УДК 629.78; 629.76 https://doi.org/10.15407/itm2024.04.110

С. С. ВАСИЛІВ[1], С. Г. БОНДАРЕНКО[2], Л. В. МУЗИКА[1]

ДОСЛІДЖЕННЯ ЗАПУСКУ РАКЕТНОГО ДВИГУНА НА ПАСТОПОДІБНОМУ ПАЛИВІ

1. Інститут технічної механіки
Національної академії наук України і Державного космічного агентства України,
вул. Ляшко-Попеля, 15, 49005, Дніпро, Україна; e-mail: gl_konstruktor@ukr.net
2. Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара,
проспект Науки, 72, Дніпро, Україна

Ракетні двигуни на пастоподібному паливі поєднують переваги рідинних і твердопаливних, тому їх використання може покращити характеристики двигунів та розширити сфери застосування ракетної техніки. Однак, ці установки до тепер знаходяться на етапі експериментального відпрацювання дослідних зразків. Виникає багато технічних і технологічних проблем на шляху створення прототипу подібного двигуна. Проєктування двигуна на пастоподібному паливі передбачає визначення витрати пасти через систему, яка при горінні забезпечує певний розрахунковий тиск в камері. Не завжди експерименти закінчуються успішно. При цьому отримується інформація про поведінку системи в екстремальних умовах, що підвищує цінність даних. Мета роботи – дослідження запуску двигуна на пастоподібному паливі та визначення додаткової умови успішного запуску та роботи двигуна.

Проаналізовано результати вогневих випробувань ракетного двигуна на пастоподібному паливі. Висунуто дві гіпотези щодо причин невдалого протікання процесу запуску двигуна. Аналіз експериментальних випробувань моделі двигуна показав можливість небажаної зміни концентрації компонентів пасти при її протіканні через розгалужену площу тракту постачання. Ця обставина може призвести до зменшення критичного діаметру детонації до величин, які були розраховані в моделі двигуна. Це і спровокувало аварію. Для підтвердження висновків щодо аварійної роботи двигуна проведено розрахунок процесу запуску двигуна в двох гіпотетичних випадках. Розраховано залежності тиску від часу при запуску двигуна. Розрахунки підтверджують гіпотезу про детонацію пасти в описаному експерименті. Враховуючи результати досліджень сформовано ще одну необхідну умову безпечного запуску ракетного двигуна на пастоподібному паливі. Описана методика дозволяє доповнити розрахунок при проєктуванні двигуна на пастоподібному паливі з врахуванням його особливостей.

Ключові слова*: ракетний двигун, пастоподібне паливо, філь'єра, детонація, процес запуску.*

1. *Vasyliv S. S., Pryadko N. S., Bondarenko S. G.* Combustion and detonation of paste fuel of rocket engine. Науковий вісник Національного гірничого університету. 2023. № 5. С. 72–76. https://doi.org/10.33271/nvngu/2023-5/072
2. Физика взрыва. Монография под. ред. Станюковича К.П.. Наука, 1975 г. 704 с.
3. *Елисеев В. И., Бондаренко С. Г., Курочкин А. Ф., Майорская Т. А., Устименко Е. Б., Суровцев А. Б.* Экспериментальное и численное исследование реологических характеристик пастообразных топливных композиций. Вестник двигателестроения. 2012. №1. С. 26–30.
4. *Родриго Камарго Гомес, Бондаренко С. Г., Сердюк А. И.* Дроссселируемый ракетный двигатель на пастообразном топливе для космического аппарата. Вісник Дніпропетровського університету. 2012. № 4. Серія: Ракетно-космічна техніка. Випуск 16. Том 2. С. 3–14.
5. *Bondarenko S. G., Eliseev V. I., Protsan Yu. V.* Rocket propulsion using unitary paste-like propellant. Experimental investigation of pastelike propellant and results of PRM fire tests. etc. Prog. of 61-th International Astronautical Congress (IAC-10.C4.1.9), 27 September – 1 October 2010. Prague, Czech Republic. P. 27.
6. *Коковкин Д. В., Омелюхина К. В., Дубовик А.В.* Показатели чувствительности к удару перхлората аммония и его смесей с Al и Al2O3. Успехи в химии и химической технологии. 2009. Том 23. № 4 (97). С. 70–75.
7. *Литвиненко В. Е., Кальныш Р. В., Попов В. А.* Математическое моделирование внутрибаллистических характеристик двигателя на твердом топливе при срабатывании системы аварийного выключения двигателя. Космічна наука і технологія. 2017. Том 23. № 5. С. 21–24. https://doi.org/ 10.15407/knit2017.05.021

Отримано 17.10.2024,
в остаточному варіанті 11.12.2024