

Калашнік Є.В., студент спеціальності 134 Авіаційна та ракетно-космічна техніка
Науковий керівник: Золотько О.Є., к.т.н., доцент кафедри двигунобудування
(Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, м.Дніпро, Україна)

ДВОХРЕЖИМНИЙ РІДИННИЙ РАКЕТНИЙ ДВИГУН НА ТРИКОМПОНЕНТНОМУ ПАЛИВІ

Одним з перспективних варіантів зниження вартості виведення корисного навантаження є використання однієї двигунної установки (ДУ) у процесі роботи першої та другої ступенів ракети-носія (РН). Для реалізації цієї концепції доцільно застосовувати трикомпонентний рідинний ракетний двигун (РРД). У складі першої ступені двигун працює на компонентах ракетного палива – рідкий кисень/вуглеводневе пальне з додаванням водню, у складі другої ступені двигун перемикається на інший режим з використанням більш енергетично ефективної паливної пари – рідкий кисень/рідкий водень.

До основних переваг двохранісного РРД можна віднести: а) високі значення питомого імпульсу на першому режимі завдяки використанню вискоефективного трикомпонентного палива (рідкий кисень + вуглеводневе пальне + рідкий водень); б) зниження вартості виведення корисного навантаження завдяки єдиній ДУ для двох ступенів РН.

Окремі недоліки пов'язані з відсутністю стендової інфраструктури для випробувань та експлуатації ракети-носія (РН) із РРД, що працюють на трикомпонентному паливі; ускладнення конструкції ДУ; відносні втрати ефективності через необхідність підтримання двох режимів роботи двигуна [1].

Для обох режимів роботи двигуна було проведено термогазодинамічний розрахунок камери згоряння (КЗ) та сопла. У результаті розрахунків двох режимів було отримано суттєву відмінність у газодинамічних профілях сопла. Профілювання сопла тільки по газодинамічному профілю першого режиму роботи призводить до значного збільшення втрат і зниження питомого імпульсу на другому режимі роботи двигуна. У свою чергу, профілювання сопла для другого режиму роботи призведе до збільшення загальної маси ДУ.

Для мінімізації втрат ефективності у зв'язку з підтриманням двох режимів роботи ДУ виконують профілювання сопла по газодинамічному профілю для першого режиму двигуна, а для другого режиму роботи доцільним є використання неохолоджуємого висувного соплового насадка зі зломом контуру (див. рисунок) [2].

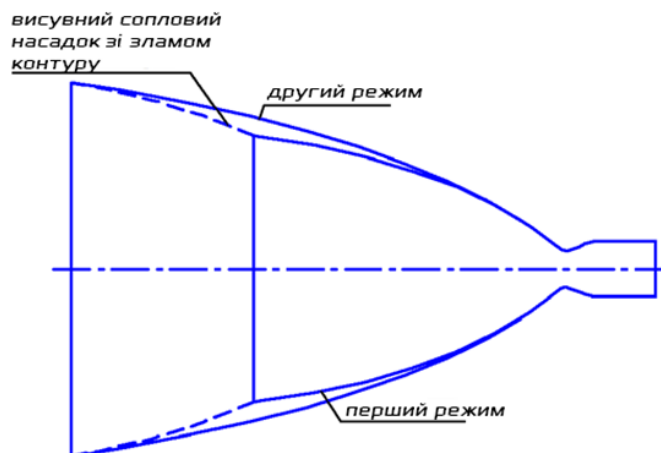


Рисунок 1 – Газодинамічний профіль РРД зі зломом контуру

Виходячи з отриманих результатів проектних розрахунків, можна зробити такі висновки. Трикомпонентний РРД з висувним сопловим насадком не поступається за своєю енергетичною та масовою ефективністю двокомпонентним РРД. З урахуванням уніфікації двигуна для першої та другої ступенів РН, рішення про використання трикомпонентного дво режимного РРД є економічно обґрунтованим.

Перелік посилань

1. Alessandro de Iaco Veris (2021) *Fundamental Concepts of Liquid-Propellant Rocket Engines / Springer Aerospace Technology*
2. Andrew M. Brown (2022) *Structural Dynamics of Liquid Rocket Engines / Synthesis Lectures on Mechanical Engineering*