

Винахід відноситься до ракетної техніки і може бути використаний в якості маршового рідинного ракетного двигуна (РРД) верхніх ступенів ракет та розгінних блоків ракет-носіїв і космічних апаратів.

Особливістю розгінних блоків (РБ) є те, що в переважній більшості випадків вони не мають значних резервів по масі і габаритам. У зв'язку з цим потрібно, щоб при транспортуванні космічних апаратів (КА) не ставилися вимоги до останніх по забезпеченню функціонування РБ і комплексу РБ+КА в цілому. Зокрема не бажано, щоб РБ потребував управління його роботою з боку КА. При роботі двигуної установки (ДУ) розгінного блоку неминує виникати необхідність створення управляючих зусиль по каналах тангаж, курс і крен для компенсації збурюючих моментів, обумовлених похибками виготовлення РБ і КА, похибками їхньої центрівки, термічними деформаціями та інш., а також для забезпечення керування польотом комплексу РБ+КА. Розміри потрібних управляючих зусиль для керування рухом комплексу РБ+КА в багато разів перевищують управляючі зусилля, які потрібні під час штатного функціонування КА на орбіті. Системи орієнтації і стабілізації КА, які розраховані на роботу в штатних умовах орбітального польоту не в змозі парировати збурюючий момент від комплексу РБ+КА. Модифікувати системи КА, значно збільшуючи їх вагу для забезпечення управління польотом комплексу, недоцільно. Таким чином, необхідно, щоб РБ самостійно забезпечував управління своєю роботою, керований рух і стабілізацію комплексу РБ+КА [1]. Для цього в складі ДУ РБ повинні бути системи регулювання вектора тяги по каналах тангаж, курс і крен.

Відомі двигуни установок РБ із регульованим вектором тяги, описані, наприклад, у [2, 3, 4]. У одних двигуних установках (фіг. 1а, запозичена з [2], де показаний двигун 11Д25) створення управляючих зусиль по каналах тангаж, курс і крен здійснюються спеціальною системою сопел (1), що працюють на вихлопному газі турбіни (2) турбонасосного агрегату (ТНА) двигуна. Відомі поворотні і нерухомі управляючі вихлопні сопла [2, 3]. Недоліками двигунів із управляючими вихлопними соплами є те, що розташування вихлопних сопел неминує призводити до ускладнення конструкції двигуна і до різкого збільшення його габаритів. Крім того, для створення потрібних управляючих зусиль у більшості випадків потрібно збільшувати витрату генераторного газу, що істотно знижує економічність (питомий імпульс тяги) двигуна.

Серед можливих систем регулювання вектора тяги РРДУ переваги мають системи, які засновані на газодинамічному регулюванні вектора тяги камери або системи, засновані на повороті камери (1) (або двигуна в цілому), встановленої в кардановому підвісі (2) і з'єднані з приводами для її поворотів (фіг. 1б, запозичена з [4], де показаний і описаний двигун РД86Ш). Для створення управляючих зусиль по каналу крена застосовують спеціальні кренові сопла (3), що працюють на генераторному газі, який відбирається з газопроводу за турбіною (4) турбонасосного агрегату двигуна. Недоліком цих двигунів є необхідність застосування кренових сопел, які працюють на низькотемпературному газі, що знижує економічність двигуна, а також наявність вихлопних сопел турбіни, які збільшують габарити двигуної установки, погіршують його компактність і габаритно-масові характеристики, потребують вільного об'єму в хвостовому відсіку двигуної установки. Другий недолік цього двигуна вилучено у другому поколінні модернізованих двигунів тим, що вихлопний газ направляється через колектор (1) в надзвукову частину сопла (2), тим самим із складу двигуна вилучаються вихлопні сопла (фіг. 1в, запозичена з [5]).

Найбільш близьким аналогом (прототипом винаходу) є рідинний ракетний двигун, приведений у [5] і на фігурі 1в. Це однокамерний РРД із турбонасосною системою подачі компонентів палива в камеру згоряння без допалювання вихлопного газу турбонасосного агрегату (ТНА). Над форсуючою голівкою камери згоряння виконано шарнірний вузол із рульовим агрегатом (РА), з'єднаний з корпусом розгінного блоку. Шарнірний вузол із РА забезпечує виконання поворотів двигуна в цілому (разом з підросистемою ТНА, вузлами регулювання, автоматикою керування роботою двигуна та ін.) так, що створюються управляючі бокові сили в площинах тангажу і курсу. Вихлопний колектор турбіни ТНА з'єднаний газопроводом із кільцевим колектором, виготовленим на надзвуковій частині сопла камери двигуна. Внутрішня порожнина кільцевого колектора сполучена з проточною частиною надзвукового сопла за допомогою кільцевої щілини, виконаної в стінці сопла. Недоліком цього двигуна є його обмежені функціональні можливості, як-то, неможливість виконувати функції виконавчого органу системи керування рухом літального апарата (комплексу «розгінний блок - космічний апарат») по каналу крена.

До загальних істотних ознак прототипу відноситься камера згоряння з надзвуковим соплом, турбонасосна система подачі компонентів палива в камеру згоряння без допалювання генераторного газу після турбіни, газопровід, що з'єднує вихлопний колектор турбіни з газовим кільцевим колектором, виготовленим на надзвуковій частині сопла і сполученим із проточною частиною сопла кільцевою щілиною, яку вироблено в стінці сопла. Двигун з'єднано із корпусом розгінного блоку шарнірним вузлом, що дозволяє за допомогою РА повертати двигун (відхиляти від поздовжньої осі РБ) на необхідний кут, тим самим регулюючи вектор тяги двигуна. Недоліком двигуна-прототипу є те, що він не може забезпечити кренового (обертального) моменту, необхідного для управління орієнтацією і стабілізацією літального апарата. У зв'язку з цим у складі РБ повинні бути додаткові виконавчі органи, які виконують ці функції, що ускладнює схему двигуної установки і розгінного блоку в цілому. Покладання функції керування комплексом «РБ+КА» по каналу крена на системи космічного апарату украй недоцільно.

В основу винаходу поставлена задача удосконалення двигуна РБ за рахунок розширення його функціональних можливостей шляхом доповнення новими схемними і конструктивними рішеннями щодо системи вдуву вихлопного газу ТНА в надзвукову частину сопла.

Поставлена задача вирішується тим, що кільцевий колектор вдува вихлопного газу в надзвукову частину сопла, виконаний на надзвуковій частині сопла, розділено перегородками на дві симетричні секції з однаковими газодинамічними характеристиками. Кожна із секцій з'єднана газо-водом із газорозподільником, встановленим в газоводі системи вихлопу генераторного газу в надзвукову частину сопла. Газорозподільник, наприклад, шторчатого типу, із постійною дозуючою площею з'єднаний з приводом, який, у свою чергу, з'єднаний із системою керування рухом літального апарата. По командах від системи керування, що надходить на привід газорозподільника, останній спрямовує вихлопний газ турбіни необхідними дозами в першу і другу секцію. У «нульовому» положенні газорозподільника вихлопний газ розподіляється рівномірно в

дві секції, а у вкрай повернутому (вліво або вправо) уся витрата вихлопного газу направляється в одну із секцій кільцевого газового колектора сопла. Для створення кренового моменту вихлопним газом турбіни кільцева щілина сопла виконана у вигляді решітки з профільованими направляючими ребрами, встановленими по периметру щілини під деяким кутом до радіальної площини сопла, так що в одній секції газового кільцевого колектора вихлопний газ закручується в одному напрямку, в іншій секції газ закручується в протилежному напрямку. Таким чином, розподілом газу в секції створюється регульований знакозмінний креновий момент.

Суть винаходу пояснюється кресленням на фігурі 2, де показаний запропонований устрій. Рідинний ракетний двигун містить камеру згоряння 1 із надзвуковим соплом 2, турбонасосну систему 3 подачі компонентів палива в камеру згоряння без допалювання вихлопного газу турбіни 4, яка має вихлопний колектор 5, з'єднаний газоводом 6 із кільцевим колектором 7, розташованим у надзвуковій частині сопла. Двигун з'єднано з корпусом РБ шарнірним вузлом 8, з'єднаним з РА. При відхиленні двигуна від осі РБ створюються бокові управляючі сили по каналам керування польотом -тангажу та курсу. В забезпечення створення кренового управляючого моменту кільцевий колектор 7 розподілено перегородками 9 на дві однакові секції 7а і 7б (фіг.2, розріз А-А). У газоводі 6 встановлено газорозподільник 10, з'єднаний механічно з приводом 11, на який надходять команди від системи керування польотом літального апарата («РБ+КА»). У надзвуковому соплі виготовлена щілина (Щ) з направляючими потік ребрами 12, які утворюють із внутрішніми стінками сопла направляючу решітку. Кільцева щілина, також як і кільцевий колектор, розділена відповідно на дві секції Щ1 і Щ2. Направляючі газовий потік ребра 12 виконані у вигляді аеродинамічних профілів і розташовані під кутом до радіальної площини сопла, при цьому нахили направляючих профілів 12 у кожній секції щілини мають однаковий кут, але виповнені нахиленими урізні сторони (фіг. 1 розріз Б-Б).

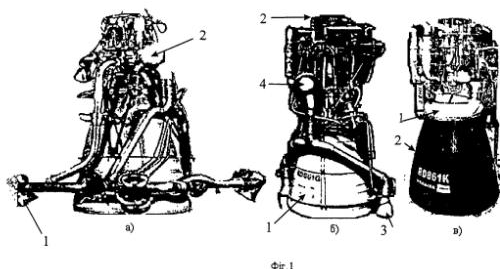
Устрій працює таким чином. Турбонасосна система 3 подає компоненти палива в камеру згоряння 1, продукти згоряння палива витікають через сопло, створюючи реактивну тягу. Повертаючи двигун, встановлений в шарнірному вузлі 8, на деякий кут, створюють бокові управляючі зусилля по каналам тангаж і курс. Вихлопний газ турбіни 4 із колектора 5 по газоводу 6 надходить до газорозподільника 10 і при «нульовому» його положенні (фіг. 2, Ш-П«О») направляється рівномірно в кожен із секцій газового колектора 7а і 7б. З секцій колектора 7а і 7б газ надходить у відповідні секції щілини Щ1 і Щ2 (секції кільцевої решітки) і вдувається з закрутою в надзвукову частину сопла, створюючи два протилежно спрямовані управляючі кренові моменти. Витікаючи із сопла двигуна, газ створює деякий імпульс осьової тяги.

Для створення управляючих зусиль по каналу крена (обертального моменту) привід 11 повертає заслінку 13 газорозподільника 10 так, що площа одного з вікон, що дозують витрату газу в сопло, збільшується, а в інше зменшується, тим самим збільшується різниця витрат газу в секції, а отже збільшується управляюче зусилля по каналу крена. У вкрай повернутому положенні (фіг. 2, III-ПКр) уся витрата вихлопного газу турбіни направляється в одну із секцій колектора вдува і витікає з неї у сопло через щілину по похилим направляючим, при цьому створюється максимальний управляючий креновий момент. Сумарна витрата генераторного вихлопного газу на всіх режимах роботи залишається постійною.

Таким чином, перевагою винаходу, є розширення функціональних можливостей двигуна, тим самим поліпшуються конструктивно-компоновочні й експлуатаційні характеристики двигунової установки та розгінного блоку в цілому.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Полетаев Б.И., Сапожников В.И., Кислицкий М.И. Малые космические разгонные блоки // Российский космос. - М: РАКА, 2002. - № 2. - С. 35-38.
2. Назаренко В.Ф. Иванов И.И. - конструктор, ученый, организатор // Техническая механика. - 2003. - № 2. - С. 6-17.
3. Коваленко Н.Д. Управление сверхзвуковыми газовыми потоками в реактивных соплах. - Киев: Наук, думка, 1992. - 208 с.
4. Двигатель РД861Г. Буклет ГКБЮ «Южное». - Днепропетровск, 1999.-2с.
5. Конюхов С.Н. Украина космическая. Задача - удержаться на высокотехнологической орбите // Экспо 2003, Индустрия Украины. - 2003. - №4(29).-С. 38-42.



Фиг. 1



Fig. 2