УДК 629.7.036 https://doi.org/10.15407/itm2020.04.029

С. С. ВАСИЛІВ, Г. О. СТРЕЛЬНИКОВ

КЕРУВАНННЯ ВЕКТОРОМ ТЯГИ РАКЕТНОГО ДВИГУНА ВДУВОМ ПРОДУКТІВ ДЕТОНАЦІЇ В НАДЗВУКОВУ ЧАСТИНУ СОПЛА

Інститут технічної механіки
Національної академії наук України і Державного космічного агентства України,
вул. Лешко-Попеля, 15, Дніпро, Україна, 49005; e-mail: gl_konstruktor@ukr.net

При рішенні нетрадиційних задач керування польотом ракети, зокрема для умов ударного впливу ядерного вибуху, необхідні нетрадиційні підходи до організації керування вектором тяги ракетного двигуна. Було розглянуто різні схеми газодинамічних систем керування вектором тяги, що парирують ударний вплив на ракету. При цьому з'ясовано, що динамічні характеристики традиційних газодинамічних систем керування вектором тяги не дозволяють вирішити задачу парирування ударного впливу на ракету. Показано, що відповідні динамічні характеристики можуть забезпечити збурення надзвукового потоку вдувом в сопло продуктів детонації з головною ударною хвилею, що поширюється у надзвуковому потоці. Саме такий випадок збурення надзвукового потоку в соплі ракетного двигуна досліджується в даній роботі.

З метою виявлення принципів створення керуючих зусиль та забезпечення збурення надзвукового потоку вдувом в сопло продуктів детонації з головною ударною хвилею, що поширюється у надзвуковому потоці, проведено комп'ютерне моделювання течії в соплі. За основу було взято сопло двигуна 11Д25 розробки ДП КБ «Південне», що використовується на третьому ступені ракети-носія «Циклон-3». Схема керування вектором тяги орієнтована на використання детонації основних компонентів палива.

Числовим моделюванням отримано еволюцію детонаційної хвилі в надзвуковому потоці сопла камери згорання. Згідно характеру розповсюдження збурення в соплі, бокова сила від збурення має знакозмінний характер зі стабілізацією збурення за знаком і величиною при підході до критичного перетину сопла. Значення відносної бокової сили досягається на рівні, достатньому для парирування великих збурюючих моментів малої тривалості. Таким чином виявлено силові фактори, що можуть використовуватись для реалізації керування вектором тяги ракетного двигуна. Подальші дослідження необхідно зорієнтувати на пошук оптимального розміщення місця вдуву продуктів детонації з метою запобігання взаємної компенсації силових факторів.

Ключові слова: *детонація, ракетний двигун, вдув газу, надзвукова частина, сопло, ударна хвиля.*

1 *Коваленко Н. Д.* Возмущения сверхзвукового потока при массотеплоподводе. Киев: Наукова думка, 1980. 220 с.

2 Патент України на винахід 108677 Спосіб керування вектором тяги рідинного ракетного двигуна та рідинний ракетний двигун з його застосуванням /Коваленко М. Д., Стрельников Г. О., Шептун Ю. Д., Коваленко Г. М., Коваленко Т. О., Сироткіна Н. П. заявл. 08.07.13, а2013 08511. Опубл. 25.05.2015; бюл №10.

3 *Быковский Ф. А., Ждан С. А.* Непрерывная спиновая детонація. Новосибирск: Изд-во СО РАН, 2013 423 с.

4 Импульсные детонационные двигатели / под ред. д.ф.-м.н. *С.М. Фролова.* М.: ТОРУС ПРЕСС, 2006. 592 с.

5. *Tsuboi, E. Seiichiro, A. K. Hayashi, T. Kojima.* Front Cellular Structure and Thrust Performance on Hydrogen-Oxygen Rotating Detonation Engine. Journal of Propulsion and Power. 2017. № 33(1). P. 100–111. https://doi.org/10.2514/1.B36095

6 Коваленко Н. Д. Ракетный двигатель как исполнительный орган системы управления полетом ракет. Днепропетровск: ИТМ НАН и НКА Украины, 2003. 412 с.

7 *Васильев А. А.* Характеристики горения и детонации гидразина и его метилпроизводных. Физика горения и взрыва. 2000. Т. 36, №◦3. С. 81–96.

Отримано 20.11.2020,
в остаточному варіанті 02.12.2020