

УДК 629.78.533.6.013:621.45

ВДОСКОНАЛЕННЯ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ВЕКТОРОМ ТЯГИ МАРШОВОГО РАКЕТНОГО ДВИГУНА НА БАЗІ ДОСЛІДЖЕННЯ ДИНАМІКИ КОСМІЧНОГО СТУПЕНЯ РАКЕТИ НА АКТИВНІЙ ДІЛЯНЦІ ПОЛЬОТУ

Токарева О.Л.

Інститут технічної механіки НАНУ і ДКАУ, Дніпро, Україна

Abstract. The variant of the combined thrust vector control system of the propulsion rocket engine for the space rocket stage, which consists of the large-scale interceptor gas-dynamic thrust vector control system and the control jet nozzle system, is substantiated. Functional scheme of the control channel and a structural scheme of a gas-dynamic control system with an interceptor injection node have been developed. The complex transfer function, the transition function and the amplitude-phase characteristics of the gas-dynamic control system are defined. The relations between the values of dynamic parameters and the quality of the transition process are presented

Keywords: THRUST VECTOR, CONTROL SYSTEM, INTERCEPTOR, INJECTION, TRANSFER FUNCTION.

Вступлення. Нові технічні рішення вимагають аналізу динаміки польоту космічного ступеня в нових умовах застосування. Висока енергонапруженість маршового рідинного ракетного двигуна та його агрегатів істотно позначається на перехідних процесах, що протікають в них, і які виникають при зміні положення керуючих органів. Для оцінки точності керування вектором тяги двигуна, аналізу стійкості процесу керування, визначення якості перехідних процесів та вирішення інших завдань при виборі оптимального варіанту системи керування вектором тяги і аналізі її особливостей необхідно знати динамічні частотні характеристики керуючих органів. Набувають актуальність розробка та дослідження динамічних моделей керуючих органів та всієї системи керування вектором тяги.

Мета роботи – дослідження динамічних характеристик системи керування вектором тяги маршового рідинного ракетного двигуна на активній ділянці його польоту в умовах внутрішніх збурень і змінної масової асиметрії..

Основні дослідження. Розроблено функціональну схему роботи комплексної системи керування вектором тяги, яка складається з інтерцепторного вузла з вприскуванням компонента палива, як виконуючого органу газодинамічної частини системи по каналу наведення, і системи керуючих сопел, як виконуючого органу каналу стабілізації. Аналіз показав, що основний внесок в створення бічних і осьових керуючих зусиль вносять висунуті в надзвуковий потік сопла тверді великогабаритні інтерцептори з одночасним вприскуванням через них рідких компонентів ракетного палива. Вприскуванням рідини вирішується завдання захисту інтерцептора від впливу високотемпературного і ерозійного надзвукового потоку. При цьому створюються додаткові бічні зусилля і знижуються необхідні розміри інтерцепторів для створення бічних сил. Інтерцепторні газодинамічні системи керування здатні парировати великі збурення від масової асиметрії ступені. Керуючі сопла вирішують завдання керування і стабілізації руху космічної ступені ракети з невеликими бічними силами. При працюючому двигуні основну частину керуючого зусилля створює інтерцептор, а на підвищених режимах імпульсне збільшення бічних сил забезпечується форсованим вприскуванням, що дозволяє використовувати інтерцептори невеликих розмірів. Крім того, вприскування рідини через інтерцептори підвищує економічність інжекції, так як інтенсифікуються процеси змішування і згорання рідини в основному потоці при зустрічному вприскуванні через виступаючий над стінкою сопла інтерцептор.

Передбачається, що висування інтерцептора і вприскування компонента можуть функціонувати автономно, тому ці процеси регулюють різні приводи. Для дослідження динамічних зв'язків різних елементів системи керування вектором тяги, їх розбито на кілька динамічних ланок. Розглянуто функціонування комбінованої системи керування вектором тяги, процес появи відхилення від заданої програми, формування вхідного та вихідного сигналів системи керування.

На основі функціональної схеми розроблено структурну схему, для чого проведена послідовність робіт:

– на основі аналізу фізичних процесів в динамічних ланках в рамках лінійної теорії отримано рівняння зв'язку об'єкта керування і елементів керуючого пристрою;

– отримані рівняння перетворено в рівняння зв'язку в формі перетворення Лапласа при нульових початкових умовах;

– кожне рівняння вирішено відносно зображення вихідної величини і розраховано передавальні функції для кожної динамічної ланки.

Показана послідовність проходження основного керуючого і збурюючих сигналів до вихідного значення – кута повороту осі сопла.

Стан динамічної системи оцінюється на підставі аналізу її перехідного процесу при деякій типовій вхідній дії. Побудовано амплітудні і фазові частотні характеристики, які володіють високими інформативними властивостями і є основою для оцінки стійкості і якості динамічної системи.

Висновки. Обґрунтовано варіант комбінованої системи керування вектором тяги маршового рідинного ракетного двигуна для космічного ступеню ракети, яка складається з великогабаритної інтерцепторної газодинамічної системи керування вектором тяги і системи керуючих реактивних сопел. Така комбінація керуючих органів здатна ефективно виконувати програму польоту і парировати нештатні збурення, що виникають при польоті космічного ступеню ракети.

Створено функціональну схему за каналом керування газодинамічної системи керування вектором тяги, що складається з інтерцепторного вузла з вприскуванням компонента палива, як виконавчого органу газодинамічної системи керування напрямком вектора тяги за каналом наведення, та системи керуючих сопел, як виконавчого органу каналу стабілізації космічного ступеню ракети. Розроблено структурну схему газодинамічної системи керування з інтерцепторним вузлом вприскування. Розраховані комплексна передавальна функція, перехідна функція і амплітудно фазочастотні характеристики газодинамічної системи керування. Наведено залежності між значеннями динамічних параметрів та якістю перехідного процесу.

Література

1. Токарева Е. Л. Динамические характеристики комбинированной системы управления вектором тяги ракетного двигателя / Е. Л. Токарева, Н. С. Прядко, Е. В. Терновая // Техническая механика. – 2019. – № 3. – 16 с.
2. Tokareva E.L. BTVCS functional circuit on one control channel of the mid-flight space rocket stage engine/ E.L. Tokareva, K.V. Ternova, N.S. Pryadko, G.O. Strelnikov // Системные технологии № 6 (119). – 2018, С. 89 – 93.
3. Pryadko N.S. The increasing efficiency of combined trust vector control of the rocket engine / N.S. Pryadko, N.P. Syrotkina, O.L.Tokareva //Техническая механика №2, 2019, С. 30-38.