

АНАЛІЗ МОЖЛИВОСТІ УДОСКОНАЛЕННЯ СОПЕЛ РАКЕТНИХ ДВИГУНІВ

Олександр Золотько

ORCID: <https://orcid.org/0009-0008-5600-500X>

Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, Дніпро, Україна

Вступ

Суттєво підвищити імпульсні характеристики ракетного двигуна можливо за рахунок використання ефективних сопел, в яких потік атмосферного повітря оптимізує реактивний струмінь.

МЕТА ТА ЗАВДАННЯ

Метою роботи є аналітично-розрахункове дослідження процесів у соплах ракетних двигунів. Завдання дослідження: аналіз характеристик щілинних сопел, сопел із земним та висотними контурами, сопел з центральним тілом, соплових блоків із соплами, охопленими загальним сопловим насадком; дослідження способів регулювання висотності сопла; розробка практичних рекомендацій по проектуванню ефективних сопел.

МЕТОДИ ДОСЛІДЖЕННЯ

У роботі використовуються метод експертних оцінок, розрахунково-аналітичний метод, метод ретроспективного аналізу.

РЕЗУЛЬТАТИ

Одним з пріоритетних напрямів удосконалення маршових РРД перших ступенів ракет є підвищення висотності сопел. При використанні таких сопел виникають проблеми, обумовлені відривом газового потоку від стінки на режимах перерозширення. Відомі два основних типи відриву потоку: необмежений FSS (Free Shock Separation) та обмежений RSS (Restricted Shock Separation) [1]. Для ліквідації негативних наслідків відриву потоку застосовують різні способи керування режимними параметрами перерозширеного газового потоку. До найбільш ефективних способів відносять: а) поперечний та тангенціальний малоінтенсивний вдув газу до приграничного шару у зоні перерозширеного надзвукового потоку; б) вдув газогенераторного газу до надзвукового соплового насадку; в) геометричне керування місцем

знаходження точки відриву потоку. Перші два газодинамічних способи регулювання висотності сопла реалізують у так званих щілинних соплах, третій – у висотних соплах із зламом контуру, наприклад, у двоконтурних дзвоноподібних соплах (Dual Bell Nozzle). Перший (земний) контур сопла дооснащується висотним насадком (другий контур). У районі стикування контурів з'являється можливість організації кільцевої щілини. Атмосферний тиск, який передається всередину сопла через кільцеву щілину у його надзвуковій частині, примусово відриває газ від його стінок, внаслідок чого ділянка сопла за щілиною «відключається», і сопло починає працювати на близькому до розрахункового режимі. Із збільшенням висоти польоту стрибки ущільнення виходять на зріз сопла, яке починає працювати в автотельному режимі. Висотна характеристика сопла з кількома кільцевими щілинами, розташованими по довжині його надзвукової частини, є близькою до характеристики сопла з ідеально регулюємою висотністю. Ежекція атмосферного повітря сприяє тривалому утриманню стрибків ущільнення на зрізі першого (земного) контуру сопла, що також підвищує його тягові характеристики. На тягові характеристики сопла помітно впливають такі конструктивні параметри: а) положення стінок щілини відносно вісі сопла (стілки можуть бути паралельними чи перпендикулярними вісі сопла); б) відстань, на якій знаходиться щілина на надзвуковій частині сопла (відносно критичного перерізу сопла); в) зсув контуру сопла за щілиною; г) наявність чи відсутність передачі атмосферного тиску через щілини всередину сопла (при відкритому чи закритому колекторі); д) кількість і ширина кільцевих щілин на надзвуковій частині сопла та деякі інші.

Радикально збільшити енергоефективність, ресурс, надійність РРД та зменшити його масогабаритні характеристики дозволяє використання авторегулюємих по висоті польоту сопел з центральним тілом (Aerospike Nozzle) [2]. Відомі чотири основні типи сопел з центральним тілом (ЦТ): кільцеве, тарілчасте, з повним зовнішнім та з частковим внутрішнім розширенням. У соплах із зовнішнім розширенням здійснюють керовану подачу продуктів згоряння до донної області (штирське аеродинамічне сопло). З метою покращення компактності та зниження маси розглядають усічені конічні, ізотропні та профільовані ізотропні сопла з ЦТ. Однак теплове навантаження конструкції при використанні усічених сопел з ЦТ збільшується [3]. Найбільшу ефективність забезпечує сопло з ЦТ, яке є вигнутим у двох напрямках. Завдяки викривленню контуру камери у двох площинах ефективність зростає приблизно на 2 % порівняно з ефективністю камери лінійної конфігурації. Перевагою багатоканальної компоновальної схеми є можливість ефективного керування вектором тяги

дроселюванням чи форсуванням окремих камер згоряння, розташованих по периметру профільованого центрального тіла. У перспективному десятикамерному РРД з центральним тілом Prosperctor 10 застосовані плоскі сопла [4]. Подальше покращення характеристик багатоканальних РРД з ЦТ дослідники пов'язують з переходом до круглих профільованих сопел, а також з профілюванням самого центрального тіла [5]. Розглядаються також сопла з ефектом підсилення тяги за рахунок застосування резонаторів.

Позитивний вплив на підвищення тягових характеристик двигуна має застосування соплового блоку, у якому вихідні перерізи розташованих за колом чи у ряд круглих сопел охоплені загальним сопловим насадком. Результати випробувань соплового блоку, оснащеного круглим сопловим насадком з поясом отворів, доводять, що збільшення приросту тяги відбувається за рахунок підведення атмосферного тиску, який забезпечує краще відновлення тиску газу на режимі перерозширення потоку. При розвороті тягових стінок насадка на шарнірі, закріпленому на зрізі насадка, відбувається ежекція атмосферного повітря всередину насадка, що супроводжується підвищенням тягових характеристик блока. У США продовжуються дослідження двигунної установки для ракети-носія нового покоління, яка складається з двох рядів двигунів (по десять камер згоряння у кожному ряду), охоплених загальним центральним плоским насадком з регульованим ступенем розширення [6].

Суттєве скорочення лінійних розмірів двигуна стає можливим при розміщенні кільцевої циліндричної камери згоряння всередині сопла. Продукти згоряння у такій камері рухаються від змішувальної головки у напрямку до щілинного критичного перерізу, розгортаються на 180 градусів та витікають через тарілчасте надзвукове сопло.

ВИСНОВКИ

Щілинні сопла з високим ступенем розширення здатні суттєво збільшити величину середньотраєкторного імпульсу тяги ракетного двигуна. При старті ракети з поверхні Землі відрив потоку газу відбувається на кромці кільцевої щілини, тобто раніше, ніж при її відсутності. Тому частина зони перерозширеної течії зникає, а імпульс сопла в умовах старту збільшується. Внаслідок ежекції повітря з навколишнього середовища додається до реактивного струменя, що збільшує імпульс тяги двигуна. Однак, щілинні висотні сопла з гладким контуром недоцільно використовувати на перших ступенях ракет внаслідок підвищеного рівня збитків тяги на розсіювання потоку.

Сопло з центральним тілом формує реактивний струмінь, що сходиться до вісі симетрії, внаслідок чого утворюється компактний газовий факел. Авторегулювання сопла із зовнішнім розширенням, тобто розрахунковий режим роботи сопла у широкому діапазоні висот, забезпечується завдяки наявності вільної зовнішньої границі реактивного потоку. Розглянуто нові варіанти схем соплового блоку з інтегральним сопловим насадком.

ПОСИЛАННЯ

1. Sreerag, V., Mohammad, F., Nandan, V., Pramod, A., Subhajayan, K., & Jash, S. (2021). Parametric study on a method to control flow separation in rocket nozzles. *Materials Today: Proceedings*. <https://doi.org/10.1016/j.matpr.2021.03.291>
2. Ferlauto, M., Ferrero, A., & Marsilio, R. (2020). Fluidic thrust vectoring for annular aerospike nozzle. In *AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum* (p. 3777). <https://doi.org/10.2514/6.2020-3777>
3. Pradeep, R., UK, T., Prabhu, R., Kumar, K., KS, S. E., Mariappan, A., ... & Sanal Kumar, V. R. (2020). Conceptual design and contour optimization of altitude compensation nozzles for SSTO vehicles. In *AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum* (p. 3922). <https://doi.org/10.2514/6.2020-3922>
4. Wilson, A., Clark, J., Besnard, E., & Baker, M. (2009). CFD performance analysis of a multi-chamber aerospike engine in over-expanded, slipstream conditions. In *45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit* (p. 5486). <https://doi.org/10.2514/6.2009-5486>
5. Hakim, K., Toufik, H., & Mouloudj, Y. (2022). Study and simulation of the thrust vectoring in supersonic nozzles. *Journal of Advanced Research in Fluid Mechanics and Thermal Sciences*, 93(1), 13-24. <https://doi.org/10.37934/arfmts.93.1.1324>
6. Meiss, J. H., & Besnard, E. (2013). Advanced design of a multi-thruster LOX/propylene aerospike engine. In *49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference* (p. 3955). <https://doi.org/10.2514/6.2013-3955>