

АНАЛІЗ ШЛЯХІВ ПІДВИЩЕННЯ ЕНЕРГЕТИЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК РАКЕТНИХ ДВИГУНІВ ВЕРХНІХ СТУПЕНІВ

Василів С.С., Євсеєнко М.В.

Інститут технічної механіки НАНУ і ДКАУ, Дніпро, Україна

Abstract. The article is devoted to the analysis of the efficiency of turbine exhaust gas use in the upper rocket engines, which are built on an open circuit. The exhaust variants of the turbine generator gas into a separate nozzle, its afterburning in deflagration and detonation modes are considered. There have defined the basic parameters of the engine installations using these devices, in comparison with the existing engine variant. The combustion of the exhaust gas produced on the turbine in a detonation mode has been found to increase the energy characteristics of the rocket engine built on an open circuit and increase the payload that is put into orbit.

Вступ. Роботи над створенням ракетних двигунів, які використовують детонаційний процес згорання палива в камері, ведуться в різних країнах вже тривалий час. Основною причиною пошуків у цьому напрямку є вищий термодинамічний коефіцієнт корисної дії детонації в порівнянні з дефлаграцією. Також привабливою є перспектива відмови від турбонасосного агрегату при використанні простої витискувальної системи подачі, оскільки детонаційний процес може відбуватися при відносно низьких значеннях тисків компонентів палива.

Мета роботи - аналіз ефективності допалювання відпрацьованого на турбіні генераторного газу в додатковій камері згорання в різних режимах.

Дослідження. Проведено аналіз ефективності різних схем вихлопу відпрацьованого на турбіні генераторного газу. Було розглянуто 4 схеми:

- а) вдув газу в закритичну частину сопла основної камери;
- б) вихлоп через окреме сопло;
- в) допалювання в спеціальній камері згорання в дефлаграційному режимі);
- г) допалювання в спеціальній камері згорання в детонаційному режимі.

Визначено основні параметри двигунних установок з використанням цих пристроїв, порівняно їх з існуючим варіантом двигуна.

Для перевірки теоретичних висновків досліджено приріст тяги і питомої тяги від вихлопу відпрацьованого генераторного газу для двигуна РД861К. Управління вектором тяги цього двигуна здійснюється за рахунок повороту камери згорання на карданному підвісі, а відпрацьований турбінний газ подається в надзвукову частину сопла. Оскільки температура цього газу значно менша від температури продуктів горіння з основної камери, то насадок в місці вдуву навантажений меншими тепловими потоками. Визначено також приріст від допалювання генераторного турбінного газу для двох режимів – дефлаграційного та детонаційного. Виявлено, що при вихлопі відпрацьованого генераторного газу через окреме сопло будуть значні втрати питомої тяги. При допалюванні відпрацьованого генераторного газу в дефлаграційному режимі також будуть втрати питомої тяги, однак менші ніж в попередньому варіанті. Це обумовлено низьким тиском після турбіни, що не дозволяє ефективно спалювати газ в допалювачі.

Висновок. Виявлено, що допалювання відпрацьованого на турбіні генераторного газу в детонаційному режимі дозволяє підвищити енергетичні характеристики ракетного двигуна побудованого за відкритою схемою та збільшити масу корисного вантажу, що виводиться на орбіту.