

УПРАВЛІННЯ У ТЕХНІЧНИХ СИСТЕМАХ

УПРАВЛЕНИЕ В ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМАХ

CONTROL IN TECHNICAL SYSTEMS

УДК 629.764

Авдєєв В. В.

Д-р техн. наук, професор, професор кафедри систем автоматизованого управління Дніпропетровського національного університету ім. О. Гончара, Дніпропетровськ, Україна

ТОЧНІСТЬ І ЗАПАС СТІЙКОСТІ СИСТЕМИ СТАБІЛІЗАЦІЇ ОБЕРТАЛЬНОГО РУХУ РАКЕТИ

Розроблена методика отримання оцінок показників точності компенсації збурювального прискорення спираючись на лінійну стаціонарну в околі певної точки траєкторії модель плоского обертального руху ракети космічного призначення із врахуванням інерції виконавчого пристрою. Кількісно вони визначаються двома векторами похибок, координати яких – це нескладні аналітичні залежності від коефіцієнтів рівнянь руху і закону регулювання.

Метою дослідження є встановлення зв'язку між координатами векторів похибок і запасом стійкості системи на площині коренів характеристичного поліному, що дасть можливість обґрунтованого вибору коефіцієнтів закону регулювання на початковому етапі розробки системи управління.

Вперше з урахуванням специфіки ракети космічного призначення розроблена методика встановлення зв'язку між координатами векторів похибок при дії лінійного збурювального прискорення, коефіцієнтами закону регулювання, до якого входять чотири координати вектору стану, і запасом стійкості системи стабілізації обертального руху на площині коренів характеристичного поліному.

Визначені три незалежних координати векторів похибок, що дає можливість варіації коефіцієнта закону регулювання при кутовій швидкості ракети або рульового органу виходячи із критерію найбільшого запасу стійкості без зміни показників точності.

Результати роботи можуть бути використані для прийняття технічних рішень при проектуванні системи управління обертальним рухом ракети.

Ключові слова: похибки стабілізації, запас стійкості, закон регулювання.

НОМЕНКЛАТУРА

АС – автомат стабілізації;

ОУ – об'єкт управління;

РКП – ракета космічного призначення;

СС – система стабілізації;

ХП – характеристичний поліном;

\mathbf{a}, \mathbf{a}^* – матриця об'єкту управління, системи стабілізації обертального руху ракети у площині ризику відповідно;

$a_{\psi\psi}, a'_{\psi\psi}, a_{\psi\delta}$ – коефіцієнти рівнянь обертального руху ракети у площині ризику;

\mathbf{b}, \mathbf{c} – вектори коефіцієнтів при сигналі управління та збурювальному прискоренні;

\mathbf{C} – матриця керуваності;

e_{r0}, e_{r1} – вектори похибок;

$e_{r01}, e_{r11}, e_{r13}$ – незалежні координати векторів похибок;

g_1, g_2 – позначення в рівняннях (12), (13), (14);

$k_{\psi}, k'_{\psi}, k_{\delta}, k'_{\delta}$ – коефіцієнти закону регулювання;

$m(t)$ – збурювальне прискорення залежно від часу t ;

m_0, \dot{m}_0 – постійна складова $m(t)$, його похідна за часом;

$Q, q_1 - q_4$ – характеристичний поліном, його коефіцієнти;

s – змінна комплексного типу;

T_{AC} – постійна часу автомата стабілізації;

\mathbf{u} – управління – сигнал на виході регулятора;

\mathbf{x} – вектор стану системи стабілізації обертального руху ракети;

$\delta, \dot{\delta}$ – кут повороту рульового органу, його похідна за часом;

Δ – позначення у рівнянні (10);

η – запас стійкості на площині коренів характеристичного поліному;

$\mu = 1/T_{AC}^2$;

ν – позначення в рівняннях (12), (14);

ξ – коефіцієнт демпфування автомата стабілізації;

$\psi, \dot{\psi}$ – кут ризику ракети, його похідна за часом.

ВСТУП

Особливість ракети комічного призначення (РКП) як об'єкта управління рухом в широкому протягом польоту діапазоні масово-інерційних характеристик, швидкостей і висоти, а також в наявності осциляторів, обумовлених кінцевою жорсткістю корпусу та коливаннями рідкого палива [1]. Це ускладнює задачу підтримання у заданих межах кінематичних параметрів при дії збурювальних факторів і нерідко в процесі проектування контурів управління вимагає прийняття компромісних рішень з метою досягнення заданих показників системи стабілізації (СС). Для проектування контурів управління найбільш поширено знайшли використання методи передатних функцій і частотних характеристик, кореневого годографа та аналітичного конструювання регуляторів [2]. Передатні функції зручні для оцінки точності стабілізації, частотні і кореневі – для оцінки запасу стійкості та швидкодії, тоді як метод аналітичного конструювання визначає параметри контуру управління виходячи з якості перехідного процесу компенсації збурень, яка кількісно характеризується критерієм переважно у вигляді інтегралу від квадратів координат вектору стану.

Об'єктом дослідження є контур управління СС плоского обертального руху РКП, предметом дослідження є залежність показників точності компенсації збурювальних факторів і запасу стійкості від параметрів контуру управління. Метою роботи є встановлення зв'язку між точністю стабілізації при дії лінійного збурення, запасом стійкості на площині коренів характеристичного поліному СС і коефіцієнтами закону регулювання.

1 ПОСТАНОВКА ЗАДАЧІ

Згідно прийнятому формалізму дослідження систем автоматичного регулювання їх прийнято розділяти на об'єкт управління (ОУ) і регулятор. Одна із особливостей РКП у тому, що рівняння збуреного руху в площині ризику і в площині тангажа однакові, тому під ОУ в даній роботі мається на увазі обертальний рух ракети як твердого тіла у площині ризику, з дослідження якого починається процес проектування СС [3]. З використанням методу заморожених коефіцієнтів [4] модель ОУ описується рівнянням:

$$\dot{x} = a \cdot x + b \cdot u + c \cdot m, \quad (1)$$

де координатами вектору стану x є кут ризику ψ , кутова швидкість $\dot{\psi}$, кут повороту руля курсу δ і кутова швидкість $\dot{\delta}$, тобто $x^T = [\psi \quad \dot{\psi} \quad \delta \quad \dot{\delta}]$.

На вхід ОУ діє управління u – сигнал регулятора, залежність якого від координат вектору стану може бути встановлена різними методами, зокрема, методом аналітичного конструювання [2], модального управління [5] чи виходячи із показників точності компенсації дії збурювального обертального прискорення m , як це прийнято у даній

роботі. У випадку РКП його основними складовими є відхилення конструкції від геометричної і масової симетрії та боковий вітер на атмосферній ділянці польоту.

Функцію регулятора в СС виконує автомат стабілізації (АС), виходом якого є сигнал u , що входить в рівняння (1). Залежність u від координат вектору стану є закон регулювання.

Динамічні характеристики виконавчого пристрою АС прийнято включати в математичну модель ОУ [3], тому елементами матриці a (1) є не тільки традиційні коефіцієнти [3, 6] $a_{\psi\psi}, a'_{\psi\psi}, a_{\psi\delta}$, які залежать від параметрів РКП і траєкторії, а й постійна часу АС T_{AC} та коефіцієнт демпфування ξ :

$$a = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ a_{\psi\psi} & a'_{\psi\psi} & a_{\psi\delta} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -\mu & -\xi \cdot \mu \cdot T_{AC} \end{bmatrix}, \quad (2)$$

де $\mu = 1/T_{AC}^2$.

Збурення m (1) впливає тільки на кут ризику ψ та його похідні, а скалярне управління u – на кут повороту руля δ і його похідні, тому $4r1$ – матриці b і c такі:

$$b^T = [0 \ 0 \ 0 \ \mu], \quad c^T = [0 \ 1 \ 0 \ 0]. \quad (3)$$

Ставиться задача розробити методику встановлення зв'язку між елементами вектору похибок СС при компенсації лінійного відносно часу збурення, запасом стійкості на площині коренів характеристичного поліному і коефіцієнтами закону регулювання.

Наявність такої методики дасть можливість на початковому етапі розробки СС визначати коефіцієнти закону регулювання виходячи із вимог точності і запасу стійкості.

2 ОГЛЯД ЛІТЕРАТУРИ

Підтримання кінематичних параметрів РКП у заданих межах, тобто стабілізація руху, через широкий в процесі польоту діапазон параметрів та наявність осциляторів, обумовлених кінцевою жорсткістю корпусу та паливом у баках, є однією з найскладніших прикладних задач теорії управління [1, 3]. Для дослідження динамічних характеристик РКП як об'єкта управління розроблені методи використання апарату передатних функцій, частотних характеристик та кореневого годографа [3–5]. Побудовані області стійкості на площині коефіцієнтів закону регулювання [1, 6], враховані особливості роботи СС з використанням бортової цифрової машини при квантування рівня сигналів та дискретизації у часі [7].

Для зменшення енергетичних втрат РКП від дії аеродинамічних сил запропонований спосіб стабілізації, у якому замість традиційного закону регулювання у вигляді функції кутів і кутових швидкостей ризику і тангажа прийнято регулювання залежно від кутів ковзання та атаки [8], що знайшло використання у ракетах «Аріан», «Енергія» та «Зеніт».

Завдяки покращенню швидкодії і збільшенню ємності пам'яті бортових цифрових машин з'являється можливість з метою покращення показників СС ввести в традиційний закон регулювання доданки, пропорційні похідній за часом кутової швидкості [6, 9] та кута повороту руля. Показано, що це дає зменшення статичної похибки і тривалості перехідного процесу при збереженні заданого запасу стійкості на площині двох коефіцієнтів закону регулювання.

Аналіз доступних джерел показує, що питання встановлення зв'язку між точністю компенсації збурювального прискорення, запасом стійкості і коефіцієнтами закону регулювання для СС обертового руху РКП ще не знайшли достатнього висвітлення.

3 МАТЕРІАЛИ І МЕТОДИ

3.1 Перевірка керованості

Забезпечення стійкості СС обертового руху вибором коефіцієнтів закону регулювання і використання методів аналітичного конструювання регуляторів можливе за умови повної керованості ОУ [10]. Для ОУ (1), (2), (3) ця умова виконується, коли ранг матриці

$$C = [b : ab : a^2b : a^3b] \quad (4)$$

не дорівнює нулю. Після нескладних перетворень відповідно до (4) з урахуванням (2), (3) отримуємо:

$$\det C = \begin{vmatrix} 0 & 0 & 0 & a_{\psi\delta} \cdot \mu \\ 0 & 0 & a_{\psi\delta} \cdot \mu & c_{24} \\ 0 & \mu & c_{33} & c_{34} \\ \mu & c_{42} & c_{43} & c_{44} \end{vmatrix} = -\mu^4 \cdot a_{\psi\delta}^2 \neq 0,$$

тобто умова повної керованості ОУ виконується.

3.2 Точність СС

Кількісно цей показник прийнято характеризувати векторами похибок. Для їх отримання рівняння ОУ (1) слід доповнити залежністю управління u від координат вектору стану, яку називають законом регулювання.

Методи модального управління [5] і аналітичного конструювання регуляторів [2] визначають закон регулювання у вигляді лінійної функції координат вектору стану (1), який прийнято [3, 6] записувати як лінійну комбінацію кутів повороту РКП і руля курсу та їх похідних за часом:

$$u = k_{\psi} \cdot \psi + k'_{\psi} \cdot \dot{\psi} + k_{\delta} \cdot \delta + k'_{\delta} \cdot \dot{\delta}. \quad (5)$$

Із врахуванням (5) рівняння СС обертового руху РКП у площині ризику матиме вигляд

$$\dot{x} = a^* \cdot x + c \cdot m,$$

$$a^* = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ a_{\psi\psi} & a'_{\psi\psi} & a_{\psi\delta} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ \mu \cdot k_{\psi} & \mu \cdot k'_{\psi} & \mu \cdot (k_{\delta} - 1) & \mu \cdot (k'_{\delta} - \xi \cdot T_{AC}) \end{bmatrix}. \quad (6)$$

Матриці a^* (6) і c (3) будуть використані для визначення коефіцієнтів характеристичного поліному (ХП) і

відповідно його коренів, а також векторів похибок, які кількісно характеризують точність СС при дії збурювального прискорення $m(t)$.

Функція $m(t)$ є випадковою і нестационарною [3], її характеристики уточнюються в результаті накопичення досвіду. На початковому етапі проектування для отримання нескладних аналітичних оцінок показників точності залежно від коефіцієнтів закону регулювання (5) ця функція може бути прийнята лінійною відносно часу t , тобто

$$m(t) = m_0 + \dot{m}_0 \cdot t. \quad (7)$$

У випадку збурення (7), для оцінки показників точності СС достатньо визначити два вектори похибок [10]:

$$e_{r0} = -(a^*)^{-1} \cdot c, \quad e_{r1} = -(a^*)^{-2} \cdot c, \quad (8)$$

де a^* , c даються виразами (6) і (3) відповідно.

Вектори (8) визначають усталений рух після закінчення перехідного процесу:

$$x = e_{r0} \cdot (m_0 + \dot{m}_0 \cdot t) + e_{r1} \cdot \dot{m}_0. \quad (9)$$

Структура матриці a^* така, що при знаходженні елементів оберненої матриці $(a^*)^{-1}$, від якої залежать вектори похибок, утворюється чотири групи рівнянь, кожна з яких розв'язується незалежно. Це дає можливість отримати нескладні аналітичні вирази чотирьох координат векторів (8) через коефіцієнти (5) закону регулювання і рівнянь ОУ (1), (2):

$$e_{r0} = \frac{1}{\Delta} \begin{bmatrix} 1 - k_{\delta} \\ 0 \\ k_{\psi} \\ 0 \end{bmatrix}, \quad \Delta = a_{\psi\psi}(k_{\delta} - 1) - k_{\psi} a_{\psi\delta}; \quad (10)$$

$$e_{r1} = \frac{1}{\Delta} \begin{bmatrix} \frac{1}{\Delta} [a_{\psi\psi} \cdot (k_{\delta} - 1) - a_{\psi\delta} \cdot (k'_{\psi} \cdot (k_{\delta} - 1) - k_{\psi} \cdot (k'_{\delta} - \xi \cdot T_{AC}))] \\ 1 - k_{\delta} \\ \frac{1}{\Delta} [(1 - k_{\delta}) \cdot (a'_{\psi\psi} \cdot k_{\psi} - a_{\psi\psi} \cdot k'_{\psi}) - a_{\psi\psi} \cdot k_{\psi} \cdot (k'_{\delta} - \xi \cdot T_{AC})] \\ k_{\psi} \end{bmatrix}. \quad (11)$$

Координати вектору x , визначені спираючись на (9), (10), (11), після закінчення перехідного процесу збігаються з результатами чисельного інтегрування рівнянь (6) при дії збурення (7).

Вектори похибок встановлюють залежність статичної похибки СС при компенсації збурювального прискорення (7) від параметрів РКП і коефіцієнтів закону регулювання (5).

Аналіз показує, що із шести ненульових координат векторів (10), (11) незалежними між собою є тільки три. Звідси виходить, що один із коефіцієнтів закону регулювання (5) – k'_{ψ} або k'_{δ} може бути призначений довільно при збереженні незмінними заданих значень координат векторів (10), (11).

Коли довільно призначається k'_{δ} , то рівняння для знаходження решти коефіцієнтів закону регулювання (5) такі:

$$\left. \begin{aligned} e_{r11} \cdot g_2^2 \cdot k_{\psi} - a_{\psi\delta} \cdot g_1 \cdot k'_{\psi} &= -a'_{\psi\psi} \cdot g_1 + a_{\psi\delta} \cdot v \\ (e_{r13} \cdot g_2^2 - g_1 \cdot a'_{\psi\psi}) \cdot k_{\psi} + g_1 \cdot a_{\psi\psi} \cdot k'_{\psi} &= -a_{\psi\psi} \cdot v \end{aligned} \right\}, \quad (12)$$

$$\text{де } g_1 = \frac{er_{01} \cdot |a_{\psi\delta}|}{1 + er_{01} \cdot a_{\psi\psi}}, g_2 = |a_{\psi\delta}| - a_{\psi\psi} \cdot g_1, v = k'_\delta - \xi \cdot T_{AC}.$$

Із системи рівнянь (12) визначаються коефіцієнти k_ψ, k'_ψ , а з урахуванням (10) коефіцієнт

$$k_\delta = 1 - g_1 \cdot k_\psi. \quad (13)$$

Якщо довільно призначається коефіцієнт закону регулювання (5) k'_ψ , то система рівнянь для знаходження решти коефіцієнтів має вигляд:

$$\left. \begin{aligned} er_{11} \cdot g_2^2 \cdot k_\psi - a_{\psi\delta} \cdot v &= g_1 \cdot (a_{\psi\delta} \cdot k'_\psi - a'_{\psi\psi}) \\ (er_{13} \cdot g_2^2 - g_1 \cdot a'_{\psi\psi}) \cdot k_\psi + a_{\psi\psi} \cdot v &= -g_1 \cdot a_{\psi\psi} \cdot k'_\psi \end{aligned} \right\} (14)$$

Розв'язок (14) дає значення k_ψ та $k'_\delta = v + \xi \cdot T_{AC}$, а співвідношення (13) – k_δ .

Співставлення систем (12), (14) показує, що залежність між коефіцієнтами при кутових швидкостях закону регулювання (5) однакова для обох варіантів вибору коефіцієнта, що призначається довільно; при цьому варіації k'_ψ чи k'_δ не змінюють коефіцієнтів k_ψ, k_δ .

Отже, коли пріоритетним показником СС є точність компенсації збурень, тобто задані значення незалежних координат векторів (10), (11) $er_{01}, er_{11}, er_{13}$, то коефіцієнти закону регулювання (5) k_ψ, k_δ однозначно знаходяться із системи рівнянь (12), (13) або (14) відповідно до того який із решти коефіцієнтів k'_ψ чи k'_δ є довільно вибраним.

Вибір значення k'_δ (або k'_ψ) не змінює вибраних показників точності СС ($er_{01}, er_{11}, er_{13}$) і коефіцієнтів k_ψ, k_δ , але, як показують розрахунки, впливає на її запас стійкості.

3.3 Запас стійкості

Під цим поняттям мається на увазі відстань η від уявної осі площини коренів ХП СС до найближчого кореня [10].

Як відомо, розрахунок коренів виконується у послідовності: математична модель, коефіцієнти ХП, корені.

Канонічний запис ХП системи четвертого порядку такий:

$$Q(s) = \det(a^* - s \cdot E) = s^4 + \sum_{i=1}^4 q_i \cdot s^{i-1}, \quad (15)$$

де s – змінна комплексного типу, E – одинична матриця, q_i – коефіцієнти ХП, їх залежність від елементів матриці a^* (6) визначається виразами:

$$q_1 = \mu \cdot [a_{\psi\psi} \cdot (k_\delta - 1) - a_{\psi\delta} \cdot k_\psi],$$

$$q_2 = \mu \cdot [a_{\psi\psi} \cdot (k'_\delta - \xi \cdot T_{AC}) - a_{\psi\delta} \cdot k'_\psi + (k_\delta - 1) \cdot a'_{\psi\psi}],$$

$$q_3 = \mu \cdot [(k'_\delta - \xi \cdot T_{AC}) \cdot a'_{\psi\psi} + 1 - k_\delta] - a_{\psi\psi},$$

$$q_4 = -[a'_{\psi\psi} + \mu \cdot (k'_\delta - \xi \cdot T_{AC})].$$

Запас стійкості η при варіаціях коефіцієнта закону регулювання (5) k'_δ і постійних значеннях координат $er_{01}, er_{11}, er_{13}$ векторів похибок (10), (11), а також коефіцієнтів k_ψ, k_δ має максимум (рис. 1), який відповідає дійсному кореню кратності два ХП $Q(s)$ (15). Залежність на рисунку 1 отримана при значеннях координат векторів (10), (11) $er_{01} = 0,6378 c^2; er_{11} = -0,7840 c^3; er_{13} = 0,9387 c^3$. Коефіцієнти k_ψ, k'_ψ закону регулювання (5) визначаються з рівнянь (12), при цьому для наведеного прикладу $k_\delta = -0,4496, k_\psi = 9,19$.

Відповідно до співвідношення (13) на площині k_δ, k'_ψ має місце пряма лінія постійного значення координати er_{01} вектору (10). Можна показати також, що від вибору точки на цій прямій не залежить і координата er_{11} вектору похибок (11). Коли на цій прямій зафіксована певна точка, то цим визначені коефіцієнти k_ψ і k_δ закону регулювання (5), а залежність між коефіцієнтами k'_ψ і k'_δ встановлюється з першої координати вектору (11):

$$k'_\psi = \frac{er_{11} \cdot \Delta^2 + a'_{\psi\psi} \cdot (1 - k_\delta) + a_{\psi\delta} \cdot k_\psi \cdot (\xi \cdot T_{AC} - k'_\delta)}{(1 - k_\delta) \cdot a_{\psi\delta}}. \quad (16)$$

Критерієм для вибору точки на прямій (13) може бути запас стійкості СС і координата er_{13} вектору похибок (11).

В ітераційному процесу визначення коефіцієнтів k'_ψ і k'_δ виходячи із вимоги забезпечення найбільшого запасу стійкості η використовується співвідношення (16) і ХП $Q(s)$ (15). Для даних ОУ (рисунок 1) залежність запасу стійкості від коефіцієнта k'_δ є обернено пропорційною (рис. 2), тоді як координати er_{13} вектору похибок (11) – прямо пропорційною (в наведених межах k'_δ вона зростає від $0,930 c^3$ до $0,976 c^3$). Значення коефіцієнта k'_δ закону регулювання (5), при яких запас стійкості СС найбільший, пропорційні k_δ , вони залежать також від постійної часу виконавчого пристрою T_{AC} .

4 РЕЗУЛЬТАТИ

1. Кількісна оцінка точності СС у вигляді векторів похибок (10), (11).

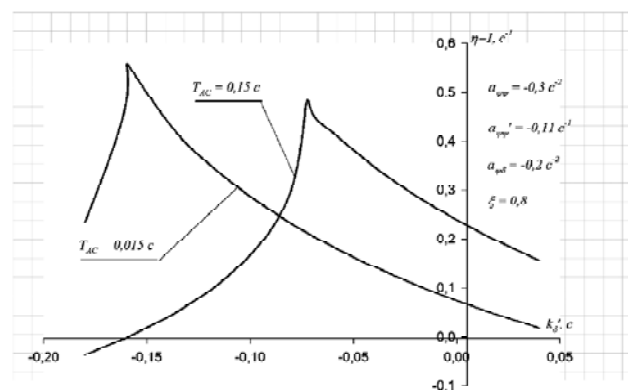


Рисунок 1.

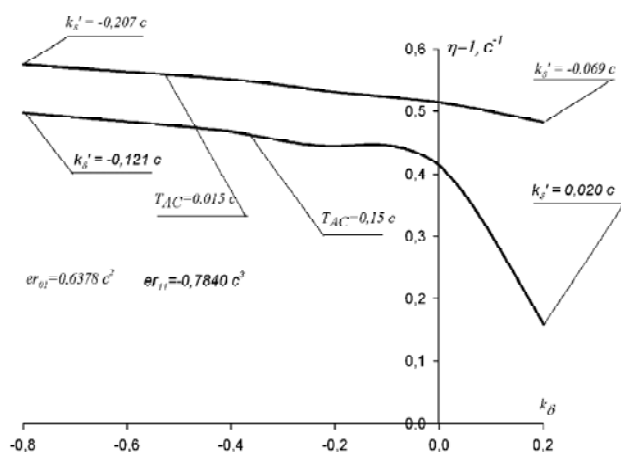


Рисунок 2.

2. Системи рівнянь (12), (14) та співвідношення (13) для визначення трьох коефіцієнтів закону регулювання при заданих значеннях трьох координат векторів похибок.

3. Необхідні для розрахунку запасу стійкості СС коефіцієнти ХП (15), виражені через параметри РКП та коефіцієнти закону регулювання.

4. Приклади залежності запасу стійкості від коефіцієнта закону регулювання при кутовій швидкості рульового органу (рис. 1) та від вибору точки на прямій (13) постійного значення координат векторів похибок er_{01} , er_{11} (рис. 2).

5. Рівняння (16) для визначення одного із коефіцієнтів закону регулювання при кутовій швидкості, коли задані значення координат векторів похибок er_{01} , er_{11} при фіксованій точці на прямій (13) їх постійного значення.

5 ОБГОВОРЕННЯ

Геометричні, масово-інерційні, траєкторні та інші параметри ракети кінцевими виразами перераховуються в коефіцієнти $a_{\psi\psi}$, $a'_{\psi\psi}$, $a_{\psi\delta}$ ОУ, під яким мається на увазі обертальний рух у площині ризику. До основних динамічних характеристик АС, що традиційно входять до ОУ, відносяться постійна часу T_{AC} та коефіцієнт демпфування ξ . В околі вибраної точки траєкторії відомі оцінки збурювальних прискорень, спираючись на які і задану точність стабілізації кутового положення ракети, по отриманим у роботі кінцевим аналітичним співвідношенням, до яких входять п'ять названих параметрів ОУ, можна на початковому етапі розробки системи управління визначити коефіцієнти закону регулювання при кутах повороту ракети та рульового органу і один із коефіцієнтів при кутовій швидкості (ракети чи рульового органу). Варіація одного із коефіцієнтів при кутовій швидкості у законі регулювання дає можливість збільшити запас стійкості на площині коренів характеристичного поліному СС.

Окремого дослідження вимагає питання встановлення зв'язку між коефіцієнтами закону регулювання і вимогами до обмеження зверху потужності автомату стабілізації.

ВИСНОВКИ

1. Отримані оцінки точності компенсації лінійного збурювального прискорення системою стабілізації плоского обертального руху ракети у вигляді нескладних аналітичних залежностей векторів похибок від її параметрів і коефіцієнтів закону регулювання.

2. Встановлено, що із шести ненульових координат векторів незалежними є тільки три. Це дає можливість вибирати один із коефіцієнтів закону регулювання при кутовій швидкості ракети або рульового органу без зміни показників точності виходячи із критерію найбільшого запасу стійкості на площині коренів характеристичного поліному.

3. Між коефіцієнтами закону регулювання при кутах повороту ракети і рульового органу при постійних значеннях двох координат векторів похибок має місце прямолінійна залежність, вибір точки на якій за критерієм запасу стійкості визначає коефіцієнти закону регулювання при кутових швидкостях ракети і рульового органу, а також значення третьої із незалежних координат векторів похибок.

Результати роботи можуть бути використані для прийняття технічних рішень при проектуванні системи управління обертальним рухом ракети.

ПОДЯКИ

Робота виконана в рамках держбюджетної науково-дослідної теми № ФТФ-30-13 Дніпропетровського національного університету ім. О. Гончара «Методичне забезпечення систем керування і зв'язку. Моделювання і оптимізація складних процесів і систем», № держ. реєстрації 0114 U000189.

Автор висловлює подяку колективу філіалу кафедри систем автоматизованого управління у державному конструкторському бюро «Південне» за підтримку при виконанні роботи.

СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ

1. Динамическое проектирование ракет. Задачи динамики ракет и космических ступеней : монография / [Игдалов И. М., Кучма Л. Д., Поляков Н. В., Шептун Ю. Д. ; под. ред. акад. С. Н. Конюхова. – Д. : Изд-во Днепропетр. нац. ун-та, 2010. – 264 с.
2. Красовский А. А. Аналитическое конструирование контуров управления летательными аппаратами / А. А. Красовский. – М. : Машиностроение, 1969. – 240 с.
3. Айзенберг Я. Е. Проектирование систем стабилизации носителей космических аппаратов / Я. Е. Айзенберг, В. Г. Сухолюбский. – М. : Машиностроение, 1986. – 224 с.
4. Колесников К. С. Динамика ракет / К. С. Колесников. – М. : Машиностроение, 1980. – 376 с.
5. Кузовков Н. Т. Системы стабилизации летательных аппаратов (баллистических и зенитных ракет) / Н. Т. Кузовков. – М. : Высш. шк., 1976. – 364 с.
6. Авдеев В. В. Коэффициенты ошибок стабилизации вращательного движения ракеты / В. В. Авдеев // Техническая механика. – 2014. – № 3. – С. 71–78.
7. Динамика систем управления ракет с бортовыми цифровыми вычислительными машинами / под ред. М. С. Хитрика и С. М. Федорова. – М. : Машиностроение, 1976. – 272 с.
8. Управление по углам атаки и скольжения первых ступеней РН / [Айзенберг Я. Е., Златкин Ю. М., Калногуз А. Н. и др.] // Космична наука і технологія. – 2002. – Т. 8, № 1. – С. 61–80.
9. Авдеев В. В. Влияние закона управления и постоянной времени регулятора на запас устойчивости системы стабилизации вращательного движения ракет [Электронный ресурс] / В. В. Авдеев // Сб. докл. научной конф. «Информационные технологии в управлении сложными системами» (июнь 2013 г.). – С. 1–3. ISBN 978-966-02-6863-0.4.01
10. Справочник по теории автоматического управления / под ред. А. А. Красовского. – М. : Наука, 1987. – 712 с.

Стаття надійшла до редакції 22.01.2016.

Після доробки 10.02.2016.

Авдеев В. В.

Д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры систем автоматизированного управления Днепропетровского национального университета им. О. Гончара, Днепропетровск, Украина

ТОЧНОСТЬ И ЗАПАС УСТОЙЧИВОСТИ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ РАКЕТЫ

Разработана методика получения оценок показателей точности компенсации возмущающего ускорения с использованием линейной стационарной в окрестности определенной точки траектории модели плоского вращательного движения ракеты космического назначения с учетом инерции исполнительного устройства. Количественно они определяются двумя векторами ошибок, координаты которых выражаются несложными аналитическими зависимостями от коэффициентов уравнений движения и закона регулирования.

Цель исследования в установлении связи между координатами векторов ошибок и запасом устойчивости системы на плоскости корней характеристического полинома, что даст возможность обоснованного выбора коэффициентов закона регулирования на начальном этапе разработки системы управления.

Впервые с учетом специфики ракеты космического назначения разработана методика установления связи между координатами векторов ошибок при действии линейного возмущающего ускорения, коэффициентами закона регулирования, в который входят четыре координаты вектора состояния, и запасом устойчивости системы стабилизации вращательного движения на плоскости корней характеристического полинома.

Определены три независимых координаты векторов ошибок, что дает возможность вариации коэффициента закона регулирования при угловой скорости ракеты или рулевого органа исходя из критерия наибольшего запаса устойчивости без изменения показателей точности.

Результаты работы могут быть использованы для принятия технических решений при проектировании системы управления вращательным движением ракеты.

Ключевые слова: ошибки стабилизации, запас устойчивости, закон регулирования.

Avdejev V. V.

Dr. Sc., Professor, Professor of Department of Automated Control of O. Gontchar Dnipropetrovsk National University, Ukraine

ACCURACY AND STABILITY FACTOR OF A ROCKET ROTATION STABILIZATION SYSTEM

Methodology of receipt of the exactness indexes estimations by equalization of a disturbing acceleration is worked out with the use of the linear model of a cosmic rocket rotation stationary in region of the determined trajectory point with taking in account of an actuating device inertia. In terms of quantity they are determined by two vectors of errors the coordinates of that are expressed by simple analytical dependences on coefficients of the motion equations and the law of control.

The purpose of the research is to establish a connection between the coordinates of vectors of errors and the system's stability factor on the plane of roots of characteristic polynomial, that will give a possibility of grounded choice of coefficients of a control law while the initial stage of the control system project development.

For the first time, taking in account the cosmic rocket specificity, methodology for establishing of connection between coordinates of error vectors by linear disturbing acceleration, control law coefficients, which include four coordinates of the state vector, and stability factor of stabilizing system of the rotation motion on the plane of a characteristic polynomial roots was developed.

We determined three independent coordinates of error vectors, which allows variation coefficient of a control law at the angular velocity of a rocket or a steering body on the basis of the criterion of the largest stability factor without changing the parameters of accuracy.

The results of the work can be used by the technical decision-making while designing the rocket control system of rotational motion.

Keywords: stabilization errors, stability factor, control law.

REFERENCES

1. Igdalov I. M. Kutchma L. D., Poljakov N. V., Sheptun Ju. D.; pod red. akad. S. N. Konjuchova Dinamitcheskoje proektirovanie raket. Zadatchi dinamiki raket i kosmitcheskych stupeney: monographia. D. Izd-vo Dnjepropetr. naz. un-ta, 2010, 264 p.
2. Krasovsky A. A. Analititcheskoje konstruirovanie konturov upravlenija letatelnyimi apparatami. Moscow, Mashinostrojenie, 1969, 240 p.
3. Ajzenberg J. E., Suchorebry V. G. Proektirovanie system stabilizazii nositelej kosmitcheskych apparatov. Moscow, Mashinostrojenie, 1986, 224 p.
4. Kolesnikov K. S. Dinamika raket. Moscow, Mashinostrojenie, 1980, 376 p.
5. Kuzovkov N. T. Systemy stabilizazii letatelnych apparatov (ballistitcheskych i zenitnych raket). Moscow, Vysshaja shk., 1976, 364 p.
6. Avdejev V. V. Koeffizienty oshibok stabilizazii vrashtchatelnogo dvizgenia raket, *Technicheskaja mehanika*, 2014, No. 3, pp. 71–78.
7. Dynamika system upravlenija raket s bortovymi zifrovimi vytschislitelnyimi mashinami, Pod red. M. S. Chitrika i S. M. Fedorova. Moscow, Mashinostrojenie, 1976, 272 p.
8. Ajzenberg J. E., Zlatkin Ju. M., Kalnoguz A. N., Batajev V. A., Kuzmin A. I. Upravlenije po uglam ataki i skolzgenija pervych stupeney RN, *Kosmitchna nauka i tehnologija*, 2002, Vol. 8, No. 1, pp. 61–80.
9. Avdejev V. V. Vlijanie zakona upravlenija i postojannoj vremeni regulatora na zapas ustojtchivosti systemy stabilizazii vrashtchatelnogo dvizgenia raket [Electron resource], *Sb. dokl. nautchnoj konf. 'Informatsionnye tehnologii v upravleniji slozgnymi sistemami' (June 2013)*. pp. 1–3. ISBN 978-966-02-6863-0. 4.01.
10. Spravotchnik po teorii avtomatitcheskogo upravlenija, Pod red. A. A. Krasovskogo. Moscow, Nauka, 1987, 712 p.