

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

obtained for estimating the stability of motion in longitudinal motion. The functional schemes of control of angles of a pitch, a yaw roll are resulted. The proposed theoretical positions are considered on the model example.

Keywords: inverse dynamics problem, transfer function, motion stability, control algorithm, remotely manned flying machine, control efficiency, control object, operational programmable trajectory, stochastic system.

Вступ. У теперішній час 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 [1-9]. До них відносяться принцип максимуму, динамічне програмування, методи моментів, функції Ляпунова, аналітичне конструювання регуляторів, класичне варіаційне числення. Проблематику конструювання алгоритмів керування рухом можна розглядати з позицій обернених задач динаміки [1-7]. Цей підхід може розглядатися як у детермінованій так й у стохастичній постановки. У статті розглянуто детермінований підхід, який запропоновано реалізувати у тренажері дистанційно пілотованого літального апарату при формуванні програмного керування та його відпрацювання оператором.

Мета статті – розгляд особливостей синтезу алгоритму керування в імітаторі динаміки польоту тренажеру дистанційно пілотованого літального апарата при застосуванні методу розв'язання обернених задач у випадку, коли необхідно одночасно керувати всіма або декількома фазовими координатами багатовимірною об'єкта. Ці питання у статті розглядаються у двох випадках. По-перше розглядається штатний режим: імітатор відпрацьовує програмну траєкторію руху літального апарата, а завдання оператора відпрацювати програму спеціального завдання апарата. У другому випадку розглядається можливість нештатних ситуацій, - ускладнення пілотування в умовах зовнішніх збурень.

Синтез програмного керування в імітаторі динаміки польоту тренажера на основі алгоритмічної процедури рішення оберненої задачі динаміки

Розглянемо алгоритм керування в імітаторі динаміки польоту дистанційно пілотованого літального апарату, що забезпечує стабілізацію об'єкта керування на оперативне-програмованій траєкторії при виникненні нештатних ситуацій. [1-9].

Початкове рівняння керованого детермінованого руху приймає вигляд

$$\begin{aligned} \dot{X} &= AX(t) + BU(t), \quad Z(t) = HX(t), \\ U(x) &= CZ(t) = CHX(t). \end{aligned} \quad (1)$$

Нехай оперативне-програмована траєкторія руху $X^*(t)$ задана диференціальним рівнянням

$$X^*(t) = \Gamma X^*(t), \quad X^*(0) = X_0. \quad (2)$$

Умовимося, що характер зміни функцій $\{X_i(t)\}$, $i = \overline{1, n}$ відповідає бажаній динаміці системи при $X(t) \rightarrow O(n)$. Функції $\{X_i^*\}$, $i = \overline{1, n}$ можуть бути назначені з урахуванням фізичного змісту задачі і визначені не тільки у вигляді рішень диференціального рівняння, але і у вигляді аналітичних виразів.

Потрібно знайти матрицю C , розмірності (m, k) закону керування в результаті наближення траєкторії $X(t) \rightarrow X^*(t)$. Ступінь наближення може характеризуватися функціоналом

$$J(c) = \int_0^T [X(t) - X^*(t)]^T V [X(t) - X^*(t)] dt. \quad (3)$$

Передбачається при цьому, що структура матриці V у (3) відповідає структурі математичної моделі керованої системи, так що мінімізація функціонала $J(c)$ забезпечує наближення $X(t) \rightarrow X^*(t)$. Найчастіше матриця V вибирається діагональною, елементи якої зворотно пропорційні квадратам максимально допустимих відхилень поточних координат $X_i(t)$ від еталонних координат $X_i^*(t)$, тобто

$$V = \text{diag}\{[X_i(t) - X_i^*(t)]_{\text{макс}}^{-2}\}, \quad i = \overline{1, n}. \quad (4)$$

Отже, розглядаємо задачу визначення оптимальних параметрів $\{c_{ij}\}$ закону керування, при яких досягається мінімум $J(c)$.

Для вирішення даної задачі перетворимо початкові рівняння (1). З цією метою введемо k векторів

$$\begin{aligned} c_1^T &= [c_{11} \ c_{21} \ \dots \ c_{m1}] \\ c_2^T &= [c_{12} \ c_{22} \ \dots \ c_{m2}] \\ &\dots \dots \dots \\ c_k^T &= [c_{1k} \ c_{2k} \ \dots \ c_{mk}] \end{aligned} \quad (5)$$

утворених із стовпців матриці C . Крім того, з рядків матриці H визначимо також k векторів

$$\begin{aligned} h_1^T &= [h_{11} \ h_{12} \ \dots \ h_{1n}] \\ h_2^T &= [h_{21} \ h_{22} \ \dots \ h_{2n}] \\ &\dots \dots \dots \\ h_k^T &= [h_{k1} \ h_{k2} \ \dots \ h_{kn}] \end{aligned} \quad (6)$$

Таким чином, рівняння системи (1) можна представити у вигляді

$$\dot{X}(t) = AX(t) + BU(t) = F(X, U), \quad (7)$$

$$U = \left(\sum_{i=1}^k c_i h_i^T \right) X = G(X, C). \quad (8)$$

Приймаючи $C = C^0 + \delta$, введемо (n, m) – матриці чутливості

$$\psi_i(t, C^0) = \left[\frac{\partial X(t, C)}{\partial C_i} \right]_{\delta=0}, \quad i = \overline{1, k} \quad (9)$$

вектору стану керованої системи по відношенню до змін її параметрів.

Крім того, введемо (m, m) – матриці

$$\theta_i(t, C^0) = \left[\frac{\partial U(t, C)}{\partial C} \right]_{\delta=0}, \quad i = \overline{1, k} \quad (10)$$

чутливості керуючих функцій

Знайдемо співвідношення для визначення ψ_i, θ_i . С урахуванням (7), (8) маємо,

$$\frac{\partial \dot{X}(t, C)}{\partial C_i} = F_X \frac{\partial X(t, C)}{\partial C_i} + F_U \frac{\partial U(t, C)}{\partial C_i} \quad (11)$$

$$\frac{\partial U(t, C)}{\partial C_i} = G_X \frac{\partial X(t, C)}{\partial C_i} + G_{C_i}(x, C) \quad (12)$$

де

$$\begin{aligned} \frac{\partial F(x, u)}{\partial X}, \quad F_X &\triangleq \frac{\Delta F(x, u)}{\Delta X}, \\ G_X &\triangleq \frac{\Delta G(x, C)}{\Delta X}, \quad G_{C_i} &\triangleq \frac{\Delta G(x, C)}{\Delta C_i}. \end{aligned}$$

Відповідно до (7), (8) часткові похідні рівні

$$F_X = A, \quad F_U = B, \quad G_X = \sum_{i=1}^k c_i h_i^T, \quad G_{C_i} = h_i^T X(t, C). \quad (13)$$

Підставляючи (13) в (11) і (12), отримаємо

$$\frac{\partial X(t, C)}{\partial C_i} = A \frac{\partial X(t, C)}{\partial C_i} + B \frac{\partial U(t, C)}{\partial C_i}, \quad (14)$$

$$\frac{\partial U(t, C)}{\partial C_i} = \left(\sum_{i=1}^k c_i h_i^T \right) \frac{\partial X(t, C)}{\partial C_i} + h_i^T X(t, C). \quad (15)$$

Приймаючи $\delta = 0$ з урахуванням (9), (10), отримаємо рівняння для функцій чутливості

$$\frac{d\psi_i(t, C)}{dt} = A\psi_i(t, C^0) + B\theta_i(t, C^0), \quad (16)$$

$$\theta_i(t, C^0) = \left(\sum_{i=1}^k c_i^0 h_i^T \right) \psi_i(t, C^0) + h_i^T X(t, C^0), \quad (17)$$

$$\psi_i(0, C^0) = 0, \quad i = 1, 2, \dots, k. \quad (18)$$

Вектор-функція $X(t, C^0)$, що входить в (17) визначається з урахуванням (1) в результаті інтегрування рівняння

$$\frac{dX(t, C^0)}{dt} = (A + BC^0H)X(t, C^0), \quad (19)$$

$$X(0, C^0) = X_0. \quad (20)$$

Підставляючи (17) в (16), маємо

$$\frac{d\psi_i(t, C^0)}{dt} = (A + BC^0H)\psi_i(t, C^0) + B[h_i^T X(t, C^0)]. \quad (21)$$

Таким чином, для визначення функцій чутливості замкнутої системи слід інтегрувати k матричних рівнянь (3.108) і одне векторне рівняння (19).

Далі вважаючи відомими $\psi_i(t, C^0)$ і $X(t, C^0)$, представимо вектор стану $X(t, C) = X(t, C^0 + \delta)$ наближеним виразом

$$X(t, C) = X(t, C^0) + \sum_{i=1}^k \psi_i(t, C^0) \delta_i \quad (22)$$

яке встановлює явну залежність $X(t, C)$ від параметрів закону керування.

Підставляючи (22) в (3) функціонал мінімізації представимо у вигляді

$$I(\delta) = \int_0^T \sum_{i=1}^k \psi_i(t, C^0) \delta_i - \Delta(t, C^0) J^T V \left[\sum_{i=1}^k \psi_i(t, C^0) \delta_i - \Delta(t, C^0) \right] dt, \quad (23)$$

де вектор-функція $X(t) - X(t, C)$ характеризує відхилення фактичної траєкторії руху від призначеної.

Отже, задача наближення $X(t, C^0) \rightarrow X^*(t)$ зведена до відшукування векторів δ_μ , які мінімізують функціонал (23). Мінімум $I(\delta)$ досягається при таких значеннях $I(\delta_\mu^0)$ які задовольняють системі векторних рівнянь

$$\frac{\partial I(\delta)}{\partial \delta_\mu} = 0, \quad \delta_\mu^T = [\delta_{C1\mu} \delta_{C2\mu} \dots \delta_{Cm\mu}], \quad \mu = 1, 2, \dots, k. \quad (24)$$

Щоб отримати ці рівняння в явній формі, виконаємо диференціювання (23) по вектору δ_μ .

Тоді матимемо

$$\int_0^T \psi_i^T(t, C^0) \mathcal{V} \left[\sum_{\mu=1}^k \psi_\mu(t, C^0) \delta_\mu - \Delta(t, C^0) \right] dt = 0. \quad (25)$$

Вводячи позначення

$$P_{i\mu}(C^0, T) \triangleq \int_0^T \psi_i^T(t, C) \mathcal{V} \psi_\mu(t, C^0) dt, \quad (26)$$

$$\gamma_i(C^0, T) \triangleq \int_0^T \psi_i^T(t, C^0) \mathcal{V} \Delta(t, C^0) dt, \quad (27)$$

рівняння (25) прийме вигляд

$$P(C^0, T) \delta_C^0 = \gamma(C^0, T). \quad (28)$$

Матриця $P(C^0, T)$ позитивно визначена, тому її визначник відмінний від нуля.

Отже, вектор δ_C^0 може бути визначений з виразу (28)

$$\delta_C^0 = P^{-1}(C^0, T) \gamma(C^0, T). \quad (30)$$

Вектор δ_C^0 досягає локальний мінімум функціоналу $I(\delta) = I(C^0 + \delta)$ при заданому значенні C^0 . Скільки завгодно високий ступінь наближення можна отримати багатократним вирішенням рівняння

$$P(C^s, T) \delta_C^s = \gamma(C^s, T), \quad (31)$$

формуємо кожного разу для знов обчисленого значення матриці $C^{s+1} = C^s + \delta^s$, $s = 0, 1, \dots$. На цьому і засновано алгоритм пошуку оптимальних параметрів закону управління.

При виконанні обчислювальних процедур в імітаторі динаміки польоту тренажеру ДПЛА доцільно використовувати структуру пропонованого алгоритму, яка включає необхідні процедури і послідовність виконуваних операцій.

Структура алгоритму складається з послідовності приписів.

Припис 1. Інтегрувати (на один шаг) диференціальне рівняння замкнутої системи

$$\frac{dX(t, C^s)}{dt} = (A + BC^s H) X(t, C^s H) X((t, C^s), \quad X((0, C^s) + X_0$$

при даному значенні C^s .

Притис 2. Інтегрувати диференціальне рівняння еталонного руху

$$\frac{dX^*(t)}{dt} = \Gamma X^*, \quad X^*(0) = X_0$$

і обчислити вектор функцію

$$\Delta(t, C^S) = X^*(t) - X(t, C^S)$$

на поточному кроку інтегрування.

Притис 3. Інтегрувати (на один крок) систему матричних диференціальних рівнянь чутливості

$$\frac{d\psi_i(t, C^S)}{d} = [A + BC^S H]\psi_i(t, C^S) + B[h_i^T X(t, C^S)],$$

$$\psi_i(0, C^S) = 0, \quad i = \overline{1, k}.$$

Притис 4. Інтегрувати (на один шаг) вирази

$$\frac{dP_{ij}(C^S, t)}{dt} = \psi_i^T(t, C^S) V \psi_j(t, C^S); \quad P_{ij}(C^S, 0) = O_{ij};$$

$$\frac{d\gamma(C^S, t)}{dt} = \psi_i^T(t, C^S) V \Delta(t, C^S); \quad \gamma_i(C^S, 0) = O_i, \quad i, j = \overline{1, k}$$

Притис 5. Виконати порівняння

якщо

$t - T$

$$\left\{ \begin{array}{l} < 0 \\ > 0 \end{array} \right.$$

то продовжити інтегрування
– перейти до припису 1;

то закінчити інтегрування
– перейти до припису 6.

Притис 6. Сформувати (m_k, m_k) – матрицю

$$P(C^S, T) = \{P_{ij}(C^S, T)\}$$

і m_k мірний вектор

$$\gamma(C^S, T) = \{\gamma_i(C^S, T)\}.$$

Притис 7. Обчислити вектор-поправку параметрів

$$\delta_C^S = P^{-1}(C^S, T)\gamma(C^S, T).$$

Притис 8. Сформувати матрицю

$$\delta^S = [\delta_1^S \delta_2^S \dots \delta_k^S]$$

з компонентів вектору

$$\delta_C^S = \{(\delta_1^S)^T (\delta_2^S)^T \dots (\delta_k^S)^T\}^T$$

і обчислити нове значення

$$C^{s+1} = C^s + \delta^s$$

матриці шуканих параметрів закону керування.

Припис 9. Вивести результати рахунку на друк

$$C^s, \delta^s, I(C^s), s \dots$$

Припис 10. Перевірити ознаку закінчення процесу оптимізації

– обчислити квадрат довжини вектору

$$\|\delta^s_C\| = (\delta^s_C)^T (\delta^s_C),$$

– виконати порівняння:

$$\| \delta^s_C \| - \varepsilon_C \begin{cases} > 0, & \text{то провести черговий цикл обчислень,} \\ & \text{перейти до припису 11;} \\ \leq 0, & \text{то рахунок закінчено.} \end{cases}$$

Припис 11. Відновити початкові умови:

$$X(0, C^s) = X_0, \quad \psi_i(0, C^s) = 0, \quad P_{ij}(C^s, 0) = 0,$$

$$X^*(0) = X_0, \quad \gamma_i(C^s, 0) = 0, \quad i, j = \overline{1, k}$$

Припис 12. Перейти до припису 1 на повторення циклу обчислень при черговому значенні .

Запропонований теоретичний підхід розглянемо на модельному прикладі.

Модельний приклад. Розглянемо ДПЛА динаміка руху якого описується матричним диференціальним рівнянням (1) та має відповідні матриці

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -0,3 & -3 & -0,1 \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} 2 & 1 & 4 \\ 0 & 3 & 2 \\ 1 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

Вважаємо, що вимірюванню доступні дві перші фазові координати X_1 , X_2 вектору стану. Тоді, $k = 2$, матриця

$$H = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}$$

і закон керування має вигляд:

$$U(x) = CHx(t) = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} \\ C_{21} & C_{22} \\ C_{31} & C_{32} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} X_1 \\ X_2 \\ X_3 \end{bmatrix}. \quad (32)$$

Для побудови алгоритму оптимізації введемо вектори

$$C_1 = \begin{bmatrix} C_{11} \\ C_{21} \\ C_{31} \end{bmatrix}, \quad C_2 = \begin{bmatrix} C_{12} \\ C_{22} \\ C_{32} \end{bmatrix}, \quad h_1 = \begin{bmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}, \quad h_2 = \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \\ 0 \end{bmatrix}$$

отже справедливо уявлення

$$C = [C_1 \ C_2] \quad H = \begin{bmatrix} h_1^T \\ h_2^T \end{bmatrix}$$

Параметри $C_{\nu\mu}$, $\nu = 1, 2, 3$; $\mu = 1, 2$ будемо визначати із умови, щоб фазова траєкторія замкнутої в найбільш можливому ступені наближалася до траєкторії

$$[X^*(t)]^T = [X_1^*(t) \ X_2^*(t) \ X_3^*(t)]$$

руху еталонної системи.

$$\begin{bmatrix} X_1 \\ X_2 \\ X_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -1 & -3 & -3 \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} X_1 \\ X_2 \\ X_3 \end{bmatrix}; \quad X_\nu^*(0) = X_\nu(0) \\ \nu = 1, 2, 3.$$

Відповідно до (2) матриця

$$\Gamma = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ -1 & -3 & -3 \end{bmatrix}.$$

Перехідні процеси, що характеризують вільний рух еталонної системи практично закінчуються за час $T = 6c$. Ця величина T приймається як верхня межа інтегрування у функціоналі, що мінімізується.

Як міру близькості $X(t)$ і $X^*(t)$ приймаємо функціонал (3), у якого матриця

$$V = \begin{bmatrix} 100 & 0 & 0 \\ 0 & 10 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

Матриці функцій чутливості будуть дорівнювати

$$\psi_1(t, C) = \left[\frac{\partial X(t, C)}{\partial C_1} \right]_{\delta_0} = \begin{bmatrix} \psi_{11}^1 & \psi_{21}^1 & \psi_{31}^1 \\ \psi_{11}^2 & \psi_{21}^2 & \psi_{31}^2 \\ \psi_{11}^3 & \psi_{21}^3 & \psi_{31}^3 \end{bmatrix},$$

$$C_1^T = [C_{11} \ C_{21} \ C_{31}],$$

$$\psi_2(t, C) = \left[\frac{\partial X(t, C)}{\partial C_2} \right]_{\delta_0} = \begin{bmatrix} \psi_{12}^1 & \psi_{22}^1 & \psi_{32}^1 \\ \psi_{12}^2 & \psi_{22}^2 & \psi_{32}^2 \\ \psi_{12}^3 & \psi_{22}^3 & \psi_{32}^3 \end{bmatrix},$$

$$C_2^T = [C_{12} \ C_{22} \ C_{32}].$$

Верхній індекс V функцій чутливості $\Psi_{i\mu}^V$ указує номер координати, а нижній $i\mu$ – номер параметра.

Наприклад Ψ_{22}^1 характеризує чутливість координати X_1 по відношенню до зміни параметра C_{22} .

З урахуванням цього, для даної задачі

$$h_1^T X(t) = X_1(t); \quad h_2^T X(t) = X_2(t),$$

диференціальні рівняння (21) для матриць чутливості мають вигляд

$$\frac{d\Psi_{\mu}(t, C^s)}{dt} = (A + BC^sH)\Psi_{\mu}(t, C^s) + BX_{\mu}(t, C^s), \quad \mu = 1, 2.$$

При цьому вектор-функція $X(t, C^s)$ є вирішення диференціального рівняння замкнутої системи

$$\frac{dX(t, C^s)}{dt} = (A + BC^sH)X(t, C^s), \quad X(0, C^s) = X_0$$

Вектори δ_1^s, δ_2^s , мінімізуючи функціонал $I(\delta)$, визначаються із системи рівнянь

$$P_{i1}(C^s, T)\delta_1^s + P_{i2}(C^s, T)\delta_2^s = \gamma_i(C^s, T), \quad i = 1, 2.$$

Вхідні в цю систему матриці P_{ij} і вектори γ_i визначаються згідно (26), (27).

Послідовно ставлячи собі значеннями параметра циклу наближення $s = 0, 1, 2, 3, \dots$ обчислюємо значення $I(C^s)$. Результати обчислень показані на рис.

Можна бачити, що процес оптимізації володіє високою швидкістю збіжності. Практично за 3 цикли наближення досягається стає значення функціонала, що мінімізується, тобто $I(C^s) = I(C^*)$.

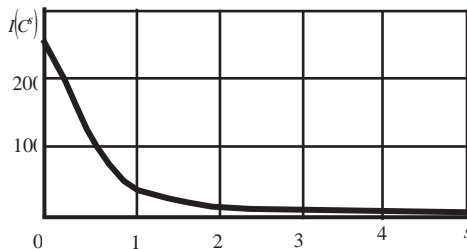


Рис. Графік процесу оптимізації функціоналу

Оптимальні значення параметрів, знайдені в результаті рішення даної задачі, дорівнюють

$$C = \begin{bmatrix} 0,386 & 6,308 \\ 0,009 & 1,666 \\ -0,197 & -3,672 \end{bmatrix}.$$

На закінчення слід зазначити, що висока швидкість збіжності обчислювального процесу зберігається і у випадку системи вищого порядку. Достатня для інженерних розрахунків точність наближення $C^s \rightarrow C^*$ може бути отримана в результаті виконання невеликого числа циклів обчислень (не більше десяти), що свідчить про високу ефективність алгоритму.

Висновки. На основі алгоритмічної процедури розв'язання зворотних задач динаміки запропонована методика синтезу програмного керування при побудові імітатора динаміки польоту дистанційно пілотованого літального апарату. Алгоритмічний підхід до синтезу програмного керування доцільне застосовувати при розробці тренажеру дистанційно пілотованого літального апарату екологічного моніторингу. Застосування алгоритму стабілізації на оперативне програмованій траєкторії на основі рішення зворотної задачі динаміки забезпечує мінімум дисперсії вихідних координат, що характеризує ефективність відпрацювання програмної траєкторії руху оператором тренажеру дистанційно пілотованого літального апарату.

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., Шамов Г.В.* Синтез алгоритмов управления полета на основе решения обратных задач динамики. Киев : КВВАИУ, 1982, 44с.
3. *Машков 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. *Машков 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, 686 с.
9. Теорія автоматичного керування / *Л.М. Артюшин, О.А. Машков, Б.В. Дурняк, М.С. Сивов.* – Львів: Вид-во УАД, 2004. – 272 с.

Поступила 5.02.2018р.