

С. Ю. АСМОЛОВСЬКИЙ^{1,3}, Д. К. ВОРОНОВСЬКИЙ^{1,2}, С. М. КУЛАГІН^{1,2}, В. В. МАСЛОВ¹,
В. О. ПЕРЕРВА³, А. О. ТРОЯН¹, Б. В. ЮРКОВ^{1,2}

ПАРАМЕТРИ ХОЛЛОВСЬКОГО ДВИГУНА ST-40M ПРИ РОБОТІ НА КСЕНОНІ І КРИПТОНІ

¹Space Electric Thruster Systems (SETS), пр. Науки, 115, м. Дніпро, Україна, 49010.

²Інститут технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України, 15, вул. Лешко-Попеля, м. Дніпро, Україна 49005;

³Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, пр. Науки, 72, м. Дніпро, Україна, 49000; asmolovskiy.sergey@gmail.com

У статті наведено результати експериментального дослідження параметрів холловського двигуна ST-40M, розробленого в лабораторії SETS (Space Electric Propulsion Systems), при роботі на ксеноні та криптоні. Електрореактивні двигунні установки на базі холловського двигуна набули широкого застосування завдяки високим характеристикам і відносній простоті конструкції та експлуатації порівняно з іншими типами двигунних установок. Традиційно як робоча речовина в холловських двигунах використовується ксенон. Це інертний газ, який має низьку енергію іонізації та велику атомну масу, що дає змогу отримати високі характеристики електрореактивної двигунної установки при простоті її експлуатації. Проте висока вартість ксенону істотно впливає на загальні витрати під час випробувань і експлуатації двигуна та електрореактивної двигунної установки у цілому. У зв'язку з цим проводяться дослідження щодо застосування альтернативних робочих речовин, які дали б змогу зменшити вартість відпрацювання при збереженні характеристик двигуна на прийнятному рівні. Найбільш перспективною альтернативою ксенону вважається криптон. Він має нижчу вартість і забезпечує простоту експлуатації, проте має вищу енергію іонізації, що негативно впливає на ККД двигуна. Метою роботи було порівняння основних параметрів двигуна при роботі на ксеноні та криптоні в однакових умовах. Експериментальні випробування проводилися у вакуумній камері при розрядних напругах у діапазоні від 250 В до 500 В і витратах робочої речовини від 1 мг/с до 1,78 мг/с для ксенону та від 1 мг/с до 1,6 мг/с для криптону. Порівняльний аналіз параметрів двигуна при роботі на ксеноні і криптоні при витраті 1 мг/с показав, що використання криптону призводить до погіршення характеристик двигуна. Тяга та питомий імпульс аноду зменшилися на 25 % – 37 %, а ККД аноду знизився на 15 % – 24 %.

Ключові слова: холловський двигун, робоча речовина, ксенон, криптон, тяга, питомий імпульс.

This article presents the results of an experimental study of the parameters of the ST-40M Hall-effect thruster developed by SETS (Space Electric Propulsion Systems) in its operation on xenon and krypton. Electric propulsion systems based on Hall-effect thrusters have found wide application due to their high performance and relative simplicity of design and operation compared to other types of propulsion systems. Traditionally, xenon is used as propellant in Hall-effect thrusters. It is an inert gas with a low ionization energy and a high atomic mass, which makes it possible to achieve a high performance of the electric propulsion system while maintaining operational simplicity. However, the high cost of xenon significantly affects the overall expenses during the testing and operation of the thruster and the propulsion system. Therefore, research is underway on the use of alternative propellants that could reduce operating costs while maintaining the thruster performance at an acceptable level. The most promising alternative to xenon is considered to be krypton. It has a lower cost and ensures operational simplicity, but its higher ionization energy negatively affects the thruster efficiency. The goal of this work was to compare the main parameters of the thruster operating on xenon and krypton under identical conditions. Experimental tests were carried out in a vacuum chamber at discharge voltages ranging from 250 V to 500 V and propellant mass flow rates from 1 mg/s to 1.78 mg/s for xenon and from 1 mg/s to 1.6 mg/s for krypton. A comparative analysis of the thruster parameters in its operation on xenon and krypton at a mass flow rate of 1 mg/s showed that the use of krypton leads to a deterioration in thruster performance. The anode thrust and specific impulse decreased by 25 % – 37 %, while the anode efficiency dropped by 15 % – 24 %.

Keywords: Hal-effect thruster, propellant, xenon, krypton, thrust, specific impulse.

Вступ. Серед різноманітних типів двигунних установок для космічних апаратів найбільш поширеними стають електрореактивні двигунні установки (ЕРДУ) на базі холловського двигуна [1]. Це пов'язано з тим, що використання холловського двигуна дозволяє отримати високі значення характеристик двигунної установки (тяга, питомий імпульс та коефіцієнт корисної дії) при відносно простій конструкції двигуна. Також холловський двигун може використовуватись як джерело плазми для проведення наукових досліджень, зокрема для визначення характеристик магнітного парусу при зміні його конструкції.

© С. Ю. Асмоловський, Д. К. Вороновський, С. М. Кулагін, В. В. Маслов,
В. О. Перерва, А. О. Троян, Б. В. Юрков, 2025

Для двигунів холловського типу основною робочою речовиною (РР) є ксенон [2], оскільки він має досить високу атомну вагу, низьку енергію іонізації і є інертним газом, що дає змогу отримати високі характеристики двигунної установки при простоті її експлуатації. Але, внаслідок малої кількості виробництва ксенону і широкої сфери його застосування, ксенон має досить високу вартість, що відображається на вартості відпрацювання й експлуатації ЕРДУ на ксеноні [3]. Різні компанії розглядають криптон як основну альтернативу ксенону [4 – 8]. Основні характеристики ксенону і криптону наведені у таблиці 1.

Таблиця 1 – Порівняння характеристик ксенону і криптону [3, 9]

Характеристики	Розмірність	Значення	
		Хе	Кг
Атомна маса	а.е.м.	131,3	83,8
Енергія іонізації	еВ (кДж/моль)	12,1 (1170,4)	14,0 (1350,7)
Критична температура	К	289,7	209,3
Критичний тиск	кПа	5842	5525
Критична густина	кг/м ³	1100	909,2
Вартість	€ /кг	15000	1300

Криптон має більшу енергію іонізації ніж ксенон, що негативно впливає на ККД двигуна, проте значно нижча атомна маса криптону теоретично може дозволити збільшити питомий імпульс двигуна [3].

Метою цієї роботи було визначення та порівняння параметрів холловського двигуна ST-40М при роботі на ксеноні і криптоні.

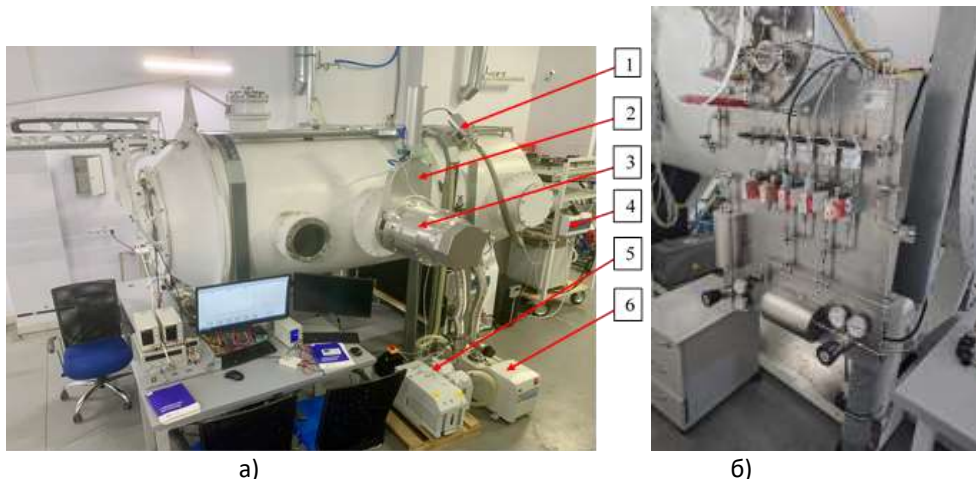


Рис. 1 – Загальний вид двигуна ST-40М

Двигун ST-40М. Двигун розроблено в лабораторії SETS по схемі з полим магнітним анодом. Загальний вид двигуна представлено на рис. 1. Двигун складається з розрядної камери (РК) з середнім діаметром 40 мм та магнітної системи. Полий магнітний анод складається із електрично поєднаних газорозподільвача та магнітного екрана. Магнітна система включає: чотири котушки намагнічування, одну центральну і три зовнішні, магнітні полюси та магнітний екран. На відміну від лабораторної моделі [10] у двигуні ST-40М була зменшена довжина керамічних ізоляторів на виході РК.

Для проведення випробувань використовувався гексаборідний катод-компенсатор, розроблений в лабораторії SETS [11].

Випробувальний стенд. Вакуумна камера (рис. 2.а)) має розміри: діаметр 1400 мм і довжина 3000 мм. На початку випробувань статичний тиск становив $2 \cdot 10^{-6}$ торр. При подачі РР динамічний тиск у вакуумній камері не перевищував $5 \cdot 10^{-5}$ торр. Для відкачки вакуумної камери застосовувались: турбомолекулярний насос TGKine3804MBWB зі швидкістю відкачування близько 4000 л/с по аргону; та двома кріопанелями Cold head CoolPower 250MD.



а) б)
1 – криопанель Cold head CoolPower 250MD; 2 – вакуумна засувка VAT 12150-PA44-001; 3 – турбомолекулярний насос TGKine3804MBWB; 4 – система для охолодження криопанелей Cold head CoolPower 250MD; 5 – форвакуумний насос TRIVAC D 65; 6 – форвакуумний насос Edwards iGX100

Рис. 2 – Загальний вид вакуумної камери (а) і системи подачі РР (б) [12]

Система зберігання і подачі робочої речовини, яка застосовувалась в процесі лабораторного тестування холловського двигуна, представлена на рис. 2, б). У системі подачі РР використовувались витратоміри компанії Bronkhorst, які забезпечують подачу РР з точністю $\pm 1\%$. Постійний тиск на вході в Bronkhorst забезпечувався редуктором і ресивером.

Результати випробувань. Випробування двигуна ST-40M проводились при розрядних напругах від 250 В до 500 В у діапазоні витрат РР в анод від 1 мг/с до 1,78 мг/с для ксенону і від 1 мг/с до 1,6 мг/с для криптону. На кожному режимі виконувалась оптимізація магнітного поля по мінімуму розрядного струму.

Результати випробувань двигуна на ксеноні і криптоні наведені у таблицях 2 і 3 та рис. 3 і 4. Під час випробувань масова витрата РР через катод-компенсатор складала 0,3 мг/с.

Визначення параметрів двигуна проводилось по таким формулам:

$$N_d = U_d \cdot I_d ; \quad (1)$$

$$I_{sp,a} = 1000 \cdot F / (g \cdot \dot{m}_a) ; \quad (2)$$

$$\eta_a = F^2 / (2 \cdot \dot{m}_a \cdot N_d) ; \quad (3)$$

$$C_a = N_d / F , \quad (4)$$

де N_d – розрядна потужність, Вт; U_d – розрядна напруга, В; I_d – розрядний струм, А; $I_{sp,a}$ – питомий імпульс аноду, с; F – тяга, мН; $\dot{m}_a$ – масова витрата РР через анодний блок, мг/с; η_a – ККД аноду, %; C_a – розрядна ціна тяги, Вт/мН.

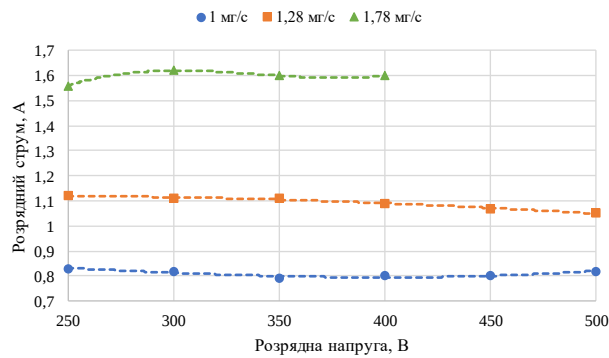
При визначенні параметрів аноду не враховувалась витрата РР в катод-компенсатор та потужність котушок намагнічування. На всіх режимах катод-компенсатор працював у «авторежимі», тобто без додаткового підігріву.

Таблиця 2 – Результати випробувань двигуна ST-40M на ксеноні

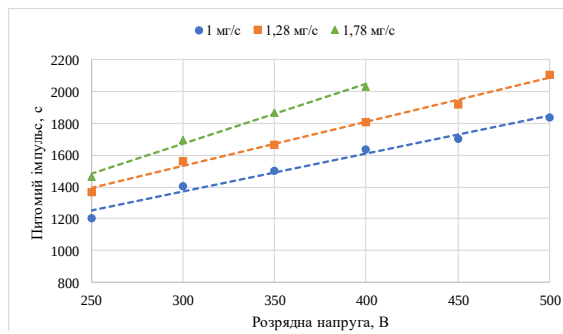
U _d , В	I _d , А	N _d , Вт	$\dot{m}_a$, мг/с	F, мН	I _{sp.a} , с	η_a , %	C _a , Вт/мН
250	0,83	208	1,00	11,8	1204	33,5	17,6
300	0,82	245	1,00	13,8	1408	38,9	17,8
350	0,79	278	1,00	14,7	1499	38,9	18,9
400	0,80	319	1,00	16,0	1632	40,1	19,9
450	0,80	360	1,00	16,7	1703	38,7	21,6
500	0,82	410	1,00	18,0	1836	39,5	22,8
250	1,12	280	1,28	17,2	1371	41,3	16,3
300	1,11	333	1,28	19,6	1562	45,1	17
350	1,11	389	1,28	20,9	1665	43,9	18,6
400	1,09	436	1,28	22,7	1809	46,2	19,2
450	1,07	482	1,28	24,1	1920	47,1	20
500	1,05	525	1,28	26,4	2104	51,9	19,9
250	1,56	390	1,78	25,5	1461	46,8	15,3
300	1,62	486	1,78	29,6	1696	50,6	16,4
350	1,60	558	1,78	32,6	1868	53,5	17,1
400	1,60	640	1,78	35,5	2034	55,3	18

Таблиця 3 – Результати випробувань двигуна ST-40M на криптоні

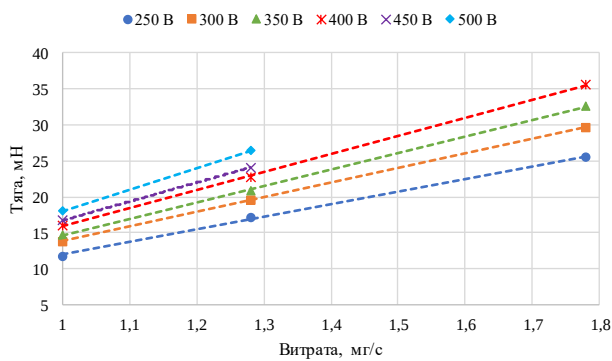
U _d , В	I _d , А	N _d , Вт	$\dot{m}_a$, мг/с	F, мН	I _{sp.a} , с	η_a , %	C _a , Вт/мН
250	0,86	215	1,00	8,8	898	18	24,4
300	0,83	249	1,00	9,2	938	17	27,1
350	0,75	263	1,00	9,2	938	16,1	28,6
400	0,75	300	1,00	9,8	1000	16	30,6
450	0,76	342	1,00	10,6	1081	16,4	32,3
500	0,76	380	1,00	11,7	1193	18	32,5
250	1,21	303	1,20	13,0	1105	23,2	23,3
300	1,12	336	1,20	13,2	1122	21,6	25,5
350	1,09	382	1,20	14,2	1207	22	26,9
400	1,07	428	1,20	15,4	1309	23,1	27,8
450	1,09	491	1,20	16,8	1428	24	29,2
500	1,12	560	1,20	18,4	1564	25,2	30,4
250	1,40	350	1,40	16,1	1173	26,5	21,7
300	1,38	414	1,40	17,6	1282	26,7	23,5
350	1,36	476	1,40	19,2	1399	27,7	24,8
400	1,37	548	1,40	21,1	1535	28,9	26
450	1,40	630	1,40	23,0	1678	30,1	27,4
500	1,44	720	1,40	24,9	1814	30,7	28,9
250	1,63	408	1,60	20,1	1281	31,0	20,3
300	1,67	501	1,60	22,5	1437	31,7	22,2
350	1,67	585	1,60	24,8	1581	32,9	23,6



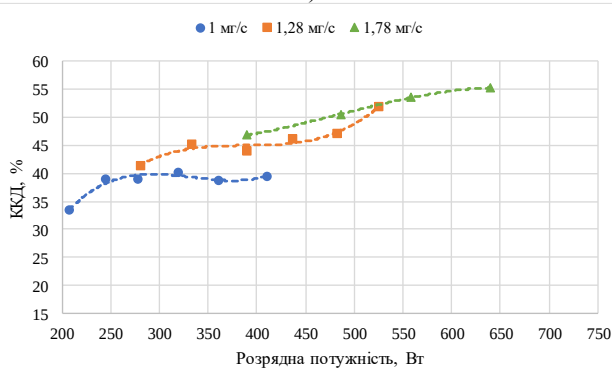
а)



б)



в)



г)

Рис. 3 – Залежність розрядного струму (а) і питомого імпульсу аноду (б) від розрядної напруги, тяги (в) від витрати РР та ККД аноду (г) від розрядної потужності холловського двигуна ST-40М при роботі на ксеноні

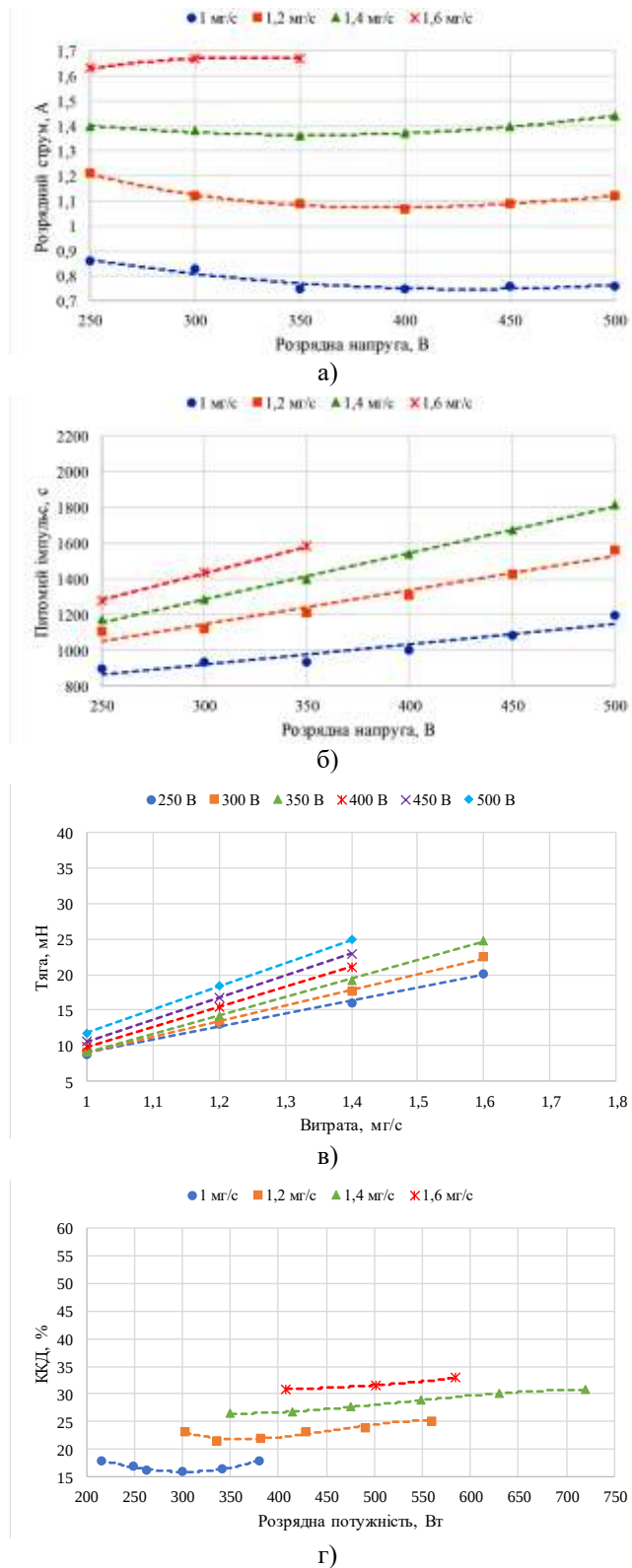


Рис. 4 – Залежність розрядного струму (а) і питомого імпульсу аноду (б) від розрядної напруги, тяги (в) від витрати РР та ККД аноду (г) від розрядної потужності холловського двигуна ST-40M при роботі на криптоні

Із рис. 3 видно, що при роботі на ксеноні:

1. розрядний струм практично не змінюється при збільшенні напруги, що найбільш вірогідно пов'язано із доволі ефективною іонізацією ксенону;
2. питомий імпульс аноду зростає близько до лінійної залежності із збільшенням розрядної напруги. Максимальне значення питомого імпульсу аноду становило 2104 с при витраті ксенону 1,28 мг/с і розрядній напрузі 500 В;
3. тяга зростає близько до лінійної залежності із збільшенням витрати ксенону. Максимальне значення тяги становило 35,5 мН при витраті 1,78 мг/с і розрядній напрузі 400 В;
4. ККД аноду зростає із збільшенням розрядної потужності при витратах ксенону 1,28 і 1,78 мг/с. При витраті 1 мг/с ККД аноду зростає при збільшенні розрядної потужності від 208 Вт до 300 Вт, а при подальшому збільшенні розрядної потужності ККД майже не змінюється.

Із рис. 4 видно, що при роботі на криптоні:

1. розрядний струм має помітні зміни при збільшенні напруги, що найбільш вірогідно пов'язано із недостатньою ефективністю іонізації;
2. питомий імпульс аноду зростає близько до лінійної залежності із збільшенням розрядної напруги. Максимальне значення питомого імпульсу аноду становило 1814 с при витраті криптому 1,4 мг/с і розрядній напрузі 500 В;
3. тяга зростає близько до лінійної залежності із збільшенням витрати криптому. Максимальне значення тяги становило 24,9 мН при витраті 1,4 мг/с і розрядній напрузі 500 В;
4. ККД аноду поступово зростає із збільшенням розрядної потужності при витратах криптому 1,4 мг/с і 1,6 мг/с. При витраті 1 мг/с ККД аноду знижується у діапазоні потужностей від 215 Вт до 300 Вт, а потім зростає при збільшенні потужності від 300 Вт до 380 Вт. При витраті 1,2 мг/с ККД аноду знижується у діапазоні потужностей від 300 до 350 Вт, а потім зростає при збільшенні потужності від 350 Вт до 560 Вт.

Аналіз результатів випробувань. Порівняння параметрів двигуна при роботі на ксеноні і криптоні проведено для однакової витрати РР 1 мг/с, відповідні графіки наведені на рис. 5.

Із рис. 5 видно, що:

1. розрядний струм при роботі на криптоні має більш різке зниження при збільшенні розрядної напруги від 250 В до 400 В;
2. тяги двигуна та питомі імпульси аноду при роботі на ксеноні і криптоні якісно схожі і зростають із збільшенням розрядної напруги, проте при роботі на криптоні їх значення значно менші;
3. ККД аноду при роботі на криптоні майже не змінюється, в той час як при роботі на ксеноні ККД аноду збільшується при зростанні розрядної потужності від 208 Вт до 300 Вт;
4. розрядна потужність двигуна при роботі на криптоні нижча, ніж при роботі на ксеноні окрім ділянки з розрядною напругою від 250 В до 300 В, де розрядні потужності двигуна при роботі на ксеноні і криптоні майже однакові.

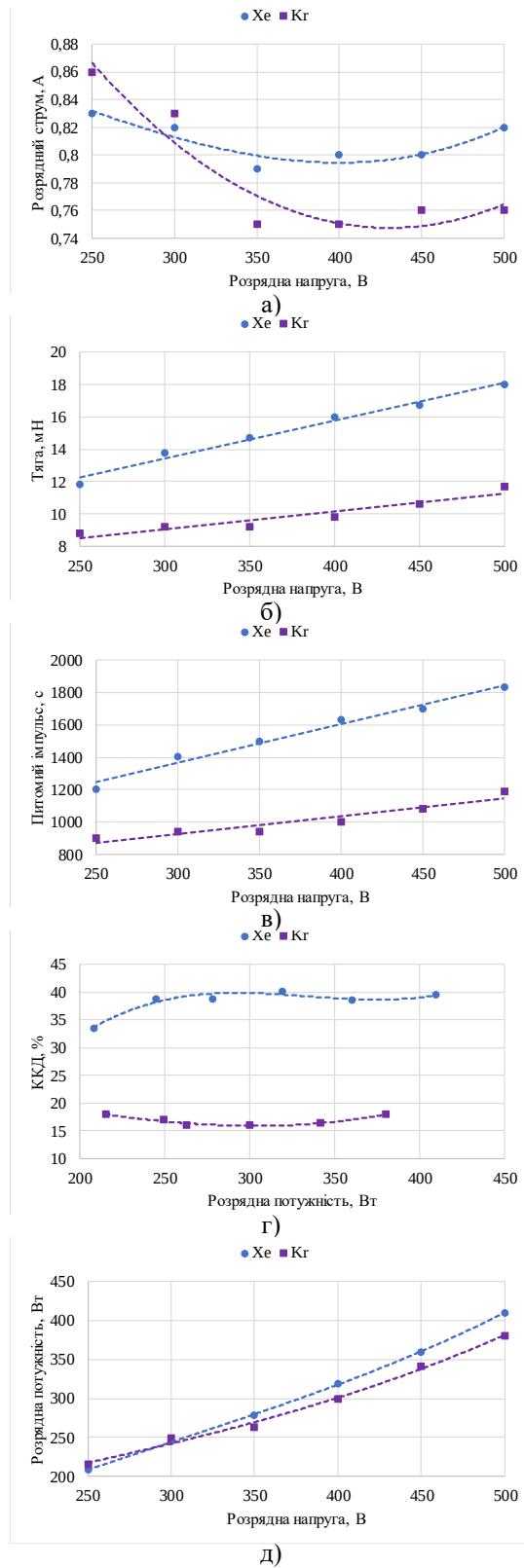


Рис. 5 – Залежності розрядного струму (а), тяги (б), питомого імпульсу аноду (в), ККД аноду (г) та розрядної потужності (д) від розрядної напруги холловського двигуна ST-40M при роботі на ксеноні і криптоні при однаковій витраті РР 1 мг/с

Із наведених даних можна зробити висновок, що двигун ST-40M має гірші характеристики при роботі на криптоні у порівнянні з його роботою на ксеноні. Зменшення тяги та питомого імпульсу аноду становило 25 %...37 %, ККД аноду знизився на 15 %...24 %.

У зв'язку з тим, що криптон має більшу енергію іонізації ніж ксенон, то при однакових значення витрати РР розрядна потужність мала б збільшитись. Проте за результатами випробувань розрядна потужність двигуна була навіть нижчою при роботі на криптоні, ніж при роботі на ксеноні.

Для підвищення параметрів двигуна при роботі на криптоні необхідно виконати оптимізацію його конструктивної схеми [13].

Порівняльний аналіз параметрів двигуна при роботі на ксеноні і криптоні при витраті 1 мг/с показав, що використання криптону призводить до погіршення характеристик двигуна.

Висновки. З метою дослідження параметрів холловського двигуна ST-40M при роботі на ксеноні і криптоні були проведені відповідні випробування. Дослідження проводились при розрядних напругах від 250 В до 500 В і у діапазоні витрат РР в анод від 1 мг/с до 1,78 мг/с для ксенону і від 1 мг/с до 1,6 мг/с для криптону. Результати випробувань двигуна на ксеноні і криптоні при витраті РР 1 мг/с були порівняні між собою. За результатами аналізу отриманих даних було встановлено, що використання криптону призводить до погіршення характеристик двигуна. Тяга і питомий імпульс аноду знизились на 25 %...37 %, ККД аноду знизився на 15 %...24 %. Таким чином використання криптону без адаптації конструкції двигуна може бути недоцільним.

1. Frongello B., Hoskins W., Cassagy R., Kalkowska L., Maliga R. Spacecraft electric propulsion at an inflection point. Proceedings of the ASCEND Conference, AIAA. 2021. P. 2021–4151. <https://doi.org/10.2514/6.2021-4151>
2. Tirila V. G., Demairé A., Ryan C. N. Review of alternative propellants in Hall thrusters. Acta Astronautica. 2023. V. 212. P. 284–306. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2023.07.047>
3. Асмоловський С., Юрков Б. Аналіз впливу зміни робочої речовини з ксенону на альтернативні інертні гази на параметри систем електрореактивної двигунної установки холловського типу. Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки. 2023. 33(2). P. 3–22. <https://doi.org/10.15421/472308>
4. Thomas F., Munro-O'Brien, Ryan C. N. Effect of channel width on the performance of a modular Hall effect thruster operating on Xenon, Krypton, and Argon. 39th International Electric Propulsion Conference. 2025. IEPC-2025-193.
5. Thoreau P., Little J. M., Johansen A., Holmes M. R. Modeling and Optimization of Propellant Mixtures for Hall Thrusters. 39th International Electric Propulsion Conference. 2025. IEPC-2025-071.
6. Moghaddasi M. B., Byrne M., Glascock M., Foster A. Qualification of ExoTerra's Halo8 Hall-Effect Thruster on Krypton Propellant. 39th International Electric Propulsion Conference. 2025. IEPC-2025-441.
7. Kitaeva A., Di Sarli A., Giusti N., Pisano V., Pieri L., Cecconi M., Binetti C., Torre L., Gregucci S., Cardelli M., & Ciampin, D. SITAEL HT5k and HT20k Propulsion Systems Readiness. 38th International Electric Propulsion Conference. 2024. IEPC-2024-726.
8. Petrenko O., Troyan A., Pererva V. Parameters of the ST-40M Hall Thruster with Increased Power Discharge Supply. Journal of Rocket-Space Technology 2023. 31(4). P.50–58. <https://doi.org/10.15421/452307>
9. Tolok S., Shcherbak D., Petrenko O., Troian A., Yurkov B. LAB6 hollow cathode with wide range current operation. 73rd International Astronautical Congress. 2022.
10. Вороновський Д., Кулагін С., Юрков Б., Асмоловський С. Порівняння характеристик «класичного» холловського двигуна і магнітнокранованого. Технічна механіка. 2025. №2. С. 50–62. <https://doi.org/10.15407/itm2025.02.050>
11. Glascock M. S., Kiefer E., VanWoerkom M. Performance and Capability Overview of the Halo Electric Propulsion System. 37th International Electric Propulsion Conference. 2022. IEPC-2022-301.
12. Jakubczak M., Riazantsev A., Jardin A., Kurzya J. Experimental optimization of small krypton hall thruster for operation at high voltage. 37th International Electric Propulsion Conference. 2022. IEPC-2022-360.
13. Xia G., Li H., Ding Y., Wei L., Chen S., & Yu D. Performance optimization of a krypton Hall thruster with a rotating propellant supply. Acta Astronautica. 2020. 171. P. 290–299. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.03.021>

Отримано 24.10.2025,
в остаточному варіанті 28.12.2025