

КЕРУВАННЯ З РЕДУКУВАННЯМ ЗБУРЮЮЧИХ ФАКТОРІВЮ. Д. Шептун¹, С. В. Спіркін²¹*Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, пр. Гагаріна, 72, м. Дніпро 49010, Україна, e-mail: udsheptun@rambler.ru*²*Державне підприємство «Виробниче об'єднання Південний машинобудівний завод імені О.М. Макарова»
вул. Криворізька, 1, м. Дніпро, 49008, Україна, e-mail: spirkin@yuzhmash.com*

Анотація. Показано, що при використанні маршового двигуна ракети в якості виконуючого пристрою системи керування, реалізується ефект автокомпенсації збурюючих факторів, завдяки чому суттєво зменшується кількість палива, яке витрачається на відпрацювання збурень параметрів руху ракети.

Ключові слова: КЕРУЄМІСТЬ, СТІЙКІСТЬ РУХУ, ВИТРАТИ ЕНЕРГІЇ, ХИТАННЯ ДВИГУНА.

Abstract. The structural and dynamic features of the space (moving outside the dense layers of the atmosphere) stages of rockets - carriers of spacecraft as control objects are analyzed. The reasons are investigated - disturbing factors that generate external forces and moments that determine the disturbed motion of space rocket stages. For space rocket stages, disturbing factors are: mass asymmetry of the stage relative to its longitudinal axis and angle of mismatch of the line of action of the thrust vector of the propulsion system of the stage with the longitudinal axis of the stage. It is shown that when using the stage control deviating in the hinge of the marching engine as the executive organs of the control system, the effect of auto-reduction of the mentioned disturbing factors arises. The consequence of the autocompensation of disturbing factors is the reduction of disturbing forces and moments that violate the programmed motion of the step in the pitch and yaw planes. Mass asymmetry and the angle of mismatch of the line of action of the thrust vector of its engine and the longitudinal axis of magnitude are constant. Therefore, a decrease in perturbing forces and moments is accompanied by a decrease in the amount of energy (fuel) spent on processing (zeroing) perturbations of the parameters of the perturbed motion of the stage. It is shown that if the thrust of a space-stage engine is 8000 kgf, the engine operating time (flight time of the stage) is 500 sec, the specific engine thrust is 330 sec, the mass asymmetry is 0.05 m, the angle of mismatch is 0.25 degrees, then fuel economy can reach 200 kgf. The studies were performed using mathematical modeling methods.

Key words: CONTROLLABILITY, FUEL, ENGINE SWING, PERTURBED.

Аннотация. Показано, что при использовании маршевого двигателя ракеты в качестве исполнительного устройства системы управления, реализуется эффект автокомпенсации возмущающих факторов, что существенно уменьшает количество топлива на ликвидацию возмущений параметров движения ракеты.

Ключевые слова: УПРАВЛЯЕМОСТЬ, ТОПЛИВО, КАЧЕНИЕ ДВИГАТЕЛЯ, ВОЗМУЩЕНИЕ.

Вступ

Політ космічних ступенів РН проходить поза щільними шарами атмосфери, тому її збурений рух формують лише збурюючі сили і моменти, обумовлені масовою асиметрією ступеня відносно поздовжньої осі і похибками виготовлення, складання, монтажу ступеня і його двигунної установки. Масова асиметрія ступеня притаманна ракетам практично завжди; є величина детермінована і вимірювана в умовах виготовлення РН. Похибки виготовлення, складання і монтажу обумовлюють перекис лінії дії вектору P тяги двигунної установки ступеня відносно поздовжньої осі ступеня; перекис – величина випадкова. Масова

асиметрія і перекис обумовлюють наявність збурюючих впливів на рух ступеня РН і необхідність додаткових витрат палива на відпрацювання збурень параметрів руху. Сучасні ракети – носії - досконалі, складні динамічні автоматичні системи, але нема підстав стверджувати, що всі можливості їх удосконалення на зараз вичерпані. Так, не враховується подвійність ролі параметра Δ - «неспівпадіння центра мас ступеня з лінією дії вектора P тяги маршового двигуна ступеня» в динаміці космічних ступенів РН. З одного боку Δ - збурюючий фактор - причина збуреного руху ступенів РН, з другого боку - фактор керування рухом ступеня, якщо керування реалізується хитанням маршового двигуна

в шарнірі. Подвійність ролі Δ - це можливість мінімувати витрати енергії (палива) на відпрацювання збурень параметрів руху ступеня РН.

Постановка задачі

Мета досліджень. Виявлення і обґрунтування напрямків удосконалення ракет – носіїв.

Методи досліджень. Аналітичний аналіз і математичне моделювання процесів управління і сталості незбуреного руху ступенів ракет – носіїв космічних апаратів.

Результати і обговорення. Результати досліджень стосуються проблеми раціонального вибору виконуючих органів (пристроїв) систем керування космічних ступенів ракет - носіїв.

Рішення задачі

Розглянемо компоновальну схему РН, за якою керування рухом космічного ступеня навколо його поздовжньої осі (за креном) реалізується двигунами малої тяги, що створюють вектор пари сил, спрямований за поздовжньою віссю ступеня, а керування за тангажем, курсом досягається відхиленням вектора P сили тяги двигуна ступеня в площинах xOy , xOz зв'язаної системи координат [1] від його поздовжньої осі на кути γ_g, γ_{ψ} відповідно.

Рис. 1, 2 містять схеми, що ілюструють дію сил і моментів сил на ступінь РН при відхиленні рівнодіючого вектора сил тяги P двигуна ступеня від поздовжньої осі ступеня.

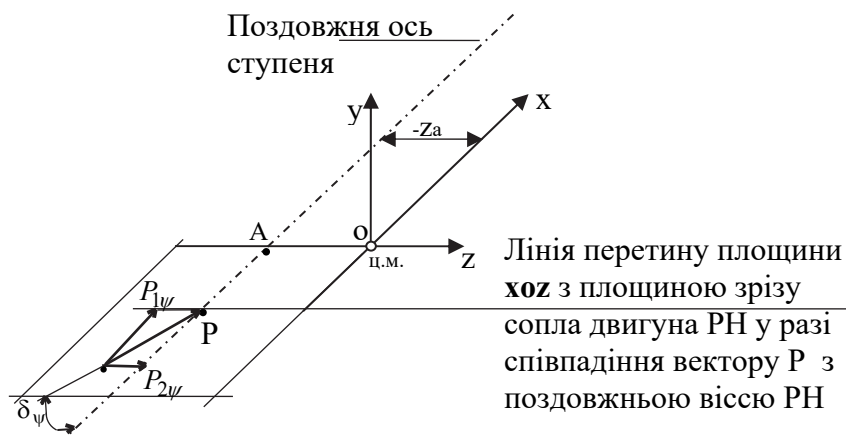


Рисунок 1 – Схема дії на ступінь сили P в площині xOz зв'язаної системи координат

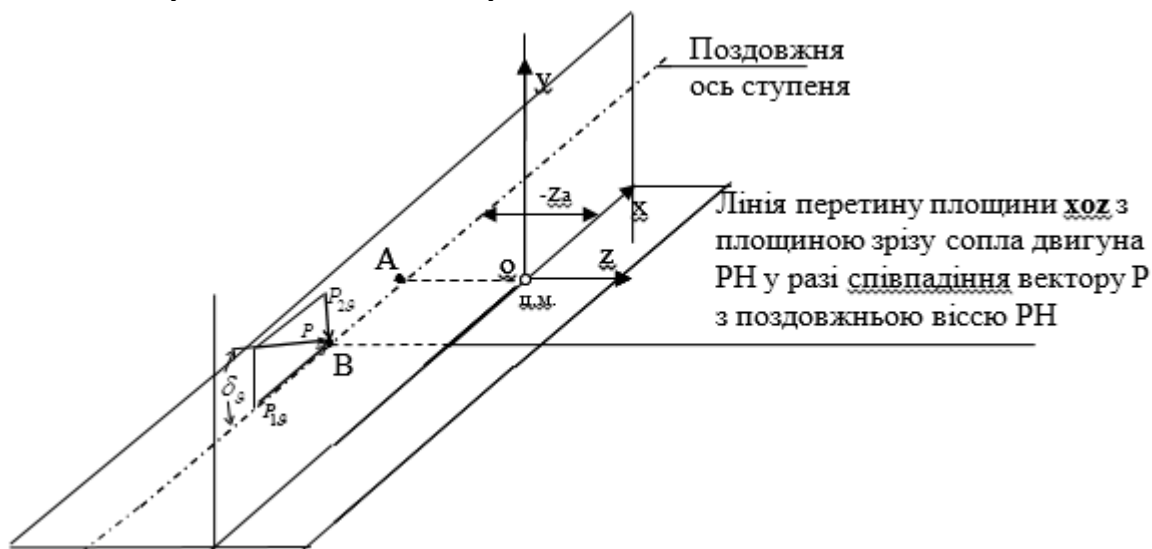


Рисунок 2 – Схема дії на ступінь сили P в площині xOy зв'язаної системи координат

На схемах: $OXYZ$ – зв’язана система координат [1], **ц.м.** – центр мас ступеня, $(-Z_a)$ – значення масової асиметрії (покладено, що центр мас ступеня співпадає з точкою негативної півплощини XOZ ; $Z_a < 0$, (рис.1); δ_ψ – кут відхилення вектору P від площини, паралельної площині XOY і такої, що проходить через поздовжню ось ступеня. Сила P (при наявності асиметрії Z_a та кута δ_ψ) утворює навколо осі OY момент $\bar{M}_{oy} = -P_1 \cdot |Z_a| + P_2 \cdot (l_n - x_T)$, вектор якого спрямований за віссю OY . Складова $-P_1 \cdot Z_a = -P \cdot \cos(\delta_\psi) \cdot |Z_a|$ – момент збурюючий, складова $P_2 \cdot (l_n - x_T) = P \cdot \sin(\delta_\psi) \cdot (l_n - x_T)$ – момент, який може бути моментом керуючим. Звичайно, кут $|\delta_\psi| \leq 5^\circ$, тому

$P_1 \approx P, P_2 \approx P \cdot \delta_\psi$. Зазначимо, що $P_1 = P_1(t), P_2 = P_2(t)$ – функції часу. Нестационарність P_1 обумовлюється нестационарністю параметра Z_a , який змінюється за часом у наслідок спорожнення протягом польоту паливних ємностей (процес незалежний від впливу системи керування), тоді як нестационарність P_2 залежить від кута δ_ψ , який змінюється за командами керування. На рис.2 показано, що P при наявності асиметрії Z_a і кута δ_g утворює навколо осей OY, OZ моменти $\bar{M}_{oy} = -P_{1g} \cdot Z_a, \bar{M}_{oz} = P_{2g} \cdot (l_n - x_T) \cdot \bar{M}_{oy} = -P \cdot \cos(\delta_g) \cdot Z_a$ – збурюючий; $P_{2g} \cdot (l_n - x_T) = P \cdot \sin(\delta_g) \cdot (l_n - x_T)$ може бути керуючим. Звичайно, $|\delta_g| \leq 5^\circ$ і $P_{1g}(t) \approx P, P_{2g}(t) \approx P \cdot \delta_g$.

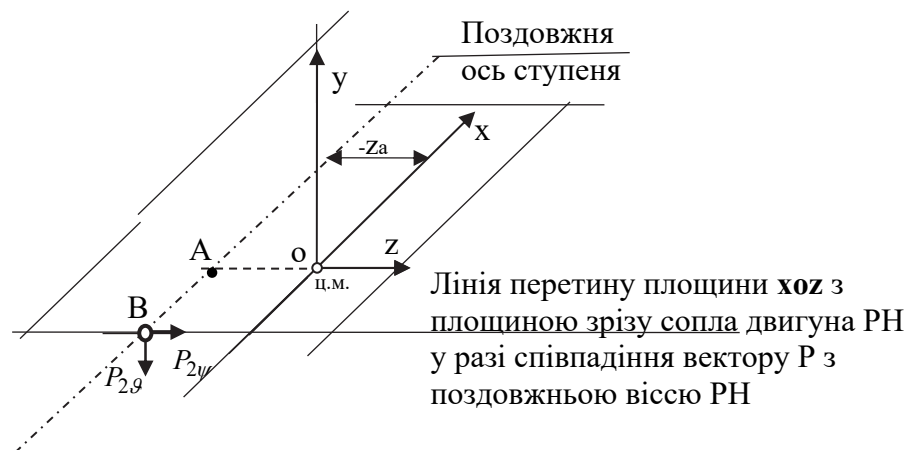


Рисунок 3 - Схема дії на ступінь складових сили P

Складові $P_{2\psi}, P_{2g}$ вектора P (рис.1-3) діють в площинах, паралельних площині YOZ . З рис.3 випливає, що складова P_{2g} сили P створює момент $\bar{M}_{x\varphi} = -P_{2g} \cdot Z_a \approx -P \cdot \delta_g \cdot Z_a$. Якщо центр мас ступеня не співпадає з точкою площини XOZ , то сила $P_{2\psi}$ також утворює момент навколо осі OX . Складові $P_{1\psi}, P_{1g}$ моментів сил навколо осі OX не утворюють. Аналіз рис.1, 2 показує що хитання вектору P навколо точки поздовжньої осі ступеня

РН, при наявності масової асиметрії ступеня, створює моменти сил навколо центра мас ступеня, які можна використати для керування рухом ступеня за тангажем, курсом, креном. В якості прикладу, для ілюстрації висловленого, розглядається ефект від застосування пропонуємого способу при керуванні рухом III-го ступеня сучасної РН з наступними характеристиками. Значення параметрів, що характеризують ступень як об'єкт керування, представлені в таблиці.

Таблиця 1

	Найменування параметра	Значення параметра
1	Номінальна тяга маршового двигуна в пустоті, кгс	7916
2	Продовжність збуреного руху ступеня, с	470
3	Зсув осі камери двигуна відносно осі рами, мм	Не більше 2
4	Відстань центра мас ступеня від кінчика його носу, м	$x_T = 1.819 / x_T = 2.034$
5	Плече керуючих сил за тангажем, курсом, м	$\frac{l_{кер} = 11.281}{l_{кер} = 10.966}$
6	Масова асиметрія, не більше, мм	$\frac{y_0 = 0.003, z_0 = 0.0085,}{y_k = 0.017, z_k = 0.05.}$
7	Центральні головні осьові моменти інерції, кгс·м·с ²	$\frac{I_x = 307, I_y = I_z = 1189}{I_x = 306, I_y = I_z = 310.5.}$
8	Відхилення осі камери двигуна від перпендикуляра до площини стикування двигуна з рамою	15 кутових хвилин (~0.25 кутового град.).

Примітка: значення параметра в п.п 5-8 записані за схемою: на початку руху/в кінці руху.

Керування ступенем (штатний варіант) за тангажем, курсом забезпечується хитанням камери згоряння маршового двигуна в площинах XOY, XOZ зв'язаної системи координат [1], за креном - реактивними двигунами малої тяги, що утворюють вектор моменту сил тяги, спрямований за поздовжньою віссю ступеня. Математичне моделювання процесу керування кутовим рухом III-го ступеня сучасної РН [5] за тангажем,

$$Z_a = -0.01 - \frac{0.04 \cdot t}{470} \text{ м}, \quad I_x = 306 \text{ кгс} \cdot \text{м} \cdot \text{с}^2,$$

$$I_y = I_z = 1189 - \frac{878.5}{470} \cdot t \text{ кгс} \cdot \text{м} \cdot \text{с}^2,$$

$$x_T(t) = 1.819 + 0.215 \cdot 470^{-1},$$

$$\bar{M}_{36}^{\psi} = \frac{P \cdot [Z_a + \gamma_{\psi} \cdot (x_n - x_T)]}{(1189 - \frac{878.5}{470} \cdot t)},$$

$$\bar{M}_{36}^{\phi} = \frac{P \cdot \frac{0.25}{57.3} \cdot (0.01 + \frac{0.04}{470} \cdot t)}{306},$$

курсом, креном шляхом хитання вектору P , виконувалось з використанням пакета програм MathCad для ПЕОМ. Математична модель руху ступеня була побудована з урахуванням нестационарності масово-інерційних, центрувальних характеристик, параметрів руху ступеня. Моделі нестационарних характеристик, параметрів, збурюючих і керуючих моментів сил записувались так:

$$\bar{M}_{унр}^{\psi(\vartheta)} = \frac{P \cdot (11.181 - \frac{0.218}{470} \cdot t)}{(1189 - \frac{878.5}{470} \cdot t)} \cdot \delta_{\psi(\vartheta)},$$

$$\bar{M}_{унр}^{\phi} = \frac{P \cdot (-0.01 - \frac{0.04}{470} \cdot t)}{306} \cdot \delta_{\phi}.$$

де $\bar{M}_{унр}^{\psi(\vartheta)}, \bar{M}_{унр}^{\phi}$ - керуючі моменти за курсом (тангажем), креном;

$\bar{M}_{зб}^{\phi}, \bar{M}_{унр}^{\phi}$ - збурюючий, керуючий моменти за креном;

ϑ, ψ, ϕ - збурення кутів тангажа, курсу, крену відповідно;

$Y_a Z_a$ - відстань центра мас ступеня до площин xOz , xOy відповідно;

$\gamma_\psi, (\gamma_g)$ - кут між проекцією вектору P на площину xOz (xOy) і віссю ox .

Вихідні дані для моделювання записувались на робочому листі Mathcad наступним чином:
 $x^T = |0.03 \ 0 \ 0 \ 0.02 \ 0 \ 0|$, $P := 7916$,

$K0:=0.5, \ K1:=0.25, \ K01:=0.5, \ K11:=0.2, \ T:=0.01$.

де $K0, K1, K01, K11$ – коефіцієнти підсилення,

T – постійна часу системи керування,

x^T - вектор стану транспонований.
 Функція $D(t,x)$ записувалась у вигляді:

$$D(t, x) := \begin{bmatrix} x_1 \\ P \cdot (1181 - 5.319 \times 10^{-4} \cdot t) \cdot \frac{(5.319 \times 10^{-4} - x_2)}{1189 - 1.871 \cdot t} \\ \frac{(K0 \cdot x_0 + K1 \cdot x_1 - x_2)}{T} \\ x_4 \\ P \cdot \left(0.01 + 0.04 \frac{t}{470}\right) \cdot \frac{(4.363 \times 10^{-3} - x_5)}{306} \\ \frac{(K0 \cdot x_3 + K11 \cdot x_4 - x_5)}{T} \end{bmatrix}$$

$Z := \text{rkfixed}(x, 0, 100, 100000, D)$ - команда на проведення математичного моделювання.

Введено наступне перевизначення символів: $\vartheta := x_0, \dot{\vartheta} := x_1, \delta_\vartheta := x_2, \varphi := x_3, \dot{\varphi} := x_4, \delta_\varphi := x_5$.

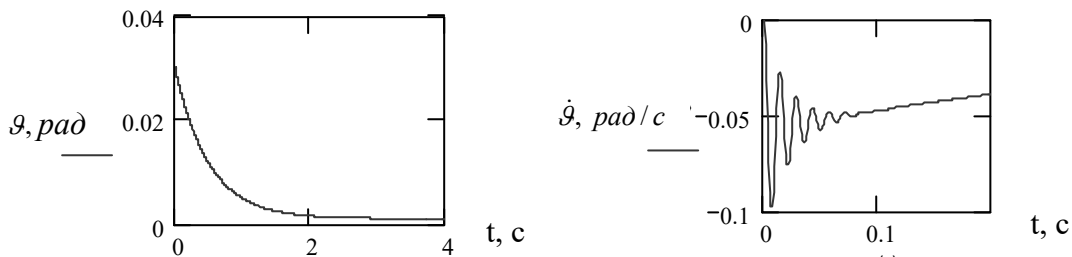


Рисунок 4 – Зміна за часом збурень параметрів руху ступеня ракети - носія

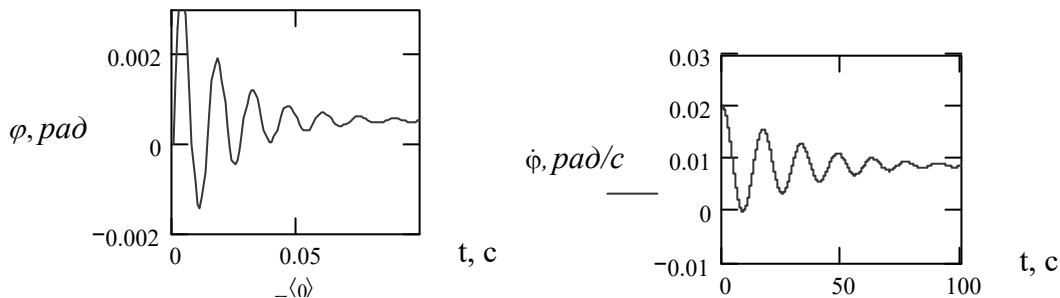


Рисунок 5 – Зміна за часом збурень параметрів руху ступеня РН

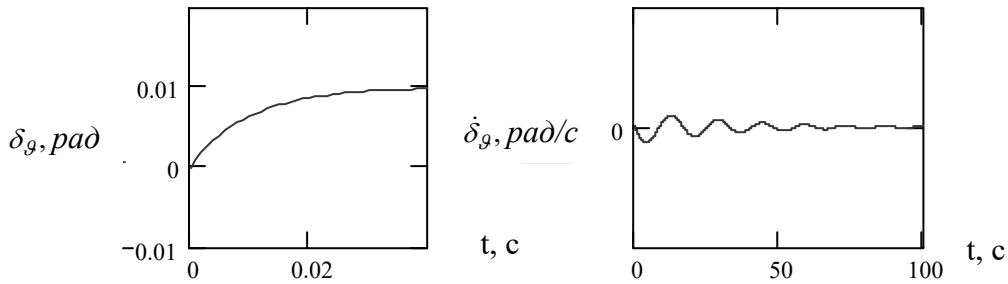


Рисунок 6 - Зміна за часом збурень параметрів руху ступеня РН

З рис. 4-6 випливає, що початкові збурення параметрів руху ступеня, а саме, $\vartheta(0) = 0.03 \text{ рад}$, $\varphi(0) = 0.02 \text{ рад}$, відпрацьовані з достатньою якістю. У зв'язку з зазначенням ефекту щодо впливу сигналу керування на фактори формування збурюючих сил і моментів проведемо спрощений попередній аналітичний і далі уточнений чисельний аналізи процесів відпрацювання збурень параметрів руху ступеня шляхом хитання маршового двигуна порівняно з процесами відпрацювання зазначених збурень традиційними пристроями керування, наприклад, рульовими двигунами по два в каналах тангажа і курсу. Нехай, у разі спрощеного

аналізу, припустимо застосовувати метод “заморожених” коефіцієнтів і принцип суперпозиції, які постійно використовуються в задачах динаміки ракет [1]-[5], і розглянемо окремо процеси відпрацювання збурень параметрів руху космічних ступенів РН від масової асиметрії і перекосу лінії дії вектору P тяги маршового двигуна ступеня відносно його поздовжньої осі у наслідок похибок виготовлення, складання, монтажу ступеня, двигунної установки. Математичні моделі відпрацювання збурень наведемо у вигляді рівнянь (1,2) при керуванні ступенем хитанням в шарнірі маршового двигуна та рівнянь (3,4) при управлінні ступенем рульовими двигунами.

$$\begin{cases} I_{y(z)} \cdot \frac{d^2\psi}{dt^2} = P \cdot Z_a - P \cdot \gamma_{ynp} \cdot (l_n - x_T), \\ T \cdot \frac{d\gamma_{ynp}}{dt} + \gamma_{ynp} = k_0 \cdot \psi + k_1 \cdot \frac{d\psi}{dt}. \end{cases} \quad (1),$$

$$\begin{cases} I_{y(z)} \cdot \frac{d^2\psi}{dt^2} = P \cdot \gamma_{зб} \cdot (l_n - x_T) - P \cdot \gamma_{ynp} \cdot (l_n - x_T), \\ T \cdot \frac{d\gamma_{ynp}}{dt} + \gamma_{ynp} = k_0 \cdot \psi + k_1 \cdot \frac{d\psi}{dt}. \end{cases} \quad (2),$$

$$\begin{cases} I_{y(z)} \cdot \frac{d^2\psi}{dt^2} = P \cdot Z_a - 2 \cdot P_{ynp} \cdot (l_n - x_T) \cdot \delta, \\ T \cdot \frac{d\delta}{dt} + \delta = k_0 \cdot \psi + k_1 \cdot \frac{d\psi}{dt}. \end{cases} \quad (3),$$

$$\begin{cases} I_{y(z)} \cdot \frac{d^2\psi}{dt^2} = P \cdot \gamma_{зб} \cdot (l_n - x_T) - 2 \cdot P_{ynp} \cdot (l_n - x_T) \delta, \\ T \cdot \frac{d\delta}{dt} + \delta = k_0 \cdot \psi + k_1 \cdot \frac{d\psi}{dt}. \end{cases} \quad (4),$$

В рівняннях 1-4 $\gamma_{зб}, \gamma_{ynp}$ - кути відхилення лінії дії вектору P тяги маршового двигуна від поздовжньої осі ступеня, обумовлені похибками виготовлення, складання, монтажу ступня,

його двигунної установки (збурюючий фактор) і обумовлене керуючими командами системи управління, спрямованими на відпрацювання збурень параметрів руху ступеня відповідно; δ - кут відхилення рульового двигуна від

нейтрального положення за командами системи управління ступеня, спрямоване на відпрацювання збурень параметрів руху.

В усталених режимах руху значення $\ddot{\psi}$, $\dot{\psi}$ дорівнюють нулю і отримуємо:

1). $\gamma_{ypr} = \frac{Z_a}{(l_n - x_T)} = \gamma_{z6}$ - з рівнянь системи (1), та $\gamma_{ypr} = \gamma_{z6}$ - з рівнянь системи (2).

2). $\delta = \frac{P \cdot Z_a}{2 \cdot P_{ypr} (l_n - x_T)}$, $\delta = \frac{P \cdot \gamma_{z6}}{2 \cdot P_{ypr}}$ - з рівнянь систем (3), (4) відповідно.

Таким чином, при керуванні рухом ступеня хитанням маршового двигуна обнуління збурень параметрів руху ступеня досягається зменшенням (не виключено, частковим шляхом повороту в шарнірі моршового двигуна) збурюючих факторів Z_a , γ_{z6} . Уточнений чисельний аналіз

процесів відпрацювання збурень параметрів руху хитанням маршового двигуна і рульових двигунів проводився за результатами математичного моделювання процесів стабілізації з використанням програм Mathcad.

Вихідні дані:

$$P := 7916 \text{ кгс}, T := 0.01 \text{ с}, L := 11 \text{ м}, K0 := 1, K1 := 0.25 \text{ с}, x := \begin{bmatrix} 0.03 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix},$$

$$z := \text{rkfixed}(x, 0, 100, 10000, D)$$

$$D(t, x) := \begin{bmatrix} x_1 \\ P \cdot \frac{[(0.01 + 1 \cdot 10^{-4} \cdot t) - L \cdot x_2]}{1190 - 880 \cdot \frac{t}{400}} \\ (K0 \cdot x_0 + K1 \cdot x_1 - x_2) \cdot T^{-1} \end{bmatrix}$$

Результати моделювання процесів стабілізації руху ступеня маршовим двигуном

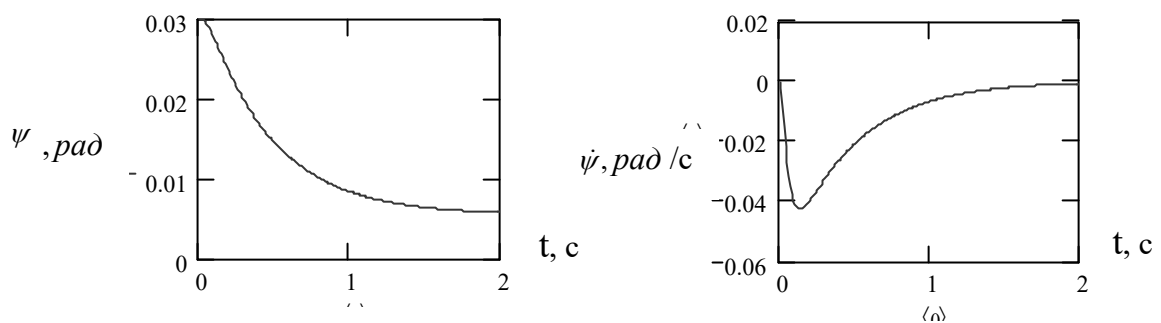


Рисунок 7 - Графіки зміни за часом збурень параметрів ψ , $\dot{\psi}$

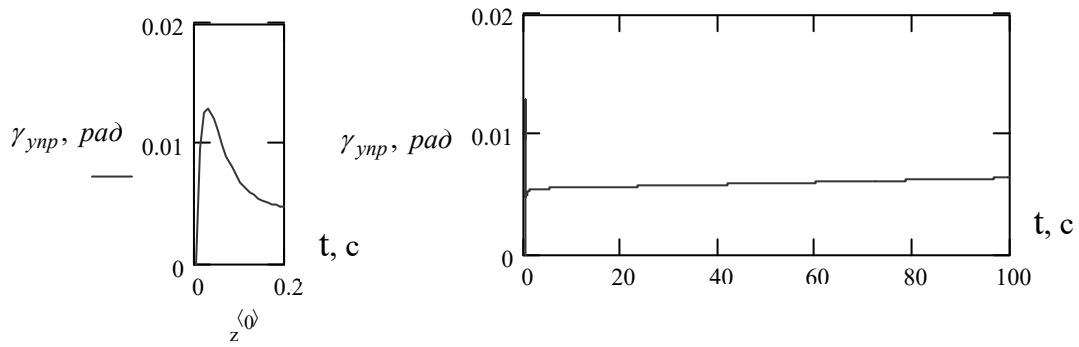


Рисунок 8 - Графіки зміни за часом управляючого параметра $x_2 = \gamma_{ynp}$

У фіксовані характерні моменти часу параметр управління γ_{ynp} має значення $\gamma_{ynp}(t = 0.12) = 5.99 \cdot 10^{-3} \text{ рад}$, $\gamma_{ynp}(t = 100) = 6.364 \cdot 10^{-3} \text{ рад}$.

Результати моделювання процесів стабілізації руху ступеня РН рульовими двигунами

Вихідні дані: $K_0 = 0.1$, $K_1 = 0.5$, $T = 0.01$, $a = 1000$

$$x := \begin{pmatrix} 0.03 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}$$

$$D(t, x) := \begin{bmatrix} x_1 \\ \frac{\left[(0.01 + 1 \cdot 10^{-4} \cdot t + 0.05) \cdot P - 2a \cdot x_2 \right]}{1190 - 880 \frac{t}{400}} \\ (K_0 \cdot x_0 + K_1 \cdot x_1 - x_2) \cdot T^{-1} \end{bmatrix} \quad Z := \text{rkfixed}(x, 0, 100, 100000, D)$$

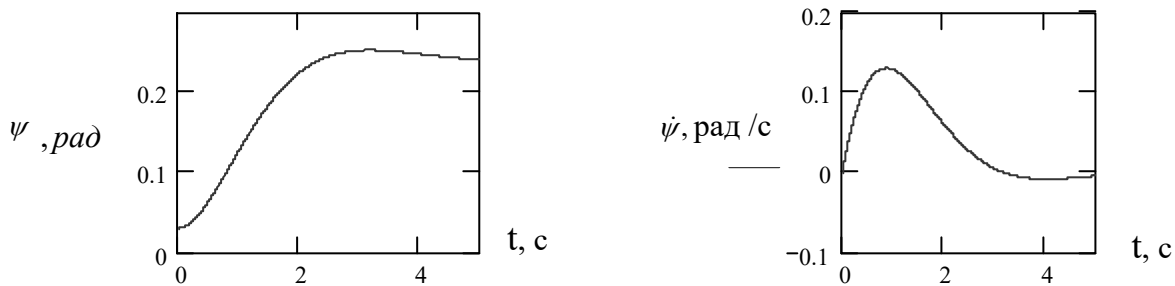


Рисунок 9 – Графіки зміни за часом збурень параметрів ψ , $\dot{\psi}$

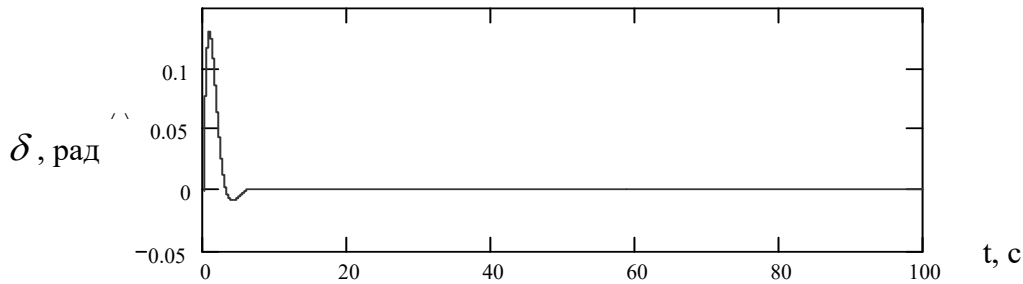


Рисунок 10 – Графіки зміни за часом управляючого параметра $x_2 = \gamma_{yup}$

Висновки

1. Маршовий двигун з властивістю хитання в шарнірі як виконуючий орган (пристрій) системи керування космічного ступеня ракети – носія з масовою асиметрією відносно поздовжньої осі спроможний забезпечити керованість кутового руху ступеня за тангажем, курсом і креном.

2. При відпрацюванні шляхом хитання маршового двигуна системою керування збурень параметрів руху ступеня реалізується ефект автокомпенсації збурюючих факторів, що полягає в суттєвому обнулінні збурюючих впливів на ступінь РН.

3. Використання маршового двигуна космічного ступеня РН як виконуючого пристрою системи керування ступеня суттєво зменшує кількість енергії (палива) на відпрацювання збурень параметрів руху ступеня у порівнянні за критерієм мінімізації енергетичних витрат у порівнянні з системою, в основу виконуючих пристроїв якої покладені рульові двигуни.

4. Доцільно проробити питання щодо врахування корекції збурюючих факторів в алгоритмах керування.

Бібліографічні посилання

1. Н. Ф. Герасюта, А. В. Новиков, Н. Г. Белецкая. “Динамика полета. Основные задачи динамического проектирования ракет”. Днепропетровск. 1998.
2. Ракети-носії і космічні ступені ракет як об’єкти керування. І. М. Ігдалов, Л. Д. Кучма, М. В. Поляков, Ю. Д. Шептун, під редакцією

У фіксовані характерні моменти часу управляючий параметр δ має значення $\delta(t = 20) = 0.243 \text{ рад}$, $\delta(t = 100) = 0.277 \text{ рад}$.

Кількість енергії, необхідної для відпрацювання протягом 100с польоту збурюючих впливів на рух ступеня РН при використанні маршового двигуна, характеризуємо оцінкою $Q_\gamma = P \cdot \int_0^{100} \gamma_{yup}(t) dt$,

при використанні рульових двигунів ($P_{yup} = 1000 \text{ кгс}$) характеризуємо значенням

$$Q_\delta = 2 \cdot P_{yup} \cdot \int_0^{100} \delta(t) dt. \text{ Значення інтегральних}$$

оцінок енерговитрат, визначені за викладеними результатами математичного моделювання, дорівнюють:

$$Q_\gamma = 49.957 \text{ кгс} \cdot \text{рад} \cdot \text{с}, \quad Q_\delta = 41.6 \cdot 10^3 \text{ кгс} \cdot \text{рад} \cdot \text{с}$$

Розгляд процесів (рис.7 - 10) відпрацювання збурень параметрів руху ступеня РН і аналіз результатів математичного моделювання зазначених процесів з використанням в якості виконуючих пристроїв (ВП) системи керування маршового двигуна з властивістю хитання (перший варіант ВП) та рульових двигунів (другий варіант ВП) показують, що процеси стабілізації незбуреного руху ступеня РН у випадках використання різних ВП не є тотожними як чисельне так і якісно.

Саме проявою ефекту автоматичного обнуління (зменшення) значень збурюючих факторів пояснюється різницею значень оцінок

$$Q_\gamma = 49.957 \text{ кгс} \cdot \text{рад} \cdot \text{с}, \quad Q_\delta = 41.6 \cdot 10^3 \text{ кгс} \cdot \text{рад} \cdot \text{с}$$

академіка С. М. Конюхова,
Дніпропетровськ, Видавництво ДНУ,
2007NASA inspector general sharply
criticizes SLS cjre stage development –
SpaceNewes.com, *SpaceNews.com*
(10.10.2018).

3. Harbaug, Jennifer. The Great Escape: LS Provides Power for Missons for Missions to the Moon, MASA (2 May 2018).
4. Dynamic Designing of Rockets I. M. Igdalov, L. D. Kuchma, M. V. Poliakov, Yu. D. Sheptun. Under the editorship of Academician S. V. Konyukhov, the Member of the National Academy of Sciences of Ukraine, Dnipropetrovsk, Lira, 2014

Надійшла до редколегії 21.11.2019р.

Відомості про авторів



Шептун Юрій Дмитрович
Україна. Дніпровський
національний університет ім.
Олеся Гончара. Доктор
технічних наук, професор.
Сфера інтересів - динаміка і
керування мобільними
системами



Спіркін Сергій Вікторович
Україна.
Виробниче об'єднання
Південний машинобудівний
завод імені А.М. Макарова.
Головний конструктор.
Сфера інтересів - динаміка і
керування мобільними
системами