

Винахід відноситься до області реактивних двигунів, зокрема, до комбінованих рушійних установок для літальних апаратів і може бути використаним як шляхом установки на літальних апаратах, так і як носій корисного навантаження.

Відома комбінована двигунова установка літального апарата що складається з зовнішнього і внутрішнього корпусів. У внутрішньому розміщено турбореактивний двигун, продукти згорання якого після турбіни виводяться в камеру згорання прямооточного тракту, за рахунок цього в прямооточному тракті створюється тяга вже при нульовій швидкості літального апарата (1). В цьому технічному рішенні використовується турбореактивний двигун, який працює при старті і набору швидкості. На стабільному польоті він не працює і не несе корисного навантаження.

Найбільш близький до заявленого винаходу комбінований реактивний двигун що складається з надзвукової камери згорання, газогенератора і ракетного блока (2). Це технічне рішення має істотний недолік на різних режимах польоту працюють окремі агрегати а інші не несуть корисного навантаження.

Задача, на вирішення якої направлений винахід, що заявляється, підвищення оптимізації конструкції і енергетичної забезпеченості комбінованої двигунової установки для літальних апаратів.

Задача вирішена тим, що комбінований реактивний двигун складається з корпусу в якому розміщено повітрязбірник і рухомий клапан обтічної форми, за яким міститься камера згорання, спільна на обидва режими, в якій розміщені форсунки для палива і окислювача, яка закінчується соплом змінного перерізу, завдяки цьому одна камера згорання і одне сопло працюють на усіх режимах, конструкція двигуна виходить простішою. На Фіг.2 показаний переріз вздовж осі двигуна у змішаному режимі. Комбінований реактивний двигун для літальних апаратів побудовано таким чином: корпус 1, бажано розділений на дві збірні частини - повітрязбірник 2 і камеру згорання 5 з соплом змінного перерізу 8.

У повітрязбірнику 2 розміщено рухомий обтічний клапан 3, за клапаном в камері згорання 5 розміщені форсунки окислювача 4 за якими розміщені форсунки палива 7, яке до них подається через сорочку охолодження 6.

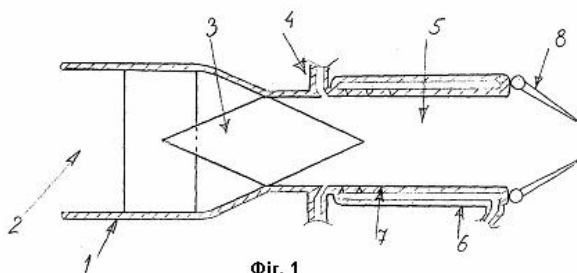
Комбінований реактивний двигун працює таким чином. Для запуску двигуна рухомий обтічний клапан 3 встановлюють у заднє положення. В результаті чого рухомий обтічний клапан 3 повністю перекриває доступ повітря з атмосфери, що дозволяє збільшити тиск камері згорання 5.

Одночасно з ним сопло змінного перерізу 8 зменшує поперечний переріз, що дозволяє ще більше підняти тиск в камері згорання 5. Через форсунки 4 подається окислювач - бажано перекис водню, яка пройшла через каталізатор і розкладалась на водяну пару і кисень. Паливо подається через сорочку охолодження 6 і вприскується форсунками 7. Продукти згорання виводяться через сопло 8. Див фіг.1. Із збільшенням швидкості в повітрязбірнику 2 підвищується тиск від набігаючого повітря, і при деякому його значенні рухомий обтічний клапан 3 плавно переміщується вперед, одночасно з ним сопло змінного перерізу 8 збільшує свій переріз. Повітря із повітрязбірника 2 під тиском поступає в камеру згорання 5 - що дозволяє ще більше вприскувати палива в камеру згорання 5. Див. фіг.2.

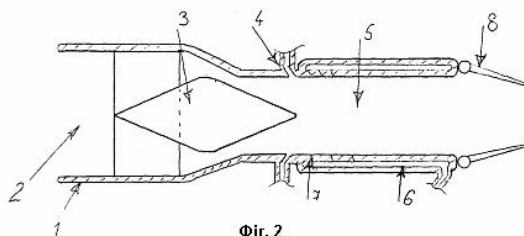
Із збільшенням швидкості рухомий обтічний клапан 3 плавно переміщується в крайнє переднє положення, одночасно з ним сопло змінного перерізу 8 збільшує свій переріз повністю. Окислювач з форсунок 4 можна вже не закачувати. Комбінований реактивний двигун перейшов на прямооточний режим.

Література:

1. патент RU 99042087.
2. патент США 5224344, МКВ F02 до 9/28.



Фіг. 1



Фіг. 2