

<https://doi.org/10.15407/knit2023.05.051>
УДК 629.7.063.2

Б. В. ЮРКОВ^{1,2}, аспірант
E-mail: bohdan.yurkov@sets.space
О. М. ПЕТРЕНКО^{1,2}, д-р техн. наук, професор
С. Ю. АСМОЛОВСЬКИЙ^{1,2}, аспірант
Д. К. ВОРОНОВСЬКИЙ^{1,2}, аспірант
С. М. КУЛАГІН³, канд. техн. наук

¹ Space Electric Thruster Systems (SETS)
Проспект Гагаріна 115, Дніпро, Україна 49050
² Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара (ДНУ)
Проспект Гагаріна 72, Дніпро, Україна, 49010
³ Інститут технічної механіки Національної академії наук України
і Державного космічного агентства України
вул. Лешко-Попеля, 15, Дніпро, Україна, 49005

ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ ПЕРЕРАХУНКУ ВИТРАТ МОДЕЛЬНОГО ГАЗУ (Ar) У ВИТРАТИ КСЕНОНУ ПРИ ВИКОРИСТАННІ КАПІЛЯРНИХ ДРОСЕЛІВ У СИСТЕМАХ ПОДАЧІ РОБОЧОЇ РЕЧОВИНИ ЕРДУ

Запропоновано удосконалення методики перерахунку масової витрати модельного газу (аргон) до масової витрати робочого газу (ксенон) у капілярних трубках. Отримано результати експериментальної перевірки відомої методики перерахунку масових витрат модельного газу аргону, яка базується на законі Пуазейля для ламінарної течії з точністю від –21 до 30 %, у масові витрати робочого газу ксенону, який використовується в електричних ракетних двигунних установках. На основі експериментальних досліджень було запропоновано у відому методику перерахунку витрат ввести поправочний коефіцієнт, який залежить від внутрішнього діаметра капіляра. Введення поправочного коефіцієнта дозволило суттєво зменшити похибку перерахунку значень масових витрат аргону у масові витрати ксенону до ± 4 %.

Підвищення точності перерахунку дозволяє широке використання аргону при підборі капілярних дроселів для систем подачі робочої речовини електричних ракетних двигунних установок малої та середньої потужності та при випробуваннях систем подачі робочої речовини на різних етапах розробки та відпрацювання.

Ключові слова: електрична ракетна двигунна установка, ксенонова система подачі робочої речовини, капілярний дросель, модельний газ, робочий газ, перерахунок масових витрат робочої речовини, експериментальні дослідження.

Цитування: Юрков Б. В., Петренко О. М., Асмоловський С. Ю., Вороновський Д. К., Кулагін С. М. Підвищення точності перерахунку витрат модельного газу (Ar) у витрати ксенону при використанні капілярних дроселів у системах подачі робочої речовини ЕРДУ. *Космічна наука і технологія*. 2023. **29**, № 5 (144). С. 51–59. <https://doi.org/10.15407/knit2023.05.051>

© Видавець ВД «Академперіодика» НАН України, 2023. Стаття опублікована за умовами відкритого доступу за ліцензією CC BY-NC-ND license (<https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/>)

ВСТУП

Відомо, що електрична ракетна двигунна установка (ЕРДУ) незалежно від типу двигуна та робочої речовини має такі основні елементи: електричний ракетний двигун, систему зберігання та подачі робочої речовини (Xenon storage and feed system — XFS) та систему перетворення електричної енергії та керування (Power processing unit — PPU). Система подачі грає суттєву роль у складі двигунної установки. Точність і стабільність параметрів, а також надійність роботи системи подачі гарантує подачу потрібних кількостей робочої речовини в анодний блок та порожнистий катод електричної ракетної двигунної установки, що забезпечує задані режими роботи двигуна та необхідні параметри двигунної установки в цілому. Система зберігання та подачі робочої речовини є складною технічною системою, яка містить різноманітні елементи: бак високого тиску для збереження робочої речовини; електромагнітні клапани для керування роботою системи подачі; ресивери для стабілізації тиску робочої речовини; нагрівачі, які забезпечують температурні режими системи подачі; систему трубопроводів; давачі тиску, температури тощо. У перелічених елементах системи подачі відбуваються різноманітні фізичні процеси, які описуються різними математичними моделями. Тому розрахунок елементів та вузлів системи подачі не є тривіальною задачею та вимагає наявності певних алгоритмів.

Одним з ключових елементів системи подачі, який значною мірою визначає точність та стабільність її роботи, є обмежувачі витрат робочої речовини. У ролі таких обмежувачів можна використовувати: пакет дросельних шайб з отвором малого діаметра; капілярну трубку; елемент з пористого металу; MEMS (microelectro-mechanical systems) [9].

Використання дросельних шайб є найбільш поширеною практикою [5]. Однак слід враховувати, що витрати ксенону у двигунах малої та середньої потужності становлять менш ніж 1.5 мг/с в анод і до 0.2 мг/с — в катод [10–13]. Отвори в дросельних шайбах для таких витрат повинні бути меншими від 0.1 мм [16], що досить важко реалізувати, а з врахуванням похибок

при виготовленні кожен новий пакет дросельних шайб матиме унікальні характеристики. До того ж для забезпечення витрат робочої речовини у катод потрібна значна кількість дросельних шайб, що збільшує габарити обмежувача витрат у порівнянні з використанням інших елементів. Використання пористих елементів та MEMS потребують додаткових досліджень та високих грошових витрат відповідно.

Таким чином, одним з перспективних елементів для створення обмежувачів витрат робочої речовини є використання дроселів, виготовлених з капілярної трубки. Капілярна трубка має відносно низьку вартість і, що важливо, дроселі, виготовлені з трубок однієї партії, мають досить близькі параметри.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

Після етапу проектування, розрахунків та виготовлення система подачі та усі її елементи мають пройти ряд тестів на відповідність закладеним характеристикам. Однак при тестуванні обмежувачів витрат робочої речовини для ЕРДУ, наведених у роботах [12, 17], розрахункові значення не збігаються з фактичними. Це пов'язано з тим, що наявні методики розрахунку капілярів [9] не враховують похибки при виробництві та похибки заміру фактичного діаметра капілярних трубок. Розбіжності між розрахунковими та фактичними параметрами викликають необхідність додаткових тестів обмежувачів витрат робочої речовини. Беручи до уваги, що у ролі робочої речовини використовується дорогий ксенон, пропонується замість ксенону використовувати модельний газ аргон.

Метод модельного газу активно використовується компаніями виробниками витратомірів. Відповідно до цього методу витрата робочого газу визначається добутком виміряного значення витрати модельного газу і коефіцієнта перерахунку. У ролі цього коефіцієнта можуть використовуватись відношення молярної маси, коефіцієнтів теплопровідності або значення динамічної в'язкості модельного і робочого газу [2, 4, 6, 14]. Але просте використання коефіцієнта перерахунку не дає достатньо точних результатів, як зазначено у роботах [4, 6], похибка такого

перерахунку лежить у діапазоні $\pm 10\%$ та є особливо низькою при невеликих величинах масових витрат. А згідно з даними «Stanford Research Systems» для певних газів, зокрема ксенону, похибка перерахунку може перевищувати 20% [15]. Використання наявної методики перерахунку [1, 2] величини витрат модельного газу у величину фактичних витрат ксенону на практиці показало розбіжність розрахункових даних з експериментальними значеннями до 30% .

Доступні роботи з поліпшення перерахунку за допомогою емпіричних кореляцій, виконані компаніями «Lockheed Martin Energy Research Corporation» та «Machine Dynamics Division», дозволяють підвищити точність перерахунку з 10 до 2% . Однак вони не стосуються ксенону і до того ж зроблені для більших значень витрат газу. У цих роботах отримано висновок, що для кожного конкретного газу точність перерахунку за прийнятими методами є унікальною в залежності від модельного та реального газів [6, 14]. Компанією «Bronkhorst» для калібрування витратомірів на повітрі, азоті або аргоні та подальшого їхнього перерахунку у інші гази використовуються теоретичні формули, модифіковані емпіричними константами [3]. Однак ці константи підібрані для кожної конкретної моделі витратоміра, і компанією не розголошуються.

Таким чином, результати розрахунків витрат робочої речовини, отримані для модельного газу, необхідно коригувати для реального робочого газу — ксенону. Тому постановка задачі полягає у підвищенні точності перерахунку витрат модельного газу (Ar) у витрати робочого газу (Xe) до прийнятного рівня на основі експериментальних досліджень і введенням додаткових коефіцієнтів у методику перерахунку [1, 2].

ВИРІШЕННЯ ПОСТАВЛЕНОЇ ЗАДАЧІ

У сучасних схемах систем подачі робочої речовини для електричних ракетних двигунних установок малої та середньої потужності тиск робочого газу на вході в капіляр лежить у межах $1 \dots 3$ бар [7, 8, 17]. Таким чином, практична методика перерахунку параметрів капілярних дроселів має бути сфокусована на діапазон тиску від 1 до 3 бар та діапазон масових витрат робочої речови-

ни від 0.05 мг/с до 2 мг/с, що повністю перекриває діапазон параметрів роботи системи подачі для електричних ракетних двигунних установок малої та середньої потужності.

Для теоретичних розрахунків використовується відома формула перерахунку параметрів модельного газу до робочого, отримана із закону Пуазейля для ламінарної течії [1, 2]:

$$\dot{m}_{\text{XeTh}} = \dot{m}_{\text{Ar}} \cdot \frac{\eta_{\text{Ar}}}{\rho_{\text{Ar}}} \cdot \frac{\rho_{\text{Xe}}}{\eta_{\text{Xe}}}, \quad (1)$$

де \dot{m}_{XeTh} — теоретичні масові витрати ксенону, мг/с; \dot{m}_{Ar} — фактичні масові витрати аргону, мг/с; η_{Ar} і η_{Xe} — динамічна в'язкість аргону і ксенону, П; ρ_{Ar} і ρ_{Xe} — щільність аргону і ксенону, кг/м³.

Числові значення наведених параметрів визначаються відповідно до NIST в залежності від вхідного тиску та температури.

На першому етапі досліджень було визначено різницю між теоретичними і реальними значеннями витрат робочої речовини через капілярні трубки. Для робіт на першому етапі було створено експериментальну лабораторну установку, яка забезпечує необхідні режими роботи.

Структурну схему експериментальної установки для вимірювання фактичних масових витрат Ar та Xe через капілярні дроселі зображено на рис. 1.

Для досліджень було обрано сім зразків капілярних трубок з нержавіючої сталі 12X18H10T різного діаметра та довжини (див. табл. 1), які використовуються у реальних системах подачі робочої речовини електричних ракетних двигун-

Таблиця 1. Параметри зразків капілярних трубок, відібраних для досліджень

| Номер зразка | L, мм | d _{вн} , мм |
|--------------|-------|----------------------|
| 1 | 5.65 | 0.06 × 0.2 |
| 2 | 18.6 | 0.06 × 0.2 |
| 3 | 27 | 0.06 × 0.2 |
| 4 | 67.5 | 0.06 × 0.2 |
| 5 | 100 | 0.06 × 0.2 |
| 6 | 11.1 | 0.04 × 0.2 |
| 7 | 23 | 0.04 × 0.2 |

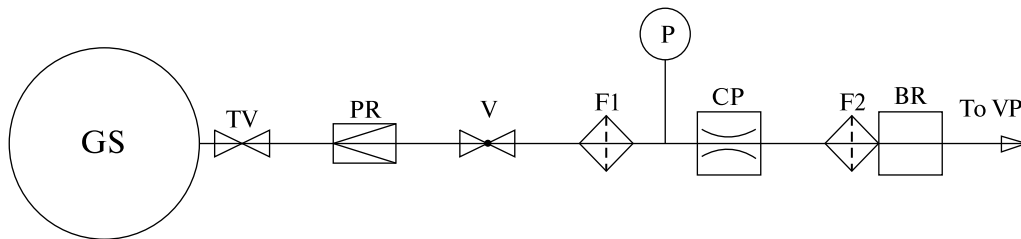


Рис. 1. Структурна схема експериментальної установки: GS — балон з аргоном або з ксеноном, TV — вентиль балону, PR — редуктор, V — кран двопозиційний, F — фільтр, P — давач тиску, CP — об’єкт випробувань (капілярний дросель), BR — витратомір Bronkhorst FG-111B, VP — вакуумний насос

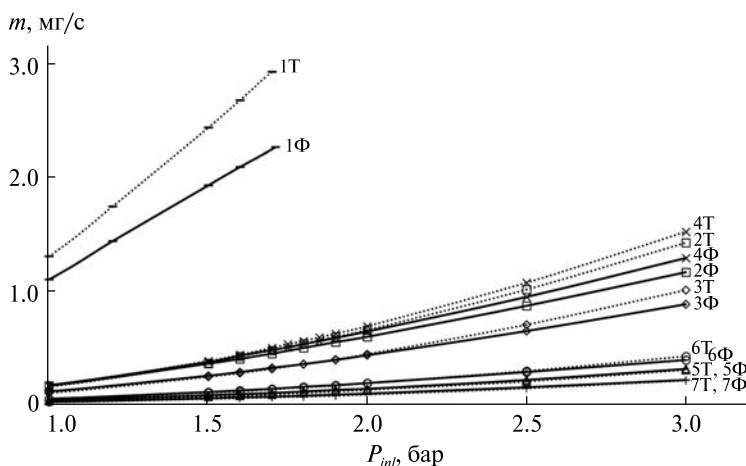


Рис. 2. Залежність фактичних (суцільні лінії) та розрахованих (пунктирні лінії) масових витрат \dot{m} ксенону від тиску P_{inl} на вході капілярних трубок. Цифри біля кривих — номери зразків згідно із табл. 1

них установок розробки компанії «Space Electric Thruster Systems».

ПОРІВНЯННЯ ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНИХ ДАНИХ З ТЕОРЕТИЧНИМИ

Виміряні значення фактичних витрат ксенону при використанні різних капілярних трубок та теоретичні значення витрат, обчислених за формулою (1), наведено на рис. 2. Результати отримано для діапазону тиску на вході капілярних трубок 1...3 бар. Капілярні трубки, які тестувалися, забезпечили витрати ксенону в діапазоні 0.05...2.0 мг/с. На рис. 2 введені такі позначки: P_{inl} — вхідний тиск, бар; \dot{m}_{Xe} — фактичні масові витрати ксенону, мг/с; \dot{m}_{XeTh} — значення масових витрат ксенону, отримані за формулою (1) через значення фактичних витрат аргону \dot{m}_{Ar} , мг/с.

Щільність і динамічна в’язкість аргону та ксенону для розрахунків визначались за даними NIST для відповідного тиску P_{inl} і температури плюс 24 °C.

На основі даних рис. 2 отримано відносні відхилення δ розрахованих значень витрат ксенону \dot{m}_{XeTh} від значень фактичних витрат \dot{m}_{Xe} , які лежать у діапазоні від -21 до +30 % (див. рис. 3), що вказує на необхідність введення відповідних поправок до формули (1) для зменшення похибок при перерахуванні величин витрат робочого газу.

УТОЧНЕНА ФОРМУЛА ПЕРЕРАХУНКУ ПАРАМЕТРІВ МОДЕЛЬНОГО ГАЗУ ДО РОБОЧОГО

На другому етапі досліджень було проведено уточнення формули (1) та порівняння оновлених теоретичних значень із фактичними. Із рис. 3 видно, що значення масових витрат ксе-

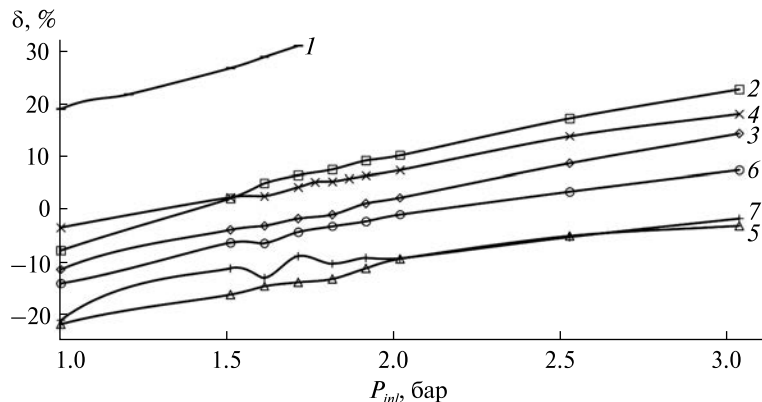


Рис. 3. Відносні відхилення δ розрахованих значень масових витрат ксенону \dot{m}_{Ar} від значень фактичних витрат \dot{m}_{Xe}

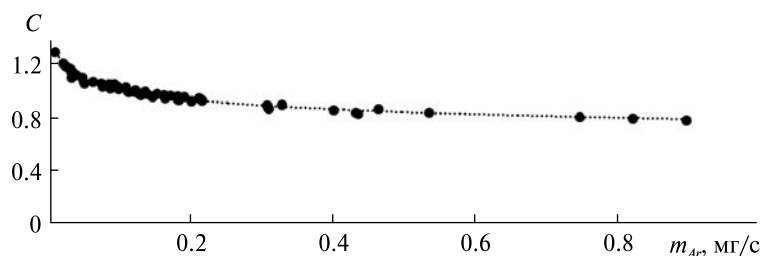


Рис. 4. Залежність коефіцієнта C від \dot{m}_{Ar} для капілярів з $d = 0.06$ мм

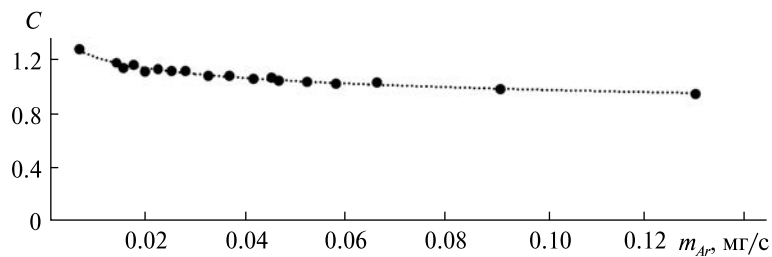


Рис. 5. Те ж для капілярів з $d = 0.04$ мм

нону, отримані на основі вимірювань масових витрат аргону, перерахованих за формулою (1), недостатньо точні і відхиляються від фактичних на $-21 \dots +30$ %. Тому до формули (1) пропонується вводити поправочний коефіцієнт C :

$$\dot{m}_{XeTh} = C \cdot \dot{m}_{Ar} \cdot \frac{\eta_{Ar}}{\rho_{Ar}} \cdot \frac{\rho_{Xe}}{\eta_{Xe}} \quad (2)$$

Коефіцієнт C визначається за допомогою фактичних масових витрат та розрахованих значень, отриманих за формулою (1).

На рис. 4 та 5 наведено залежність коефіцієнта C від виміряних значень масових витрат аргону \dot{m}_{Ar} та апроксимація методом найменших квадратів. Виходячи із залежностей, наведених на рис. 4 та 5, отримаємо формулу для визначення поправочного коефіцієнта C в залежності від діаметра капіляра:

$$C = (0.803 - 0.585 \cdot d) \cdot \dot{m}_{Ar}^{-(0.052+d)} \quad (3)$$

де d — внутрішній діаметр капіляра, мм.

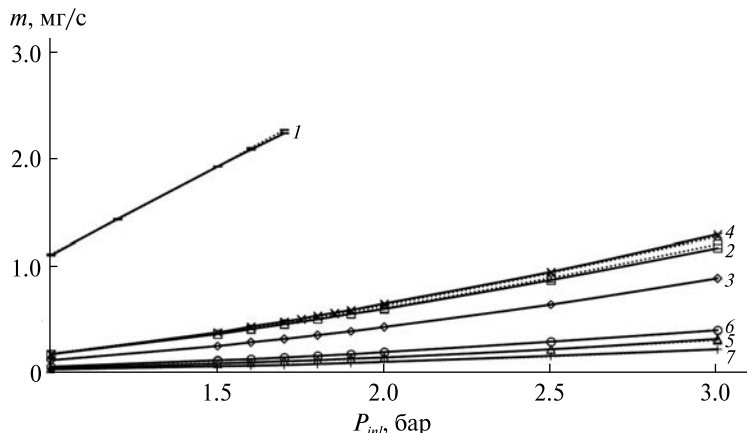


Рис. 6. Залежність фактичних (суцільні лінії) та обчислених з урахуванням поправочного коефіцієнта (пунктирні лінії) масових витрат \dot{m} ксенону від тиску P_{inl} на вході капілярних трубок. Цифри біля кривих — номери зразків згідно із табл. 1

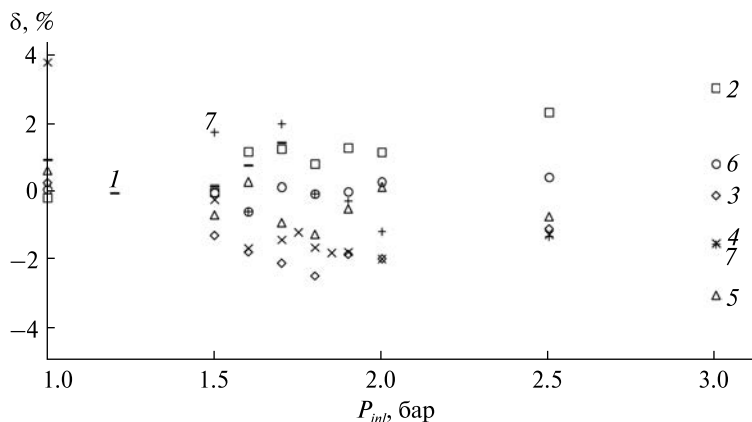


Рис. 7. Відносні відхилення δ значень масових витрат ксенону \dot{m}_{XeTh} , розрахованих за формулою (5), від значень фактичних витрат \dot{m}_{Xe}

Оскільки всі випробування проводились при температурі від $+23\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $+25\text{ }^{\circ}\text{C}$, а розрахунки проводились для середньої температури $+24\text{ }^{\circ}\text{C}$, то параметри аргону і ксенону (динамічна в'язкість і щільність) будуть залежати лише від тиску на вході в капіляр. Щоб виключити використання даних NIST, відношення параметрів аргону і ксенону можна обчислювати за формулою

$$\frac{\eta_{Ar} \cdot \rho_{Xe}}{\rho_{Ar} \cdot \eta_{Xe}} = 3.231 + 0.011 \cdot P_{inl}, \quad (4)$$

де P_{inl} — вхідний тиск, бар.

Підставивши рівняння (3) та (4) у рівняння (2), отримаємо загальну формулу для визначення фактичних масових витрат ксенону на основі вимірів фактичних масових витрат аргону:

$$\dot{m}_{XeTh} = (0.803 - 0.585 \cdot d) \times \dot{m}_{Ar}^{-(0.948-d)} \cdot (3.231 + 0.011 \cdot P_{inl}), \quad (5)$$

де d — внутрішній діаметр капіляра, мм; \dot{m}_{Ar} — фактична масова витрата аргону, мг/с; P_{inl} — вхідний тиск, бар.

Порівняння фактичних витрат ксенону та витрат, розрахованих за формулою (5), наведено на

рис. 6, а на рис. 7 наведено відносні відхилення δ розрахованих значень витрат ксенону \dot{m}_{XeTh} за формулою (5) від значень фактичних витрат \dot{m}_{Xe} . З даних рис. 7 можна зробити висновок, що похибка визначення масових витрат ксенону на основі вимірювань витрат аргону та з урахуванням поправочного коефіцієнта (5) буде становити від -3 до 4 %.

ВИСНОВКИ

За результатами досліджень було підвищено точність перерахунку масових витрат модельного газу аргону у масові витрати робочого газу ксенону за допомогою використання формули (5). Похибка визначення масових витрат ксенону за формулою (5) буде становити ± 4 %, на відміну

від загальноприйнятої формули (1), яка дає похибку від -21 до 30 % для таких умов, що були підтверджені при випробуваннях:

- діапазон температур модельного газу — від +23 °C до +25 °C,
- діапазон вхідного тиску — від 1 до 3 бар,
- внутрішні діаметри капіляра — 0.06 мм або 0.04 мм.

Використання модельного газу аргону та подальшого перерахунку його витрат у витрати ксенону за допомогою формули (5) дозволяє значно (залежно від обсягу випробувань) знизити витрати ксенону при розробці, відпрацюванні та випробуваннях системи подачі та підборі капілярних дроселів для систем подачі електричних ракетних двигунних установок малої та середньої потужності.

ЛІТЕРАТУРА

1. Санін Ф. П., Джур Є. О., Кучма Л. Д., Найдьонов В. А. *Герметичність у ракетно-космічній техніці*: Підручник. Дніпропетровськ: Вид-во ДДУ, 1995. 168 с.
2. Alicat Scientific. Correcting flow data after choosing the wrong gas in Gas Select™ (2023). URL: <https://www.alicat.com/using-your-alicat/how-to-correct-flow-data-after-choosing-the-wrong-gas/> (дата звернення: 09.01.2023).
3. Bronkhorst High-Tech B. V. About Fluidat® on the net v1.85. URL: <https://www.fluidat.com/default.asp> (дата звернення: 09.01.2023).
4. Brooks Instrument. Gas Correction Factors. URL: <https://www.brooksinstrument.com/en/resources/sizing-tools> (дата звернення: 09.01.2023).
5. Chang-Bin Guan, Yan Shen, Zhao-Pu Yao, Zhao-Li Wang, Mei-Jie Zhang, Ke Nan, Huan-Huan Hui. Design, Simulation, and Experiment of an LTCC-Based Xenon Micro Flow Control Device for an Electric Propulsion System. *Processes MDPI*. 2019. 7. P. 862. doi:10.3390/pr7110862
6. Hardy J. E., Hylton J. O., McKnight T. E. Empirical correlations for thermal flowmeters covering a wide range of thermal-physical properties. *Nat. Conf. Standards Labs (NCSL)*. 1999.
7. Jackson J., Cassady J., Allen M., Myers R., Tofil T., Herman D., Pencil E. Development of High Power Hall Thruster Systems to Enable the NASA Exploration Vision. *6th Int. Conf. Space Propulsion*. 2018. SP2018_00429.
8. Jeongjae Lee, Deok Hyeon Kim, Jae Cheong Lee, Sangyoung So, Younho Kim, Youngwook Sirl, Miso Son, Dong yeol Shin, Hosung Yoon. Development of compact Xenon feeding unit for 100W Class Hall Effect Propulsion System. *8th Int. Conf. Space Propulsion*. 2022. SP2022_069.
9. Kinefuchi K., Cho S., Tsukizaki R. Characterization of a Capillary Flow Controller. *J. propulsion and power*. 2020. <https://doi.org/10.2514/1.B37726>
10. Lee D., Kim H., Lee S., Doh G., Choe W. Development and Performance Test of a 50 W-class Hall Thruster. *36th Int. Electric Propulsion Conf.* 2019. IEPC-2019-599.
11. Lev D., Eytan R., Alon G., Warshavsky A., Appel L., Kapulkin A., Rubanovych M. The Development of CAM200 - Low Power Hall Thruster. *Transactions Jap. Soc. Aeronaut. and Space Sci. Aerospace Technol. Jap.* 2016. 14, № ists30. P. Pb_217—Pb_223.
12. Petrenko O., Voronovskiy D., Yurkov B., Tolok S., Kulagin S. Hall Thruster ST-25 Developed by Space Electric Thruster Systems (SETS). *7th Int. Conf. Space Propulsion*. 2021. SP2020_00266.
13. Potrivitu G.-C., Sun Y., Rohaizat M. W. A. B., Cherkun O., Xu L., Huang S., Xu S. Review of low-power electric propulsion research at the Space Propulsion Centre Singapore. *Aerospace MDPI*. 2020. 7, № 6. P. 67. <https://doi.org/10.3390/aerospace7060067>
14. Sashi Kumar G. N., Mahendra A. K., Gouthaman G. Understanding the compatibility of thermal mass flow meter with various process gases. *J. Chem. Engin. & Process Technol.* 2012. S1:002. doi:10.4172/2157-7048.S1-002

15. Stanford Research Systems. Gas Correction Factors for Bayard-Alpert Ionization Gauges (2023). URL: <https://www.thinksrs.com/downloads/pdfs/applicationnotes/IG1BAGasapp.pdf> (дата звернення: 09.01.2023).
16. Younho Kim, Seongmin Kang, Yunhwang Jeong, Jongho Seon, Junghyun wee, Hoseong Yoon, Jongsub Lee, Mihui Seo, Wonho Choi. Development of Xenon feed system for a 300-W Hall-Thruster. *31st Int. Electric Propulsion Conf.* 2009. IEPC-2009-061.
17. Yurkov B., Petrenko O., Voronovsky D., Troyan A. Test Results of a High-Speed Solenoid Valve for the Electric Propulsion Feed System. *Visnyk DNU*. 2021. **29**, Vup. 24. P. 72–80. doi: 10.15421/452107

REFERENCES

1. Sanin F. P., Dzhur Ye. O., Kuchma L. D., Najd' onov V. A. (1995). *Hermetychnist' u raketno-kosmichnij tekhnitsi. Pidruchnyk*. Dnipropetrovs'k: Edition DDU, 168 p. [in Ukrainian].
2. Alicat Scientific. Correcting flow data after choosing the wrong gas in Gas Select™ (2023). URL: <https://www.alicat.com/using-your-alicat/how-to-correct-flow-data-after-choosing-the-wrong-gas/> (Last accessed: 09.01.2023).
3. Bronkhorst High-Tech B. V. About Fluidat® on the net v1.85. URL: <https://www.fluidat.com/default.asp> (Last accessed: 09.01.2023).
4. Brooks Instrument. Gas Correction Factors. URL: <https://www.brooksinstrument.com/en/resources/sizing-tools> (Last accessed: 09.01.2023).
5. Chang-Bin Guan, Yan Shen, Zhao-Pu Yao, Zhao-Li Wang, Mei-Jie Zhang, Ke Nan, Huan-Huan Hui (2019). Design, Simulation, and Experiment of an LTCC-Based Xenon Micro Flow Control Device for an Electric Propulsion System. *Processes MDPI*, **7**, 862. doi:10.3390/pr7110862.
6. Hardy J. E., Hylton J. O., McKnight T. E. (1999). Empirical correlations for thermal flowmeters covering a wide range of thermal-physical properties. *Nat. Conf. Standards Labs (NCSL)*.
7. Jackson J., Cassady J., Allen M., Myers R., Tofil T., Herman D., Pencil E. (2018). Development of High Power Hall Thruster Systems to Enable the NASA Exploration. *6th Int. Conf. Space Propulsion*, SP2018_00429.
8. Jeongjae Lee, Deok Hyeon Kim, Jae Cheong Lee, Sangyoung So, Younho Kim, Youngwook Sirl, Miso Son, Dong yeol Shin, Hosung Yoon (2022). Development of Compact Xenon Feeding Unit for 100W Class Hall Effect Propulsion System. *8th Int. Conf. Space Propulsion*, SP2022_069.
9. Kinefuchi K., Cho S., Tsukizaki R. (2020). Characterization of a Capillary Flow Controller. *J. propulsion and power*. <https://doi.org/10.2514/1.B37726>
10. Lee D., Kim H., Lee S., Doh G., Choe W. (2019). Development and Performance Test of a 50 W-class Hall Thruster. *36th Int. Electric Propulsion Conf.*, IEPC-2019-599.
11. Lev D., Eytan R., Alon G., Warshavsky A., Appel L., Kapulkin A., Rubanovych M. (2016). The Development of CAM200 – Low Power Hall Thruster. *Trans. Jap. Soc. Aeronautical and Space Sci. Aerospace Technology Jap.*, **14**, № ists30, Pb_217–Pb_223.
12. Petrenko O., Voronovskiy D., Yurkov B., Tolok S., Kulagin S. (2021). Hall Thruster ST-25 Developed by Space Electric Thruster Systems (SETS). *7th Int. Conf. Space Propulsion*, SP2020_00266.
13. Potrivitu G.-C., Sun Y., Rohaizat M. W. A. B., Cherkun O., Xu L., Huang S., Xu S. (2020). Review of Low-Power Electric Propulsion Research at the Space Propulsion Centre Singapore. *Aerospace MDPI*, **7**, № 6, 67. <https://doi.org/10.3390/aerospace7060067>
14. Sashi Kumar GN, Mahendra AK, Gouthaman G. (2012). Understanding the Compatibility of Thermal Mass Flow Meter with Various Process Gases. *J. Chemical Engineering & Process Technology*, S1:002. doi:10.4172/2157-7048.S1-002
15. Stanford Research Systems. Gas Correction Factors for Bayard-Alpert Ionization Gauges. URL: <https://www.thinksrs.com/downloads/pdfs/applicationnotes/IG1BAGasapp.pdf> (Last accessed: 09.01.2023).
16. Younho Kim, Seongmin Kang, Yunhwang Jeong, Jongho Seon, Junghyun wee, Hoseong Yoon, Jongsub Lee, Mihui Seo, Wonho Choi (2009). Development of Xenon feed system for a 300-W Hall-Thruster. *31st Int. Electric Propulsion Conf.*, IEPC-2009-061.
17. Yurkov B., Petrenko O., Voronovsky D., Troyan A. (2021). Test Results of a High-Speed Solenoid Valve for the Electric Propulsion Feed System. *Visnyk DNU*, **29**, Vup. 24, 72–80. doi: 10.15421/452107

Стаття надійшла до редакції 09.01.2023

Після доопрацювання 28.04.2023

Прийнято до друку 25.09.2023

Received 09.01.2023

Revised 28.04.2023

Accepted 25.09.2023

B. Yurkov^{1,2}, PhD student

O. Petrenko^{1,2}, Dr. Sci. in Engineering, Professor

S. Asmolovskiyi^{1,2}, PhD student

D. Voronovskiyi^{1,2}, PhD student

*S. Kulagin*³, PhD in Tech.

¹ Space Electric Thruster Systems (SETS)

115 Gagarina Ave., Dnipro, 49050 Ukraine

² Oles Honchar Dnipro National University

72 Gagarin Ave., Dnipro, 49010 Ukraine

³ Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and State Space Agency of Ukraine

15 Leshko-Popel Str., Dnipro, 49005 Ukraine

INCREASING THE CONVERSION ACCURACY OF MODEL GAS (Ar) CONSUMPTION INTO XENON CONSUMPTION WHEN USING CAPILLARY TUBES IN THE WORKING SUBSTANCE FEED SYSTEMS OF ELECTRIC PROPULSION

The article discusses the possibility of improving the method of converting the mass flow rate of the model gas (Ar) to the mass flow rate of the working gas (Xe) in capillary tubes. The well-known method of such conversion, which is used in electric propulsion systems, is based on Poiseuille's law for laminar flow. The results of the experimental verification of the method showed the accuracy from –21 % to 30 %. On the basis of the conducted experimental studies, it was proposed to enter a correction factor depending on the inner diameter of the capillary into the existing methodology of mass flow recalculation, which made it possible to significantly reduce the error of recalculation of Ar mass flow rate into Xe mass flow rate to ± 4 %.

Increasing the accuracy of the calculation allows the wide use of argon model gas in the selection of capillary flow restrictors for feed systems of low- and medium-power electric propulsion systems and during testing of assembled systems at various stages of development and testing.

Keywords: electric propulsion system, xenon feed system, capillary throttle, model gas, working gas, recalculation of mass flow rates of the working substance, experimental studies.