

УДК 629.73

DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771432022275288>Р. С. Прокоп'єв¹, бакалавр; В. В. Бурнашев², к.т.н., доцент

СИНТЕЗ РОБАСТНОГО РЕГУЛЯТОРА ПАРАМЕТРІВ БОКОВОГО РУХУ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАКА

Ua

У статті розглядається система керування боковим рухом безпілотного літального апарату з робастним регулятором. Синтез робастного регулятора здійснено на основі теорії H_∞ для багатовимірною об'єкта керування, записаного у векторно-матричній формі. Він являє собою лінійну динамічну систему шостого порядку, призначений для реалізації шляхового методу керування польотом та використовує комбіноване керування розворотом літального апарату. Аналізується точність, стійкість та швидкодія системи в номінальній точці та при змінених параметрах моделі. Досліджується ефективність придушення детермінованих збурень.

En

The article deals with the control system for the lateral motion of an unmanned aerial vehicle with a robust regulator. We carried out the synthesis of a robust regulator on the basis of the H_∞ theory for a multidimensional control object written in a vector-matrix form. It is a linear dynamical system of the sixth order. The controller is designed to implement the flight path azimuth directional method and uses the combined control of the turn of the aircraft. We discuss and analyze the accuracy, stability and speed response of the system at the nominal point and with changed model parameters. The efficiency of suppression of deterministic perturbations is also investigated.

Вступ

На сьогодні легкі безпілотні літаки використовуються для вирішення дуже широкого кола завдань. Отже, виникає необхідність керування великим різноманіттям видів цих літальних апаратів. Розглянемо деякі роботи за даною темою. У статтях [1 – 3] показані суттєві переваги динамічних

¹ КПІ ім. Ігоря Сікорського² КПІ ім. Ігоря Сікорського

робастних регуляторів в порівнянні із пропорційними та ПД регуляторами у забезпеченні якості та стійкості керування в умовах дії великих збурень та змін параметрів руху у широких межах. В роботі [4] висока якість забезпечується за допомогою швидкодіючої і стійкої нейронної мережі із застосуванням лінійного та нелінійного регуляторів. Недоліком такого підходу, а також більшості адаптивних методів є значні математичні обчислення [5, 6]. Більшість літературних джерел свідчать, що найкращий баланс між характеристиками системи та простотою її реалізації забезпечується регуляторами, отриманими за допомогою теорії H_∞ . Однак, в них не достатньо приділяється уваги розв'язанню задач синтезу та аналізу регуляторів параметрів бокового руху легких безпілотних літаків у багатовимірній постановці.

Постановка задачі

Будемо розглядати задачу синтезу та дослідження властивостей H_∞ -оптимального регулятора параметрів бокового руху легкого безпілотного літального апарату.

Модель об'єкту керування

Літальний апарат (ЛА), який розглядається, являє собою безпілотний літак класичної аеродинамічної схеми масою 13 кг. Математичну модель ЛА для синтезу робастного регулятора представимо у вигляді системи лінеаризованих рівнянь його бокового руху [7]:

$$\left\{ \begin{array}{l} \Delta \dot{\Psi} = a_z^\beta \Delta \Psi - a_z^\gamma \Delta \gamma + \Delta \omega_y - a_z^\beta \Delta \psi; \\ \Delta \dot{\gamma} = \Delta \omega_x; \\ \Delta \dot{\omega}_x = -a_{m_x}^\beta \Delta \beta - a_{m_x}^{\omega_x} \Delta \omega_x - a_{m_x}^{\omega_y} \Delta \omega_y + a_{m_x}^{\delta_e} \Delta \delta_e + a_{m_x}^{\delta_H} \Delta \delta_H; \\ \Delta \dot{\omega}_y = -a_{m_y}^\beta \Delta \beta - a_{m_y}^{\omega_x} \Delta \omega_x - a_{m_y}^{\omega_y} \Delta \omega_y + a_{m_y}^{\delta_e} \Delta \delta_e + a_{m_y}^{\delta_H} \Delta \delta_H; \\ \Delta \dot{\psi} = \Delta \omega_y, \end{array} \right. \quad (1)$$

де Ψ – кут шляху; γ – кут крену; ω_x, ω_y – кутові швидкості по осях поздовжній та нормальній осі відповідно; ψ – ривання; a_j^i – аеродинамічні коефіцієнти; δ_e – відхилення елеронів; δ_H – відхилення руля напрямку, а символом Δ позначені відхилення від програмних значень величин, що стоять справа від нього.

Використовуючи систему лінеаризованих рівнянь (1), запишемо рівняння руху безпілотного літака у просторі станів:

$$\dot{X} = AX + BU.$$

Тут керуючий вплив

$$U = \begin{bmatrix} \Delta\delta_e \\ \Delta\delta_n \end{bmatrix},$$

а вектор стану

$$X = \begin{bmatrix} \Delta \\ \Delta\gamma \\ \Delta\omega_x \\ \Delta\omega_y \\ \Delta\psi \end{bmatrix};$$

A ; B ; C – матриці коефіцієнтів, отримані із рівнянь (1):

$$A = \begin{bmatrix} -0,545 & -0,337 & 0 & 0 & 0,545 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 117,397 & 0 & -45,544 & 22,713 & -117,397 \\ 30,727 & 0 & 2,915 & -3,997 & -30,727 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix};$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ -153,068 & 2,167 \\ -4,571 & 29,330 \\ 0 & 0 \end{bmatrix}. \quad (2)$$

Параметри (2) відповідають горизонтальному польоту зі швидкістю 105 км/год на висоті 1000 м. Розглянемо також збурені параметри моделі (1). При збільшеному на 50 % швидкісному напорі отримаємо:

$$A = \begin{pmatrix} -1,09 & -0,674 & 0 & 0 & 1,09 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 234,8 & 0 & -91,09 & 45,43 & -234,8 \\ 61,45 & 0 & 5,83 & -7,995 & -61,45 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{pmatrix}; \quad B = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ -306,14 & 4,335 \\ -9,142 & 58,66 \\ 0 & 0 \end{pmatrix}. \quad (3)$$

Для зменшеного на 50 % швидкісного напору

$$A = \begin{pmatrix} -0,273 & -0,169 & 0 & 0 & 0,273 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 58,699 & 0 & -22,77 & 11,36 & -58,699 \\ 15,364 & 0 & 1,458 & -2 & -15,364 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{pmatrix}; \quad B = \begin{pmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ -76,53 & 1,084 \\ -2,286 & 14,67 \\ 0 & 0 \end{pmatrix}. \quad (4)$$

Синтез регулятора

Регулятор повинен забезпечити керування боковим рухом ЛА шляховим методом. Для цього вимагатимемо астатизм для кута шляху по задавальному впливу, по збурюючих моментах, а також по додатковому куту ковзання від дії бокового вітру β_B . Крім того необхідно, щоб виконувалася умова $\|P(s) \times K(s)\|_{\infty} < 1$ де $P(s)$ – передатна розширеного об'єкту керування, $K(s)$ – передатна функція регулятора. $P(s) \times K(s)$ – добуток Редшефера.

Для досягнення потрібної якості керування застосуємо робастний регулятор із двома степенями вільності (рис. 1).

На рис. 1 X_3 позначено вектор заданих значень параметрів бокового руху ЛА, а $W = (\beta_B, \delta_e^f, \delta_H^f)^T$ – вектор вказаних вище збурень; δ_e^f, δ_H^f – збурюючі моменти, зведені до розмірності кутів повороту відповідних рулів.

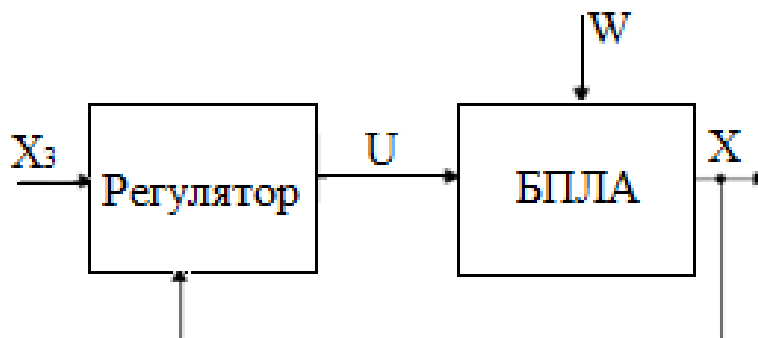


Рис. 1. Структурна схема системи керування

Регулятор отримаємо на основі методу лінійних матричних нерівностей, в просторі станів:

$$\begin{aligned} \dot{X}_p &= A_p X_p + B_p U_p; \\ U &= C_p X_p + D_p U_p, \end{aligned} \quad (5)$$

де X_p – вектор стану регулятора; $U_p = (X_3^T, X^T)^T$;

$$\begin{aligned}
 A_p &= \begin{pmatrix} -0,0443 & 88,96 & 128,3 & 0,4085 & 0,0118 & 0 \\ 63,2 & -1,786 \cdot 10^6 & -3,242 \cdot 10^6 & -1,148 \cdot 10^4 & -734,6 & 0 \\ 91,63 & -3,238 \cdot 10^6 & -6,336 \cdot 10^6 & -2,34 \cdot 10^4 & -1631 & 0 \\ 0,288 & -1,262 \cdot 10^4 & -2,766 \cdot 10^4 & -119,8 & 3,772 & 0 \\ 0,0372 & -2271 & -5610 & -35,05 & -17,2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 6,41 \cdot 10^{-4} \end{pmatrix}; \\
 B_p &= \begin{pmatrix} 10,2 & 1,642 & -10^{-10} & 7,5 \cdot 10^{-11} & 10^{-7} & -10,86 & -1,63 & 1,124 & -1,53 & -0,0111 \\ 0,0768 & 0,0116 & -2,1 \cdot 10^{-8} & -8,9 \cdot 10^{-9} & -1,5 \cdot 10^{-8} & 1,57 \cdot 10^4 & -199,7 & -355 & -189,1 & 219,2 \\ 0,0968 & 0,0148 & 1,2 \cdot 10^{-8} & 4,9 \cdot 10^{-9} & 4,4 \cdot 10^{-9} & 2,25 \cdot 10^4 & -312,9 & -864,8 & -696,3 & 298,1 \\ 0,9696 & 0,138 & -2,2 \cdot 10^{-8} & 2,4 \cdot 10^{-8} & 8 \cdot 10^{-7} & 70,97 & 0,071 & -4,614 & -4,74 & 0,371 \\ 0,9837 & 0,121 & -2,1 \cdot 10^{-9} & 2,1 \cdot 10^{-9} & 1,4 \cdot 10^{-6} & 10,1 & -0,865 & -1,23 & -1,61 & 0,322 \\ -2 \cdot 10^{-4} & 7 \cdot 10^{-4} & 0 & 0 & 0 & 2 \cdot 10^{-4} & -7 \cdot 10^{-4} & -1,03 \cdot 10^{-5} & 1,35 \cdot 10^{-5} & 1,2 \cdot 10^{-8} \end{pmatrix}; \quad (6)
 \end{aligned}$$

$$C_p = \begin{pmatrix} 0,1831 & -2789 & -3967 & 10,27 & -10,21 & -2531 \\ 15,19 & -1,55 \cdot 10^4 & -2,218 \cdot 10^4 & -70,54 & -1,913 & -1401 \end{pmatrix};$$

$$D_p = \begin{pmatrix} 1,04 \cdot 10^5 & 1,6 \cdot 10^{-4} & -7 \cdot 10^{-4} & -1,1 \cdot 10^{-4} & 5,6 \cdot 10^{-4} & -0,235 & 0,216 & 6,65 & 1,08 & -0,0132 \\ 5,93 \cdot 10^5 & 9 \cdot 10^{-4} & -4 \cdot 10^{-3} & -6,5 \cdot 10^{-4} & 3,3 \cdot 10^{-3} & -1,34 & 1,23 & 37,8 & 6,16 & -0,075 \end{pmatrix} \cdot 10^{-8}.$$

Тут H_∞ – норма передатної функції розширеного об'єкту із регулятором досягла значення 0,9995. Регулятор забезпечує запаси стійкості у номінальній точці (2) на рівні 11 дБ, 41,8° та 0,018 с.

Перевірка працездатності системи

У номінальній точці регулятор відпрацьовує заданий кут шляху за 4,5 с (рис. 4).

Перехідний процес з кута шляху має аперіодичний характер, а з кута ризику – коливальний із пере регулюванням 16 %. Із урахуванням лише обмежень з кута крену регулятор міг би відпрацьовувати значно більші задані східчасті дії з кута шляху (до 90 °) (рис. 2). Однак це викликає наближення кута ковзання до небезпечних значень.

Органи керування мають значний запас ходу (рис. 3). Руль напрямку відхиляється на значні кути одразу після надходження керуючого впливу (рис. 3), що властиво для комбінованого керування розворотом літака. Тому швидкість розвороту на великі кути буде обмежуватися також в залежності від кута атаки.

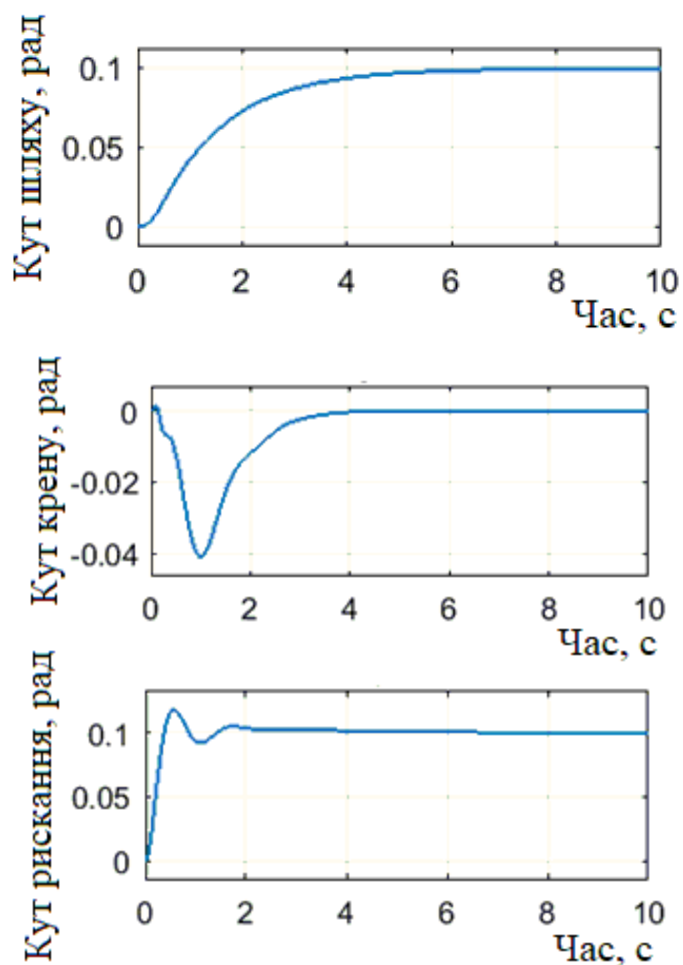


Рис. 2. Реакція керованого ЛА на заданий східчастий кут шляху 0,1 рад

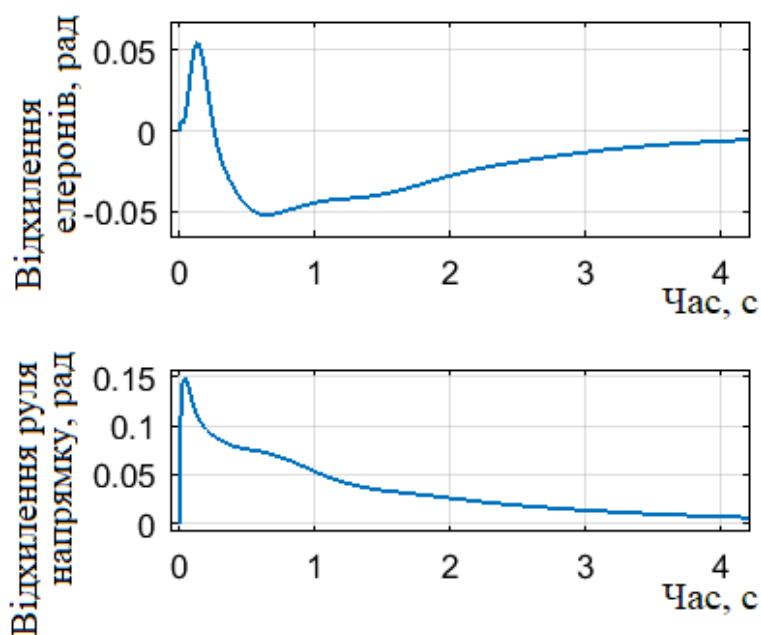


Рис. 3. Відхилення органів керування при відпрацювання заданого кута шляху 0,1 рад

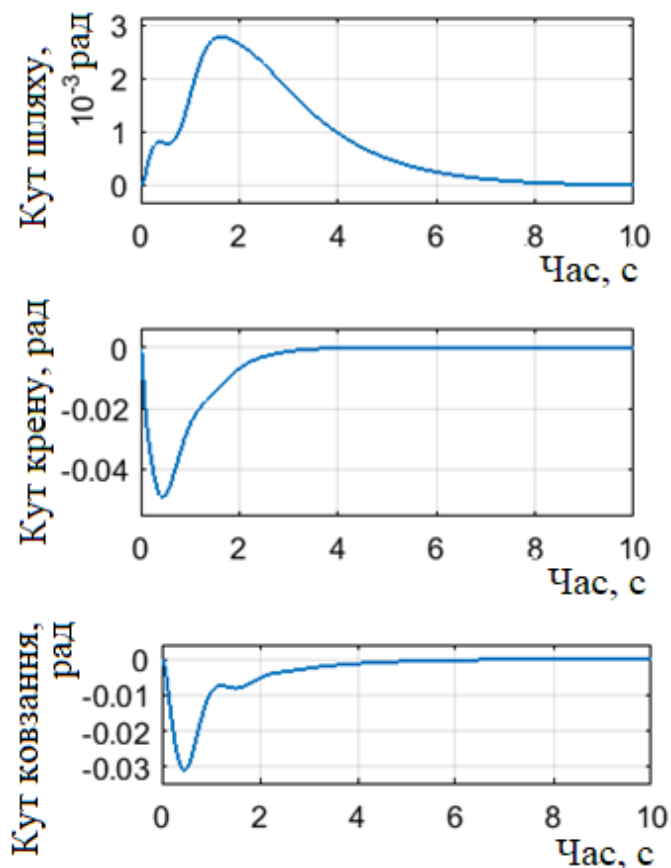


Рис. 4. Реакція керованого ЛА на східчасте збурення $\delta_e^f = 0,1$ рад

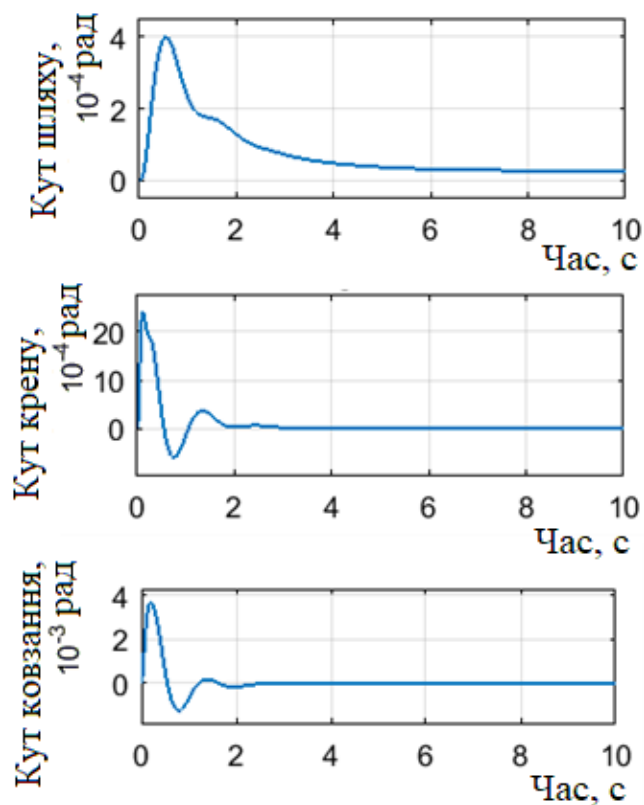
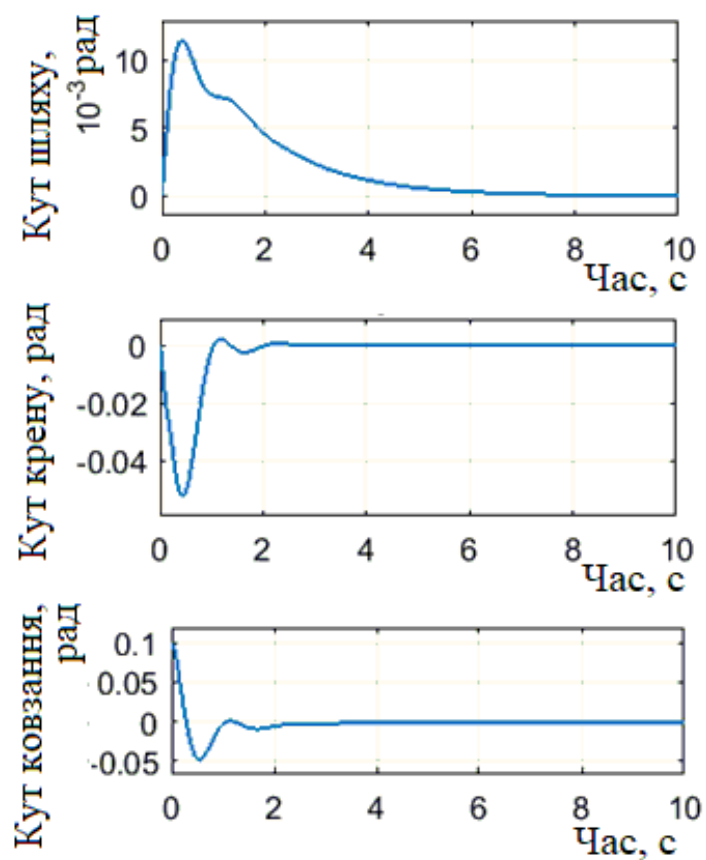
Збурюючі моменти придушуються астатично, за 6 с. При цьому значення динамічних помилок керування кутом шляху досить малі (рис. 4, рис. 5).

Перехідний процес придушення моментного збурення по поздовжній осі відбувається із креном та ковзанням (рис. 4). Процес придушення збурення δ_n^f по нормальній осі значно ефективніший (рис. 5). Похибка керування, а також крени та ковзання на порядок менше, ніж під час дії збурюючого моменту по повздовжній осі (рис. 4).

Розглянемо поведінку літака під час дії бокового вітру (рис. 6).

Перехідний процес парирування вітрового збурення по куту шляху відбувається впродовж 5 с, по крену та ковзанню – 2 с. Тут східчастий порив бокового вітру не викликає постійних складових похибок (рис. 6).

У збуреній точці (3), що відповідає збільшеному на 50 % швидкісному напору, регулятор (5), (6) забезпечує перехідний процес по куту шляху, що майже співпадає із відповідним процесом у номінальній точці (2) (рис. 3). Однак при цьому кут рискання змінюється більш синхронно із кутом шляху, що викликає менші ковзання. Також тут виникають на 15 % менші значення кута крену (рис. 7).

Рис. 5. Реакція керованого ЛА на східчає збурення $\delta_n^f = 0,1$ радРис. 6. Реакція керованого ЛА на східчає збурення $\beta_B = 0,1$ рад

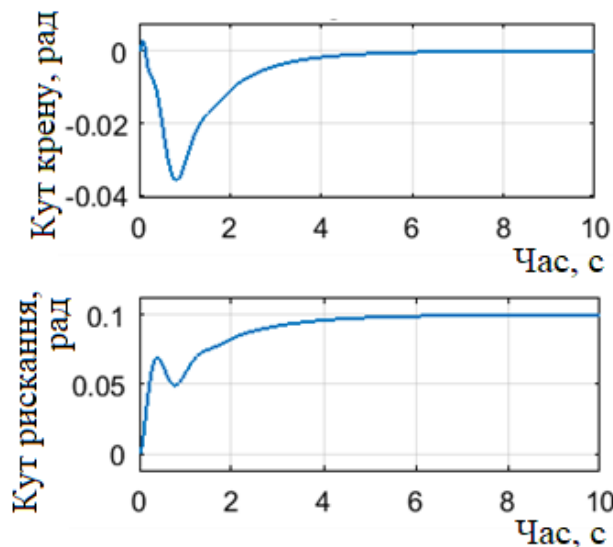


Рис. 7. Реакція керованого ЛА у збуреній точці (3) на заданий східчастий кут шляху 0,1 рад

Ефективність парирування збурень в точці (3) дещо падає, порівняно із номінальною точкою. Наприклад, у разі дії бокового вітру помилка керування кутом шляху збільшується на 25 %, а кут ковзання – на 10 % (рис. 8).

Однак, у цілому якість керування у точці (3) залишається прийнятною із задовільними запасами стійкості, що становлять 10,7 дБ, 39,5 ° та 0,01 с.

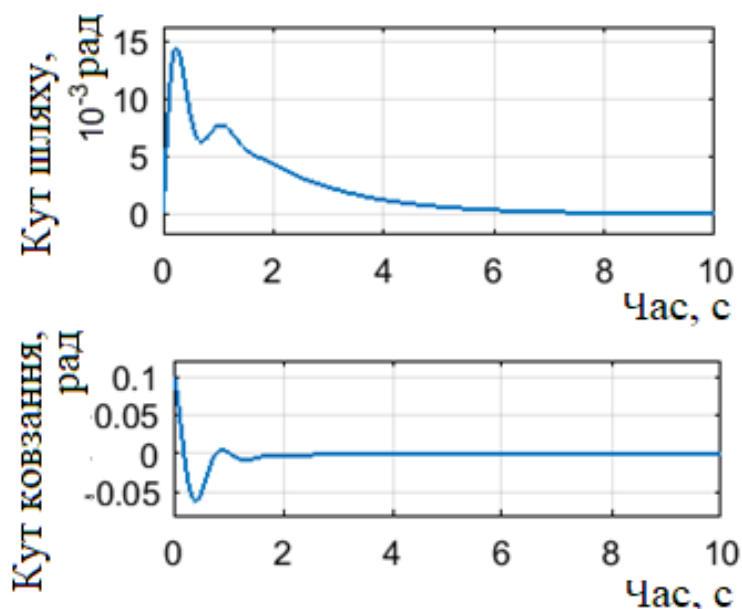


Рис. 8. Реакція керованого ЛА в точці (3) на східчасте збурення $\beta_B = 0,1$ рад

У збуреній точці (4), що відповідає зменшеному на 50 % швидкісному напору, регулятор (5), (6) забезпечує аперіодичний монотонний перехід-

дний процес по куту шляху, що закінчується за 3,7 с. Однак, отут виникає велике перерегулювання по куту ризиання, що призводить до більших значень кута ковзання у порівнянні із номінальною точкою (2). Також тут виникають на 20 % більші значення кута крену (рис. 9). Тобто у цій точці більш швидко відпрацьовуються малі задані кути шляху, однак для розвороту на великі кути необхідно витратити більше часу.

Парирування збурень у точці (4) відбувається навіть ефективніше, порівняно із номінальною точкою. Наприклад, у разі дії бокового вітру помилка керування кутом шляху зменшується на 20 %, а амплітуда коливань кута ковзання – на 40 % (рис. 10).

Якість керування у точці (4) є прийнятною із задовільними запасами стійкості: 9,6 дБ, 48,9 ° та 0,034 с.

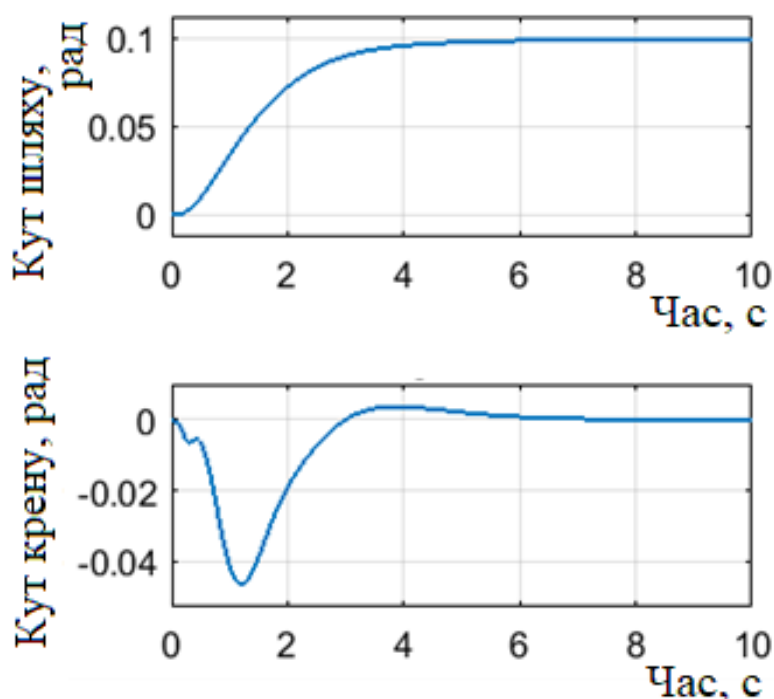


Рис. 9. Реакція керованого ЛА в збуреній точці (4) на заданий східчастий кут шляху 0,1 рад

Висновки

Синтезований багатовимірний робастний регулятор забезпечує високу якість керування боковим рухом безпілотного літака шляховим методом. Його астатичні властивості дозволяють ефективно парирувати збурюючі моменти та бокові пориви вітру, а показники якості перехідного процесу та прийнятні запаси стійкості зберігаються під час зміни параметрів моделі в межах робочого діапазону.

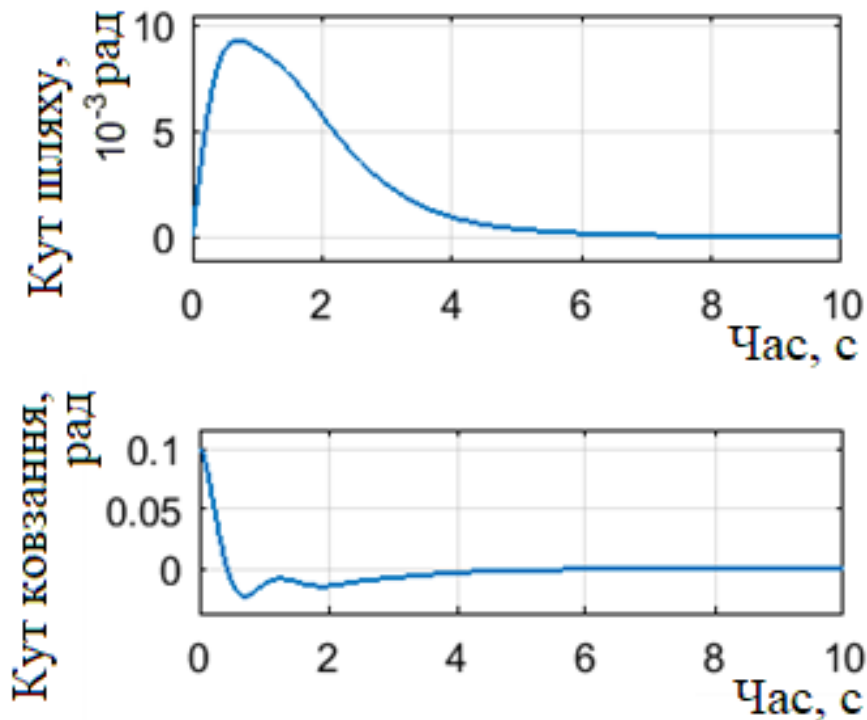


Рис. 10. Реакція керованого ЛА в точці (4) на східчає збурення $\beta_B = 0,1$ рад

Час перехідного процесу із кута шляху у розробленій системі для робочого діапазону швидкісного напору знаходиться у межах 3,7 – 4,5 с. Тому допустимий кут крену літака міг би дозволити відпрацьовувати задавальні впливи за кута шляху до 90° . Однак, використаний комбінований спосіб керування розворотом, що передбачає активне використання руля напрямку, спричиняє суттєві ковзання тривалістю до 2 с. Таким чином, швидкість розвороту на великі кути буде обмежуватися ковзаннями, допустимі значення яких суттєво залежать від параметрів поздовжнього руху.

У разі збільшеного швидкісного напору для параметрів (3) ковзання під час відпрацювання кута шляху невеликі і в умовах низького значення балансувального кута атаки дозволяють виконувати швидкий розворот. Однак, у цих умовах на 25 % збільшується динамічна помилка керування від дії збурень.

За умов зменшеного швидкісного напору регулятор забезпечує високу точність керування під час дії збурень та зменшений час перехідного процесу. Однак, вплив ковзання у разі відпрацювання задавальних впливів із кута шляху збільшується. Тому збільшується і час розвороту літака на великі кути. Для визначення обмежень керуючих впливів на етапах польоту за найменшими швидкостями у подальшому доцільно проаналізувати роботу розробленого регулятора на повній просторовій моделі літака без відокремлення бокового руху від поздовжнього.

Список використаної літератури

1. *Богославец Р. О.* Робастна система керування безпілотним літальним апаратом / Р. О. Богославец, В. В. Бурнашев, К. В. Пономаренко // *Механіка гіроскопічних систем.* – 2017. – № 34. – С. 14–21.
2. *Збруцкий А. В.* Робастная система управления сверхзвукового летательного аппарата / А. В. Збруцкий, В. В. Бурнашев// *Механика гироскопических систем.* – 2018. – № 36. – С. 17–26.
3. *Burnashev V.* Robust Controller For Supersonic Unmanned Aerial Vehicle / V. Burnashev, A. Zbrutsky // *Aviation.* – 2019. – № 23. – С. 31-35.
4. *Михайлин, Д. А.* Нейросетевая система управления посадкой самолетного типа для беспилотного летательного аппарата: диссертация на соискание научной степени канд. тех. наук: спец.: 05.13.01 “Системный анализ, управление и обработка информации” / Д. А. Михайлин. - М.: 2009. – 99 с.
5. *Завальная О. С., Бурнашев В. В.* Управление движением беспилотного летательного аппарата в условиях неопределенности // *Механика гироскопических систем.* – 2015. – Вып. 29. – С. 15 – 23.
6. *Андреевский Б. Р., Фрадков А. Л.* Адаптивное управление летательным аппаратом с идентификацией на скользящих режимах// *Управление большими системами,* 2009, выпуск 26, С. 113–144
7. *Асланян А. Э.* Системы автоматического управления полетом летательных аппаратов. – Киев: КВВАИУ, 1984. – 436 с.