

ДОСЛІДЖЕННЯ ВПЛИВУ УМОВ ЛАБОРАТОРНОГО ТЕСТУВАННЯ НА РОБОЧІ ПАРАМЕТРИ ХОЛЛОВСЬКОГО ДВИГУНА ST-25

Віктор Перерва

ORCID: <https://orcid.org/0000-0001-8803-5360>

Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Дніпро

Олександр Петренко

ORCID: <https://orcid.org/0000-0001-5648-5068>

Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Дніпро

Вступ

Вимірювання основних робочих параметрів холловських двигунів – сили тяги та витрати робочої речовини – є складною задачею через необхідність точного вимірювання малих величин. Лабораторні випробування таких двигунів проводяться у різних умовах: різні вакуумні камери за розміром і матеріалами, різні системи вакуумного відкачування, та інше. Тому важливо визначити вплив умов випробувань на основні робочі параметри, які включають силу тяги, питомий імпульс та коефіцієнт корисної дії.

У компанії Flight Control LLC для лабораторних випробувань холловських двигунів використовуються різні вакуумні камери, що відрізняються за розмірами, системами вакуумного відкачування та рівнем вакууму. Порівняння вимірених та розрахованих значень робочих параметрів холловського двигуна ST-25 у різних умовах випробувань має велике значення. Отримані результати допоможуть визначити оптимальні умови випробувань, які мінімізують вплив на робочі параметри. Проведення спрямованих експериментальних досліджень щодо визначення впливу умов проведення лабораторних випробувань на робочі параметри холловських двигунів є актуальним та має практичне значення для розробників і дослідників даної технології.

АНАЛІЗ ЛІТЕРАТУРНИХ ДАНИХ ТА ПОСТАНОВКА ПРОБЛЕМИ

Багато вчених вважають, що важливо визначити вплив залишкового тиску в вакуумній камері на характеристики холловських двигунів під час наземних випробувань. Взаємодія прискорених іонів з залишковим газом у вакуумній камері може значно змінювати параметри двигуна, порівняно з роботою у космосі. Зокрема, залишковий газ впливає на термін служби двигуна, змінюючи його робочі параметри

[1]. Дослідження, проведене в [2], включало в себе аналіз характеристик холловського двигуна з магнітним екрануванням у вакуумній камері SITAEL IV10. Були виявлені залежності між струмом розряду та тягою від масових витрат робочої речовини. Дослідження показало, що при нижчому залишковому тиску газу в вакуумній камері значення тяги та струму розряду також були нижчими.

Результати іншого дослідження [3] підтвердили, що підвищений залишковий тиск впливає на параметри двигуна, порівняно з роботою у космосі. Дослідження [4] показало, що аналітична модель впливу фонового потоку на характеристики холловських двигунів є ефективним інструментом прогнозування. Однак цю модель складно застосовувати для аналізу впливу на двигуни з меншою потужністю.

З урахуванням вищезазначеного, дослідження [5, 6] показало, що збільшення залишкового тиску газу впливає на розподіл швидкостей іонів у прискорювальному каналі, що призводить до зміни робочих параметрів двигуна. Дослідження [7] також виявило вплив умов випробувань на конструктивні елементи двигуна, але не вказувало на робочі характеристики. Загалом, дослідження [1–8] підтверджують необхідність врахування впливу залишкового тиску газу на робочі параметри холловських двигунів, що залишається важливою проблемою для дослідників у цій галузі.

МАТЕРІАЛИ ТА МЕТОДИ ДОСЛІДЖЕНЬ

В якості об'єкту досліджень було використано холловський двигун ST-25 [9]. Гіпотезою дослідження було припущення, що умови проведення лабораторних досліджень суттєво впливають на робочі параметри холловського двигуна. Для визначення впливу умов лабораторних випробувань на робочі параметри двигуна були проведені експериментальні дослідження в трьох різних вакуумних камерах, які істотно відрізнялися за своїми розмірами та рівнем залишкового вакууму при проведенні лабораторних досліджень. Основні параметри вакуумних камер представлені в табл. 1. На рис. 1 показані вхідні сигнали, які подавались на двигун впродовж досліджень, а також вихідні сигнали та розрахункові параметри двигуна, які отримані в результаті обробки експериментальних досліджень.

Дослідження проводились для кожного режиму роботи двигуна, шляхом завдання напруги розряду та відповідних витрат робочого газу. Напруга розряду задавалась стабілізованим джерелом напруги в діапазоні 250–350 В з кроком 25 В. Величина масових витрат робочого газу в анодний блок задавалась в діапазоні 0,5–0,8 мг/с з кроком 0,1 мг/с.

Таблиця 1 – Технічні параметри вакуумних камер

№	Параметри	Камера № 1	Камера № 2	Камера № 3
1	Розміри, мм (довжина/діаметр)	1000/380	1350/750	4000/1300
2	Продуктивність насосів, л/с	2200	6400	33600
3	Тиск при масовій витраті ксенону 0,7 мг/с, Торр	$(2-3)10^{-4}$	$(1-2)10^{-4}$	$(7-8)10^{-5}$
4	Матеріал корпусу	Скло, алюміній	Нержавіюча сталь	Нержавіюча сталь

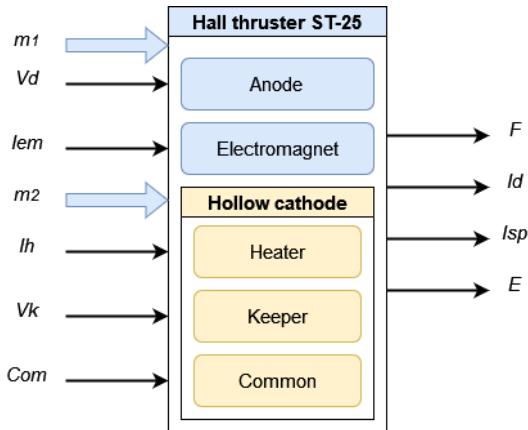


Рисунок 1 – Вхідні і вихідні змінні та розрахункові параметри двигуна ST-25:
 V_d , I_d – напруга та струм розряду; I_{em} – струм електромагніту двигуна; V_k – напруга катоду; I_h – струм нагрівача катоду; m_1 , m_2 – витрати робочого газу в анодний блок та катод; F – тяга; I_{sp} – питомий імпульс; E – коефіцієнт корисної дії анодного блоку

РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕНЬ

Під час проведення експериментальних досліджень були визначені вольт-амперні характеристики газового розряду двигуна ST-25 в різних вакуумних камерах з різними значеннями залишкового тиску газу. Аналіз отриманих вольт-амперних характеристик показує, що середнє значення струму розряду за різними значеннями залишкового тиску в вакуумних камерах залишається майже незмінним і визначається величиною витрат робочого газу в анодний блок двигуна.

Залежності тяги двигуна від величини масової витрати робочої речовини, отримані під час роботи двигуна ST-25 в різних вакуумних камерах при різних значеннях залишкового тиску, представлені на рис. 2-4.

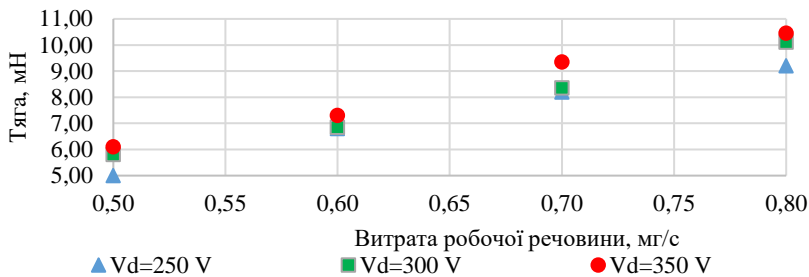


Рисунок 2 – Залежність тяги від масових витрат робочого газу в вакуумній камері № 1

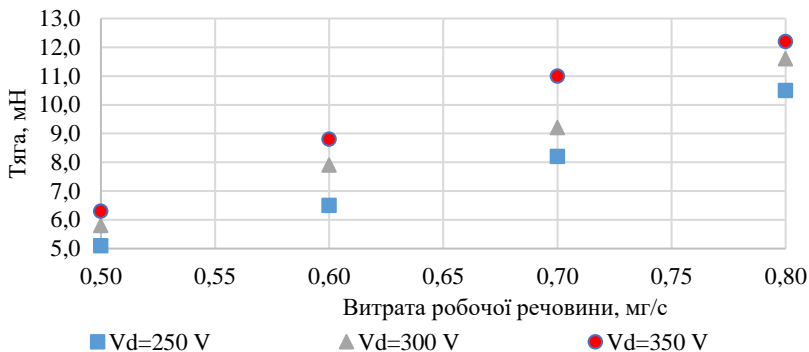


Рисунок 3 – Залежність тяги від масових витрат робочого газу в вакуумній камері № 2

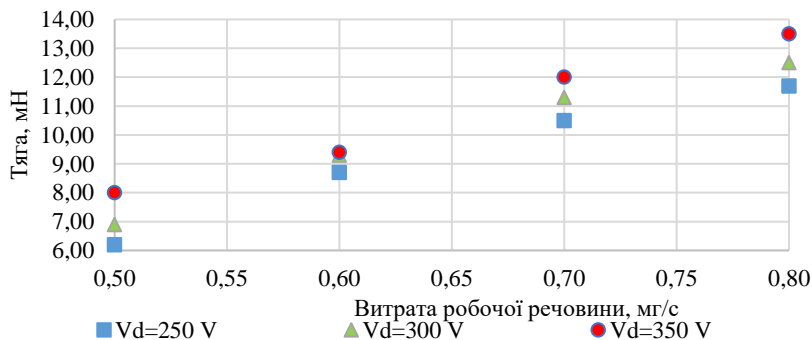


Рисунок 4 – Залежність тяги від масових витрат робочого газу в вакуумній камері № 3

На підставі результатів експериментальних випробувань вольт-амперних характеристик та тяги двигуна, були розраховані залежності питомого імпульсу анодного блоку від напруги розряду та масових витрат робочої речовини згідно з такою формулою [9]:

$$I_{spa} = \frac{F}{\dot{m}_a \cdot g} \quad (1)$$

де I_{spa} – питомий імпульс анодного блоку двигуна, F – тяга, \dot{m}_a – масова витрата через анодний блок.

Залежності величини анодного ККД від розрядної напруги та величини витрат робочої речовини під час роботи двигуна у різних камерах обчислені згідно з такою формулою:

$$\eta_a = \frac{F^2}{2 \cdot \dot{m}_a \cdot N_d} \cdot 100\% \quad (2)$$

де η_a – ККД анодного блоку, N_d – потужність розряду.

В результаті проведених досліджень отримані експериментальні та розрахункові дані щодо впливу залишкового тиску в вакуумних камерах на робочі параметри холловського двигуна ST-25 – тяги, струму розряду, питомого імпульсу та коефіцієнту корисної дії. Ці дані взагалі збігаються з результатами інших досліджень [1–8], але відрізняються тим, що ми змогли конкретно виміряти вплив залишкового тиску на робочі параметри двигуна. Зменшення вакууму у 2–3 рази при випробуваннях двигуна ST-25 відображалося у підвищенні його робочих параметрів на 15–20%. Отже, для порівняння робочих характеристик холловських двигунів різних розробників потрібно враховувати умови випробувань, особливо рівень залишкового тиску у вакуумній камері.

ВИСНОВКИ

Під час експериментальних досліджень встановлено, що вольт-амперні характеристики розряду двигуна ST-25 майже не змінюються в залежності від рівня залишкового тиску в вакуумних камерах. Однак тяга двигуна значно змінюється в залежності від умов випробувань: зменшення залишкового тиску у 2–3 рази призводить до зростання тяги на 25–40 % та збільшення питомого імпульсу та коефіцієнта корисної дії анодного блоку на 15–20 %.

ПОСИЛАННЯ

1. Snyder, J. S., Lenguito, G., Frieman, J. D., Haag, T. W., & Mackey, J. A. (2020). Effects of Background Pressure on SPT-140 Hall Thruster Performance. *Journal of Propulsion and Power*, 36(5). <https://doi.org/10.2514/1.B37702>.
2. Piragino, A., Piragino, A., Piragino, A., Ferrato, E., Piraino, A., & Andreussi, T. (2021). Background Pressure Effects on the Performance of a 20 kW Magnetically Shielded Hall Thruster Operating in Various Configurations. *Aerospace*, 8(3), 69. <https://doi.org/10.3390/aerospace8030069>.
3. Kerber, T. V., Baird, M. J., McGee-Sinclair, R. F., & Lemmer, K. M. (2019). Background Pressure Effects on Plume Properties of a Low-Cost Hall Effect Thruster. In *Proceedings of the 36th International Electric Propulsion Conference*, University of Vienna, Austria, September 15-20, 2019. <https://electricrocket.org/2019/513.pdf>.
4. Frieman, J. D., Liu, T. M., & Walker, M. L. R. (2017). Background Flow Model of Hall Thruster Neutral Ingestion. *Journal of Propulsion and Power*, 33(5). <http://hpepl.ae.gatech.edu/sites/default/files/articles>.
5. Nakles, M. R., & Hargus Jr., W. A. (2009). Hall Effect Thruster Ground Testing Challenges. In *Proceedings of the 25th Aerospace Testing Seminar*, Huntington Beach, CA, October 2009. <https://apps.dtic.mil/sti/tr/pdf/ADA506238.pdf>.
6. Nakles, M. R., & Hargus Jr., W. A. (2008). Background Pressure Effects on Internal and Near-field Ion Velocity Distribution of the BHT-600 Hall Thruster. In *Proceedings of the 44th AIAA Joint Propulsion Conference*, Hartford, CT, 20-23 July 2008. <https://apps.dtic.mil/sti/tr/pdf/ADA486026.pdf>.
7. Cheng, S. Y. (2007). Modeling of Hall Thruster Lifetime and Erosion Mechanisms (Ph.D. thesis). Massachusetts Institute of Technology. <http://electricrocket.org/IEPC/IEPC-2007-250.pdf>.
8. Mazouffre, S., Echegut, P., & Dudeck, M. (2007). A Calibrated Infrared Imaging Study on the Steady State Thermal Behavior of Hall Effect Thrusters. *Institute of Physics Publishing*. DOI: 10.1088/0963-0252/16/1/003.
9. Petrenko, O., Voronovsky, D., Kulagin, S., & Tolok, S. (2020). Hall-effect thruster ST-25 with permanent magnet. *Journal of Rocket-Space Technology*, 28(4), 37–45. <https://rocketspace.dp.ua/index.php/rst/article/view/74>.