

ВИЗНАЧЕННЯ СКЛАДОВИХ, ЩО МАЮТЬ БУТИ ВРАХОВАНІ ПРИ РОЗРАХУНКУ СУМАРНОГО ЗАПАСУ РОБОЧОЇ РЕЧОВИНИ ЕЛЕКТРОРАКЕТНОЇ ДВИГУННОЇ УСТАНОВКИ НА ОСНОВІ ХОЛЛОВСЬКОГО ДВИГУНА

Сергій Асмоловський

ORCID: <https://orcid.org/0009-0000-5423-9365>

Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Дніпро

Сергій Бондаренко

ORCID: <https://orcid.org/0009-0007-2478-0290>

Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Дніпро

Сумарний імпульс тяги є однією з головних вимог, які пред'являються до двигунної установки. Здатність двигунної установки реалізувати необхідний сумарний імпульс тяги залежить від питомого імпульсу двигуна та запасу робочої речовини

$$I_{\Sigma} = I_{sp} \cdot M_{\text{Роб}} = I_{sp} \cdot (M_{\Sigma} - M_{\text{Нероб}}) \quad (1)$$

де I_{Σ} – сумарний імпульс тяги (Н·с);

I_{sp} – питомий імпульс (м/с);

$M_{\text{Роб}}$ – робочий запас робочої речовини (кг);

M_{Σ} – сумарний запас робочої речовини (кг);

$M_{\text{Нероб}}$ – неробочий запас робочої речовини (кг).

На відміну від питомого імпульсу, значення якого повинно відповідати заданим вимогам і підтверджується результатами випробувань двигуна, маса робочої речовини є розрахунковим значенням.

Сумарний запас робочої речовини умовно можна розділити на дві складові: робочий запас та неробочий запас робочої речовини. Робочий запас використовується безпосередньо для забезпечення необхідного сумарного імпульсу тяги, а неробочий запас має компенсувати залишки робочої речовини, які не витискуються з порожнин двигунної установки, та інші можливі втрати робочої речовини протягом усього часу існування космічного апарату.

Тому точність розрахунку необхідного запасу робочої речовини безпосередньо впливає на всю місію космічного апарата. Якщо робочої речовини буде взято менше, ніж потрібно, то її запасу не вистачить для реалізації сумарного імпульсу тяги, необхідного для місії. Якщо ж робочої речовини буде взято більше, ніж потрібно, то це призведе до збільшення розмірів та маси двигунної установки, а отже, до здорожчання місії.

Аналізуючи літературу, можна знайти такі методики для визначення необхідного запасу робочої речовини двигунної установки:

- визначення запасу робочої речовини із формули Цюлковського [4; 5; 6; 7];
- визначення запасу робочої речовини через сумарний імпульс тяги та питомий імпульс [4];
- визначення запасу робочої речовини через секундну масову витрату та сумарний час роботи двигуна [2];
- визначення запасу робочої речовини з урахуванням деякого коефіцієнта запасу [4; 7; 8];
- визначення запасу робочої речовини з урахуванням залишків робочої речовини в балоні [3; 7;];
- визначення запасу робочої речовини з урахуванням негерметичності елементів двигунної установки [3; 7].

Перелічені методики є досить загальними. Перші три з них призначені для визначення лише робочого запасу робочої речовини і не враховують необхідний неробочий запас робочої речовини. Останні три методики пропонують враховувати додаткові складові, такі як залишки робочої речовини та втрати на негерметичність. Поєднавши всі ці методики в одну, отримаємо наступну формулу для визначення сумарного запасу робочої речовини:

$$M_{\Sigma} = M_{\text{Роб}} + M_{\text{Зал}} + M_{\text{Нег}} \quad (2)$$

де M_{Σ} – сумарний запас робочої речовини (кг);

$M_{\text{Роб}}$ – робочий запас робочої речовини (кг);

$M_{\text{Зал}}$ – запас робочої речовини для компенсації залишків, що не витискуються із порожнин двигунної установки (кг);

$M_{\text{Нег}}$ – запас робочої речовини для компенсації втрат на негерметичності (кг).

Проте отримана формула (2) не охоплює всі експлуатаційні фактори електроракетної двигунної установки на основі холловського двигуна, що пов'язано з деякими особливостями її експлуатації, які відрізняють її від інших типів двигунних установок. Відповідно, використання цих методик при визначенні запасу робочої речовини для електроракетної двигунної установки на основі холловського двигуна може призвести до того, що двигунна установка не зможе забезпечити необхідний для місії сумарний імпульс тяги.

Тому необхідно доопрацювати методику визначення сумарного запасу робочої речовини, яка буде враховувати всі експлуатаційні фактори, що можуть впливати на втрати робочої речовини протягом усього часу існування космічного апарата.

За результатами аналізу життєвого циклу електроракетної двигунної установки на основі холловського двигуна при визначенні

сумарного запасу робочої речовини пропонується враховувати наступні складові:

$$M_{\Sigma} = M_{\text{Роб}} + M_{\text{Зал}} + M_{\text{Нег}} + M_{\text{Під}} + M_{\text{Вкл}} + M_{\text{Зап}} \quad (3)$$

де M_{Σ} – сумарний запас робочої речовини (кг);

$M_{\text{Роб}}$ – робочий запас робочої речовини (кг);

$M_{\text{Зал}}$ – запас робочої речовини для компенсації залишків, що не витискуються із порожнин двигунної установки (кг);

$M_{\text{Нег}}$ – запас робочої речовини для компенсації втрат на негерметичності (кг);

$M_{\text{Під}}$ – запас робочої речовини для компенсації втрат при підготовці двигунної установки до першого включення (кг);

$M_{\text{Вкл}}$ – запас робочої речовини для компенсації втрат при включенні і після вимкнення двигуна (кг);

$M_{\text{Зап}}$ – запас робочої речовини для компенсації похибки заправки двигунної установки (кг).

Робочий запас робочої речовини $M_{\text{Роб}}$ має враховувати зміну питомого імпульсу двигуна протягом його експлуатації.

При визначенні залишків робочої речовини $M_{\text{Зал}}$, які не витискуються із порожнин двигунної установки, пропонується враховувати всі внутрішні магістралі двигунної установки, а не тільки об'єм балону.

При визначенні запасу робочої речовини для компенсації втрат на негерметичність $M_{\text{Нег}}$ необхідно враховувати як внутрішню, так і зовнішню негерметичність елементів двигунної установки. При цьому пропонується враховувати втрати через зовнішню негерметичність як під час наземних операцій, так і під час роботи двигунної установки на орбіті.

Запас робочої речовини для компенсації втрат при підготовці двигунної установки до першого включення $M_{\text{Під}}$ має враховувати всі можливі втрати робочої речовини під час таких операцій, як активація катодів, перевірка витрат та інші процедури, що виконуються до першого включення двигуна.

У масі робочої речовини, необхідній для компенсації втрат під час кожного включення і вимкнення двигуна $M_{\text{Вкл}}$, пропонується враховувати втрати робочої речовини через катод-компенсатор та анодний блок згідно з їх циклограмою запуску, а також втрати робочої речовини після вимкнення двигуна.

Запас робочої речовини для компенсації похибки заправки двигунної установки $M_{\text{Зап}}$ має враховувати можливу похибку заправки робочої речовини. Похибка заправки може бути визначена з характеристик обладнання для заправки двигунної установки або через

врахування похибок вимірювання тиску і температури датчиками, що розташовані у балоні. Ці показники будуть використовуватися для визначення кількості заправленої робочої речовини.

Запропонована методика для визначення сумарного запасу робочої речовини електроракетної двигунної установки на основі холловського двигуна спрямована на покращення точності визначення необхідного запасу робочої речовини, а також обґрунтованого зменшення їх кількості.

У подальших дослідженнях будуть надані рекомендації щодо визначення кожної складової запропонованої методики та аналізу впливу цих рекомендацій на результати визначення сумарного запасу робочої речовини порівняно з загальною методикою визначення запасу робочої речовини.

ПОСИЛАННЯ

1. Асмоловський, С. Ю., & Бондаренко, С. Г. (2024). Вдосконалення методики визначення маси запасу робочої речовини електроракетної двигунної установки на основі холловського двигуна з урахуванням експлуатаційних факторів. У *XXVI Міжнародна молодіжна науково-практична конференція "Людина і космос"* (с. 57–58). <https://doi.org/10.62717/2221-4550-2024-1-024>
2. Белан, Н. В., Ким, В. П., Оранский, А. И., & Тихонов, В. Б. (1989). *Стационарные плазменные двигатели*.
3. Беляев, Н. М., & Уваров, Е. И. (1974). *Расчет и проектирование ракетных систем управления космических летательных аппаратов*.
4. Fortescue, P., Swinerd, G., & Stark, J. (2011). *Spacecraft systems engineering* (4-те вид.).
5. Goebel, D. M., & Katz, I. (2008). *Fundamentals of electric propulsion*. John Wiley & Sons, Inc. <https://doi.org/10.1002/9780470436448>
6. Mazouffre, S. (2016). Electric propulsion for satellites and spacecraft: established technologies and novel approaches. *Plasma Sources Science and Technology*, 25(3), 033002. <https://doi.org/10.1088/0963-0252/25/3/033002>
7. Micci, M., & Ketsdever, A. (2000). *Micropropulsion for Small Spacecraft*. <https://doi.org/10.2514/4.866586>
8. Wertz, J. R., Everett, D. F., & Puschell, J. J. (2011). *Space Mission Engineering: The New SMAD*.