



УКРАЇНА

(19) UA

(11) 119330

(13) C2

(51) МПК

F02K 9/08 (2006.01)

F02K 9/96 (2006.01)

G05D 1/08 (2006.01)

МІНІСТЕРСТВО
ЕКОНОМІЧНОГО
РОЗВИТКУ І ТОРГІВЛІ
УКРАЇНИ

(12) ОПИС ДО ПАТЕНТУ НА ВИНАХІД**(21)** Номер заявки: **а 2016 02646****(22)** Дата подання заявки: **17.03.2016****(24)** Дата, з якої є чинними права на винахід: **10.06.2019****(41)** Публікація відомостей про заявку: **25.09.2017, Бюл.№ 18****(46)** Публікація відомостей про видачу патенту: **10.06.2019, Бюл.№ 11****(72)** Винахідник(и):**Кириченко Анатолій Семенович (UA),
Фоменко Володимир Степанович (UA),
Кальниш Руслан Володимирович (UA)****(73)** Власник(и):**ДЕРЖАВНЕ ПІДПРИЄМСТВО
"КОНСТРУКТОРСЬКЕ БЮРО "ПІВДЕННЕ"
ІМ. М.К. ЯНГЕЛЯ",
вул. Криворізька, 3, м. Дніпропетровськ,
49008 (UA)****(56)** Перелік документів, взятих до уваги експертизою:KR 100882598 B1, 12.02.2009
US 2009076669 A1, 19.03.2009
RU 2179736 C2, 20.02.2002
US 4991393 A, 12.02.1991
GB 2086816 A, 19.05.1982
SU 1819804 A1, 07.06.1993
US 5529264 A, 25.06.1996**(54) СПОСІБ КЕРУВАННЯ ТАНГАЖЕМ ТВЕРДОПАЛИВНОЇ РАКЕТИ (ВАРІАНТИ)****(57)** Реферат:

Винахід належить до ракетно-космічної техніки і може бути використаний у твердопаливній ракеті. Заявлений спосіб керування тангажем твердопаливної ракети, під час якого змінюють кут тангажа ракети. При цьому на двигуні встановлюють датчики тиску в камері згоряння, задають програму зміни кута тангажа залежно від поточного номінального імпульсу тиску або від номінального відносного поточного імпульсу тиску в камері згоряння та забезпечують обчислення у процесі польоту ракети за показниками датчиків тиску поточного імпульсу тиску або номінального відносного поточного імпульсу тиску в камері згоряння, за значенням якого визначають та встановлюють поточний програмний кут тангажа. Винахід дозволяє зменшити розкид параметрів кінця активної ділянки польоту ракети та, як наслідок, зменшити гарантійні запаси палива.

UA 119330 C2

Винахід належить до галузі твердопаливного ракетобудування, а саме стосується розробки і побудови програм тангажа для твердопаливних ракет.

Звичайно, програма тангажа задається в реальному часі і, якщо розкид поточних параметрів (витрати) твердопаливного двигуна не перевищує $\pm 7-8\%$, реалізуються цілком прийнятні розкиди параметрів кінця активної ділянки польоту ракети. Однак, розкиди витрати на рівні $\pm 7-8\%$ забезпечуються при досить вузькому температурному діапазоні застосування, приблизно $< \pm 10^\circ\text{C}$, і твердих вимогах до технологічного розкиду швидкості горіння $< \pm 3\%$.

Розширення температурного діапазону застосування твердопаливної ракети до $\pm 50^\circ\text{C}$ призводить до росту розкидів поточних параметрів твердопаливного двигуна до $\pm 25-30\%$ і, як наслідок, вимагає прогнозування параметрів двигуна в процесі його роботи та уточнення програми тангажа системою керування. Як вихідні дані для прогнозування можуть бути використані виміри температури заряду або тиску в камері згоряння. Це приводить до значного ускладнення системи керування. Досить відзначити, що прогнозування тиску (витрати) по початковій ділянці роботи двигуна в рамках теорії спектрального розкладання стаціонарного випадкового процесу, дозволяє одержати досить низьку похибку прогнозу $\pm 2-4\%$, однак, алгоритм розв'язання є складним і громіздким, необхідно щоб система керування в процесі роботи двигуна 3-4 рази вирішувала систему лінійних рівнянь із 20-25 невідомими.

У твердопаливного двигуна великий розкид поточних за часом параметрів (тиску в камері згоряння, витрати) обумовлений тим, що час роботи не є незалежним параметром (аргументом). Незалежним параметром у РДТП є згорілий звід і пов'язані з ним характеристики - поточний імпульс тиску, вага (маса) згорілого палива, поточний пустотний імпульс тяги, що як правило, мають розкид менший за $\pm 1-2\%$.

Щодо варіанта 1 формули, то найбільш близьким за технічною суттю до пропонованого винаходу є наведений у книзі авторів Разумєєва В.Ф., Ковальова Б.К. Основы проектирования баллистических ракет на твердом топливе. - М.: Машинобудування, 1976, проектний розрахунок параметрів твердопаливної ракети, де як більш точна апроксимація дійсної програми, програма тангажа задається квадратичною параболою у функції відносної маси ракети (розділ 1.1 стор.11, розділ 5.4 стор. 102). Однак, зв'язку між відносною масою ракети й витратно-тяговими параметрами двигуна (тяга, питомий імпульс, витрати) не встановлено, тому що головною метою завдання була оцінка проектних параметрів ракети на твердому паливі, тому програму зміни кута тангажа, пропонують задавати приблизно.

Задачею даного винаходу є розробка такого способу задання тангажа твердопаливної ракети, який дозволить зменшити розкид параметрів кінця активної ділянки польоту ракети і, як наслідок, зменшити гарантійні запаси палива.

Параметром твердопаливного двигуна, у якому мінімальний розкид (тяги, питомого імпульсу, витрати) менший за $1-2\%$, є імпульс тиску в камері згоряння, тому доцільно програму тангажа задавати залежно від поточного імпульсу тиску, який визначається в процесі польоту ракети (роботи двигуна) за показниками датчика тиску в камері згоряння.

$$J_p = \int_0^t P_k(t) dt - \text{поточне значення імпульсу тиску};$$

де: t - поточний час;

$P_k(t)$ - поточний тиск у камері згоряння.

Програма тангажа задається (при проектуванні) у реальному часі для номінальних умов роботи твердопаливного двигуна, далі в процесі стендового відпрацювання двигуна, за показниками датчиків тиску програма тангажа перебудовується в залежність кута тангажа від поточного номінального імпульсу тиску з урахуванням можливого розкиду по аргументу меншим за $\pm 1-2\%$.

Даний спосіб дозволяє при наявності тільки датчиків тиску в камері згоряння зменшити розкид параметрів кінця активної ділянки польоту ракети і, як наслідок, зменшити гарантійні запаси палива.

Щодо варіанта 2 формули, то найбільш близьким за технічною суттю до пропонованого винаходу є наведений у книзі авторів Разумєєва В.Ф., Ковальова Б.К. Основы проектирования баллистических ракет на твердом топливе. - М.: Машинобудування, 1976, проектний розрахунок параметрів твердопаливної ракети, де як більш точна апроксимація дійсної програми, програма тангажа задається квадратичною параболою у функції відносної маси ракети (розділ 1.1 стор.11, розділ 5.4 стор. 102). Однак, зв'язку між відносною масою ракети й витратно-тяговими параметрами двигуна (тяга, питомий імпульс, витрати) не встановлено, тому що головною метою завдання була оцінка проектних параметрів ракети на твердому паливі, тому програму зміни кута тангажа, пропонують задавати приблизно.

Задачею даного винаходу є розробка такого способу задання тангажа твердопаливної ракети, який дозволить зменшити розкид параметрів кінця активної ділянки польоту ракети і, як наслідок, зменшити гарантійні запаси палива.

- 5 Параметром твердопаливного двигуна, у якому мінімальний розкид (тяги, питомого імпульсу, витрати) менший за 1-2 %, є відносний поточний імпульс тиску, який визначається в процесі польоту ракети (роботи двигуна) за показниками датчика тиску в камері згоряння та результатами стендових випробувань двигуна, тому програму тангажа доцільно задавати як функцію від відносного поточного імпульсу тиску.

$$\tau_p = \frac{J_p}{\omega_{\Sigma\Phi}^{\text{бал}}} - \text{відносний поточний імпульс тиску,}$$

$$J_p^H \frac{\omega_{\Sigma\Phi}^{\text{бал}}}{\omega_{\Sigma H}^{\text{бал}}}$$

- 10 де: J_p - поточне значення імпульсу тиску;

J_p^H - номінальна (середньостатистична за результатами стендових випробувань) величина імпульсу тиску;

$\omega_{\Sigma\Phi}^{\text{бал}}$ - формулярна балістична вага продуктів згоряння (вага заряду та теплозахисних покриттів, які виносяться з камери згоряння);

- 15 $\omega_{\Sigma H}^{\text{бал}}$ - номінальна (середньостатистична за результатами стендових випробувань) вага продуктів згоряння.

- 20 Пропоноване уточнення програми тангажа по відносному поточному імпульсу тиску, дозволяє зменшити розкид параметрів кінця активної ділянки польоту ракети і, як наслідок, зменшити гарантійні запаси палива. Даний варіант, враховує наявність датчиків тиску в камері згоряння, проведення вогневих стендових випробувань двигуна, статистичну обробку результатів випробувань для одержання номінальної величини імпульсу тиску і номінальної ваги продуктів згоряння.

- 25 Програма тангажа задається (при проектуванні) у реальному часі для номінальних умов роботи твердопаливного двигуна, далі в процесі стендового відпрацювання двигуна, за показниками датчиків тиску програма тангажа перебудовується в залежність кута тангажа від відносного поточного імпульсу тиску з урахуванням можливого розкиду по аргументу меншим за $\pm(1-2) \%$.

ФОРМУЛА ВІНАХОДУ

30

1. Спосіб керування тангажем твердопаливної ракети, під час якого змінюють кут тангажа ракети, який **відрізняється** тим, що на двигуні встановлюють датчики тиску в камері згоряння, задають програму зміни кута тангажа залежно від поточного номінального імпульсу тиску в камері згоряння та забезпечують обчислення у процесі польоту ракети за показниками датчиків тиску поточного імпульсу тиску в камері згоряння, за значенням якого визначають та встановлюють поточний програмний кут тангажа.

35

2. Спосіб керування тангажем твердопаливної ракети, заснований на зміні кута тангажа ракети, який **відрізняється** тим, що на двигуні встановлюють датчики тиску в камері згоряння, задають програму зміни кута тангажа залежно від номінального відносного поточного імпульсу тиску в камері згоряння та забезпечують обчислення у процесі польоту ракети за показниками датчиків тиску відносного поточного імпульсу тиску в камері згоряння, за значенням якого визначають та встановлюють поточний програмний кут тангажа.

40

Комп'ютерна верстка Г. Паяльніков

Міністерство економічного розвитку і торгівлі України, вул. М. Грушевського, 12/2, м. Київ, 01008, Україна

ДП "Український інститут промислової власності", вул. Глазунова, 1, м. Київ – 42, 01601