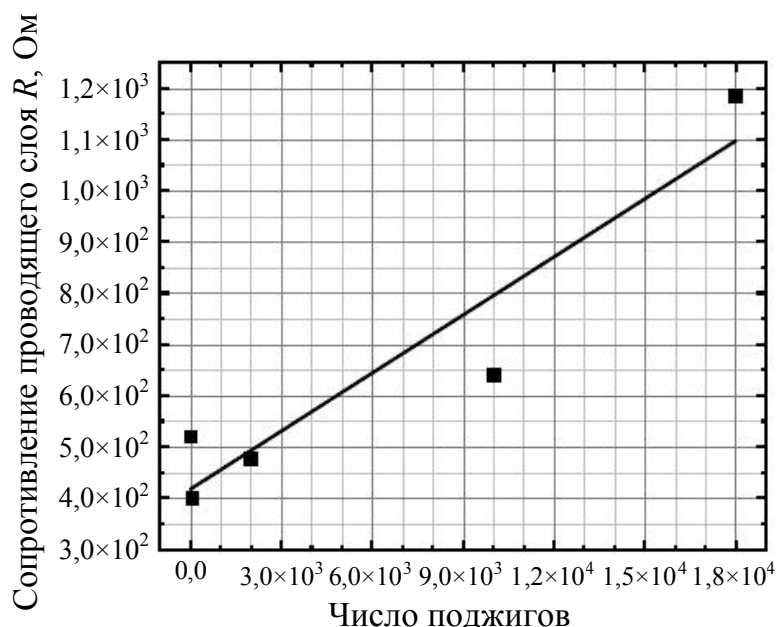


Рис. 2. Сопротивление токопроводящего слоя от числа поджигов

Типичная осциллограмма вакуумного дугового разряда в разработанном устройстве представлена на рис. 3. В ходе экспериментов изменялась индуктивность разрядной катушки. Было установлено, что с ростом индуктивности увеличивалась длительность разряда, а средний ток разряда уменьшался. На представленной осциллограмме заметно характерное свойство горения дугового разряда при низком напряжении порядка 20 В, сила тока после пробоя равномерно убывала по мере отдачи запасенной в катушке индуктивности энергии.

Обсуждение полученных результатов. В ходе экспериментов с разработанным макетом ускорителя установлено, что в данном устройстве требуется высокая точность позиционирования деталей для обеспечения равномерной выработки, следовательно, повышения полного импульса ускорителя. Также сделан вывод, что существует необходимость повышать энергию в импульсе разряда для снижения скорости роста сопротивления токопроводящего слоя, в идеальном случае необходимо добиться постоянного значения сопротивления, для чего можно использовать автоматическую систему контроля сопротивления и изменения энергии в импульсе.

Для управления движением катодных пятен по поверхности катода и обеспечения его равномерной выработки, а также для снижения доли капельной фазы в разряде, необходимо разработать внешнюю магнитную си-

стему, состоящую из постоянных магнитов. Постоянные магниты применяются ввиду существенных ограничений по допустимой мощности на борту наноспутников.

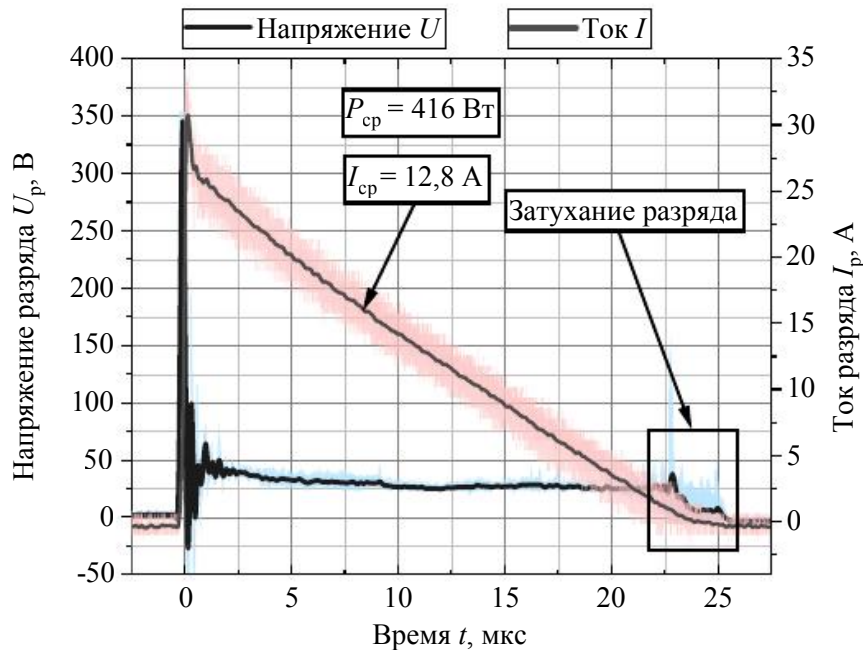


Рис. 3. Осциллограмма вакуумного дугового разряда ускорителя

Заключение. Разработанный прототип устройства показал достойные результаты и имеет потенциал к усовершенствованию. Дальнейшими шагами развития являются изменение конструкции ускорителя с соблюдением допусков на концентричность деталей, а также изменение параметров электро-технического контура с целью предотвращения возрастания сопротивления токопроводящего слоя. Важным аспектом разработки также является повышение точности измерений тяговых характеристик с помощью баллистического маятника.

*Работа выполнена на уникальной научной установке (УНУ) «Пучок-М»
МГТУ им. Н.Э. Баумана, при поддержке Министерства науки
и высшего образования Российской Федерации
по государственному заданию FSFN-2024-0007.*

СПИСОК ИСТОЧНИКОВ

- [1] Zheng Y. Space Microsystems and Micro/nano Satellites. *Micro and Nano Technologies*, 2018, pp. 295–339. <https://doi.org/10.1016/B978-0-12-812672-1.00008-4>
- [2] Levchenko I. Space micropropulsion systems for Cubesats and small satellites: from proximate targets to furthestmost frontiers. *Applied Physics Reviews*, 2018, vol. 5, art. no. 37. <https://doi.org/10.1063/1.5007734>
- [3] O'Reilly D., Herdrich G., Kavanagh D. Electric Propulsion Methods for Small Satellites: A Review. *Aerospace*, 2021, vol. 8 (1), no. 22, art. no. 30. <https://doi.org/10.3390/aerospace8010022>

-
- [4] Hiemstra C.P. *Design, production and validation of a vacuum arc thruster for in-orbit proximity operations*. Luleå University of Technology, Department of Computer Science, Electrical and Space Engineering, Space Technology, 2022, 53 p.
 - [5] Anders A. Triggerless triggering of vacuum arcs. *Journal of Physics*, 1998, pp. 584–587. <https://doi.org/10.1088/0022-3727/31/5/015>
 - [6] Forster R., Szulc M., Schein J. Design of a power processing unit with integrated telemetry for a vacuum arc thruster as part of the SeRANIS mission. *Journal of Electric Propulsion*, 2024, vol. 3(1), art. no. 20. <https://doi.org/10.1007/s44205-024-00074-1>
 - [7] Egoshin D.A., Fedorova D., Skornyakov V., Telekh V.D. Influence of surface area and propellant material on the impulse bit in ablative pulse plasma accelerator. *IAF Space Propulsion Symp.*, 2024, pp. 936–939. <https://doi.org/10.52202/078371-0098>