

О.А. Машков, д.т.н., проф.; Ю.В. Мамчур

Державна екологічна академія післядипломної освіти та управління, м. Київ, Україна.

ЗАСТОСУВАННЯ КОНЦЕПЦІЙ ОБЕРНЕНОЇ ЗАДАЧІ ДИНАМІКИ ДЛЯ СИНТЕЗУ ПРОГРАМНОГО КЕРУВАННЯ КУТОВИМ РУХОМ В ІМІТАТОРІ ДИНАМІКИ ПОЛЬОТУ ТРЕНАЖЕРА ДИСТАНЦІЙНО ПІЛОТОВАНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

Запропоновано застосовувати концепцію оберненої задачі динаміки для синтезу програмного керування кутовим рухом в імітаторі динаміки польоту тренажера дистанційно пілотованого літального апарату. У розвитку концепцій алгоритмічного підходу – зворотних задач динаміки отриманий аналітичний вираз для оцінки стійкості руху дистанційно пілотованого літального апарату у поздовжньому русі. Отримано вираз передавальної функції контуру програмного керування кутом тангажу, якій дозволяє синтезувати алгоритм керування літальним апаратом із заданими динамічними властивостями. Наведені функціональні схеми керування кутами тангажу, крену нишпорення. Це в свою чергу дозволить оцінювати ефективність дій оператора при керуванні на тренажері літальним апаратом.

Ключові слова: обернена задача динаміки, передавальна функція, стійкість руху, алгоритм керування, дистанційно пілотований літальний апарат, ефективність керування, об'єкт керування, оперативне програмована траєкторія, стохастична система.

It proposed to use the concept of inverse dynamics for the synthesis software control angular motion simulator flight dynamics simulator remotely piloted aircraft. In the development of the concept of the algorithmic approach - inverse dynamic problems, an analytical expression is obtained for estimating the stability of the motion of a remotely piloted aircraft in longitudinal motion. An expression is obtained for the transfer function of the software pitch contour control loop, which allows to synthesize the control algorithm of an aircraft with the specified dynamic properties. Functional schemes for pitch angle, yaw roll control are given. This, in turn, will allow us to evaluate the effectiveness of the operator's actions when flying an aircraft on the simulator.

Keywords: inverse problem of dynamics, transfer function, motion stability control algorithm, remotely piloted aircraft, the effectiveness of management, object management, operational programmed trajectory, stochastic system.

Вступ.

Сучасна концепція підготовки операторів дистанційно пілотованих літальних апаратів (ДПЛА) заснована на переважному використанні наземних навчальних засобів, - тренажерів. В даний час у зв'язку з бурхливим розвитком комп'ютерних технологій тренажери стають високоінтелектуаль-

ними і високотехнологічними людино-машинними системами. В сучасних тренажерах, впроваджуються елементи людино-машинного інтелекту, використовуються системи імітації динаміки польоту, що забезпечують ефект занурення у віртуальну реальність.

У теперішній час теорія автоматичного регулювання та керування досягла високого рівня розвитку. Розроблена теорія оптимальних процесів та розвинені конструктивні процедури побудови оптимальних алгоритмів дозволяють розв'язати багато задач проектування автоматичних систем. Відомо, що основу теорії оптимальних систем становить математичний апарат розв'язування задач оптимізаційного характеру (Принцип максимуму, динамічне програмування, методи моментів, функції Ляпунова, аналітичне конструювання регуляторів, класичне варіаційне числення) [1-9].

Процедура застосування цих методів для побудови оптимальних керувань ґрунтується, власне кажучи, на відшуканні таких траєкторій руху, на яких реалізуються екстремальні значення функцій, що оптимізуються. З цієї точки зору методи розв'язування прямих задач динаміки, які стали тепер класичними, можна розглядати як методи оптимальних систем. Разом з тим розробка ефективних процедур побудови алгоритмів керування для імітаторів динаміки руху та тренажерах продовжує залишатися актуальною. Це зумовлене труднощами практичного застосування існуючих методів у реальному часі. Так, наприклад, задача аналітичного конструювання регуляторів для лінійної системи п'ятого порядку, яка розв'язується на основі матричного рівняння Ріккати, вимагає до декількох годин (залежно від кроку інтегрування і параметрів моделі об'єкта) роботи обчислювальної системи. Тому, отримані у даному випадку алгоритми керування є ефективними лише для даних конкретних значень параметрів об'єкта, початкових умов та різного роду збурень [8-9].

Постановка проблеми у загальному вигляді та її зв'язок з важливими науковими та практичними завданнями.

Проблематику конструювання алгоритмів керування рухом пропонується розглядати з позицій обернених задач динаміки. У прямій постановці задача синтезу алгоритмів систем керування програмним рухом зводиться до визначення законів формування керуючих функцій. У зворотній постановці задача розглядається у два етапи. На першому етапі визначаються керуючі сили, що надають потрібний рух системи. Ці сили можуть відповідати реальним фізичним силам і моментам, які необхідно додати до об'єкта керування для забезпечення оптимального програмного руху. На другому етапі розглядаються питання практичної реалізації необхідних сил і визначаються керуючі функції.

Як правило, запропоновані ідеї розглядаються на прикладах систем з одним ступенем вільності. Це обмежує можливість застосування методу розв'язання обернених задач у тих випадках, коли необхідно одночасно керувати всіма або декількома фазовими координатами багатовимірного об'єкта.

Удосконалення технології створення тренажера ДПЛА дозволить зробити підготовку пілотів-операторів на тренажерах більш ефективною. Така ефективність тренажерів ДПЛА обумовлена їх можливостями виконувати відпрацювання дій в нештатних ситуаціях, деякі з яких або небезпечні для відпрацювання в реальному польоті, або їх відпрацювання в реальному польоті заборонено. Крім цього, підготовка пілотів на тренажерах ДПЛА вигідна з економічної точки зору.

Аналіз останніх публікацій за проблематикою та визначення невирішених раніше частин загальної проблеми.

В роботі розглядаються питання синтезу програмного керування кутовим рухом в імітаторі динаміки польоту тренажера дистанційно пілотованого літального апарату на основі обернених задач динаміки. Розгляду проблем синтезу програмного (директорного) керування присвячено багато публікацій. У статті викладається методика синтезу адаптивних систем керування програмним рухом, яка базується на ідеях методу, розробленого Б.П. Петровим, Є.П. Поповим, П.Д. Крутько, Галиуллінін А.С., Л.М.Артюшиним, а також методу, який розроблений А. В. Тимофєєвим [1-9]. Разом з тим, незважаючи на їх значний науковий доробок, як на наш погляд, недостатньо дослідженим питанням залишається розгляд саме застосування концепцій оберненої задачі динаміки для синтезу програмного керування кутовим рухом в імітаторі динаміки польоту тренажера дистанційно пілотованого літального апарату.

Метою статті є обґрунтування можливості застосування концепцій оберненої задачі динаміки для синтезу програмного керування кутовим рухом в імітаторі динаміки польоту тренажера дистанційно пілотованого літального апарату.

Виклад основного матеріалу дослідження.

Процедуру застосування рішення зворотної задачі динаміки розглянемо для побудови алгоритму керування кутовим рухом динамічного об'єкта на прикладі літального апарату [1-9]. Для цього використаємо рівняння позовжнього руху літального апарату в загальному вигляді [3].

У роботах [1,3,5,9] показується, що шляхом відповідного вибору величин λ_i у виразі

$$X_i(t) = \sum_{j=1}^k C_j e^{\lambda_j t}$$

виявляється можливим синтезувати систему з необхідним спектром. При цьому для отримання прийнятого динамічного процесу в системі потрібно здійснювати "підбір" коефіцієнтів λ_i . При збільшенні розмірності об'єкта, а також числа коефіцієнтів λ_j тобто збільшенні j і k відповідно зростають труднощі підбору $\lambda_i, j=\overline{1, k}$.

Представляється можливим і інший підхід до синтезу функціонально-стійкої системи із заданими динамічними властивостями [4].

Нехай при $t=0$ стан об'єкта $X(0)=X_0$. Потрібно синтезувати керування, що надаватиме об'єкту такий рух, в результаті якого стан X змінюватиметься в часі згідно із законом, причому

$$X_n(t) - X^*(t) = C \exp(-\eta_0 t) \sin(\omega t + \varphi), \quad (1)$$

де $X^*(t)$ – бажаний закон зміни координати при встановленні програмного руху $X_n(t)$; C, φ – коефіцієнти, що визначаються на основі початкових умов; η – характеристика загасання; ω – кутова частота коливань.

Перехідний процес в системі може характеризуватися і іншими параметрами:

ξ – відносний коефіцієнт загасання; T_0 – постійна часу; Ω_0 – характеристика стійкості руху; T_k – період коливань.

Між вказаними характеристиками існують такі залежності

$$\Omega_0 = \frac{1}{T_0}, \quad \xi = \frac{\eta_0}{\Omega_0} = \eta_0 T_0, \quad T_k = \frac{2\pi}{\omega}, \quad \omega = \frac{\sqrt{1-\xi^2}}{T_0}, \quad \eta_0 = \frac{\xi}{T_0}.$$

Дослідження показують, що максимальні похибки в системі, що не перевищують 5 % мають перехідні процеси з $\xi = 0,7-0,9$, а час, за який відбувається практично повне загасання приблизно дорівнює $3T_0$. При цьому постійна часу T_0 визначає тільки масштаб процесу по осі часу t коефіцієнт загасання визначає характер перехідного процесу.

Змінюючи параметри η_0, ω в виразі (1) можна задавати потрібну якість динамічного процесу.

Диференціюючи вираз (1) за часом знаходимо

$$\dot{X}^*(t) = C \exp(-\eta_0 t) [\eta_0 \sin(\omega t + \varphi) - \omega \cos(\omega t + \varphi) + \dot{X}_n(t)].$$

У свою чергу, диференціюючи цей вираз за часом, маємо

$$\ddot{X}^*(t) = C \exp(\eta_0 t) [2\eta_0 \omega \cos(\omega t + \varphi) + (\omega^2 - \eta_0^2) \sin(\omega t + \varphi) + \ddot{X}_n(t)]. \quad (2)$$

Рівняння (2) визначає програму зміни прискорення координати X . Очевидно, шукане керування $U_n(t)$ повинно бути таким, щоб рівняння руху об'єкта співпадало з диференціальним рівнянням (2).

Для отримання закону керування зворотним зв'язком із виразів (1), (2), приймаючи $X^*(t) = X(t)$, виключаємо

$$e^{-\eta t}; \quad \sin(\omega t + \varphi); \quad \cos(\omega t + \varphi).$$

Отримаємо

$$\ddot{X}^*(t) = \ddot{X}_n(t) + 2\eta_0 [\dot{X}_n(t) - X(t)] + (\omega^2 \cdot \eta_0^2) [X_n(t) - X(t)] \quad (3)$$

Якщо в кожний момент часу $t > 0$ за допомогою органу керування створюється прискорення $X^*(t)$, то об'єкт буде здійснювати передписаний рух. Потрібна величина керування $U_n(t)$ задовольняє рівнянню

$$\ddot{X}(t) = \frac{dF(X(t), U_n(t))}{dt} = \ddot{X}_n(t) + 2\eta_0 \times \\ \times [\dot{X}_n(t) - \dot{X}(t)] + (\omega^2 + \eta_0^2)[X_n(t) - X(t)]. \quad (4)$$

Отримати точне рішення рівняння (4) відносно U_n в загальному випадку не виявляється можливим. Рівняння (4) доцільно вирішувати алгоритмічно, причому за такою схемою, яка виключила б необхідність обчислення фактичного значення $F(X(t), U_n(t))$.

Рівняння (4) може бути вирішено за допомогою такого алгоритму, побудованого за схемою такої системи

$$\dot{U}_n(t) = K(\ddot{X}^*(t) - \ddot{X}(t)), \quad (5)$$

або з урахуванням виразу (3.50)

$$\dot{U}_n(t) = K(\ddot{X}_n(t) - \ddot{X}(t)) + 2\eta_0(\dot{X}_n(t) - \dot{X}(t)) + \\ + (\omega^2 + \eta_0^2)(X_n(t) - X(t)) \quad (6)$$

причому $\eta_0 = \frac{\xi}{T_0}$, $\omega^2 + \eta_0^2 = T_0^{-2}$.

Передаточна функція зовнішнього контуру системи керування визначається виразом

$$W_X(p) = \frac{X(p)}{X_n(p)} = \frac{p^2 + 2\eta_0 p + (\omega^2 + \eta_0^2)}{p^2 + (2\eta_0 + \frac{1}{KW_0(p)})p + (\omega^2 + \eta_0^2)}, \quad (7)$$

де $W_0(p) = \frac{X(p)}{U(p)}$ – передаточна функція об'єкта керування.

Для стійкості системи керування необхідно, щоб знак коефіцієнта K збігався із знаком часткової похідної $F(X(t), U_n(t))$ за змінною, $U(t)$, тобто

$$\text{sign } K = \text{sign } \frac{\partial F}{\partial U}.$$

При $|K| \rightarrow \infty$, $W(p) \rightarrow I$, має місце ідеальне виконання кінематичного закону зміни регульованої змінної, тобто $X(t) = X_n(t)$. Причому ця умова виконується інваріантно по відношенню до об'єкта керування.

При цьому характерною особливістю є те, що методологія побудови систем керування з заданим спектром дозволяє синтезувати алгоритми не вдаючись до детальних рівнянь і ідентифікації параметрів руху об'єкта.

Розглянемо особливості побудови алгоритму керування в поздовжньому русі кутом тангажа на основі рішення зворотної задачі динаміки.

Використаємо рівняння поздовжнього руху літального апарату в загальному вигляді

$$m \dot{V}(t) = P \cos \alpha - X - G \sin \theta; \quad (8)$$

$$mV \dot{\theta}(t) = P \sin \alpha + Y - G \cos \theta ; \quad (9)$$

$$I_Z \dot{\omega}_Z(t) = M_Z(\delta_B, \omega_Z, \alpha, \dots), \quad (10)$$

$$\dot{H}(t) = V \sin \theta ; \quad (11)$$

$$\dot{\vartheta}(t) = \omega_Y \sin \gamma + \omega_Z \cos \gamma ; \quad (12)$$

$$\theta = \vartheta - \alpha, \quad (13)$$

де V, H – швидкість і висота польоту; $\alpha, \nu, \theta, \gamma$ – кути атаки, тангажу, нахилу траєкторії, крену; I_Z – момент інерції відносно осі OZ ; ω_Z, ω_Y – кутові швидкості обертання відносно осі OZ , осі OY відповідно; m, G – маса і вага літального апарату; M_Z – керуючий момент; σ_B – відхилення руля висоти.

В роботі [4] пропонується методика побудови алгоритму керування кутом тангажу ϑ на основі рішення зворотних задач динаміки в передбаченні, що $\vartheta_n = const$. Проте на практиці має науковий і практичний інтерес випадок, коли $\vartheta_n(t) = var$. При цьому необхідно, щоб процес встановлення назначеного кутового положення підкорявся кінематичному закону

$$\vartheta_n(t) - \vartheta^*(t) = C_\vartheta \exp(-rt). \quad (14)$$

Стала C_ϑ визначається з умови $\vartheta^*(0) = \vartheta_0$ і дорівнює $C_\vartheta = \vartheta_n(0) - \vartheta_0$.

Відомо, що для керування кутовим положенням літального апарату по тангажу необхідно відповідним чином керувати кутовою швидкістю ω_Z .

З рівняння (3.58) знаходимо

$$\omega_Z = [\dot{\vartheta}(t) - \omega_Y \sin \gamma](\cos \gamma)^{-1}. \quad (15)$$

Диференціюючи вираз (3.60) за часом, маємо

$$\dot{\vartheta}^*(t) = rC_\vartheta \exp(-rt) + \dot{\vartheta}_n(t). \quad (16)$$

Підставляючи в вираз (3.60) замість $\dot{\vartheta}(t)$ вираз $\dot{\vartheta}^*(t)$ з (16), отримаємо

$$\omega_Z^*(t) = [rC_\vartheta \exp(-rt) + \dot{\vartheta}_n(t) - \omega_Y \sin \gamma](\cos \gamma)^{-1}. \quad (17)$$

Враховуючи, що $C_\vartheta \exp(-rt) = \vartheta^*(t) - \vartheta_n(t)$ із виразу (17) при $\vartheta^* = \vartheta$ знаходимо шукане розрахункове співвідношення

$$\omega_Z^*(\vartheta) = [r(\vartheta_n - \vartheta) + \dot{\vartheta}_n - \omega_Y \sin \gamma](\cos \gamma)^{-1}. \quad (18)$$

Таким чином, програмне значення кутової швидкості тангажа формується за схемою зі зворотним зв'язком. Причому величина $\omega_Z^*(\vartheta)$ у даному випадку безпосередньо визначається поточним значенням неузгодження $\Delta\vartheta = \vartheta_n - \vartheta$ заданою кутовою швидкістю. $\dot{\vartheta}_n$ при цьому передбачається, що кут крену γ і кутова швидкість ω_Y , що характеризують боковий рух літального апарату, є відомими параметрами і вимірюються відповідними вимірювачами.

Розглянемо особливості побудови алгоритму керування кутовою швидкістю ω_Z на основі запропонованої методики.

Нехай в початковий момент часу $t = 0$, $\omega_Z(0) = \omega_{Z0}$. Синтезуємо керування при якому ЛА набуває обертальний рух відносно осі OZ з кутовою швидкістю $\omega_{Zn}(t) = \omega_Z^*(t)$.

Задача, що розглядається може бути зведена до визначення моменту M_Z під дією якого здійснюється обертання апарату. Керуючий момент відшукується у відповідності з законом зміни кутової швидкості

$$\omega_Z^*(t) - \omega_Z^{**}(t) = C_\omega \exp(-\lambda t), \quad (19)$$

де ω_Z^{**} величина, що характеризує бажаний процес зміни кутової швидкості при установці назначеного режиму обертового руху.

Стала $C_\omega = \omega_Z^*(0) - \omega_Z^{**}(0)$ вибирається із умови $\omega_Z^*(0) = \omega_{Z0}$.

Параметр λ характеризує інтенсивність затухання відхилень

$$\Delta\omega_Z = \omega_Z^* - \omega_Z^{**}. \quad (20)$$

Диференціює вираз (19) по t маємо

$$\omega_Z^{**}(t) + \lambda\omega_Z^{**}(t) = \lambda\omega_Z^*(t) + \dot{\omega}_Z^*(t). \quad (21)$$

Очевидно, керуючий момент повинен бути таким, щоб рівняння обертового руху літального апарату відповідало рівнянню (21).

Практично ідеальний збіг рівнянь неможливий, тому що при синтезі алгоритму можливо лише забезпечити наближення (з визначеною ступеню) рівняння керуючого процесу ω_Z^{**} до моделі назначеної траєкторії ω_Z^{**} . Для визначення шуканого керування скористаємося рівнянням (10), яке представимо у такому вигляді

$$\dot{\omega}_Z(t) = I_Z^{-1} M_Z(\delta_B, \omega_Z, \alpha, \dots) = \varepsilon_Z(\delta_B, \omega_Z, \alpha, \dots). \quad (22)$$

Отже, замість моменту M_Z можна розглядати прискорення $\varepsilon_Z(\delta_B, \omega_Z, \alpha, \dots)$ обертового руху, так як між M_Z і ε_Z існує однозначна залежність.

Приймемо в якості керуючого параметру (в контурі керування ω_Z) прискорення ε_Z .

Позначимо через $\varepsilon_Z^{**}(t) = \dot{\omega}_Z^{**}(t)$ керуюче прискорення при якому реалізується кінематичний закон зміни кутової швидкості (22).

Це прискорення визначається з урахуванням (21)

$$\varepsilon_Z^{**}(t) = \lambda C_\omega \exp(-\lambda t) + \dot{\omega}_Z^*. \quad (23)$$

Вираз (23) визначає програму зміни керуючого прискорення. На його основі отримуємо закон керування зі зворотним зв'язком.

З виразу (21) випливає, що

$$\varepsilon_Z^{**}(t) = \dot{\omega}_Z^{**}(t) = \lambda(\omega_Z^*(t) - \omega_Z^{**}(t)) + \dot{\omega}_Z^*(t).$$

Приймаючи $\omega_Z^{**}(t) = \omega_Z(t)$ – поточне значення кутової швидкості ω_Z .

Таким чином, якщо в кожний момент часу $t > 0$ з допомогою руля висоти створюється прискорення ε_Z^* , то літальний апарат буде здійснювати предписаний рух, що визначається кінематичним законом. При цьому потрібна величина кута відхилення руля висоти задовольняє рівнянню

$$\varepsilon_Z(\delta_{Bn}, \omega_Z, \dots) = I_Z^{-1} M(\delta_{Bn}, \omega_Z, \dots) = \lambda(\omega_Z - \omega_Z^*) + \dot{\omega}_Z^*. \quad (24)$$

У загальному випадку (без припущень і наближень) отримати точне рішення рівняння (24) не представляється можливим оскільки зазвичай не має точних теоретичних залежностей моменту M_Z^* від параметрів руху. Це пов'язано з необхідністю ідентифікації коефіцієнтів $m_Z^{\delta_B}$, $m_Z^{\omega_Z}$, ..., що складно технічно і теоретично. Рівняння (24) може бути вирішено алгоритмічно. Причому при цьому не вимагається обчислень фактичного значення моменту (або прискорення) в залежності від положення руля висоти.

Пропонується такий алгоритм рішення рівняння (24)

$$\dot{\delta}_B(t) = K_{\varepsilon Z}(\varepsilon_Z^{**} - \dot{\omega}_Z) = K_{\varepsilon Z}(\dot{\omega}_Z^* - \dot{\omega}_Z + \lambda(\omega_Z^* - \omega_Z)]. \quad (25)$$

Очевидно, такий алгоритм цілковито узгоджується з оцінкою асимптотичної стійкості руху об'єкта. Особливість розглядуваного алгоритму полягає у наступному:

1. Для функціонування алгоритму не потрібно обчислювати M_Z .

Ця особливість є наслідком того, що в якості робочої інформації використовується прискорення обертального руху.

Така особливість цілковито узгоджується з положенням про те, що використання прискорень в законах керування надає автоматичним системам властивості адаптивності і параметричної варіантності. Ця обставина має суттєве значення для проектування системи керування польотом літальних апаратів.

2. Формування потрібної швидкості відхилень руля висоти $\dot{\delta}_B$ здійснюється безпосередньо за змінами.

3. Для стійкості системи необхідно щоб знак коефіцієнта $K_{\varepsilon Z}$ співпадав зі знаком часткової похідної моменту M_Z за змінною δ_B , тобто

$$\text{sign} K_{\varepsilon Z} = \text{sign} \left(\frac{\partial M_Z}{\partial \delta_B} \right)$$

Якщо $m_Z^{\delta_B} < 0$, тоді і $K_{\varepsilon Z} < 0$.

4. Величина $K_{\varepsilon Z}$ визначає швидкодію контуру прискорення.

5. При $K_{\varepsilon Z} \rightarrow \infty$ теоретично має місце ідеальне виконання умови $\omega_Z(t) = \omega_Z^*(t)$. При великих $|K_{\varepsilon Z}|$ будуть надмірно проявлятися похибки вимірювання.

Величина $K_{\varepsilon Z}$ може бути визначена таким чином

$$K_{\varepsilon Z} = \frac{5\lambda + m_Z^{\omega_\varepsilon}}{m_Z^{\delta_B}}; \quad T_{\omega_Z} = 5T_{\varepsilon Z}; \quad \lambda = \frac{1}{T_{\omega_Z}}.$$

Для аналізу динаміки керуючого процесу скористаємося таким рівнянням

$$I_Z \dot{\omega}_Z = \frac{\rho V^2}{2} S b_A (m_Z^{\omega_Z} \omega_Z + m_Z^{\delta_B} \delta_B + \Delta M_Z). \quad (26)$$

Тут доданок ΔM_Z представляє ту частину моменту M_Z , яка обумовлена зміною інших параметрів руху, наприклад кута атаки α , швидкості його зміни $\dot{\alpha}$ і ін. Для стійких контурів керування зазвичай величина ΔM_Z обмежена, і більш того є зникаючою функцією.

Нехтуючи величиною ΔM_Z представимо вираз (26) в операторній формі:

$$[I_Z p^2 - M_Z^{\omega_Z} p] \mathfrak{G}(p) = M_Z^{\delta_B} \delta_B(p). \quad (27)$$

Звідки безпосередньо слідує

$$\delta_B(p) = \mathfrak{G}(p) \frac{I_Z p^2 - M_Z^{\omega_Z} p}{M_Z^{\delta_B}}. \quad (28)$$

Підставляючи вираз (28) в (27), маємо

$$p^2 \frac{\mathfrak{G}(p)}{\mathfrak{G}_n(p)} \frac{(I_Z p^2 - M_Z^{\omega_Z})}{M_Z^{\delta_B}} = K_{\varepsilon Z} \left[1 - \frac{\mathfrak{G}(p)}{\mathfrak{G}_n(p)} \right] \left[\frac{1}{T_0^2} + \frac{2\xi}{T_0} p + p^2 \right]. \quad (29)$$

Позначимо $\frac{\mathfrak{G}(p)}{\mathfrak{G}_n(p)} = W_{\mathfrak{G}}$ – передаточна функція контуру програмного керування кутом тангажу. З виразу (29) знаходимо

$$W_X = \frac{\frac{1}{T_0^2} + \frac{2\xi}{T_0} p + p^2}{T_0^{-2} + 2\xi T_0^{-1} p_0 \left(1 - \frac{M_Z^{\omega_Z}}{M_Z^{\delta_B} K_{\varepsilon Z}} \right) + \frac{I_Z}{M_Z^{\delta_B} K_{\varepsilon Z}} p^3}. \quad (30)$$

Звідки слідує, що при $|K_{\varepsilon Z}| \rightarrow \infty$, $W_X \rightarrow 1$ має місце виконання умови $\mathfrak{G}_n(t) = \mathfrak{G}(t)$, тобто точне відслідковування об'єктом заданого значення кута тангажа.

Аналіз отриманого виразу (30) дозволяє зробити висновок, що для забезпечення стійкості системи необхідно і достатньо виконання такої умови

$$K_{\varepsilon Z} < \frac{M_Z^{\omega_Z}}{M_Z^{\delta_B}} + \frac{I_Z}{2M_Z^{\delta_B} T_0 \xi}. \quad (31)$$

При формуванні структури системи керування по каналу кута тангажу у відповідності з (26) необхідно здійснювати вимірювання кутового прискорення $\ddot{\mathfrak{G}}(t)$. На практиці це може бути пов'язано з різного роду труднощами, які обумовлюються великими похибками вимірювачів (особливо при зв'язаному поздовжньому і боковому рухах літального апарату). Причому, саме похибки вимірювання $\ddot{\mathfrak{G}}(t)$ мають найбільш суттєвий вплив на якість процесу керування.

З метою виключення необхідності вимірювання величини $\ddot{\mathfrak{G}}(t)$ пропонується використовувати такі залежності

$$\dot{\mathfrak{G}}(t) = \omega_C \sin \gamma + \omega_Z \cos \gamma. \quad (32)$$

Враховуємо

$$\dot{\gamma}(t) = \omega_X \operatorname{tg} \mathfrak{G} (\omega_X \cos \gamma - \omega_Z \sin \gamma), \quad (33)$$

З урахуванням виразу маємо

$$\ddot{\mathfrak{G}}(t) = \dot{\omega}_Y \sin \gamma + \omega_Z \cos \gamma + [\omega_Z \operatorname{tg} \mathfrak{G} (\omega_Y \cos \gamma - \omega_Z \sin \gamma)] (\omega_Y \cos \gamma - \omega_Z \sin \gamma). \quad (34)$$

Аналогічно, може бути отримана структура системи керування кутами крену Υ , нишпорення Ψ . При цьому пропонується використовувати такі співвідношення

$$\begin{aligned} \ddot{\Upsilon}(t) = & \dot{\omega}_X - \left\{ \frac{1}{\cos^2 \mathfrak{G}} (\omega_Y \cos \gamma - \omega_Z \sin \gamma) \dot{\mathfrak{G}} + \operatorname{tg} \mathfrak{G} \times \right. \\ & \times [\dot{\omega}_Y \cos \gamma - \dot{\omega}_Z \sin \gamma - (\omega_Y \sin \gamma - \omega_Z \cos \gamma) \times \\ & \left. \times (\omega_Z - \operatorname{tg} \mathfrak{G} (\omega_Y \cos \gamma - \omega_Z \sin \gamma))] \right\}; \end{aligned} \quad (35)$$

$$\dot{\psi}(t) = (\omega_Y \cos \gamma - \omega_Z \sin \gamma)(\cos \vartheta)^{-1}; \quad (36)$$

$$\begin{aligned} \ddot{\psi}(t) = & \{ [\dot{\omega}_Y \cos \gamma - \dot{\omega}_Z \sin \gamma] \cos \vartheta + \\ & + [\omega_X - \operatorname{tg} \vartheta (\omega_Y \cos \gamma - \omega_Z \sin \gamma)] \times \\ & \times [\omega_Y \sin \gamma (\cos \gamma - \cos \gamma \vartheta) - \omega_Z (\cos \gamma \cos \vartheta + \\ & + \sin^2 \gamma)] \} \times \cos^{-2} \vartheta; \end{aligned} \quad (37)$$

$$\delta_\gamma = K_\gamma [\ddot{\gamma}_n - \ddot{\gamma} + 2\xi_\gamma T_{0\gamma}^{-1} (\dot{\gamma}_n - \dot{\gamma}) + T_{0\gamma}^{-2} (\gamma_n - \gamma)]; \quad (38)$$

$$\delta_\psi = K_\psi [\ddot{\psi}_n - \ddot{\psi} + 2\xi_\psi T_{0\psi}^{-1} (\dot{\psi}_n - \dot{\psi}) + T_{0\psi}^{-2} (\psi_n - \psi)]. \quad (39)$$

Функціональні схеми системи керування кутами γ , ψ приведені відповідно на рис.2, рис.3.

Висновки

На основі методів теорії автоматичного керування запропонована методика синтезу програмного керування кутовим рухом в імітаторі динаміки польоту тренажера дистанційно пілотованого літального апарату. У розвитку концепцій алгоритмічного підходу – зворотних задач динаміки отриманий аналітичний вираз для оцінки стійкості дистанційно пілотованого літального апарату у поздовжньому русі. Отриманий вираз передавальної функції контуру програмного керування кутом тангажа дозволяє синтезувати алгоритм керування дистанційно пілотованим літальним апаратом із заданими динамічними властивостями на основі вирішення зворотних задач динаміки. Це в свою чергу дозволяє оцінювати ефективність дій оператора при керуванні на тренажері літальним апаратом.

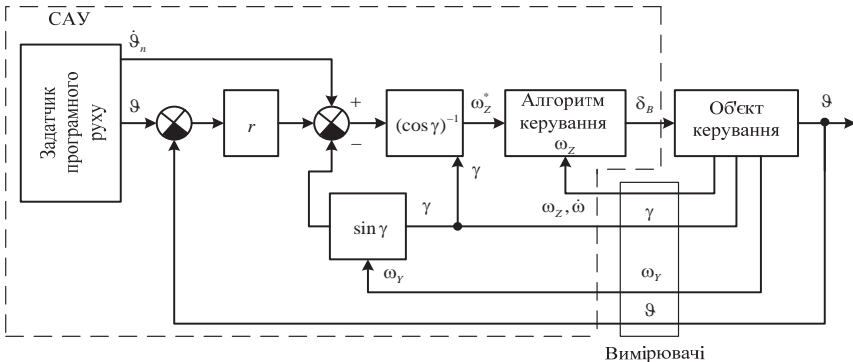


Рис. 1 – Функціональна схема керування кутом тангажа

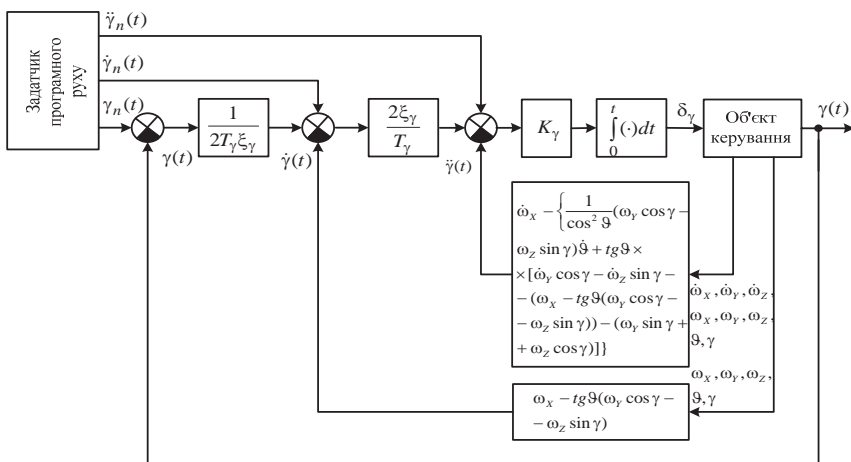


Рис. 2 – Функціональна схема керування кутом крена

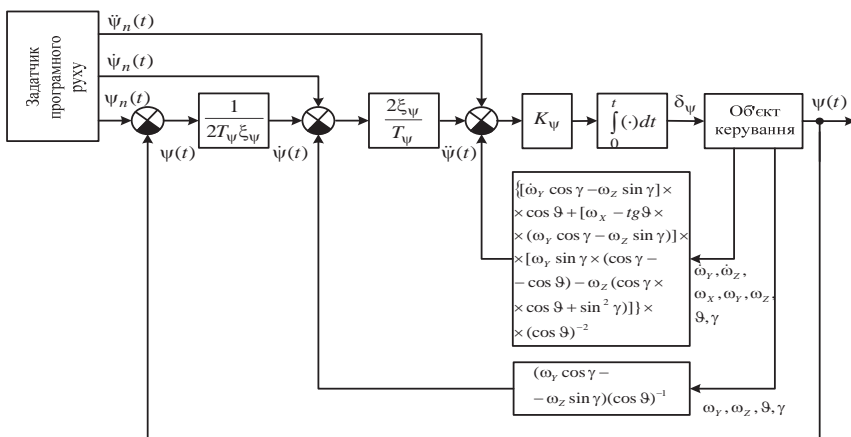


Рис. 3 – Функціональна схема керування кутом нищпорення

1. Петров Б.Н., Крутько П.Д. Конструирование алгоритмов управления полетом на основе решения обратных задачи динамики. Продольное движение. М., Техническая кибернетика, №2, 1981, с. 162-170.
2. Артюшин Л.М., Панов В.И., Шамоу Г.В. Синтез алгоритмов управления полета на основе решения обратных задач динамики. Киев: КВВАИУ, 1982, 44с.
3. Машиков О.А. Некоторые особенности синтеза системы автоматического управления полетом летательного аппарата на основе решения обратной задачи динамики / Отдельный тематический научно-технический сборник. К.: КВВАИУ, 1985, С. 49-51.
4. Машиков О.А. Структура системы управления угловым положением самолета с заданными динамическими характеристиками / Научно-методические материалы по вопросам повышения эффективности и надежности систем авиационного

оборудования. – К.:КВВАИУ, 1985, С. 39-42.

5. Галиуллин А.С. Методы решения обратных задач динамики. М.: Наука, 1986, 224 с.

6. Машков О.А. Особенности применения метода обратных задач динамики для многомерных систем автоматического управления / Научно- методический сборник, Вып.1. Оборудование летательных аппаратов.- К.: КВВАИУ, 1987, С. 47-49.

7. Машков О.А. Синтез многомерных автоматических систем на основе решения обратных задач динамики. Киев.: КВВАИУ, 1989, 76 с.

8. Артюшин Л.М., Машков О.А., Сивов Н.С. Теория автоматического управления. Киев.: КИ ВВС, 1996, 686с.

9. Теорія автоматичного керування / Л.М. Артюшин, О.А. Машков, Б.В. Дурняк, М.С. Сивов. – Львів: Вид-во УАД, 2004. – 272 с.

Поступила 1.02.2018р.

УДК 629.7.072.8

О.А. Машков¹, д.т.н., проф., Б.В.Дурняк ², д.т.н., проф., Ю.В. Мамчур¹,
О.В. Тимченко^{2,3}, д.т.н., професор

СИНТЕЗ АЛГОРИТМУ ПРОГРАМНОГО КЕРУВАННЯ НА ТРЕНАЖЕРІ ДИСТАНЦІЙНО ПІЛІТОВАНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТА НА ОСНОВІ АЛГОРИТМІЧНОЇ ПРОЦЕДУРИ РІШЕННЯ ОБЕРНЕНОЇ ЗАДАЧІ ДИНАМІКИ (ДЕТЕРМІНОВАНА ПОСТАНОВКА)

Запропоновано застосовувати концепцію оберненої задачі динаміки для синтезу програмного керування кутовим рухом в імітаторі динаміки польоту тренажера дистанційно пілотованого літального апарату. У розвитку концепцій алгоритмічного підходу – зворотних задач динаміки отриманий аналітичний вираз для оцінки стійкості руху у поздовжньому русі. Наведені функціональні схеми керування кутами тангажу, крена нишпорення. Запропоновані теоретичні положення розглянуто на модельному прикладі.

Ключові слова: обернена задача динаміки, передавальна функція, стійкість руху, алгоритм керування, дистанційно пілотований літальний апарат, ефективність керування, об'єкт керування, оперативне програмована траєкторія, стохастична система.

It is proposed to use the concept of the inverse dynamics problem for the synthesis of the software for controlling angular motion in the simulator of flight dynamics of a remotely manned aircraft. In the development of the concepts of the algorithmic approach - inverse dynamics problems, an analytical expression was

¹ Державна екологічна академія післядипломної освіти та управління, Київ

² Українська академія друкарства, Львів

³ Uniwersytet Warmińsko-Mazurski w Olsztynie