

ПОРІВНЯННЯ ХАРАКТЕРИСТИК «КЛАСИЧНОГО» ХОЛЛОВСЬКОГО ДВИГУНА І МАГНІТНО-ЕКРАНОВАНОГО

¹Інститут технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України, 15, вул. Лешко-Попеля, м. Дніпро, Україна, 49005; e-mail: voronovskiydk@gmail.com

²Space Electric Thruster Systems (SETS), пр. Науки, 115, м. Дніпро, Україна, 49010.

Метою цієї роботи є аналіз та порівняння експлуатаційних характеристик двох типів холловських двигунів (ХД): «класичного» і магнітно-екранованого. Дослідження спрямоване для визначення їх ефективності, зносостійкості та можливостей для застосування в космічних місіях. Особливу увагу приділено впливу магнітного екранування (МЕ) на довговічність ХД, ефективність використання робочого тіла та енергетичні параметри.

Дослідження проводилось на основі теоретичних розрахунків, експериментальних даних та числового моделювання роботи ХД. Для аналізу застосовувалися методи математичного моделювання плазових процесів, а також експериментальні тести на стенді. Особливу увагу приділено вивченню процесів іонізації, динаміки заряджених частинок та розподілу магнітного поля у двигунах.

Проведене дослідження дозволило визначити ключові відмінності між «класичним» та магнітно-екранований ХД. Зокрема:

- магнітно-екранований двигун демонструє суттєво нижчий рівень ерозії стінок, що підвищує його ресурс роботи;
- «класичний» двигун має вищу ефективність, проте поступається магнітно-екранованому за довговічністю;
- МЕ впливає на розподіл плазми, що змінює динаміку витоку іонів і може впливати на форму струменя;
- загальна ефективність магнітно-екранованого двигуна може бути покращена за рахунок оптимізації параметрів магнітного поля та геометрії каналу.

У роботі проведено детальний аналіз впливу МЕ на характеристики ХД. Встановлено, що МЕ дозволяє знизити ерозію каналів без суттєвого зменшення питомого імпульсу, що є важливим фактором для збільшення ресурсу двигуна. Запропоновано вдосконалену методику оцінки ефективності плазових процесів у магнітно-екранованому ХД, яка враховує просторову конфігурацію магнітного поля та динаміку частинок. Отримані результати можуть сприяти подальшій оптимізації конструкції електрореактивних двигунів.

Результати роботи можуть бути використані для вдосконалення існуючих конструкцій ХД, оптимізації їх параметрів та розробки нових моделей із покращеними характеристиками. МЕ може стати ключовим технологічним рішенням для збільшення терміну дії двигунів, що особливо важливо для довготривалих космічних місій.

Ключові слова: експериментальні результати, конфігурація магнітного поля, магнітна система, магнітне екранування, холловський двигун.

The goal of this paper is to analyze and compare the performance characteristics of two Hall thruster (HT) types of (HT): a traditional and a magnetically shielded (MS) one. The study is aimed at determining their efficiency, durability, and possibilities for use in space missions. Particular attention is paid to the effect of magnetic shielding on the HT durability, the propellant utilization efficiency, and the energy parameters.

The study was conducted using theoretical calculations, experimental data, and a numerical simulation of the HT operation. For the analysis, methods of mathematical simulation of plasma processes and bench tests were used. Particular attention was paid to the study of ionization processes, charged particle dynamics, and the HT magnetic field distribution.

The study made it possible to identify the key differences between the traditional and MS thrusters, in particular:

- The MS thruster demonstrates a significantly lower level of wall erosion, which increases its lifetime.
- The “traditional” thruster has a higher efficiency, but a shorter lifetime than the ME thruster.
- Magnetic shielding affects the plasma distribution, which changes ion flow dynamics and may affect the plume shape.
- The overall MS thruster efficiency can be improved by optimizing the magnetic field parameters and channel geometry.

The paper presents a detailed analysis of the effect of magnetic shielding on the HT performance. It is shown that magnetic shielding allows one to reduce channel erosion without any significant decrease in the specific impulse, which is an important factor for extending the thruster lifetime. An improved methodology is proposed for evaluating the efficiency of MS HT plasma processes with account for the spatial configuration of the magnetic field and particle dynamics. The obtained results can contribute to further optimization of the HT design.

The results of this work may be used in improving existing HT designs, optimizing HT parameters, and developing new models with improved performance. Magnetic shielding may be a key engineering solution for

extending the thruster lifetime, which is especially important for long-term space missions.

Keywords: *experimental results, Hall thruster, magnetic field configuration, magnetic shielding, magnetic system.*

Вступ. Електрореактивна тяга стала ключовим інженерним рішенням у сучасному супутниковому двигунобудуванні. Її застосування дає змогу суттєво зменшити стартову масу апарата та збільшити корисне навантаження, що забезпечує перевагу над традиційними хімічними двигунами. Холловський двигун (ХД) і іонні двигуни належать до найрозвиненіших і перевірених у польоті реалізацій цього напрямку. Дослідження показали, що ХД є найкращим вибором для виведення на орбіту Geostationary Transfer Orbit – Geostationary Earth Orbit (GTO – GEO) [1]. ХД мають один критичний недолік – відносно невеликий ресурс, що становить кілька тисяч годин. Термін служби двигуна залежить від швидкості ерозії його керамічних полюсних наконечників, які захищають магнітні полюси від впливу високоенергетичних іонів. Магнітне екранування вперше застосовано в двигуні ВРТ-4000 [2] і пізніше підтверджене в двигуні Н6МС [3 – 7], дозволило усунути цей недолік ХД. Ерозію керамічного матеріалу вдалося зменшити. Нині розробляються ХД з магнітним екрануванням як малої, так і великої потужності [7 – 10]. Ця робота спрямована на досягнення підвищеного терміну служби ХД при збереженні високих тягово-енергетичних характеристик ХД.

Мета роботи. Дослідження впливу магнітного екранування на тягово-енергетичні характеристики ХД.

Для досягнення поставленої мети було проведено модернізацію існуючого ХД ST-100 розробки компанії Space Electric Thruster Systems (SETS) потужністю 1,5 кВт. Загальний вигляд ХД ST-100 приведено на рис. 1.

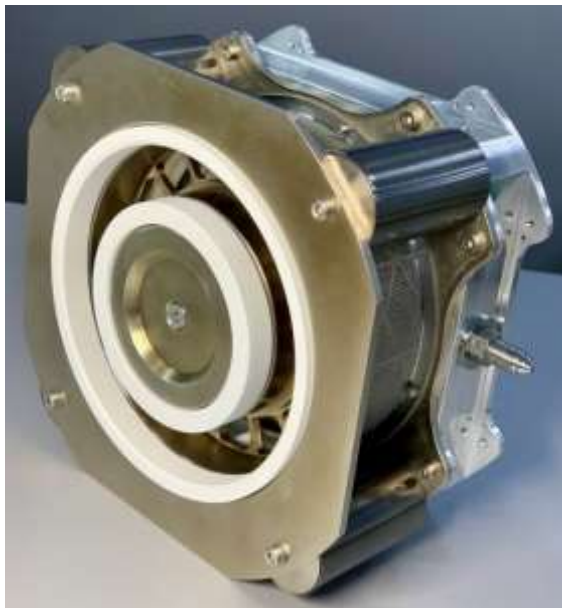


Рис. 1 – Загальний вигляд холловського двигуна ST-100, розробленого компанією SETS

Конфігурації силових ліній магнітного поля та прогнозована зона ерозії в розрядній камері (РК) базової моделі ST-100 до модернізації показано на рис. 2.

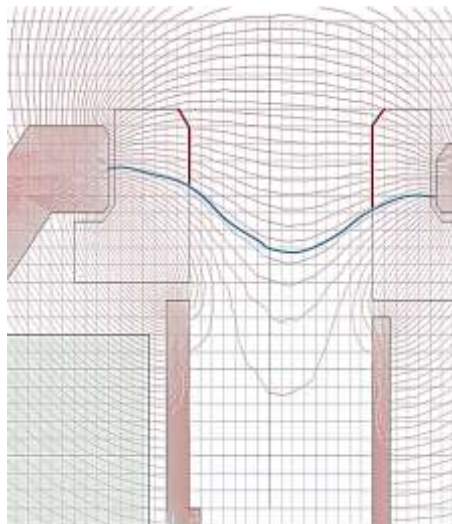


Рис. 2 – Конфігурації силових ліній магнітного поля та прогнозована зона ерозії в РК базової моделі ST-100 до модернізації

Із рис. 2 видно межі зон ерозії (показано товстими вертикальними лініями) на внутрішній і зовнішній стінках РК. Зони ерозії розташовані на перетині зі стінками каналу однієї силової лінії магнітного поля, що проходить через лінію (показана товстою хвилястою горизонтальною лінією), яка в свою чергу перетинає точку $k \cdot B_{r_{\max}}$ посередині РК, де $k=0,8$, а $B_{r_{\max}}$ – максимальне значення радіальної складової магнітної індукції на серединній лінії РК. Розрахункові дані зони ерозії складають 10 мм для зовнішнього ізолятора та 7 мм для внутрішнього ізолятора.

На наявність залежності між топологією магнітного поля і довжиною зон ерозії вказували результати попередніх експериментальних досліджень ХД. Сліди ерозії на зовнішньому ізоляторі після 120-ти годин випробувань приведені на рис.3, а сліди ерозії на внутрішньому ізоляторі приведені на рис. 4.



а) Зовнішній ізолятор до випробувань



б) Зовнішній ізолятор після 120-ти годинних випробувань

Рису. 3 – Сліди ерозії на зовнішньому ізоляторі РК ST-100 до випробувань та після 120-ти годин роботи двигуна



а) Внутрішній ізолятор до випробувань

б) Внутрішній ізолятор після 120-ти годинних випробувань

Рис. 4 – Сліди ерозії на внутрішньому ізоляторі РК ST-100 до випробувань та після 120-ти годин роботи двигуна

За результатами випробувань зони ерозії на внутрішньому і зовнішньому ізоляторах РК становлять приблизно 7 мм та 11 мм відповідно, що достатньо добре співпадає з результатами розрахунків.

Розробка магнітної системи модернізованого двигуна ST-100M.

Основні цілі модернізації магнітної системи (МС):

- забезпечення виносу магнітних ліній максимуму магнітного поля, розташованих між магнітними полюсами вперед по потоку, що повинно змістити зони ерозії і відповідно збільшити робочий ресурс двигуна;
- забезпечення рівня магнітного поля в РК двигуна, відповідного базовій моделі при формуванні додатково запасу за індукцією з метою отримання можливості функціонування двигуна в широкому діапазоні регулювання, напруги і струму розряду.

Розрахунки магнітних полів проведено у програмі ANSYS Maxwell.

Розрахунки МС двигуна ST-100M було виконано з використанням двовимірної та тривимірної вісесиметричної моделі МС, які для початку верифікували за отриманими 3D результатами, а потім вже використали для розрахунку із завданням фактичних властивостей матеріалу. Це дало змогу отримати точніші та деталізовані результати розподілу магнітного поля в елементах конструкції та РК двигуна. Прогнозована зона ерозії (1 мм на зовнішньому ізоляторі та 2 мм на внутрішньому) та профіль магнітного поля приведені на рис. 5.

За результатами розрахунків було розроблено конструктивну схему модернізованого ХД ST-100M. Конфігурацію магнітного поля та геометрію розрядної камери було змінено, щоб перетворити двигун на магнітно-екранований, в якому профілі ізоляторів розрядної камери відповідають силовим лініям магнітного поля. Середній діаметр розрядної камери, газорозподільник, катод і місце його розташування залишилися такими ж, як і в конструкції без магнітного екранування. Загальний вид модернізованого ХД наведено на рис. 6.

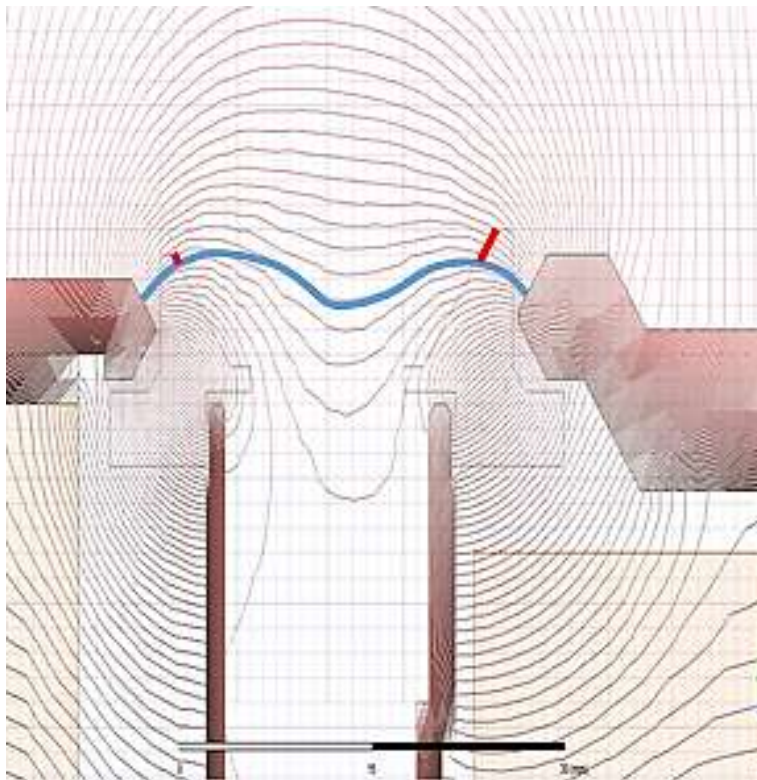


Рис. 5— Конфігурації силових ліній магнітного поля та прогнозована зона ерозії в РК ХД ST-100M



Рис. 6 – Загальний вигляд модернізованого холловського двигуна ST-100M

Розподіл магнітної індукції в РК модернізованого двигуна порівняно з базовим варіантом. Розрахункові значення радіальної складової магнітної індукції B_r на серединній лінії розрядного каналу для ST-100 та ST-100M представлено на рис. 7 при однакових струмах і кількості витків на котушках. На рис. 7 можна побачити, що у ХД ST-100 положення максимуму радіальної складової магнітного поля знаходиться на відстані 1 мм за зрізом зовнішнього магнітного полюсу, а у ST-100M положення максимуму радіальної складової магнітного поля знаходиться на відстані 2,5 мм за переднім зрізом зовнішнього магнітного полюсу. Таким чином максимум магнітної індукції змістився на 1,5 мм за передній зріз зовнішнього магнітного полюсу, а положення точки $0,8 \cdot B_{r_{\max}}$ – на 3 мм. Індукція біля переднього зрізу аноду ST-100 складає 9 мТл, а в ST-100M складає 8 мТл.

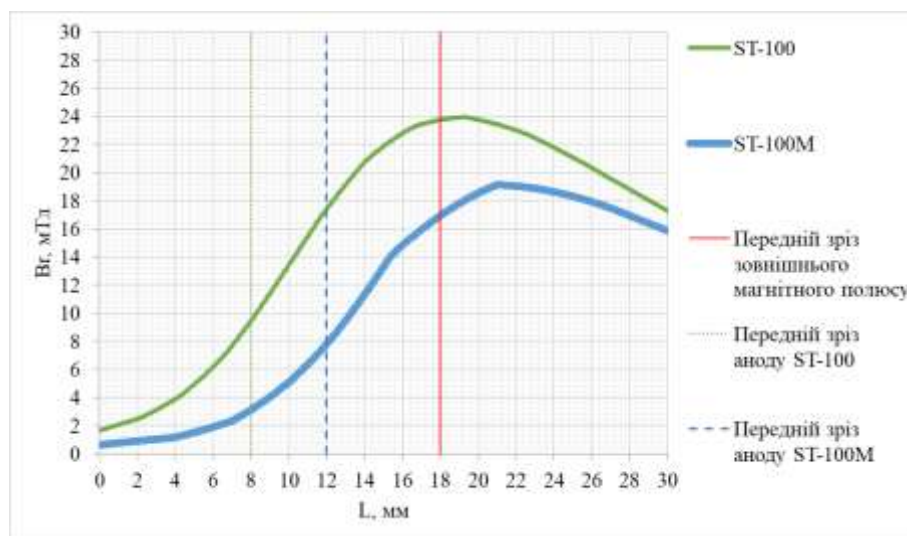
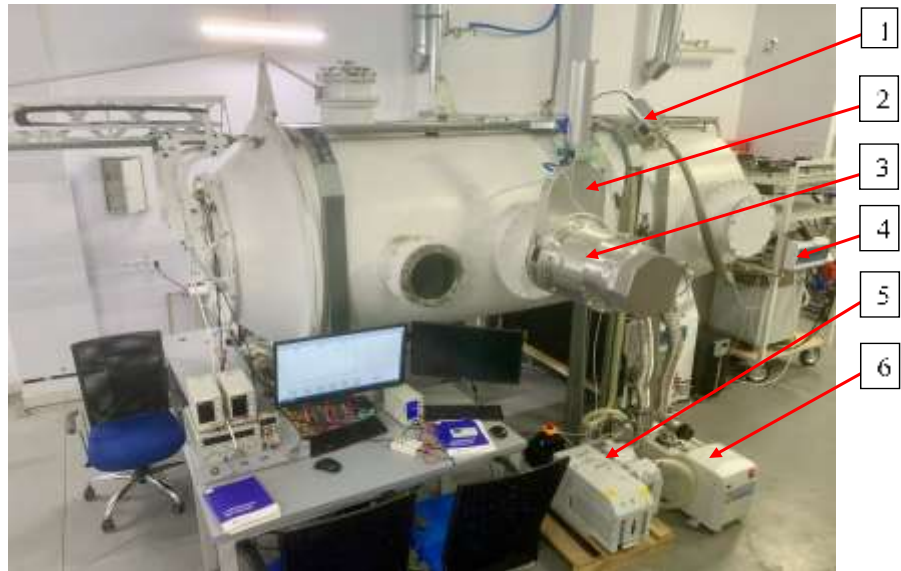


Рис. 7 – Розрахункові значення радіальної складової магнітної індукції B_r на серединній лінії розрядного каналу для ST-100 та ST-100M при однакових токах та кількості витків у котушках. L – відстань від аноду назовні

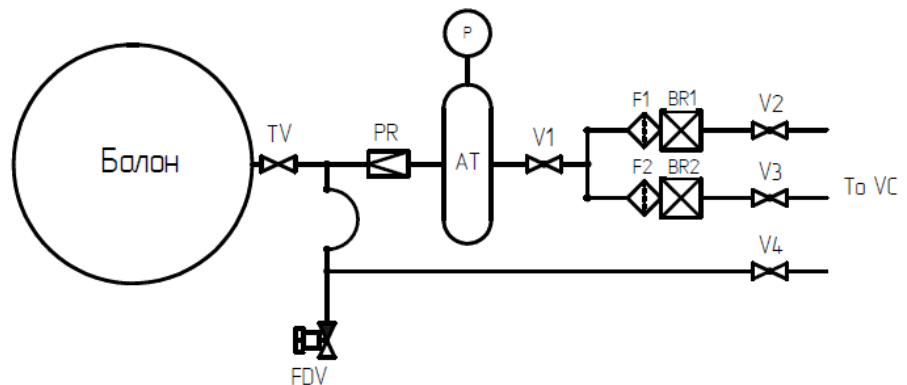
Випробувальний стенд. Вакуумна камера (рис. 8) для випробувань двигунів являла собою циліндр діаметром 1400 мм і довжиною 3000 мм. Вакуумні насоси, що використовувалися для відкачування камери стенду і решти устаткування, не застосовували масла або ефіри як робочу речовину. При випробуваннях двигуна ST-100 тиск у камері не перевищував $2 \cdot 10^{-4}$ Торр, що досягалося за допомогою турбомолекулярного насоса зі швидкістю відкачування близько 4000 л/с по аргону та двома кріопанелями.



1 – кріопанель Cold head CoolPower 250MD; 2 – вакуумна засувка VAT 12150–PA44–001; 3 – турбомолекулярний насос TGKine3804MBWB; 4 – система для охолодження кріопанелей Cold head CoolPower 250MD; 5 – форвакуумний насос TRIVAC D 65; 6 – форвакуумний насос Edwards iGX100

Рис. 8 – Вакуумна камера

Схема лабораторної системи подачі ксенону, яку застосовували в процесі лабораторного тестування холловського двигуна ST-100, представлена на рис. 9, а її загальний вигляд на рис. 10. Конструкція ґрунтується на витратомірах компанії Bronkhorst, які забезпечують подачу ксенону з точністю $\pm 1\%$ при забезпеченні постійного тиску на вході в витратомір, що досягається за допомогою редуктора і ресивера для згладжування пульсацій тиску.



TV – вентиль балону; FDV – заправний кран; PR – редуктор;
P – датчик тиску; AT – ресивер; V – кран двопозиційний; F – фільтр;
BR – витратомір Bronkhorst; VC – вакуумна камера

Рис. 9 – Схема лабораторної системи подачі ксенону



Рис. 10 – Лабораторна система подачі ксенону

Результати лабораторних випробувань. Результати випробувань ХД ST-100 та ST-100M у вакуумній камері наведено у табл. 1, а також на рис. 11 – 16.

У табл. 1 та на рис. 11 – 16 представлено залежності тяги F , мН, розрядної напруги U_d , В, розрядного струму I_d , А, потужність, що витрачається анодним блоком N , Вт, анодного питомого імпульсу I_{sp} , с, енергетичної цінності тяги C , Вт/мН і анодного ККД двигуна η , %.

Таблиця 1 – Результати експериментальних випробувань ХД ST-100 та ST-100M

ST-100							
F, мН	Ud, В	Id, А	ma, мг/с	N, Вт	η, %	Isp, с	C, Вт/мН
46,1	250	2,7	3	725	48,9	1537	15,7
51,0	300	2,7		871	49,8	1700	17,1
56,9	350	2,7		1004	53,7	1897	17,7
60,3	400	2,6		1095	55,4	2011	18,2
55,9	250	3,2	3,5	865	51,6	1598	15,5
62,8	300	3,2		1025	54,9	1794	16,3
67,7	350	3,1		1150	56,9	1934	17,0
73,6	400	3,1		1305	59,3	2102	17,7
ST-100M							
F, мН	Ud, В	Id, А	ma, мг/с	N, Вт	η, %	Isp, с	C, Вт/мН
41,9	250	2,4	3	667	39,2	1250	14,3
45,1	300	2,4		781	38,9	1347	15,8
51,0	350	2,4		912	42,6	1523	16,6
57,9	400	2,5		1043	47,9	1728	16,9
56,9	250	2,9	3,5	750	56,1	1478	12,8
63,8	300	2,9		935	56,5	1656	13,8
70,6	350	3,0		1101	58,8	1835	14,8
77,0	400	3,0		1277	60,3	2000	15,8
Значення η та Isp наведено з урахуванням витрати Хе на катод (0,35 мг/сек) і потужності, споживаної котушками (67 Вт для ST-100M та 62 Вт для ST-100)							

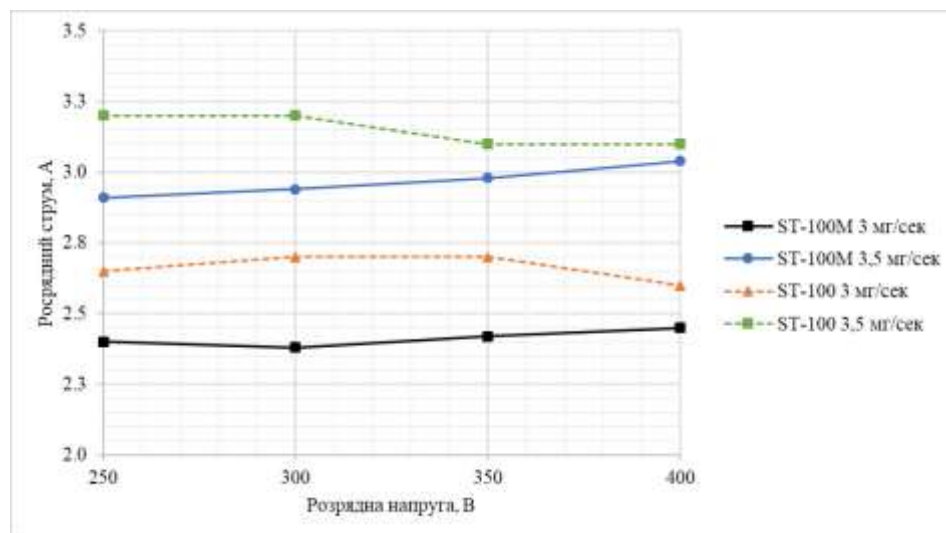


Рис. 11 – Залежність струму розряду від напруги розряду при різних витратах робочого тіла (Хе)

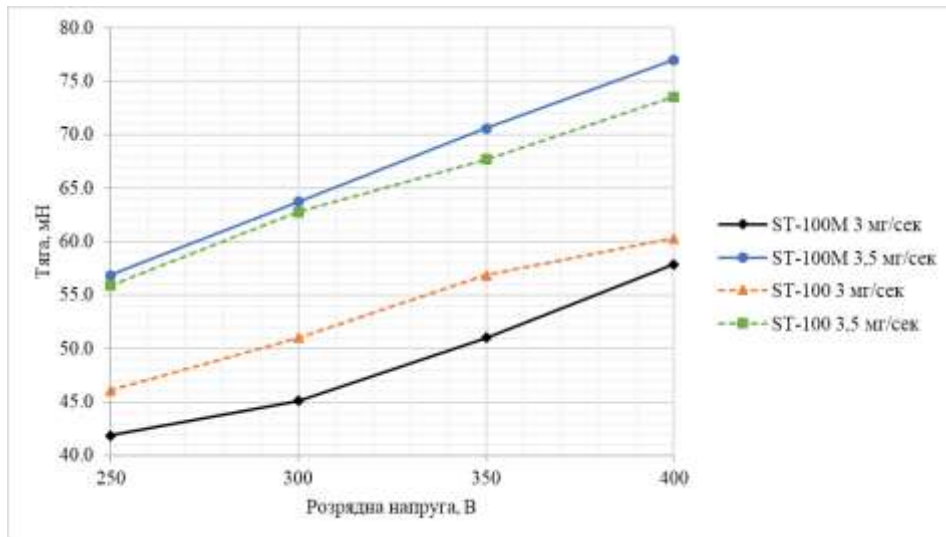


Рис. 12– Залежність тяги двигуна від напруги розряду при різних витратах робочого тіла (X_e)

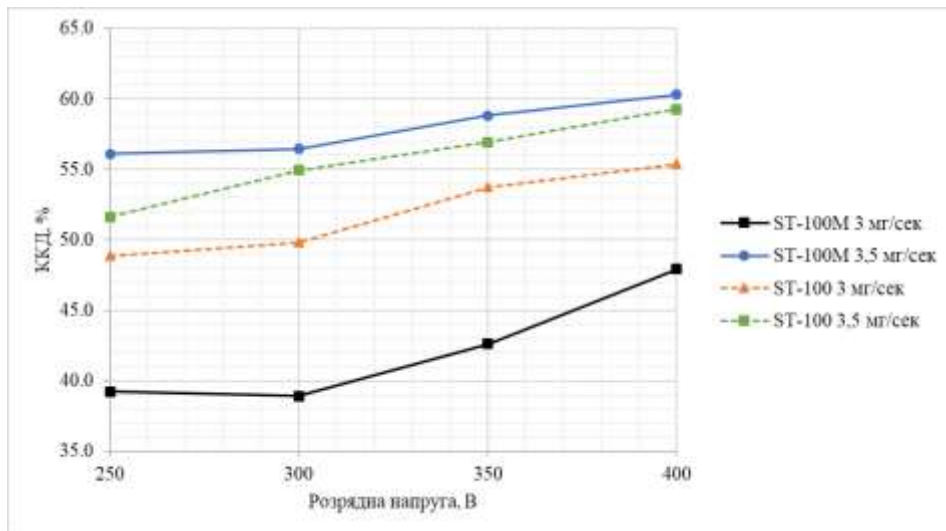


Рис. 13 – Залежність коефіцієнту корисної дії від напруги розряду при різних витратах робочого тіла (X_e)

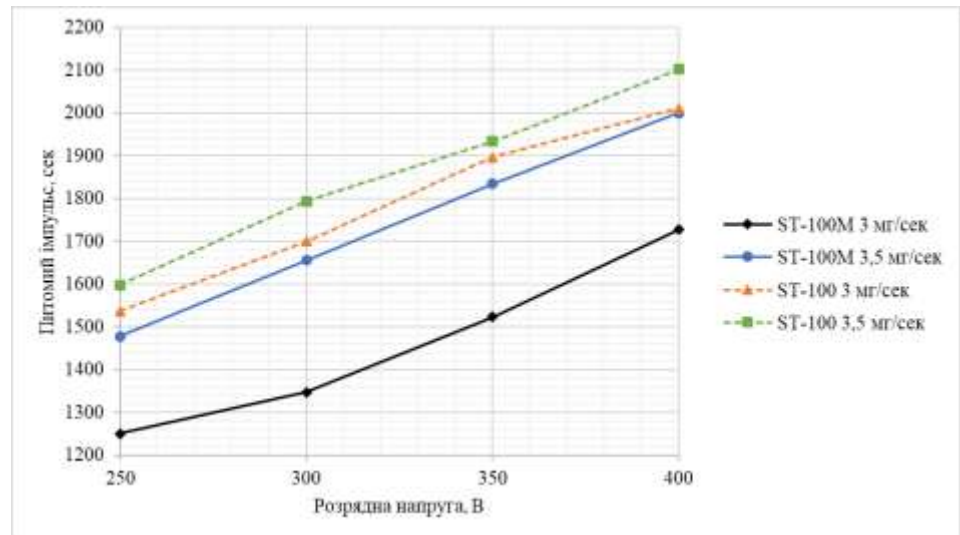


Рис. 14 – Залежність питомого імпульсу від напруги розряду при різних витратах робочого тіла (X_e)

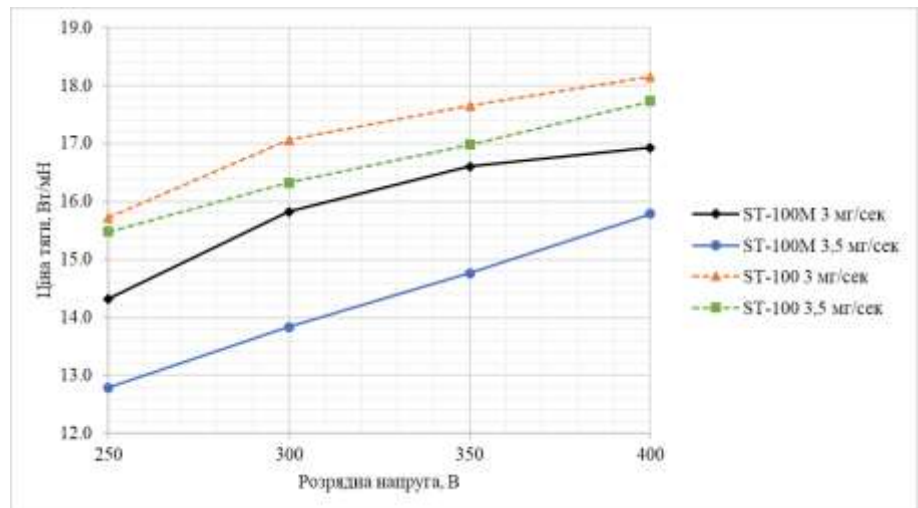


Рис. 15 – Залежність ціни тяги від напруги розряду при різних витратах робочого тіла (X_e)

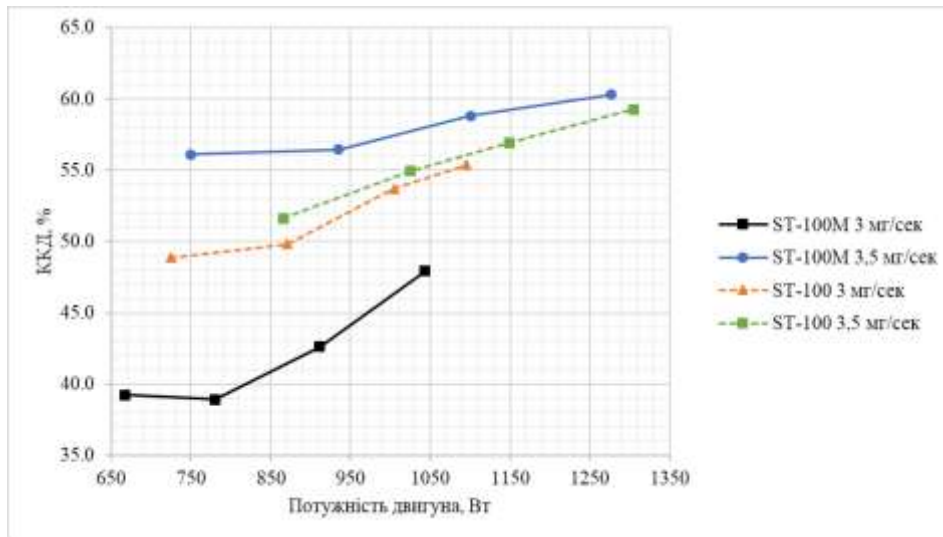


Рис. 16 – Залежність коефіцієнту корисної дії від потужності, яку витрачає двигун

З рис. 12 видно, що тяга двигуна монотонно зростає зі збільшенням розрядної напруги. Аналогічний вигляд має і залежність анодного питомого імпульсу тяги (див. рис. 14). Виміряне значення енергетичної ціни тяги змінюється від мінімуму, за напруги розряду близько 250 В, до максимуму зі збільшенням напруги розряду, що впливає з рисунка 15. Тяговий анодний ККД на високовольтних режимах перевищує 55 % (рис. 16).

Із отриманих тягово-енергетичних характеристик видно, що модернізація двигуна призвела до зменшення питомого імпульсу (табл. 1), що, вочевидь, пов'язано з розширенням розрядної камери в зоні максимуму магнітної індукції. Це призвело до зменшення коефіцієнту використання маси. Модернізований двигун виявився чутливим до зменшення витрат ксенону – ККД двигуна зменшується суттєво (див. рис. 13).

На рис. 17 та 18 показані сліди ерозії на ізоляторах РК ST-100M. Дана зона співпадає з розрахунковими значеннями та складає на зовнішньому ізоляторі приблизно 1 мм, а на внутрішньому ізоляторі приблизно 1,5 мм.



а) Зовнішній ізолятор до випробувань

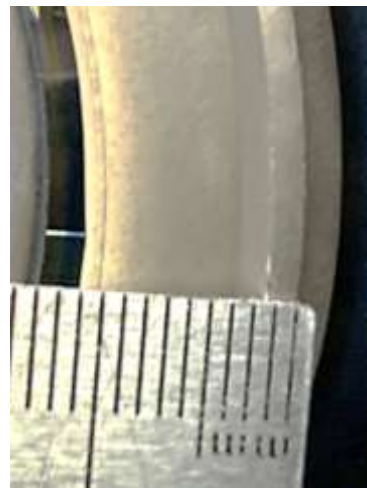


б) Зовнішній ізолятор після 8-ми годинних випробувань

Рис. 17 – Сліди ерозії на зовнішньому ізоляторі РК ST-100M до випробувань та після 8-ми годин роботи двигуна



а) Внутрішній ізолятор до випробувань



б) Внутрішній ізолятор після 8-ми годинних випробувань

Рис. 18 – Сліди ерозії на внутрішньому ізоляторі РК ST-100M до випробувань та після 8-ми годин роботи двигуна

Висновки. На підставі проведених досліджень показано, що у процесі роботи двигуна ерозії піддаватиметься область стінок РК від зрізу РК до силової лінії, що проходить через точку $0,8 \cdot B_{r_{\max}}$ по серединній лінії РК. Отримані результати вимірювань показали, що модернізація магнітної системи двигуна дозволила значно (приблизно у 7 разів) зменшити протяжність зони ерозії РК. Це підтверджує можливість створення ХД підвищеного ресурсу. Для підтвердження цього потрібно потрібне проведення ресурсних випробувань.

1. Dankanich J. Low-Thrust Mission Design and Application. 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2010, Nashville, TN. Reston, Virginia. Paper 2010-6857. <https://doi.org/10.2514/6.2010-6857>
2. De Grys K. H., Mathers A., Welander B., Khayms V. Demonstration of 10,400 Hours of Operation on 4.5 kW Qualification Model Hall Thruster. 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, July, 2010, Nashville, TN. Reston, Virginia. Paper 2010-6698. <https://doi.org/10.2514/6.2010-6698>
3. Mikellides I. G., Katz I., Hofer R. R., Goebel D. M., De Grys K. H., Mathers A. Magnetic Shielding of the Acceleration Channel in a Long -Life Hall Thruster. Physics of Plasmas. 2011. V. 18. 033501. <https://doi.org/10.1063/1.3551583>
4. Hofer R. R., Goebel D. M., Mikellides I. G., Katz I. Design of a Laboratory Hall Thruster with Magnetically Shielded Channel Walls, Phase II: Experiments. 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, July, 2012, Atlanta, Georgia. Reston, Virginia. AIAA-2012-3788. <https://doi.org/10.2514/6.2012-3788>
5. Mikellides I. G., Katz I., Hofer R. R. Design of a Laboratory Hall Thruster with Magnetically Shielded Channel Walls, Phase I: Numerical Simulations. 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, July, 2011, Atlanta, Georgia. Reston, Virginia. Paper 2011-5809. <https://doi.org/10.2514/6.2011-5809>
6. Mikellides I. G., Katz I., Hofer R. R., Goebel D. M. Design of a Laboratory Hall Thruster with Magnetically Shielded Channel Walls, Phase III: Comparison of Theory with Experiment. 48th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, July, 2012, Atlanta, Georgia. Reston, Virginia. AIAA -2012-3789. <https://doi.org/10.2514/6.2012-3789>
7. Mikellides I. G., Katz I., Hofer R. R., Goebel D. M. Magnetic Shielding of Walls from the Unmagnetized Ion Beam in a Hall Thruster. Applied Physics Letters. 2013. V.102, 2. 023509. <https://doi.org/10.1063/1.4776192>
8. Cosimo D., Misuri T., Gregucci S., Pedrini D., Dannenmayer K. Magnetically Shielded HT100 Experimental Campaign. IEPC. October, 2017, м. Atlanta, Georgia. 2017. Paper 2017-372.
9. Hofer R. R., Cusson S. E., Lobbia R. B., Gallimore R. D. The H9 Magnetically Shielded Hall Thruster. IEPC, October, 2017, м. Atlanta, Georgia. 2017. Paper 2017-332.
10. Hofer R. R., Polk J., Mikellides I., Ortega A. L., Conversano R., Chaplin V., Lobbia R. B., Goebel D., Kamhawi H., Verhey T., Williams G., Mackey J., Huang W., Yim J., Herman D., Peterson P. Development status of the 12.5 kW hall effect rocket with magnetic shielding (HERMeS). 35th IEPC, October, 2017, м. Atlanta, Georgia. 2017. Paper 2017-232. <https://doi.org/10.2514/6.2016-4825>

Отримано 08.04.2025,
в остаточному варіанті 18.06.2025