

О. Д. ІГНАТЬЄВ, Г. М. ШЕВЕЛЬОВА

МОДЕЛЮВАННЯ ІНЖЕКЦІЇ ГАЗУ В НАДЗВУКОВУ ЧАСТИНУ СОПЛА ПРИ ГАЗОДИНАМІЧНОМУ РЕГУЛЮВАННІ ВЕКТОРА ТЯГИ

Інститут технічної механіки

Національної академії наук України і Державного космічного агентства України,
вул. Лешко-Попеля, 15, 49005, Дніпро, Україна; e-mail: ai2325434@gmail.com

Твердопаливні ракетні двигуни характеризуються простотою конструкції, високою надійністю та здатністю до тривалого зберігання палива без втрати його властивостей. Основною особливістю твердопаливних ракетних двигунів (РДТП) є те, що пальне та окислювач змішані в твердому стані, що забезпечує рівномірне горіння та стабільний викид продуктів згоряння. Однак через відсутність можливості регулювання швидкості горіння та відсутність можливості зупинки або повторного запалювання після початку горіння виникає необхідність в ефективних методах регулювання вектора тяги. Газодинамічні методи, такі як інжекція газу в надзвукову частину сопла, дозволяють досягти необхідного керування траєкторією польоту без складних механічних систем великої потужності. Актуальність даного дослідження полягає у підвищенні точності і ефективності управління польотом ракет, що є критично важливим для виконання сучасних космічних і оборонних завдань. Чисельне моделювання систем газодинамічного регулювання, зокрема шляхом несиметричної інжекції газу, дозволяє отримати детальні дані про поведінку потоку та оптимізувати конструкцію і параметри роботи системи. Об'єктом досліджень є натурний РДТП із газодинамічною системою регулювання вектора тяги, заснованою на використанні несиметричних сил, які виникають на стінці сопла при взаємодії надзвукового потоку з бічними струменями, що інжектуються. Для моделювання процесу в програмному комплексі Ansys Fluent розроблено геометричну модель сопла з несиметричним вдувом камерного газу в надзвукову частину. Регулювання витрати на вдув здійснювалося переміщенням заслінки клапана. Розрахункові дослідження проведено з урахуванням зміни основних теплофізичних параметрів газу залежно від температури з урахуванням процесів дисоціації шляхом апроксимації даних. Апроксимація виконана за допомогою кусково-поліноміальних функцій. На основі чисельного моделювання отримано картини течії в соплі ракетного двигуна. Проведено порівняльний аналіз отриманих результатів з даними експериментальних випробувань. Результати чисельного моделювання задовільно узгоджуються з результатами вимірювання бічної сили при вогневих стендових випробуваннях прототипу. З практичної точки зору, отримані результати можуть бути безпосередньо використані для вдосконалення існуючих та розробки нових систем управління вектором тяги. Це забезпечить підвищення точності навігації ракет, покращення стабільності польоту та ефективне виконання маневрів, що є критично важливим для здійснення складних космічних та оборонних завдань.

Ключові слова: вектор тяги, газодинамічне регулювання, ракетний двигун твердого палива, чисельне моделювання, інжекція газу.

1. Lee E., Kang H., Kwon S. Demonstration of thrust vector control by hydrogen peroxide injection in hybrid rockets. *Journal of Propulsion and Power*. 2019. Vol. 35(1). Pp. 109–114. <https://doi.org/10.2514/1.B37074>
2. Коваленко Н. Д., Стрельников Г. А., Коваленко Т. А., Токарева Е. Л., Игнатьев А. Д., Сироткина Н. П. Газодинамические системы регулирования вектора тяги жидкостных ракетных двигателей как исполнительные органы системы управления полетом верхних ступеней ракет. *Технічна механіка*. 2013. № 4. С. 70–83.
3. Коваленко Н. Д., Кукушкин В. И. Триумф и трагедия системы управления вектором тяги двигателя ЗД65 вдувом камерного газа в сопло. *Космическая техника. Ракетное вооружение*. 2014. Вып. 1(106). С. 97–106.
4. Zmijanovic V., Lago V., Sellam M., Chpoun A. Thrust shock vector control of an axisymmetric conical supersonic nozzle via secondary transverse gas injection. *Shock Waves*. 2014. Vol. 24(1). Pp. 97–111. <https://doi.org/10.1007/s00193-013-0479-y>
5. Rajendran S. S., Kumar T. A., Nareshkumar K. S. Studies on thrust vector control using secondary injection sonic and supersonic jets. In *Proceedings of 2nd International Conference on Mechanical, Electronics and Mechatronics Engineering (ICMEME'2013)*, London (UK). 2013. June 17–18. Pp. 152–156.
6. Forghany F., Taeibe-Rahni M., Asadollahi-Ghohieh A. Numerical investigation of freestream flow effects on thrust vector control performance. *Ain Shams Engineering Journal*. 2018. No 9. Pp. 3293–3303. <https://doi.org/10.1016/j.asej.2017.12.004>
7. Wu K., Dong Kim H. Numerical study on the shock vector control in a rectangular supersonic nozzle. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*. 2019. Vol. 233(13). Pp. 4943–4965. <https://doi.org/10.1177/0954410019834133>
8. Zmijanovic V., Lago V., Leger L., Depussay E., Sellam M., Chpoun A. Thrust vectoring effects of a transverse gas injection into a supersonic cross flow of an axisymmetric convergent-divergent nozzle. *Progress in Propulsion Physics*. 2013. No 4. Pp. 227–256. <https://doi.org/10.1051/eucass/201304227>

9. *Игнатьев А. Д., Стрельников Г. А., Токарева Е. Л.* Моделирование интерцепторного регулирования направления вектора тяги ракетного двигателя. *System technologies*. 2020. Vol. 2(127). Pp. 117–125. <https://doi.org/10.34185/1562-9945-2-127-2020-09>
10. *Варгафтик Н. Б.* Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. М.: Наука. 1972. 720 с.
11. *Коваленко Н. Д., Голубенко Н. С., Коваленко Г. Н.* Импульсные характеристики регулируемых узлов вдува системы регулирования вектора тяги ракетного двигателя твердого топлива. *Техническая механика*. 2001. № 2. С. 150–155.

Отримано 20.05.2024,
в остаточному варіанті 19.06.2024