УДК 629.764

В. В. АВДЄЄВ

Дніпропетровський національний університет ім. Олеся Гончара, Україна

КРИТЕРІЙ ЯКОСТІ ПЕРЕХІДНОГО ПРОЦЕСУ І ПОКАЗНИКИ ТОЧНОСТІ СИСТЕМИ СТАБІЛІЗАЦІЇ РАКЕТИ

Для випадку плоского обертального руху отримано рівняння, які встановлюють зв'язок між коефіцієнтами критерію, законом регулювання, координатами векторів похибок і роботою інерційного виконавчого пристрою протягом перехідного процесу компенсації постійного збурювального прискорення. На відміну від традиційного виду закону регулювання, в ньому враховано всі координати вектору стану відповідно до прийнятої моделі, що позитивно впливає на запас стійкості і точність стабілізації. Отримані результати дають можливість визначати коефіцієнти закону регулювання виходячи з того, які показники системи прийнято пріоритетними.

Ключові слова: *перехідний процес, закон регулювання, точність, робота виконавчого пристрою.*

Підтримання заданого обертального руху ракети космічного призначення (РКП) входить до основних задач системи управління. Специфіка РКП як об’єкта управління полягає в широкому протягом польоту діапазоні масово-інерційних характеристик, швидкостей і висоти, а також в наявності коливальних ланок, обумовлених кінцевою жорсткістю корпусу і рухом вільної поверхні компонентів палива [1, 2]. Розроблені різного рівня складності математичні моделі, для оцінки запасу стійкості – методи використання кореневого годографа, передатних функцій і частотних характеристик [3, 4]. Для системи стабілізації РКП проблема стійкості є домінуючою, при цьому задача розробки інженерних методів розрахунку ймовірності стійкості вимагає пошуку компромісного рішення між простотою розрахункової моделі і точністю отриманого результату [5]. Проведене дослідження впливу на запас стійкості і статичну похибку введення в закон регулювання доданків, пропорційних кутовому прискоренню [6]. Відомо, що вимоги до стійкості і точності компенсації зовнішніх збурень суперечливі, тим більше це має місце для об’єкту управління, яким є обертальний рух РКП. Для випадку стаціонарної лінійної моделі плоского обертального руху встановлений зв'язок між координатами векторів похибок, які характеризують точність компенсації зовнішніх збурень після закінчення перехідного процесу, і запасом стійкості системи на площині коренів характеристичного поліному [7].

Якість перехідного процесу, від якої залежать енергетичні витрати особливо на атмосферній ділянці траєкторії, кількісно прийнято характеризувати критерієм у вигляді інтегралу від квадратів змінних стану та їх добутків. Визначення коефіцієнтів закону регулювання виходячи із моделі об’єкту управління і коефіцієнтів критерію входить до основних задач, які розв’язуються методом аналітичного конструювання регуляторів [8]. Для випадку моделі плоского обертального руху ракети чи космічного апарату, де не береться до уваги інерція виконавчого пристрою і коливальні ланки, отримані кінцеві співвідношення між коефіцієнтами критерія якості перехідного процесу при компенсації лінійного у часі збурювального прискорення, запасом стійкості, кількісними характеристиками точності системи стабілізації і вимогами до потужності виконавчого пристрою [9]. Виходячи з критерію енергетичних витрат обґрунтовано рекомендації щодо побудови виконавчого пристрою системи керування кутовим положенням ракети шляхом зміни напряму вектору сили тяги маршового двигуна [10]. Для різних рівнів складності математичної моделі шляхом аналізу кореневих годографів і чисельного інтегрування рівнянь руху показано, що найменші витрати енергії на відпрацювання збурень мають місце при аперіодичних перехідних процесах.

До основних задач на початковому етапі розробки системи стабілізації відноситься визначення закону регулювання, яке проводиться з урахуванням, як правило, суперечливих вимог до необхідного запасу стійкості, заданої точності компенсації зовнішніх збурень і якості перехідного процесу.

В статті **ставиться задача** встановлення зв’язку між коефіцієнтами критерію якості перехідного процесу в системі стабілізації обертального руху ракети, показниками точності і приведеною роботою інерційного виконавчого пристрою при компенсації одиничного збурення.

Отримані результати можуть бути використані для прийняття обгрунтованого компромісного рішення між показниками точності, запасом стійкості і вимогами до динамічних характеристик виконавчого пристрою.

1. Рівняння обертального руху

Рух РКП у площині рискання, який у першому наближенні є незалежним від руху в площині тангажа чи крену, в даній роботі приймається за об'єкт управління (ОУ). Із врахуванням інерції виконавчого пристрою модель ОУ в околі певної точки траєкторії з використанням методу заморожених коефіцієнтів [2] описується рівнянням:

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

де координатами вектору $\mathbf{x}$ є: ψ – кут рискання,

$\dot{\psi}$ – кутова швидкість;

δ – кут повороту руля курсу;

$\dot{\delta}$ – кутова швидкість;

тобто $\mathbf{x}^{\mathbf{T}} = \left[\psi \;\; \dot{\psi} \;\; \delta \;\; \dot{\delta}\right]$.

На вхід ОУ діє управління u, залежність якого від координат вектору $\mathbf{x}$ називають законом регулювання, і збурювальне обертальне прискорення m, основні складові якого це відхилення конструкції РКП від геометричної і масової симетрії та боковий вітер на атмосферній ділянці польоту. Елементами матриці $\mathbf{a}$ є традиційні [2] коефіцієнти збуреного обертального руху $a_{\psi\psi}, a'_{\psi\psi}, a_{\psi\delta}$, які залежать від масово-інерційних характеристик РКП і точки траєкторії, постійна часу T_{AC} виконавчого пристрою – автомату стабілізації (АС) і коефіцієнт демпфування ξ:

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

$$\mu = \frac{1}{T_{Ac}^{2}}\,. \qquad (2)$$

Збурення m (1) впливає тільки на кут рискання ψ та його похідні, а управління u – на кут повороту руля δ і його похідні, тому 4×1 – матриці $\mathbf{b}$ і $\mathbf{c}$ такі:

$$\mathbf{b}^{\mathbf{T}} = [0\;0\;0\;\mu];$$

$$\mathbf{c}^{\mathbf{T}} = [0\;1\;0\;0]\,. \qquad (3)$$

Закон регулювання $u(\psi, \dot{\psi}, \delta, \dot{\delta})$ можна визначити виходячи із заданої точності – через призначені величини коефіцієнтів помилок [7], запасу стійкості або методом аналітичного конструювання регуляторів – шляхом мінімізації критерію якості перехідного процесу [8].

Цей критерій в околі певного моменту часу t прийнятий у вигляді:

$$J = 0{,}5\int\limits_{t}^{t+T_p} \mathbf{x}^{\mathbf{T}}(\theta)\cdot\boldsymbol{\beta}\cdot\mathbf{x}(\theta)\cdot d\theta + {}$$

$$+\,0{,}5\cdot\int\limits_{t}^{t+T_p} u^{T}(\theta)\cdot k^{-1}\cdot u(\theta)\cdot d\theta\,, \qquad (4)$$

де T_p – тривалість перехідного процесу;

$\boldsymbol{\beta}$ – матриця коефіцієнтів;

k – коефіцієнт в каналі управління u.

При умові повної керованості ОУ (1) оптимальне в смислі мінімуму критерію J (4) управління

$$u = -k\cdot\mathbf{b}^{\mathbf{T}}\cdot\mathbf{S}\cdot\mathbf{x}\,, \qquad (5)$$

де $\mathbf{S}$ – 4×4 симетрична матриця, яка визначається шляхом розв'язку матричного диференційного рівняння Ріккаті

$$\dot{\mathbf{S}} + \mathbf{S}\cdot\mathbf{a} + \mathbf{a}^{\mathbf{T}}\cdot\mathbf{S} - \mathbf{S}\cdot\mathbf{b}\cdot k\cdot\mathbf{b}^{\mathbf{T}}\cdot\mathbf{S} = -\boldsymbol{\beta} \qquad (6)$$

з умовою $\mathbf{S}(T_p) = 0$.

Рівняння (6) інтегрується у зворотному часі з початковою умовою $\mathbf{S}(0) = 0$, його розв'язок – $\mathbf{S}(T_p)$ є матрицею, що входить в оптимальне управління (5) [11].

У зворотному часі рівняння (6) записується так:

$$\dot{\mathbf{S}} - \mathbf{S}\cdot\mathbf{a} - \mathbf{a}^{\mathbf{T}}\cdot\mathbf{S} + \mathbf{S}\cdot\mathbf{b}\cdot k\cdot\mathbf{b}^{\mathbf{T}}\cdot\mathbf{S} = \boldsymbol{\beta}\,. \qquad (7)$$

Спираючись на (2, 3, 7) і беручи до уваги симетричність матриці $\mathbf{S}$, для розрахунку чисельним методом тих елементів цієї матриці (четвертий рядок), через які визначається оптимальне управління (5), необхідно перейти до системи із 10 нелінійних диференційних рівнянь.

Для їх чисельного розв'язку, наприклад методом Адамса, елементам матриці $\mathbf{S}$, які знаходяться на основній діагоналі і справа від неї, ставляться у відповідність координати вектору $\mathbf{y}$ згідно табл. 1.

Таблиця 1

Розподіл елементів матриці $\mathbf{S}$ у векторі $\mathbf{y}$

S_{11}	S_{12}	S_{13}	S_{14}	S_{22}	S_{23}	S_{24}	S_{33}	S_{34}	S_{44}
y_0	y_1	y_2	y_3	y_4	y_5	y_6	y_7	y_8	y_9

У скалярному вигляді система (7) така:

$$\dot{y}_0 = \beta_{11} + 2y_1 a_{\psi\psi} - k(\mu y_3)^2;$$

$$\dot{y}_1 = \beta_{12} + y_0 + y_1 a'_{\psi\psi} + y_4 a_{\psi\psi} - k\mu^2 y_3 y_6;$$

$$\dot{y}_2 = \beta_{13} + y_1 a_{\psi\delta} - \mu y_3 + y_5 a_{\psi\psi} - k\mu^2 y_3 y_8;$$

$$\dot{y}_3 = \beta_{14} + y_2 - \xi\mu T_{AC} y_3 + y_6 a_{\psi\psi} - k\mu^2 y_3 y_9;$$

$$\dot{y}_4 = \beta_{22} + 2(y_1 + y_4 a'_{\psi\psi}) - k(\mu y_6)^2;$$

$$\dot{y}_5 = \beta_{23} + y_4 a_{\psi\delta} - \mu y_6 + y_2 + y_5 a'_{\psi\psi} - k\mu^2 y_6 y_8;$$

$$\dot{y}_6 = \beta_{24} + y_5 - \xi\mu T_{AC} y_6 + y_3 + y_6 a'_{\psi\psi} - k\mu^2 y_6 y_9;$$

$$\dot{y}_7 = \beta_{33} + 2(y_5 a_{\psi\delta} - \mu y_8) - k(\mu y_8)^2;$$

$$\dot{y}_8 = \beta_{34} + y_7 - \xi\mu T_{AC} y_8 + y_6 a_{\psi\delta} - \mu y_9 - k\mu^2 y_8 y_9;$$

$$\dot{y}_9 = \beta_{44} + 2(y_8 - \xi\mu T_{AC} y_9) - k(\mu y_9)^2.$$

Розв'язок цієї системи для різних варіантів параметрів ОУ (2, 3) наближається до усталених значень з похибкою до 10% в інтервалі часу, який не перевищує 5 с.

Таким чином рівняння (7) дають можливість чисельним шляхом встановити зв'язок коефіцієнтів критерію J (4) якості перехідного процесу і закону регулювання (5), який традиційно [2] прийнято записувати у вигляді суми доданків з координатами вектору стану $\mathbf{x}$:

$$u = k_\psi \cdot \psi + k'_\psi \cdot \dot{\psi} + k_\delta \cdot \delta + k'_\delta \cdot \dot{\delta}. \qquad (8)$$

Співставлення розв'язку рівнянь (7) і (8) встановлює залежність коефіцієнтів закону регулювання від елементів матриці $\mathbf{S}$:

$$k_\psi = -k \cdot \mu \cdot \mathbf{S}_{14};$$

$$k'_\psi = -k \cdot \mu \cdot \mathbf{S}_{24};$$

$$k_\delta = -k \cdot \mu \cdot \mathbf{S}_{34};$$

$$k'_\delta = -k \cdot \mu \cdot \mathbf{S}_{44}. \qquad (9)$$

Наявність коефіцієнтів (9) закону регулювання (8), які залежать від параметрів ОУ (2, 3) і вибору елементів матриці $\boldsymbol{\beta}$, дає можливість визначити всі складові математичної моделі системи стабілізації (СС), необхідні для розрахунку запасу стійкості і векторів коефіцієнтів похибок при компенсації збурювального прискорення, які кількісно характеризують точність СС.

В околі певної точки траєкторії з використанням методу заморожених коефіцієнтів [2] відповідно до (1 – 3, 8, 9) СС обертального руху РКП у площині рискання може бути описана системою із чотирьох диференційних рівнянь:

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

$$\mathbf{a}^* = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 \\ a_{\psi\psi} & a'_{\psi\psi} & a_{\psi\delta} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ \mu \cdot k_\psi & \mu \cdot k'_\psi & \mu \cdot (k_\delta - 1) & \mu \cdot v \end{bmatrix}, \qquad (10)$$

де $v = k'_\delta - \xi \cdot T_{AC}$.

Спираючись на (10) можна визначити перше наближення таких динамічних характеристик як запас стійкості на площині двох вибраних коефіцієнтів закону регулювання, на площині частотної характеристики розімкненої СС [4] чи на площині коренів характеристичного поліному (рис. 1) і коефіцієнти помилок (рис. 2), від яких залежить точність компенсації збурювального прискорення m.

Приклади залежності показників СС від елементів матриці $\boldsymbol{\beta}$ наведено для даних табл. 2.

Таблиця 2

Дані для розрахунку функцій на рис. 1-3

$a_{\psi\psi}$	$a_{\psi\delta}$	$a_{\psi\psi}'$	ζ	T_{AC}	k	β_{33}	β_{44}	β_{ij}
c^{-2}		c^{-1}	-	c		c^{-1}	c	$i \neq j$
-0,3	-0,2	-0,11	0,8	0,15	1	0	0	0

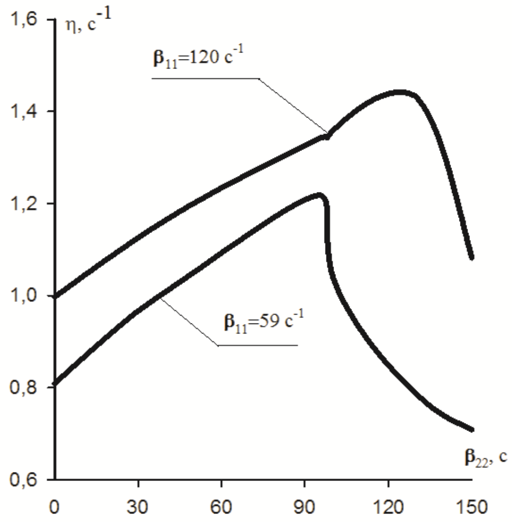

Рис. 1. Степінь стійкості на площині коренів характеристичного поліному

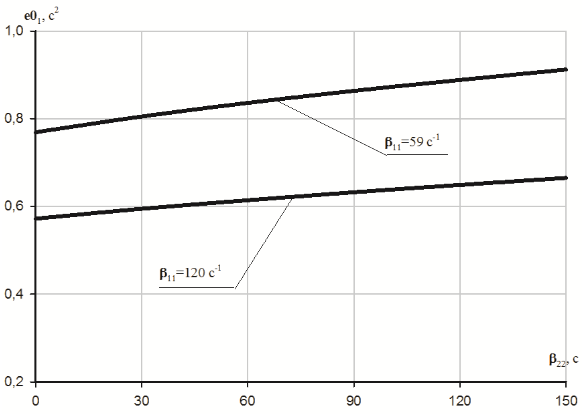

Рис. 2. Коефіцієнт статичної похибки

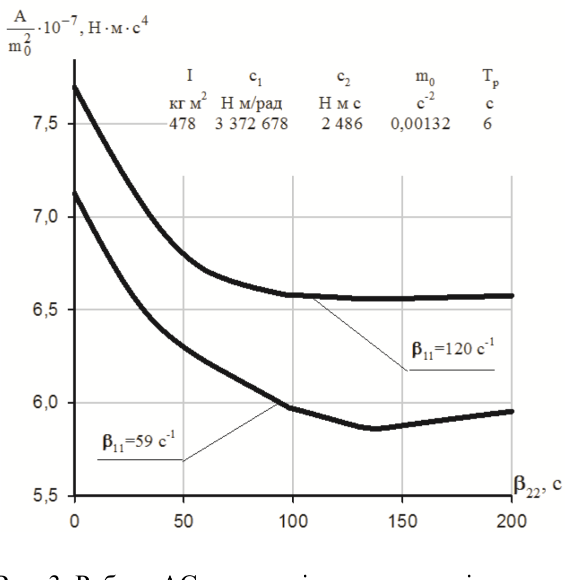

Рис. 3. Робота АС на перехідному процесі компенсації одиничного збурювального прискорення

2. Вплив показників точності на закон регулювання

Як і в роботі [7], точність компенсації збурювального обертального прискорення m, що входить в (10), кількісно може бути визначена координатами векторів коефіцієнтів помилок

$$\mathbf{e0} = \frac{1}{\Delta}\begin{bmatrix} 1-k_\delta \\ 0 \\ k_\psi \\ 0 \end{bmatrix}; \Delta = a_{\psi\psi}(k_\delta - 1) - k_\psi a_{\psi\delta};$$

$$\mathbf{e1} = \frac{1}{\Delta}\begin{bmatrix} \frac{1}{\Delta}[a'_{\psi\psi}\cdot(k_\delta-1)^2 - a_{\psi\delta}\cdot(k'_\psi\cdot(k_\delta-1) + \\ +k_\psi\cdot(k'_\delta - \xi\cdot T_{AC}))] \\ 1-k_\delta \\ \frac{1}{\Delta}[(1-k_\delta)\cdot(a'_{\psi\psi}\cdot k_\psi - a_{\psi\psi}\cdot k'_\psi) - \\ -a_{\psi\psi}\cdot k_\psi\cdot(k'_\delta - \xi\cdot T_{AC})] \\ k_\psi \end{bmatrix}. \quad (11)$$

Вектори (11) визначають похибку компенсації збурення у вигляді

$$m = m_0 + \dot{m}_0 \cdot t$$

після закінчення перехідного процесу:

$$\mathbf{x}(t) = \mathbf{e0}\cdot(m_0 + \dot{m}_0\cdot t) + \mathbf{e1}\cdot\dot{m}_0,\ t > T_p, \quad (12)$$

де $m_0, \dot{m}_0$ - постійні складові збурення і його швидкості.

Коли значення координат вектора (12) є пріоритетною вимогою до СС, то, на відміну від розділу 1, коефіцієнти закону регулювання (8) розраховуються виходячи із заданих величин координат цих векторів:

$$\begin{bmatrix} k_\psi \\ k'_\psi \end{bmatrix} = \mathbf{mk}^{-1}\cdot\mathbf{f};$$

$$\mathbf{mk} = g_1\cdot\begin{bmatrix} \mathbf{e1}_1\cdot g_2^2 & -a_{\psi\delta} \\ \mathbf{e1}_3\cdot g_2^2 - g_1\cdot a'_{\psi\psi} & a_{\psi\psi} \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{f} = \begin{bmatrix} a_{\psi\delta}\cdot\nu - a'_{\psi\psi}\cdot g_1 \\ -a_{\psi\psi}\cdot\nu \end{bmatrix}. \quad (13)$$

В (13) позначено:

$$g_1 = \frac{\mathbf{e0}_1 \cdot |a_{\psi\delta}|}{1 + \mathbf{e0}_1 \cdot a_{\psi\psi}};$$

$$g_2 = |a_{\psi\delta}| - a_{\psi\psi} \cdot g_1.$$

Співвідношення (11) дає коефіцієнт

$$k_\delta = 1 - g_1 \cdot k_\psi . \qquad (14)$$

Таким чином із (13, 14) знаходяться три із чотирьох коефіцієнтів закону регулювання. Із шести ненульових координат векторів (11) незалежними між собою є тільки $\mathbf{e0}_1, \mathbf{e0}_3, \mathbf{e1}_1$. Вибором коефіцієнта k'_δ шляхом ітерацій, при яких k_δ і k_ψ не змінюються, можна збільшити запас стійкості на площині коренів характеристичного поліному СС.

3. Робота АС при постійному збуренні

Цей показник пропорційний втратам енергії на перехідному процесі компенсації збурень і може бути ще одним критерієм його якості. Перше наближення моделі повороту руля приймається у вигляді ланки другого порядку:

$$I \cdot \ddot{\delta} + c_2 \cdot \dot{\delta} + c_1 \cdot \delta = M . \qquad (15)$$

В цьому рівнянні:

I – приведений до осі обертання на кут δ момент інерції поворотного пристрою;

c_1 – жорсткість його конструкції;

c_2 – коефіцієнт демпфування;

M – обертальний момент, який створює АС при повороті руля.

Робота АС протягом перехідного процесу тривалістю T_p

$$A = \int_0^{T_p} \left| M(t) \cdot \dot{\delta}(t) \right| \cdot dt . \qquad (16)$$

Функції, що входять в (15, 16), визначаються шляхом розв’язку рівнянь СС (10), який може бути отриманий в аналітичному вигляді.

Якщо пріоритетним показником СС є точність компенсації зовнішніх збурень, то необхідності в розв’язку рівняння Ріккаті (7) немає, при цьому розрахунок показника (16) проводиться спираючись на задані три незалежні координати векторів помилок (11), відповідні значення чотирьох коефіцієнтів закону регулювання, лінійні складові збурювального прискорення m та елементи матриці $\mathbf{a}$ (2).

Коли коефіцієнти закону регулювання визначаються виходячи із прийнятих значень елементів матриці $\boldsymbol{\beta}$ у критерії (4) якості перехідного процесу, тобто методом аналітичного конструювання регуляторів [8], то проводиться розв’язок матричного рівняння (7), яке еквівалентно системі із 10 нелінійних диференційних рівнянь першого порядку. Недоліком цього методу є довільний вибір елементів матриці $\boldsymbol{\beta}$. Очевидно з погляду мінімізації витрат енергії на перехідних процесах переважне значення мають діагональні елементи цієї матриці, при цьому, коли пріоритетною вимогою до СС є зменшення рівня вимог до потужності АС, то для оптимізації перехідного процесу в ОУ (1) слід встановлювати більші значення елементів матриці $\boldsymbol{\beta}_{22}$ і $\boldsymbol{\beta}_{44}$, які в критерії J (4) є множниками при квадратах кутових швидкостей рискання і рульового органу; тоді як пріоритетною вимогою є зменшення кутів відхилень РКП від програмних величин і умовних кутів повороту рульового органу, встановлюються більші значення елементів $\boldsymbol{\beta}_{11}$ і $\boldsymbol{\beta}_{33}$, які в критерії якості перехідного процесу є множниками при квадратах названих кутів (ψ, δ).

Для прикладу постійного збурювального прискорення ($m = m_0$) і нульових початкових значень координат вектору стану $\mathbf{x}$ приведена до одиниці квадрату збурювального прискорення m_0 робота виконавчого пристрою СС плоского обертального руху першого ступеня ракети «Мінітмен», має мінімум при певному значенні коефіцієнта $\boldsymbol{\beta}_{22}$ критерію (4) і пропорційна коефіцієнту $\boldsymbol{\beta}_{11}$ (див. рис. 3).

Висновки

1. Для системи стабілізації плоского обертального руху ракети із врахуванням інерції виконавчого пристрою розроблено послідовність встановлення зв'язку між показниками точності і коефіцієнтами якості перехідного процесу. Основні кроки такі: розв’язок 10 нелінійних диференціальних рівнянь Ріккаті, в результаті якого знаходяться чотири коефіцієнти (9) закону регулювання (8), і розрахунок векторів помилок (11) при дії лінійного збурювального прискорення.

2. Кількісною характеристикою якості перехідного процесу, крім критерію (4), може бути робота виконавчого пристрою (16) при компенсації постійного збурювального прискорення.

Матеріали статті можуть бути використані для обґрунтування вибору коефіцієнтів закону регулювання виходячи з різних пріоритетних критеріїв.

Наступний етап роботи – врахування в математичній моделі збуреного руху центру мас.

Література

1. Колесников, К. С. Динамика ракет [Текст] / К. С. Колесников. – М. : Машиностроение, 1980. – 376 с.

2. Динамическое проектирование ракет. Задачи динамики ракет и космических ступеней [Текст] : монография / И. М. Игдалов, Л. Д. Кучма, Н. В. Поляков, Ю. Д. Шептун ; под. ред. акад. С. Н. Конюхова. – Д. : Изд-во Днепропетр. нац. ун-та, 2010. – 264 с.

3. Кузовков, Н. Т. Системы стабилизации летательных аппаратов (баллистических и зенитных ракет) [Текст] / Н. Т. Кузовков. – М. : Высш. шк., 1976. – 364 с.

4 Авдеев, В. В. Запас устойчивости системы стабилизации вращательного движения ракеты [Текст] / В. В. Авдеев // Техническая механика. – 2016. – № 4. – С. 62 – 69.

5. Айзенберг, Я. Е. Проектирование систем стабилизации носителей [Текст] / Я. Е. Айзенберг, В. Г. Сухоребрий. – М. : Машиностроение, 1986. – 224 с.

6. Авдеев, В. В. Коэффициенты ошибок стабилизации вращательного движения ракеты [Текст] / В. В. Авдеев // Техническая механика. – 2014. – № 3. – С. 71 – 78.

7. Авдєєв, В. В. Точність і запас стійкості системи стабілізації обертального руху ракети [Текст] / В. В. Авдєєв / Радіоелектроніка, інформатика, управління. – 2016. – № 3. – С. 93 – 98.

8. Красовский, А. А. Аналитическое конструирование контуров управления летательными аппаратами [Текст] / А. А. Красовский. – М. : Машиностроение, 1969. – 240 с.

9. Avdeyev, V. Transient process at satellite angular position stabilization [Text] / V. Avdeyev, V. Kaptsova // Theses of 5th intern. conf. “Space technologies: present and future”, Dnepropetrovsk, May 2015. – P. 102.

10. Шептун, Ю. Д. Аналіз витрат енергії на керування космічним ступенем ракети [Текст] / Ю. Д. Шептун, Т. О. Коваленко // Вісник ДНУ, № 4, т. 24. Серія «Ракетно-космічна техніка». – 2016. – Вип. 19. – С. 145 – 157.

11. Справочник по теории автоматического управления [Текст] / под ред. А. А. Красовского. – М. : Наука, 1987. – 712 с.

References

1. Kolesnikov, K. S. *Dinamika raket* [Missile Dynamics]. Mokow, Mashinostrojenie Publ., 1980, 376 p.

2. Igdalov I. M., Kutchma, L. D., Poljakov, N. V., Sheptun, Ju. D. *Dinamitcheskoje proektirovanie raket. Zadatchi dinamiki raket i kosmitcheskych stupenej* [Dynamic design rockets. The objectives of the dynamics of rockets and space stages]. Dnepr, Izd-vo Dnjepropetr. naz. un-ta Publ., 2010. 264 p.

3. Kuzovkov, N. T. *Systemy stabilizazii letatelnych apparatov (ballistitcheskych i zenitnych raket)* [Systems of aircraft stabilization (ballistic and anti-aircraft missiles)]. Moskow, Vysshaja shk. Publ., 1976. 364 p.

4. Avdejev, V. V. Zapas ustoitchivosti systemy stabilizazii vrashtchatelnogo dvizgenia rakety [Margin of stability of the rotational motion of the rocket stabilization systems]. *Technitcheskaja mechanika*, no. 4, 2016, pp. 62 – 69.

5. Ajzenberg, J. E., Suchorebry, V. G. Proektirovanie system stabilizazii nositelej kosmitcheskych apparatov [Designing Media stabilization systems]. Moskow, Mashinostrojenie Publ., 1986. 224 p.

6. Avdejev, V. V. Koeffizienty oshibok stabilizazii vrashtchatelnogo dvizgenia raket [Odds error rotational movement of a rocket stabilization]. *Technitcheskaja mechanika*, no. 3, 2014, pp. 71-78.

7. Avdejev, V. V. Totchnist i zapas stijcosti systemy stabilizazii obertalnogo ruchu rakety [Accuracy and stability of the stabilization reserve rotational motion missiles]. *Radioelektronika, informatyka, upravlinnja*, 2016, no. 3, pp. 93-98.

8. Krasovsky A. A. *Analititcheskoje konstruirovanie konturov upravlenija letatelnymi apparatami* [Analytical design of aircraft control loops]. Moskow, Mashinostrojenie Publ., 1969. 240 p.

9. Avdeyev V. Transient process at satellite angular position stabilization. *Proceedings of 5th intern. conf. “Space technologies: present and future”,* Dnepropetrovsk, May 2015, pp. 102.

10. Sheptun, Ju. D., Kovalenko, T.O. Analiz vytrat energii na keruvannja kosmitchnym stupenem rakety [Cost analysis of energy management level space rocket]. *Visnyk DNU, no. 4, vol. 24, Seria «Raketno-kosmitchna technika»,* 2016, vyp. 19, pp. 145-157.

11. Krasovskiy, A. A. *Spravotchnik po teorii avtomatitcheskogo upravlenija* [Guide to automatic control theory]. Moskow, Nauka Publ., 1987. 712 p.

Поступила в редакцию 23.01.2017, рассмотрена на редколлегии 15.02.2017

КРИТЕРИЙ КАЧЕСТВА ПЕРЕХОДНОГО ПРОЦЕССА И ПОКАЗАТЕЛИ ТОЧНОСТИ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ РАКЕТЫ

В. В. Авдеев

Для случая плоского вращательного движения получены уравнения, которые устанавливают связь между коэффициентами критерия, законом регулирования, координатами векторов ошибок и работой инерционного исполнительного устройства в течение переходного процесса компенсации постоянного возмущающего ускорения. В отличие от традиционного вида закона регулирования, в нем учтены все координаты вектора состояния согласно принятой модели, что положительно влияет на запас устойчивости и точность стабилизации. Полученные результаты дают возможность определять коэффициенты закона регулирования исходя из того, какие показатели системы приняты приоритетными.

Ключевые слова: переходный процесс, закон регулирования, точность, работа исполнительного устройства.

PERFORMANCE CRITERION OF A TRANSIENT PROCESS AND ACCURACY FIGURES OF A ROCKET STABILIZATION SYSTEM

V. V. Avdejev

Equations given connection between criteria coefficients, control law, coordinates vectors of errors and the work of an inertial actuating link during transient process of a constant disturbing acceleration compensation for the case of a plain rotation movement are obtained. Unlike traditional form of a control law that in article takes in account all coordinates of the state vector according to chosen model what has a positive influence on stability factor and stabilization accuracy. Obtained results give the possibility to determine control law coefficients on the assumption of taken priority system's indexes.

Key words: transient process, control law, accuracy, work of executive devices.

Авдеев Вольт Васильевич – д-р техн. наук, профессор кафедры систем автоматизированного управления, Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара, Днепр, Украина, e-mail: voltavde@i.ua.

Avdejev Volt Vasilievitch – Doctor of Technical Science, Professor of Dept. of computer-aided systems in O. Gontchar Dnipropetrovsk national university, Ukraine, Dnipro, e-mail: voltavde@i.ua.