

КОМБІНОВАНЕ КЕРУВАННЯ КОСМІЧНИМ СТУПЕНЕМ РАКЕТИ-НОСІЯ

Ю. Д. Шептун

Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, пр. Гагаріна, 72, м. Дніпро, 49010, Україна, e-mail: udsheptun@rambler.ru

Процеси відпрацювання збурень параметрів руху ступенів РН їх керуючими органами характеризуються особливостями, що нині не враховуються в алгоритмах обнулення збурень системами керування ракетами. Викладено пропозиції щодо мінімізації витрат палива на обнулення збурень параметрів руху ступенів РН.

Ключові слова: ступені ракет, збурений рух, витрати палива, збурюючі сили і моменти, збурюючі фактори.

The processes of working out the perturbations of the movement parameters of the LV stages are characterized by features that are not currently taken into account in the algorithms for zeroing perturbations by missile control systems. The article contains proposals on minimization of fuel consumption for zeroing the perturbations of rocket motion parameters.

Keywords: rocket stages, confused motion, fuel consumption, disturbing forces, moments and factors.

Процессы отработки возмущений параметров движения ступеней РН характеризуются особенностями, которые в настоящее время не учитываются в алгоритмах обнуления возмущений системами управления ракетами. Изложены предложения по минимизации расхода топлива на обнуление возмущений параметров движения ракет.

Ключевые слова: ступени ракет, возмущенное движение, расход топлива, возмущающие силы и моменты, факторы.

Вступ. У підручнику [9] за редакцією відомого конструктора і науковця академіка С. М. Конюхова викладено методи і засоби розв'язання задач динаміки міжконтинентальних балістичних ракет (МБР), ракет-носіїв космічних апаратів (РН КА) та їх космічних ступенів; розміщено характеристики і вихідні дані, необхідні для розробки системи керування гіпотетичної РН КА легкого класу двадцять першого століття – ГРН-21.

ГРН-21 – триступінчаста ракета з послідовним розташуванням ступенів і автономною інерціальною системою керування. На всіх ступенях ракети використовуються рідинні реактивні двигуни. Двигуни першого і другого ступенів однократного запуску, маршовий двигун (МД) третього ступеня може запускатися в умовах невагомості до п'яти разів. Запуск і вимикання двигунів реалізуються за командами СУ.

Програмні рухи космічних ступенів гіпотетичних РН двадцять першого століття можуть бути суттєво складнішими програмних рухів у відомих (існуючих) ракет.

Збурений рух ступенів РН КА поза атмосферою проходить під впливом збурюючих сил і моментів, обумовлених

низкою збурюючих причин (факторів): масовою асиметрією ступенів відносно їх поздовжніх вісей; похибками виготовлення і монтажу ступенів і їх двигунів; вмиканням, вимиканням двигунів, розділенням ступенів, відділенням обтічників, блоків корисного навантаження, просторових маневрів ступенів та ін.

Збурення параметрів руху РН відпрацьовуються (обнулюються) керуючими силами і моментами, що формуються виконуючими пристроями систем керування ступенів РН за командами цих систем.

Множину можливих збурюючих причин (факторів) поділимо на два види за властивістю існування (фактор першого виду) і неіснування (фактор другого виду) протягом процесу відпрацювання (обнулення) збурень параметрів руху ракети, “створених” відповідним фактором.

Прикладом збурюючого фактора першого виду може бути [8], [10] перекис вектора тяги МД ракети відносно його (вектора) номінального положення; перекис існує протягом процесу відпрацювання збурень параметрів руху ракети, “створених” цим перекосом як збурюючим фактором.

Приклад збурюючого фактора другого виду – помилка $\Delta X_i(t_{\text{â}})$ стабілізації РН в автоколивальному режимі кутової стабілізації ступеня ракети на ділянці польоту з непрацюючим МД, відповідна моменту $t_{\text{â}}$ чергового включення МД. Процес відпрацювання збурення $\Delta X_i(t_{\text{â}})$ починається в момент $t_{\text{â}}$ включення МД і визначається миттєвим значенням $\Delta X_i(t_{\text{â}})$, яке після моменту $t_{\text{â}}$ на процес відпрацювання $\Delta X_i(t_{\text{â}})$ не впливає.

Процеси відпрацювання збурень параметрів руху ракет, “породжені” збурюючими факторами першого і другого видів, далі будемо іменувати процесами відповідно першого і другого видів.

Відмінності в перехідних процесах першого і другого видів відпрацювання збурень параметрів руху ступенів РН і лінійність РН як систем автоматичного регулювання (для таких систем виконується принцип суперпозиції) обумовлюють можливість оптимізації алгоритмів формування керуючих сигналів системам управління ракетами, зокрема, мінімізації кількості енергії (кількості палива), витрачаємої на відпрацювання збурень параметрів руху ракет.

Задача вирішується шляхом формування системами управління космічних ступенів ракет керуючих сигналів, орієнтованих на обнулення збурень параметрів руху ступенів РН першого і другого видів за різними алгоритмами (принципами) керування.

Збурюючі фактори (причини) першого виду існують і збурюють рух ракети постійно, тобто безперервно за часом формують різниці між фактичними і необхідними (номінальними) значеннями параметрів руху ракети – помилки регулювання – протягом всього часу протікання процесів відпрацювання, обнулення зазначених різниць, які, як правило, мають випадковий характер. В умовах постійного існування таких збурюючих впливів стабілізацію необхідних значень параметрів руху ступенів РН традиційно проводять шляхом формування керуючих сигналів, спрямованих на ліквідацію помилок

регулювання, у вигляді функцій зазначених помилок: реалізується принцип “регулювання за помилками”.

Збурюючі фактори (причини) другого виду протягом процесів відпрацювання збурень, “породжених” цими факторами, уже не існують. Існують лише наслідки дії названих причин і саме ці наслідки обнулюються протягом процесів відпрацювання. Тому керуючі сигнали, спрямовані на обнулення результатів дії факторів другого типу, доцільно і можна сформувати на момент зникнення збурюючої причин за значеннями збурень, “створених” причиною, на момент зникнення причини. Сигнал доцільно і можна сформувати як програмований відповідно до бажаної цільової функції: оптимальним за витратами енергії, за швидкістю, за продуктивністю тощо.

Таким чином, обнулення другого виду збурень параметрів руху можна реалізувати як процес управління програмованим сигналом без визначення помилки регулювання (без використання пристрою «негативний зворотний зв’язок»).

Відповідні задачі оптимального керування розв’язуються при наявності певних вихідних даних: потребуємий час перехідного процесу, найбільше припустиме значення керуючого впливу, допустимі межі зміни фазових координат розглядуваної динамічної системи та ін. Необхідні значення слід призначати з фізичного змісту розв’язуваної задачі.

Таким чином, пропонований спосіб оптимізації управління збуреним рухом космічних ступенів РН – це спосіб комбінованого управління з реалізацією принципів управління «за функцією помилки» і «програмованого керування».

З метою розгляду особливостей комбінованого керування виконаємо математичне моделювання процесів і оцінку витрат енергії на відпрацювання збурень параметрів руху першого і другого видів на прикладі III-го ступеня гіпотетичної ракети-носія ГРН-21 з такими характеристиками [3].

Маршовий двигун (МД) РН може запускатись в умовах невагомості до п’яти разів. Запуск і вимикання двигуна

здійснюється за командами системи управління (СУ) ступеня.

Ступінь оснащується релейною реактивною системою (PPC), що забезпечує:

- керування ступенем на пасивних ділянках польоту з вимкнутим МД;
- підтискування компонентів палива перед черговим запуском маршового двигуна;
- переведення відпрацьованого ступеня на орбіту пасивації;
- керування креном на активних (з працюючим МД) ділянках польоту III-го ступеня.

Створення керуючих зусиль на ділянках активного польоту III-го ступеня по каналах тангажа й рискання забезпечується відхиленням маршового двигуна, а по каналу крену та на пасивних ділянках польоту III-го ступеня – рідинними реактивними двигунами малої тяги (РРД МТ) системи PPC).

Поділ II і III-го ступенів здійснюється гальмуванням відділюваної частини II-го ступеня з використанням спеціальних ракетних двигунів твердого палива (РДТП). КА розміщуються в зоні корисного вантажу під обтічником. Відділення КА здійснюється з використанням пружинних штовхачів. Після відділення КА, за допомогою МД або РРДМТ за необхідності здійснюється переведення ступеня на орбіту спуску.

Номинальна тяга МД в пустоті – 7916 кгс, питома тяга – 330 с, час роботи – 470 с.

PPC забезпечує стабілізацію III-го ступеня РН при польоті з вимкнутим МД в автоколивальних режимах; амплітуда таких коливань на ракетах ДКБ «Південне»: $1^\circ - 10^\circ$ (прицевійний та економічний режими відповідно) [3].

В разі виконання описаної програми роботи СУ РН у кожному з каналів керування (тангаж, рискання, крен) реалізуються по 18 моментів часу виникнення збурень другого виду параметрів руху III-го ступеня РН, обумовлених:

- 10-ма вимиканнями, вмиканнями МД;
- 7-ма відділеннями: обтічника (один), відділенням КА (один), підтискуванням

компонентів палива перед черговим запуском МД (п'ять моментів);

- 1 поділом II-го і III-го ступенів.

Так як збурення параметрів руху утворюються в каналах тангажа, рискання, крену, то в критичні моменти часу виникає 54 пари збурень (кутових координат, кутових швидкостей); усього 108 найменувань. Збурення параметрів руху ступеня РН – випадкові величини. В проектних розрахунках звичайно покладають [6], що збурення другого виду досягають за модулями до 3 кутових градусів, до 3 кутових градус./сек відповідно. При виконанні оцінки кількості енергії, необхідної для відпрацювання збурень, покладалося: збурення досягають за кутовою координатою -1град, кутовою швидкістю -1град/с. Оцінка проводилась за результатами моделювання руху ступеня РН з використанням пакета Mathcad.

Відпрацювання збурень параметрів руху ступеня РН при керуванні за алгоритмом, що є лінійною функцією помилки регулювання. Математичну модель збуреного кутового руху космічного ступеня РН у площині рискання при визначенні витрат палива на обнулення збурень параметрів руху ступеня запишем так:

$$\begin{aligned} \ddot{\psi} &= a_{\psi\delta} \cdot \delta + m_z, \\ T \cdot \dot{\delta} + \delta &= a_0 \cdot \psi + a_1 \cdot \dot{\psi} + m_z. \end{aligned} \quad (1)$$

Функції $a_{\psi\delta}(t)$, $m_z(t)$ змінюються за часом. Використаємо значення, відповідні середині часу роботи МД [3]: $a_{\psi\delta} = -0.320 \text{ сек}^{-2}$, $m_z = 0.015 \text{ радсек}^{-2}$.

Покладемо також [9]: $a_0 = 4$, $a_1 = a_0 \cdot T_2$, $T_1 = 0.1 \text{ с}$, $T_2 = 0.5 \text{ с}$. Процеси відпрацювання збурень визначимо шляхом математичного моделювання руху ступеня РН з використанням пакета Mathcad, для варіантів руху відповідних можливим сполученням збурюючих факторів першого і другого видів. Результати моделювання руху РН за варіантами 1–4 показано на рис.1–4 відповідно.

Варіанти руху

1

2

3

4

Варіанти сполучень збурюючих факторів

$$\psi(t_{36}) = \dot{\psi}(t_{36}) = 0, \quad m_z \neq 0$$

$$\psi(t_{36}) = 0.05 \text{ рад}, \quad \dot{\psi}(t_{36}) = 0, \quad m_z = 0.$$

$$\psi(t_{36}) = 0.05 \text{ рад}, \quad \dot{\psi}(t_{36}) = 0.05 \text{ рад/с}, \quad m_z = 0.$$

$$\psi(t_{36}) = 0.05 \text{ рад}, \quad \dot{\psi}(t_{36}) = 0.05 \text{ рад/с}, \quad m_z = 0.$$

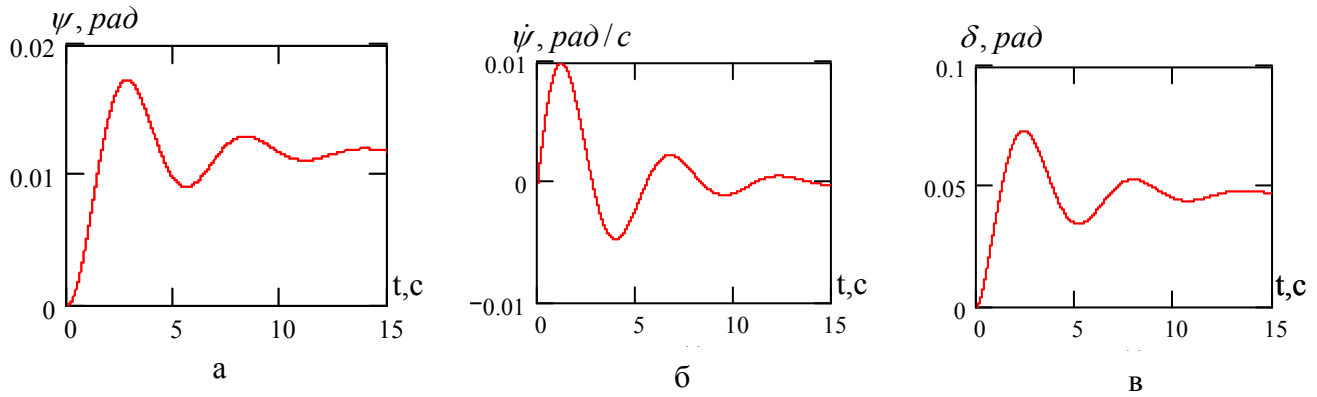


Рис. 1. Відпрацювання збурень, якщо $\psi(t_{36}) = \dot{\psi}(t_{36}) = 0, \quad m_z \neq 0$

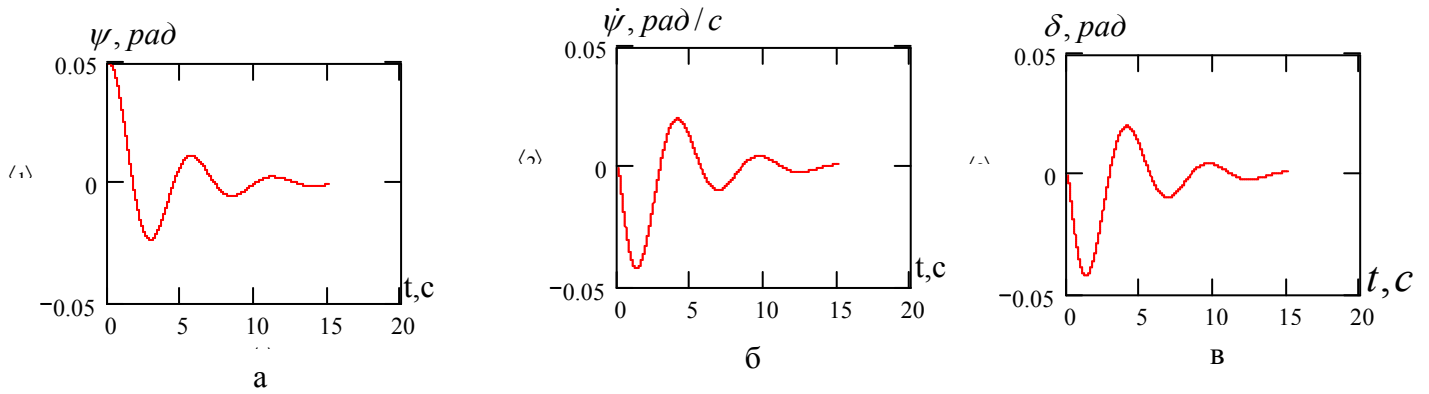


Рис. 2. Відпрацювання збурень, якщо $\psi(t_{36}) = 0.05 \text{ рад}, \quad \dot{\psi}(t_{36}) = 0, \quad m_z = 0.$

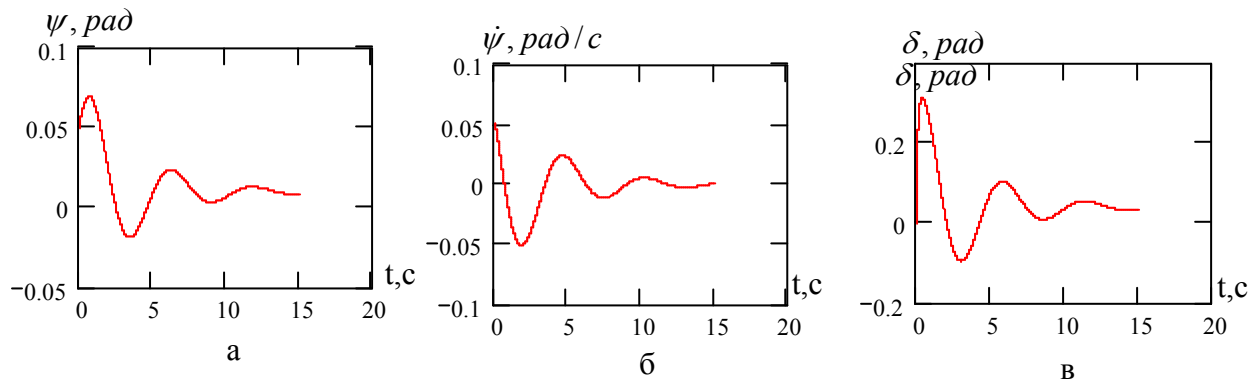


Рис. 3. Відпрацювання збурень $\psi, \dot{\psi}, \delta$, якщо $\psi(0) \neq 0, \dot{\psi}(0) \neq 0, m_z = 0$

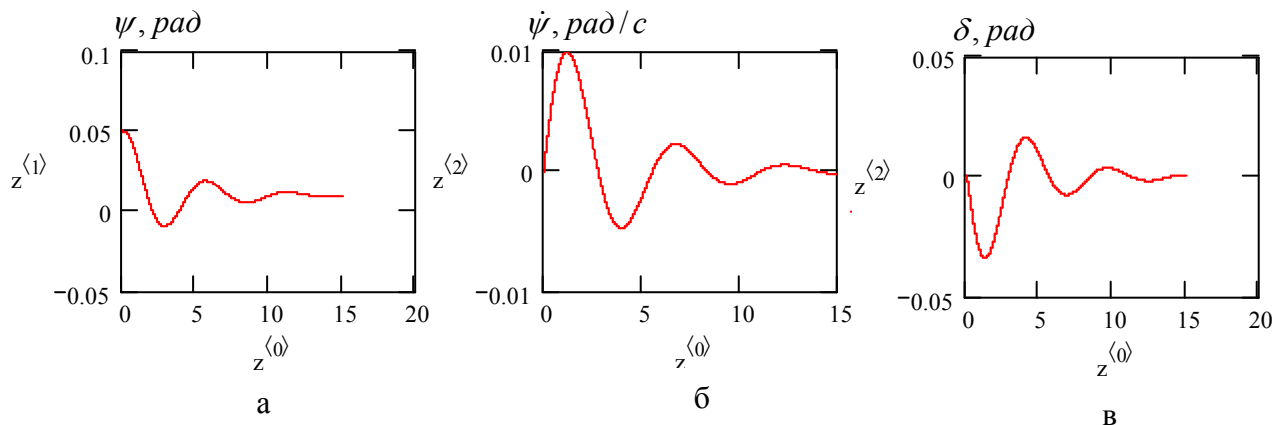


Рис. 4. Відпрацювання збурень, якщо $\psi(t_{36}) = 0.05 \text{ рад}$, $\dot{\psi}(t_{36}) = 0.05 \text{ рад/с}$, $m_z = 0$

Визначення програмного керування, спрямованого на відпрацювання збурень параметрів руху. Можливість програмуємого (без використання сигналів зворотного зв'язку) відпрацювання збурень параметрів руху динамічної системи обумовлюється, як це зазначалося раніше, перебігом процесів обнулення збурень параметрів руху другого типу в умовах відсутності збурюючих факторів, що «породили» ці збурення

Програмні сигнали керування, спрямовані на програмуєме відпрацювання збурень параметрів руху другого типу, сформуємо як сигнали оптимального управління у відповідності з певною цільовою функцією, що відображає умову оптимізації в тому чи іншому розумінні заданого фізичного параметра розглядуваної динамічної системи.

Постановка задачі. Визначити функцію керування $U(t)$ і закон зміни за часом швидкості кутового руху $\dot{\psi}(t)$ ступеня ракети, що задовольняють рівнянню руху ступеня

$$\ddot{\psi} = U(t), \quad (2)$$

мінімізують функціонал

$$I = \int_0^{t_k} U^2(t) dt \quad (3)$$

за умов: $\dot{\psi}(t_k) = 0$, інтеграл $\int_0^{t_k} \dot{\psi}(t) dt$ протягом часу $t \in [0, t_k]$ досягає відомого значення ψ_{36} , тобто

$$\psi_{36} = \int_0^{t_k} \dot{\psi}(t) dt \quad (4)$$

Виписана задача оптимального управління зводиться до ізопериметричної варіаційної задачі на умовний екстремум.

Умова мінімізації функціоналу (3) означає мінімізацію витрат енергії (палива) на відпрацювання збурень ψ_{36} кутової координати ψ , що характеризує кутове положення ступеня.

Шукану функцію $U(t)$ можна знайти з використанням методів варіаційного обчислення Ейлера, у відповідності з чим випишемо таке [4].

Введемо у розгляд нові змінні $\psi_0 = \psi$, $\psi_1 = \dot{\psi}_0$. Тепер рівняння (2) можна записати як систему рівнянь

$$\begin{cases} \dot{\psi}_0 = \psi_1, \\ \dot{\psi}_1 = U(t). \end{cases} \quad (5)$$

Сформуємо допоміжну функцію $L = U^2 + \lambda \cdot \psi_1$, тут λ – невідомий множник Лагранжа; в ізопериметричних задачах $\lambda = \text{const}$. Врахуємо, що $\dot{\psi}_2 = U$; отримаємо $L = \dot{\psi}_1^2 + \lambda \cdot \psi_1$, запишемо диференціальне рівняння Ейлера

$$\ddot{\psi}_1 = \frac{\lambda}{2}. \quad (6)$$

Інтегрування рівняння (6) дає таке:

$$\dot{\psi}_1 = \frac{\lambda}{2} \cdot t + C_1,$$

$$\psi_1 = \frac{\lambda}{4} \cdot t^2 + C_1 \cdot t + C_2.$$

Постійні інтегрування C_1, C_2 визначаються через значення змінних $\psi_1(t), \dot{\psi}_1(t)$ у певні моменти часу. Покладемо, що відомі такі значення збурень параметрів руху другого виду ступеня РН: $\psi_1(0) = 3 \text{ град} / \text{с} = 0.051 \text{ рад} / \text{с}$, $\psi_1(t_{36}) = 0$, $t_{36} = 2 \text{ с}$.

$$C_1 = -\left(\frac{\lambda}{2} + 0.0255\right), \quad \psi_1 = \frac{\lambda}{4} \cdot t^2 - \left(\frac{\lambda}{2} + 0.0255\right) \cdot t + 0.051.$$

Тоді $C_2 = 3 \text{ град} / \text{с} = 0.051 \text{ рад} / \text{с}$,

Множник Лагранжа λ визначимо за умови виконання співвідношення (4):

$$\begin{aligned} \psi_{36} &= \int_0^{t_k} \dot{\psi}_0(t) dt = \int_0^2 \psi_1(t) dt = \\ &= \int_0^2 \left(\frac{\lambda}{4} t^2 dt - \left(\frac{\lambda}{2} + 0.0255 \right) t dt + 0.051 \right) dt = \\ &= \frac{\lambda}{4} \cdot \int_0^2 t^2 dt - \left(\frac{\lambda}{2} + 0.0255 \right) \int_0^2 t dt + 0.051 \int_0^2 dt = \\ &= \frac{\lambda}{4} \cdot \frac{t^3}{3} \Big|_0^2 - \left(\frac{\lambda}{2} + 0.0255 \right) \frac{t^2}{2} \Big|_0^2 + 0.051 \cdot t \Big|_0^2 = \\ &= \frac{2}{3} \cdot \lambda - \left(\frac{\lambda}{2} + 0.0255 \right) \cdot 2 + 0.102. \quad \lambda = 0.306. \end{aligned}$$

Тепер визначимо постійну інтегрування

$$C_1 = -\left(\frac{\lambda}{2} + 0.0255\right) = -\left(\frac{0.306}{2} + 0.0255\right) = -0.1784$$

$$\begin{aligned} \text{і функції } \psi_1 &= \frac{\lambda}{4} \cdot t^2 - \left(\frac{\lambda}{2} + 0.0255 \right) \cdot t + 0.051 = \\ &= 0.0765 \cdot t^2 - 0.1785 \cdot t + 0.05, \\ U(t) &= \dot{\psi}_1 = -0.153 \cdot t - 0.1755. \end{aligned} \quad (7)$$

Графіки функцій $\psi_1(t), U(t)$, відповідні таким збуренням параметрів руху космічного ступеня РН: $x_0(t=0) = \psi(t=0) = 1^0 = 0.017 \text{ рад}$, $x_1(t=0) = \dot{\psi}(t=0) = 0.017 \text{ рад} / \text{сек}$, представлено на рис. 5.

Програмне відпрацювання збурень параметрів руху другого виду. Як приклад, визначимо процеси відпрацювання збурень другого виду параметрів кутового руху ступеня РН керуючим впливом (7). Математичну модель руху ступеня запишемо у вигляді

$$\begin{cases} \dot{\psi}_0 = \psi_1, \\ \dot{\psi}_1 = U(t). \end{cases}$$

$$U(t) = -0.153 \cdot t - 0.1755. \quad \begin{aligned} \psi_0(t=0) &= 0.05 \text{ рад}, \\ \psi_1(t=0) &= 0.05 \text{ рад} / \text{с}. \end{aligned}$$

Моделювання процесів програмного обнулення збурень виконувалось з використанням можливостей пакета програм Mathcad. Результати моделювання – графіки зміни за часом функцій $\psi_0(t), \psi_1(t)$, відповідних керуванню (7), показано на рис. 6.

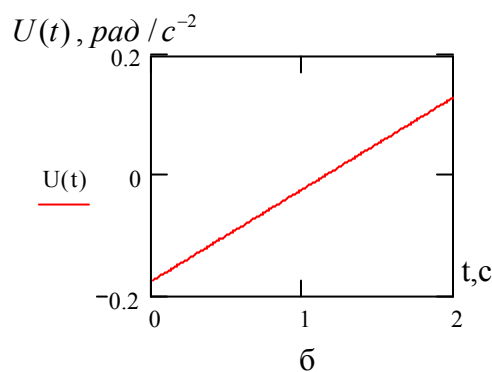
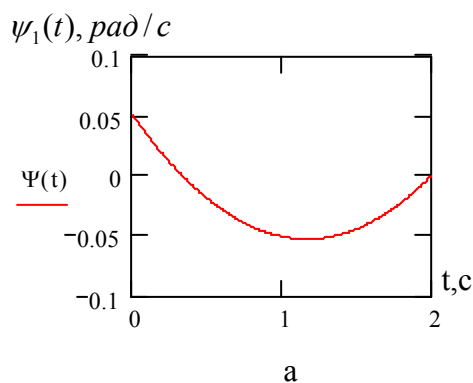


Рис.5. Графіки функцій збурення $\psi_1(t)$ та програмного керування $U(t)$, спрямованого на відпрацювання збурення

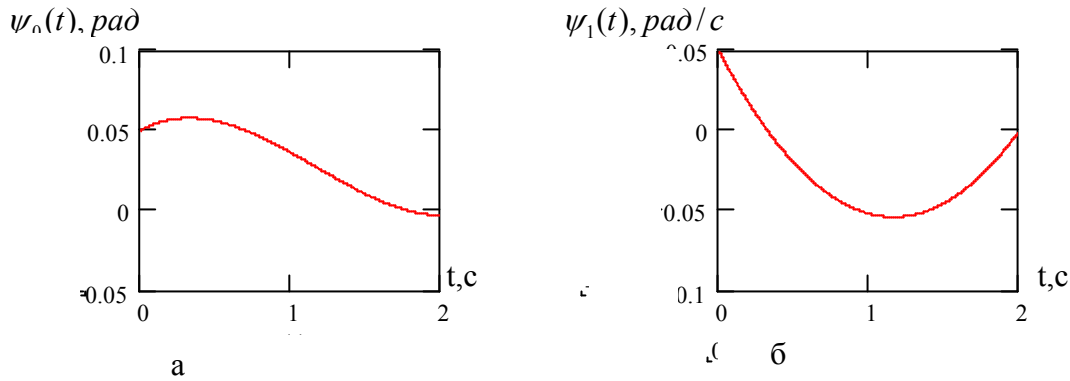


Рис. 6. Графіки відпрацювання збурень $\psi_0(t), \psi_1(t)$ програмним керуванням $U(t)$

Оцінка доцільності застосування комбінованого керування. Оцінку кількості енергії, витрачаємої на відпрацювання збурень $\psi, \dot{\psi}$ параметрів кутового руху ступеня ракети в площині рискання при реалізації алгоритму керування, що є лінійною функцією помилки регулювання, визначимо за формулою

$$Q_{ном} = |a_{\psi\delta}| \int_{t_n}^{t_k} |\delta(t)| dt : \text{ при оптимальному}$$

обнулення збурень – за значенням

$$\text{інтегралу } Q_{омт} = \int_{t_n}^{t_{зб}} |U(t)| dt. \text{ За змістом ці}$$

величини пропорційні імпульсам керуючих прискорень, необхідних для відпрацювання збурень. Значення величин $Q_{ном}, Q_{омт}$, визначені за графіками функцій $\delta(t), U(t)$, що представлені на рис. 3в, 5б відповідно, є такими $Q_{ном}=4.496, Q_{омт}=0.157$.

Побудуємо кореневий годограф і виконаємо аналіз можливих рухів динамічної системи (1). Для цього випишемо характеристичне рівняння, відповідне диференційним рівнянням (1)

$$A_0 \cdot p^3 + A_1 \cdot p^2 + A_2 \cdot p + A_3 = 0.$$

Тут $A_0 = T, A_1 = 1, A_2 = -a_1 \cdot a_{\psi\delta}, A_3 = -a_0 \cdot a_{\psi\delta}$.

Покладемо: $a_1 = \tau \cdot a_0, \tau = 0.5 \text{ с}$ – постійна часу і запишемо характеристичне рівняння так: $A_0 \cdot p^3 + A_1 \cdot p^2 - a_0 \cdot (T_2 \cdot p + 1) \cdot a_{\psi\delta} = 0$.

Кореневий годограф побудуємо за параметром a_0 (статичний коефіцієнт передачі СУ). Тоді маємо рівняння початкових, кінцевих точок годографа у вигляді $A_0 \cdot p^3 + A_1 \cdot p^2 = 0, T_2 \cdot p + 1 = 0$. Годограф має три початкові точки $p_1 = p_2 = 0, p_3 = 1/T_1$; одну кінцеву $p_k = -1/T_2$; центр асимптот $a^* = -4$, асимптоти розходяться під кутами $\varphi = \pi/2$.

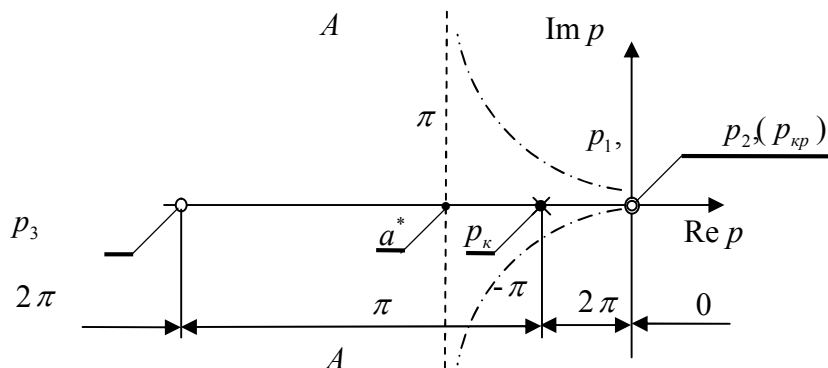


Рис. 7. Кореневий годограф, відповідний системі рівнянь (1)

Кореневий годограф, відповідний характеристичному рівнянню системи (1), представлено на рис. 7. Показано основні точки годографа, асимптоти Aa^*A (пунктирні лінії); дійсну вісь розбито на парні $(0, 2\pi)$ і непарні (π) траєкторії коренів; показано непарні траєкторії $\pm\pi$: криволінійні штрих-пунктирні лінії, які плинуть до пунктирних асимптот.

З портрета руху коренів випливає, що при зміні a_0 від нуля до плюс нескінченності корені p_1, p_2 виходять з початкової кратної точки p_k і рухаються за непарними траєкторіями $\pm\pi$ у нескінченність. При будь-яких позитивних ненульових значеннях коефіцієнта a_0 корені p_1, p_2 комплексно спряжені. При зазначеній зміні a_0 з початкової точки p_3 виходить корінь і за непарною траєкторією π рухається в кінцеву точку p_k .

Переміщення коренів за парними траєкторіями не розглядаємо, тому що парні траєкторії відповідають негативним значенням коефіцієнта a_0 , який завжди позитивний.

Таким чином, при будь-якому виборі значень основних параметрів T_1, τ, a_0 системи керування не можна забезпечити відпрацювання збурень параметрів руху

динамічної системи в аперіодичному режимі, не в коливальному.

Висновок. Використання сигналу комбінованого керування (складається з лінійної комбінації помилки регулювання і сигналу екстремального керування) при відпрацюванні (обнуленні) збурень параметрів руху космічних ступенів РН, суттєво зменшує кількість енергії (палива), витрачаємого на відпрацювання зазначених збурень.

Бібліографічні посилання

1. Герасюта Н.Ф., Новиков А.В., Белецкая Н.Г. Динамика полета. Основные задачи динамического проектирования ракет. Днепропетровск : АРТ-ПРЕС. 1998.
2. Ігдалов Й.М., Кучма Л.Д., Поляков М.В., Шептун Ю.Д. Ракети-носії і космічні ступені ракет як об'єкти керування. Дніпропетровськ : ДНУ, 2007.
3. Ігдалов Й.М., Кучма Л.Д., Поляков М.В., Шептун Ю.Д. Динамічне проектування ракет. Задачі динаміки ракет і їх космічних ступенів. Дніпропетровськ : ДНУ, 2010.
4. Шептун Ю.Д. Оптимальне керування робототехнічними системами. Дніпропетровськ : ДНУ, 2003.

Надійшла до редколегії 08.07.2018 р.

УДК 614.8(075.8)

НАУКОВІ ДОСЯГНЕННЯ КАФЕДРИ БЕЗПЕКИ ЖИТТЄДІЯЛЬНОСТІ

А. Г. Шишацький, Ю. М. Мелікаєв, Ю. В. Тарасенко

Дніпровський національний університет імені Олеся Гончара, пр. Гагаріна, 72, м. Дніпро, 49010, Україна

Викладено результати теоретичних та експериментальних досліджень кафедри безпеки життєдіяльності з покращення умов праці та техніки безпеки на виробництві.

Ключові слова: піна, горіння, охорона праці, вибух, озоновий шар.

The presented results of theoretical and experimental studies of the Department of Safety of Life Activities on improving working conditions and safety at work.

Keywords: foam, combustion, labor protection, explosion, ozone layer.

Изложены результаты теоретических и экспериментальных исследований кафедры безопасности жизнедеятельности по улучшению условий труда и техники безопасности на производстве.

Ключевые слова: пена, горение, охрана труда, взрыв, озоновый слой.

Безпека життєдіяльності являє собою особливий напрям науки і техніки, що призначений для виключення або зменшення впливу небезпек та