

УДК 629.73

DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771482024317963>

Р. Є. Прокоп'єв¹, PhD студент, В. В. Бурнашев², к.т.н., доцент

СИНТЕЗ І АНАЛІЗ РЕГУЛЯТОРА ПАРАМЕТРІВ БОКОВОГО РУХУ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАКА НА ЕТАПІ ЗЛЬОТУ

Ua

Розроблений робастний регулятор параметрів бокового руху легкого безпілотного літака на етапі зльоту. Синтез регулятора виконувався, використовуючи 2-Ріккати підхід H_∞ теорії в трьох точках траєкторії. Порівнюються властивості системи, що містить регулятори з трьома наборами коефіцієнтів та системи, що використовує один стаціонарний регулятор. Розглянуті перехідні характеристики керування кутом шляху, а також рухи з крену та ковзання. Аналізується поведінка літального апарату при дії бокового вітру і неточно заданих аеродинамічних характеристиках. Показана працездатність динамічного стаціонарного робастного регулятора, отриманого в одній точці траєкторії, впродовж всього етапу зльоту літального апарату.

En

Considers the design of a robust regulator for a light unmanned airplane lateral motion parameters at the takeoff stage. The regulator is synthesised using the 2-Riccati approach of H_∞ theory at three points of the trajectory. The properties of a system containing regulators with three sets of coefficients are compared with a

¹ КПІ ім. Ігоря Сікорського

² КПІ ім. Ігоря Сікорського

system using one stationary regulator. Transient characteristics of flight path azimuth control, as well as roll and sideslip motion, are considered. The behavior of the aircraft under the action of a crosswind and inaccurately specified aerodynamic characteristics is analysed. The performance of a dynamic stationary robust regulator obtained at one trajectory point is shown throughout the entire takeoff stage of the airplane.

Вступ

Зліт є одним із найскладніших для керування та найбільш аварійно небезпечних етапів польоту в авіації. Для малорозмірних безпілотних літальних апаратів (БПЛА) літакового типу це обумовлено використанням коротких непідготовлених злітно-посадкових майданчиків та дуже низькою швидкістю відриву [1]. Нині зліт таких БПЛА здійснюється, як правило, у ручному режимі, що потребує наявності підготовлених операторів. Реалізація режиму автоматичного зльоту могла б підвищити ефективність експлуатації та знизити аварійність. Однак доступні на ринку рішення, що базуються в основному на ПД регуляторах [2], [3], вимагають налаштування і не забезпечують високу надійність у разі дії бокового вітру. У таких умовах виникають швидкі та відносно великі зміни вектору повітряної швидкості та відповідно динамічних властивостей БПЛА [4], [5]. З огляду на обмежену доступність і низьку точність систем повітряних сигналів для таких апаратів, найбільш ефективним рішенням для них є використання регуляторів, розроблених на основі методів керування в умовах невизначеності [6].

Застосуванню цих методів для БПЛА присвячено багато сучасних публікацій [7] – [10]. Однак, у них недостатньо уваги приділяється синтезу робастних регуляторів для керування боковим рухом під час зльоту БПЛА літакового типу.

Постановка задачі

Мета роботи – синтезувати робастний регулятор параметрів бокового руху легкого безпілотного літака на етапі зльоту та дослідити його властивості за умов дії бокового вітру та неточно заданих аеродинамічних коефіцієнтів.

Моделі об'єкту керування

В якості об'єкту керування будемо розглядати безпілотний літак класичної аеродинамічної схеми масою 13 кг. Математична модель динаміки його бокового руху представлена у вигляді системи лінеаризованих рівнянь [5]:

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

Система (1) записана відносно відхилень параметрів бокового руху від їх програмних значень: кута шляху Ψ , кута крену γ , проекцій кутової швидкості ω_x та ω_y , кута рискання ψ . Символами δ_e, δ_H тут позначені відхилення кутів повороту елеронів та руля напрямку, а a_j^i – аеродинамічні коефіцієнти.

Надалі (1) будемо використовувати у векторно-матричній формі

$$\dot{X} = AX + BU \quad (2)$$

де вектор стану $X = [\Psi, \gamma, \omega_x, \omega_y, \psi]^T$; керуючий вплив $U = [\delta_e, \delta_H]^T$; A, B – матриці коефіцієнтів рівнянь (1).

Для номінальних значень аеродинамічних коефіцієнтів, що відповідають трьом точкам траєкторії зльоту, за відомими формулами [5] отримані три набори матриць A і B :

– для моменту відриву від злітно-посадкової смуги (ЗПС) зі швидкістю 15 м/с:

$$A = \begin{bmatrix} -0,311 & -0,6 & 0 & 0 & 0,311 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 34,609 & 0 & -25,958 & 12,946 & -34,609 \\ 9,059 & 0 & 1,662 & -2,322 & -9,059 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix}; \quad (3)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ -45,126 & 0,639 \\ -1,348 & 8,647 \\ 0 & 0 \end{bmatrix};$$

– для швидкості 28 м/с:

$$A = \begin{bmatrix} -0,58 & -0,321 & 0 & 0 & 0,58 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 120,59 & 0 & -48,45 & 24,165 & -120,59 \\ 31,564 & 0 & 3,102 & -4,334 & -31,564 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix};$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ -157,237 & 2,226 \\ -4,695 & 30,129 \\ 0 & 0 \end{bmatrix};$$
(4)

– для моменту закінчення зльоту на висоті 350 м з швидкістю 42 м/с:

$$A = \begin{bmatrix} -0,87 & -0,214 & 0 & 0 & 0,87 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 271,34 & 0 & -72,68 & 36,25 & -271,34 \\ 71,02 & 0 & 4,653 & -6,5 & -71,02 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix};$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ -353,783 & 5,009 \\ -10,565 & 67,791 \\ 0 & 0 \end{bmatrix};$$
(5)

Синтез регулятора параметрів бокового руху БПЛА

Регулятор будемо шукати у вигляді стаціонарної динамічної ланки, що формує керуючі впливи за відхиленнями вимірних параметрів руху від заданих (рис. 1). Для цього застосуємо теорію H_∞ [6].

Введемо узагальнений об'єкт керування P , що об'єднує динаміку бокового руху літака G (2) з ваговими функціями W_1, W_2, W_3 :

$$[Z_1^T, Z_2^T, Z_3^T, E^T]^T = P[X_3^T, N^T, U^T]^T,$$

де E – похибка керування; N – вектор шумів вимірювань. Тоді регулятор K будемо шукати відповідно відомому критерію [6]:

$$\|P \cdot K\|_\infty = \|\Phi_{W \rightarrow Z}\|_\infty \rightarrow \min, \quad (6)$$

де $\Phi_{W \rightarrow Z}$ – передатна функція узагальненого об'єкту керування P (рис. 1); $W = [X_3^T, N^T]^T$; вектор контрольованих вихідних величин $Z = [Z_1^T, Z_2^T, Z_3^T]^T$; X_3 – задані впливи.

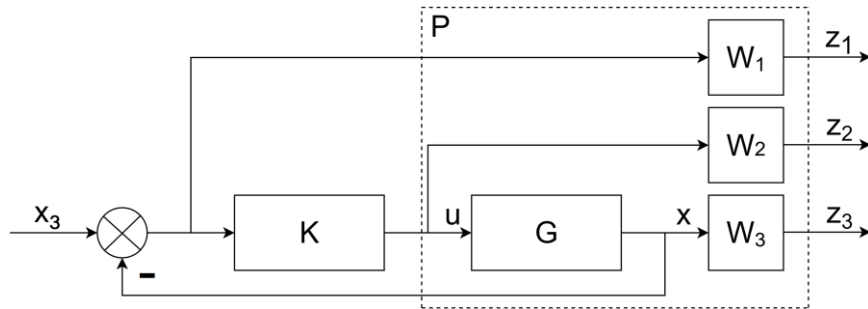


Рис. 1. Структурна схема системи з регулятором

Мінімізацію критерію (6) будемо здійснювати за допомогою *Matlab* методом двох рівнянь Ріккати. У результаті отримаємо необхідні передатні функції регулятора у кожній із трьох заданих точок (3) – (5):

$$K(s) = \frac{1}{N(s)} \begin{bmatrix} M_{11}(s) & M_{12}(s) & M_{13}(s) & M_{14}(s) & M_{15}(s) \\ M_{21}(s) & M_{22}(s) & M_{23}(s) & M_{24}(s) & M_{25}(s) \end{bmatrix}. \quad (7)$$

Для точки з параметрами (3), що відповідає моменту відриву від ЗПС зі швидкістю 15 м/с

$$\begin{aligned} N(s) &= s^7 + 136,6s^6 + 5694s^5 + 7,554 \cdot 10^4 s^4 + 3,854 \cdot 10^5 s^3 + \\ &+ 5,656 \cdot 10^5 s^2 + 4643s + 5,144; \\ M_{11}(s) &= 101,9s^6 + 8990s^5 + 2364 \cdot 10^5 s^4 + 4,604 \cdot 10^5 s^3 - 7,273 \cdot 10^5 s^2 + \\ &+ 6,356 \cdot 10^5 s + 4439; \\ M_{21}(s) &= 589,8s^6 + 4,697 \cdot 10^4 s^5 + 3,536 \cdot 10^5 s^4 + 9,42 \cdot 10^5 s^3 + \\ &+ 1,242 \cdot 10^6 s^2 - 7,82 \cdot 10^5 s - 5477; \\ M_{14}(s) &= 2,04 \cdot 10^{-10} s^6 + 1,81 \cdot 10^{-8} s^5 + 4,814 \cdot 10^{-7} s^4 + 8,942 \cdot 10^{-7} s^3 - \\ &- 1,635 \cdot 10^{-6} s^2 - 1,354 \cdot 10^{-8} s - 1,5 \cdot 10^{-11}; \\ M_{24}(s) &= 1,29 \cdot 10^{-9} s^6 + 1,03 \cdot 10^{-7} s^5 + 8,166 \cdot 10^{-7} s^4 + 2,433 \cdot 10^{-6} s^3 + \\ &+ 3,569 \cdot 10^{-6} s^2 + 2,93 \cdot 10^{-8} s + 3,25 \cdot 10^{-11}; \\ M_{15}(s) &= 0,0001351s^6 + 0,01194s^5 + 0,3156s^4 + 0,5296s^3 - 1,186s^2 - \\ &- 0,009813s - 1,089 \cdot 10^{-5}; \\ M_{25}(s) &= 0,000838s^6 + 0,0667s^5 + 0,5098s^4 + 1,434s^3 + \\ &+ 2,072s^2 + 0,017s + 1,884 \cdot 10^{-5}. \end{aligned} \quad (8)$$

Перевірку працездатності системи з отриманими регуляторами будемо здійснювати шляхом імітаційного моделювання у *Simulink*. Регулятор (7), (8) у номінальній точці забезпечує аперіодичний перехідний процес без перерегулювання тривалістю 2,4 с (рис. 2). Впродовж процесу відпрацювання заданого кута шляху виникають значні кути крену та ковзання. На кожен градус кута шляху максимальна величина кута крену досягає 0,7 °, а кута ковзання – 1,8 °.

Для точки з параметрами (4) на швидкості 28 м/с

$$\begin{aligned}
 N(s) &= s^7 + 202,2s^6 + 1,39 \cdot 10^4 s^5 + 3,579 \cdot 10^5 s^4 + 2,78 \cdot 10^6 s^3 + \\
 &\quad + 3,955 \cdot 10^6 s^2 + 3,5 \cdot 10^4 s + 36,01; \\
 M_{11}(s) &= 51,79s^6 + 7416s^5 + 3,768 \cdot 10^5 s^4 + 5757s^3 - 5,255 \cdot 10^6 s^2 + \\
 &\quad + 4,853 \cdot 10^5 s + 3614; \\
 M_{21}(s) &= 963s^6 + 8,946 \cdot 10^4 s^5 + 7,772 \cdot 10^5 s^4 + 4,305 \cdot 10^6 s^3 + \\
 &\quad + 8,82 \cdot 10^6 s^2 - 5,828 \cdot 10^5 s - 4460; \\
 M_{14}(s) &= 2,38 \cdot 10^{-10} s^6 + 3,38 \cdot 10^{-8} s^5 + 1,72 \cdot 10^{-6} s^4 - 1,59 \cdot 10^{-6} s^3 - \\
 &\quad - 3,01 \cdot 10^{-5} s^2 - 2,481 \cdot 10^{-7} s - 2,8 \cdot 10^{-10}; \\
 M_{24}(s) &= 4,69 \cdot 10^{-9} s^6 + 4,382 \cdot 10^{-7} s^5 + 4 \cdot 10^{-6} s^4 + 2,249 \cdot 10^{-5} s^3 + \\
 &\quad + 4,578 \cdot 10^{-5} s^2 + 3,763 \cdot 10^{-7} s + 4,2 \cdot 10^{-10}; \\
 M_{15}(s) &= 0,0001037s^6 + 0,01483s^5 + 0,7529s^4 - 0,2003s^3 - 11,37s^2 - \\
 &\quad - 0,09379s - 0,000104; \\
 M_{25}(s) &= 0,001953s^6 + 0,1814s^5 + 1,78s^4 + 8,693s^3 + 17,88s^2 + \\
 &\quad + 0,147s + 0,0001629.
 \end{aligned} \tag{9}$$

Регулятор (7), (9) в номінальній точці забезпечує аперіодичний перехідний процес без перерегулювання тривалістю 2,1 с (рис. 2). Тому на кожен градус заданого східчастого кута шляху максимальне миттєве значення кута крену складає 0,2°, а кута ковзання – 1,6°.

Для точки із параметрами (5) на висоті 350 м, швидкості 42 м/с

$$\begin{aligned}
 N(s) &= s^7 + 314s^6 + 2,802 \cdot 10^4 s^5 + 5,946 \cdot 10^5 s^4 + 3,726 \cdot 10^6 s^3 + \\
 &\quad + 7,153 \cdot 10^6 s^2 + 5,878 \cdot 10^4 s + 65,13; \\
 M_{11}(s) &= 7,03s^6 + 2572s^5 + 3,096 \cdot 10^5 s^4 - 7,255 \cdot 10^5 s^3 - \\
 &\quad - 7,751 \cdot 10^6 s^2 + 1,765 \cdot 10^5 s + 1594; \\
 M_{21}(s) &= 279,4s^6 + 5,052 \cdot 10^4 s^5 + 5,938 \cdot 10^5 s^4 + 4,934 \cdot 10^6 s^3 + \\
 &\quad + 1,252 \cdot 10^7 s^2 - 1,974 \cdot 10^5 s - 1967;
 \end{aligned} \tag{10}$$

$$M_{14}(s) = 1,47 \cdot 10^{-10} s^6 + 5,492 \cdot 10^{-8} s^5 + 6,726 \cdot 10^{-6} s^4 - 1,498 \cdot 10^{-5} s^3 - 167 \cdot 10^{-6} s^2 - 1,38 \cdot 10^{-6} s - 1,53 \cdot 10^{-9};$$

$$M_{24}(s) = 6,145 \cdot 10^{-9} s^6 + 1,11 \cdot 10^{-6} s^5 + 1,34 \cdot 10^{-5} s^4 + 111,6 \cdot 10^{-6} s^3 + 286,1 \cdot 10^{-6} s^2 + 2,35 \cdot 10^{-6} s + 2,61 \cdot 10^{-9};$$

$$M_{15}(s) = 2,591 \cdot 10^{-5} s^6 + 0,009665 s^5 + 1,179 s^4 - 3,06 s^3 - 30,89 s^2 - 0,2546 s - 0,0002822;$$

$$M_{25}(s) = 0,001078 s^6 + 0,1949 s^5 + 2,287 s^4 + 18,94 s^3 + 48,09 s^2 + 0,3955 s + 0,0004384.$$

Регулятор (6), (10) у номінальній точці забезпечує аперіодичний перехідний процес без перерегулювання тривалістю 1,8 с (рис. 2). Тому на кожен градус заданого східчастого кута шляху максимальне миттєве значення кута крену складає $0,09^\circ$, а кута ковзання – $1,2^\circ$.

У розглянутій системі керування реалізована комбінована схема розвороту. Тому синтезовані регулятори (7) – (10) розподіляють керуючі сигнали таким чином, що виникають відносно невеликі кути крену (за винятком моменту відриву). В той же час кути ковзання досить істотні. Саме вони обмежують у даному випадку максимальний заданий вплив і, отже, швидкість розвороту.

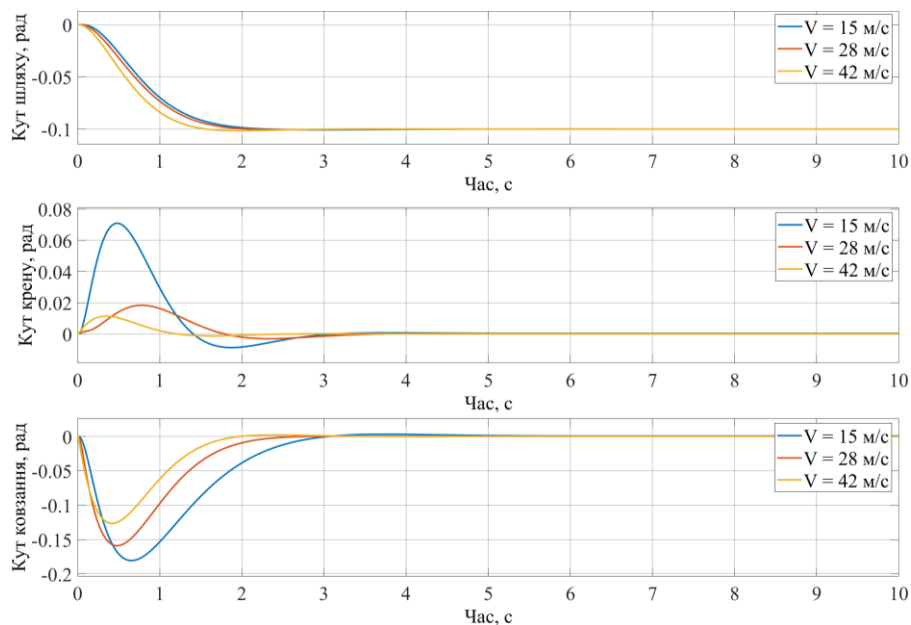


Рис. 2. Реакція літака на заданий східчастий вплив за кута шляху $0,1$ рад

У перші секунди польоту розворот, як правило, не потрібен, а здійснюється лише стабілізація початкового напрямку зльоту. Однак на ділянці траєкторії з параметрами (5) може починатися перехід до руху в напрямку першого пункту маршруту. З урахуванням обмеження ковзання, такий роз-

ворот при використанні закону керування (7), (10) може зайняти більше 30 с (рис. 2, жовті криві).

Перевірка працездатності системи під час дії збурень

Розглянемо роботу отриманих регуляторів в точках траєкторії, зі значеннями швидкості, що відповідають середнім між швидкостями у сусідніх номінальних точках (3) – (5) (рис. 3). Переключення регуляторів відбувається плавно, тому на практиці регулятори будуть працювати в точках зі швидкістю, дещо менш відмінною від номінальної, ніж середні.

Регулятор (7), (8) у точці траєкторії зі швидкістю 21 м/с забезпечує перехідний процес за кута шляху тривалістю 3 с із перерегулюванням 12%. Реакція за кутів ковзання та крену триває 3,8 с. Тому на кожен градус заданого східчастого кута шляху максимальне миттєве значення кута крену складає $1,5^\circ$, а кута ковзання – $2,2^\circ$ (рис. 3, а). Значно кращі показники у цій точці забезпечує регулятор (7), (9). За такої самої швидкодії за кута шляху перерегулювання відсутнє. Рухи із крену закінчуються через 2,3 с. Тому на кожен градус заданого східчастого кута шляху максимальне миттєве значення кута крену складає $0,4^\circ$, а кута ковзання – $1,9^\circ$ (рис. 3, а).

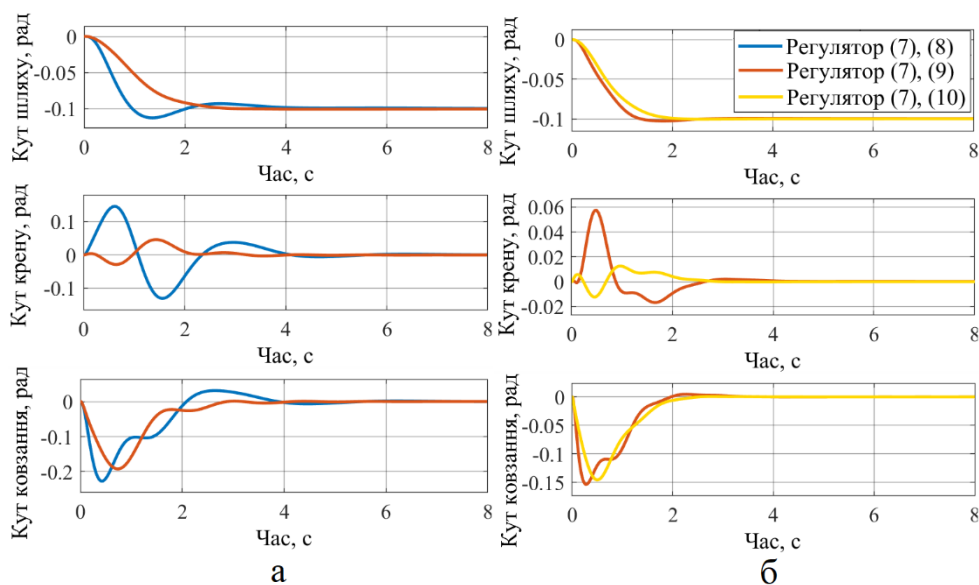


Рис. 3. Реакція літака на заданий східчастий вплив за кута шляху $0,1$ рад: **а** – у точці зі швидкістю 21 м/с; **б** – у точці зі швидкістю 35 м/с

Використання регулятора (7), (9) у точці зі швидкістю 35 м/с також характеризується невеликим зниженням якості у порівнянні із номінальною. У разі такої самої швидкодії з кута шляху виникає перерегулювання 2,5%. Рухи із крену закінчуються через 2,4 с. Тому на кожен градус заданого східчастого кута шляху максимальне миттєве значення кута крену складає $0,6^\circ$, а кута ковзання – $1,5^\circ$ (рис. 4, сині криві). Регулятор (7), (10) в

цій точці забезпечує перехідний процес з кута шляху без перерегулювання. У даному випадку на кожен градус заданого кута шляху максимальне миттєве значення кута крену складає $0,19^\circ$, а кута ковзання – $1,4^\circ$ (рис. 3, б).

Відпрацювання заданого кута шляху регулятором (7), (9) у проміжних точках свідчить про запас із швидкодії. Запаси стійкості також значні (7,6 дБ та 41°). З огляду на це, перевіримо можливість його використання на всій траєкторії зльоту (рис. 4).

В момент відриву від ЗПС регулятор (7), (9), отриманий у точці траєкторії зі швидкістю 28 м/с, забезпечує відпрацювання заданого кута шляху за 3 с без перерегулювання (рис. 4). Однак, виникаючі у такому разі рухи по крену та рисканню мають коливальний характер і закінчуються лише через 4,2 с. У порівнянні з роботою регулятора (7), (8) (рис. 2, сині криві) у даному випадку виникають дещо більші ковзання – $2,3^\circ$ на один градус заданого кута шляху.

У момент закінчення зльоту регулятор (7), (9) забезпечує перехідний процес за кутом шляху тривалістю 2 с із перерегулюванням 5%. Ковзання по тому тривають 1,7 с із максимальним значенням $1,6^\circ$ на один градус заданого кута шляху. Рух із крену закінчується через 3 с, а його максимальне значення складає $0,95^\circ$ на один градус заданого кута шляху (рис. 4), що в 10 разів перевищує відповідну величину у разі використання регулятора (7), (10), отриманого у цій точці (рис. 2, жовті криві).

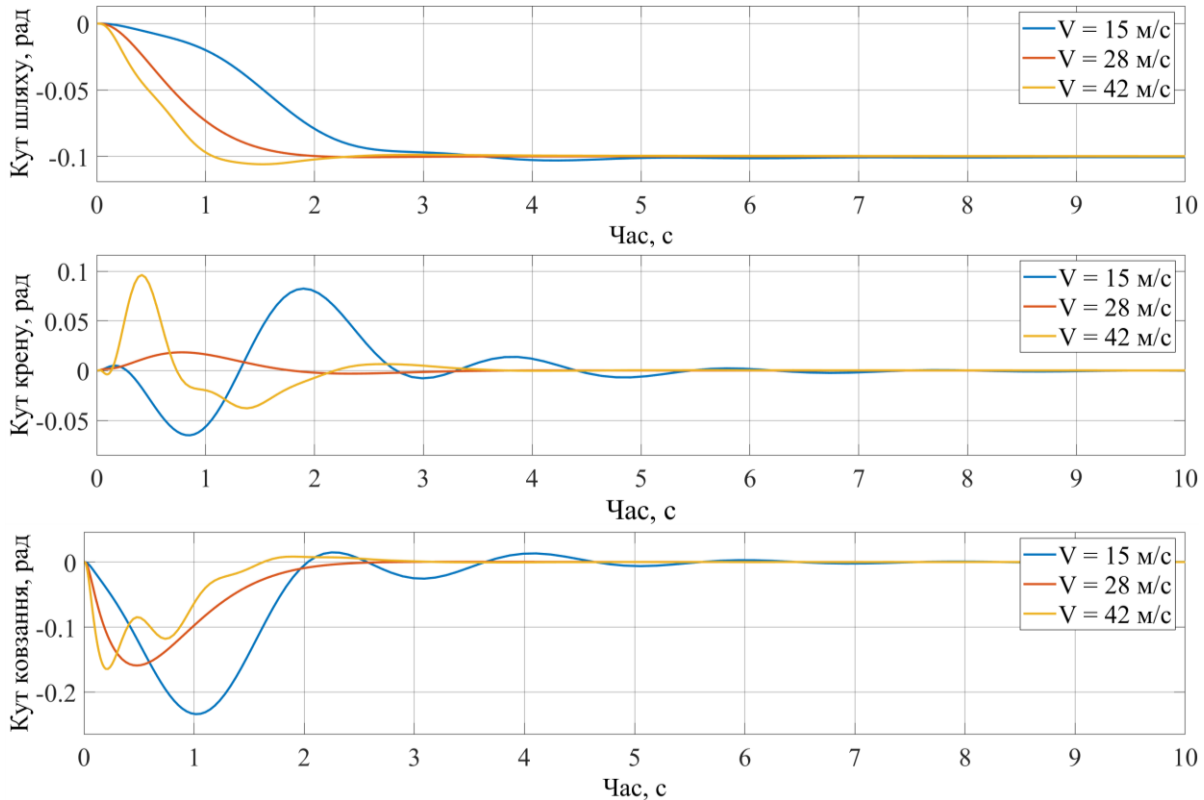


Рис. 4. Реакція літака з регулятором (7), (9) на заданий східчастий вплив із кута шляху $0,1$ рад

У момент закінчення зльоту регулятор (7), (9) забезпечує перехідний процес за кутом шляху тривалістю 2 с із перерегулюванням 5%. Ковзання по тому тривають 1,7 с із максимальним значенням $1,6^\circ$ на один градус заданого кута шляху. Рух із крену закінчується через 3 с, а його максимальне значення складає $0,95^\circ$ на один градус заданого кута шляху (рис. 4), що в 10 разів перевищує відповідну величину у разі використання регулятора (7), (10), отриманого у цій точці (рис. 2, жовті криві).

Парирування пориву бокового вітру синтезованими регуляторами (7) – (10) відбувається без статичних помилок (рис. 5, рис. 6).

Під час використання регулятора (7), (9) максимальні значення динамічних помилок стабілізації кута шляху в умовах дії вітру 5 м/с становлять $0,009 - 0,07$ рад (рис. 5). Для крайніх точок траєкторії вони на 12% перевищують відповідні величини, отримані при використанні окремих регуляторів (рис. 6). Однак використання регулятора (7), (8) у момент відриву від ЗПС призводить до виникнення більших на 50% кутів ковзання, а використання регулятора (7), (10) в момент закінчення зльоту – до більших на 15% кутів ковзання та крену (рис. 5, рис. 6).

Розглянемо властивості системи з регулятором (7), (9) у крайніх точках траєкторії у разі неточно заданих похідних коефіцієнтів бокової сили C_z^β , поперечного моменту m_x^β та нормального моменту m_y^β по куту ковзання (рис. 7).

Аналіз перехідних процесів у системі зі зміненими на 20% значеннями вказаних параметрів свідчить про її працездатність. Окремо слід виділити випадок збільшення m_y^β у момент початку зльоту, коли неприйнятно знижується швидкодія (рис. 7).

Висновки

Синтезовані робастні регулятори забезпечують стійкий зліт безпілотного літака у разі дії бокового вітру та неточно відомих аеродинамічних характеристиках. Регулятори отримані в трьох точках траєкторії і являють собою динамічні ланки сьомого порядку із постійними коефіцієнтами.

За номінальних значеннях швидкісного напору та аеродинамічних коефіцієнтів задані впливи по куту шляху відпрацьовуються без перерегулювання. По тому виникають невеликі кути крену, а швидкість розвороту обмежується ковзанням, яке навіть у точці закінчення зльоту перевищує один градус із розрахунку на один градус заданого кута шляху.

Застосування розроблених регуляторів у проміжних точках траєкторії із середніми між сусідніми номінальними значеннями швидкісного напору призводить до деякого зниження швидкодії, запасів стійкості, а також збільшення кутів крену і ковзання. Для регулятора, отриманого у точці зі швидкістю 28 м/с, ці зміни не суттєві і залишаються прийнятними навіть у

крайніх точках траєкторії. Таким чином, показана можливість використання одного регулятора з постійними коефіцієнтами на всій траєкторії зльоту.

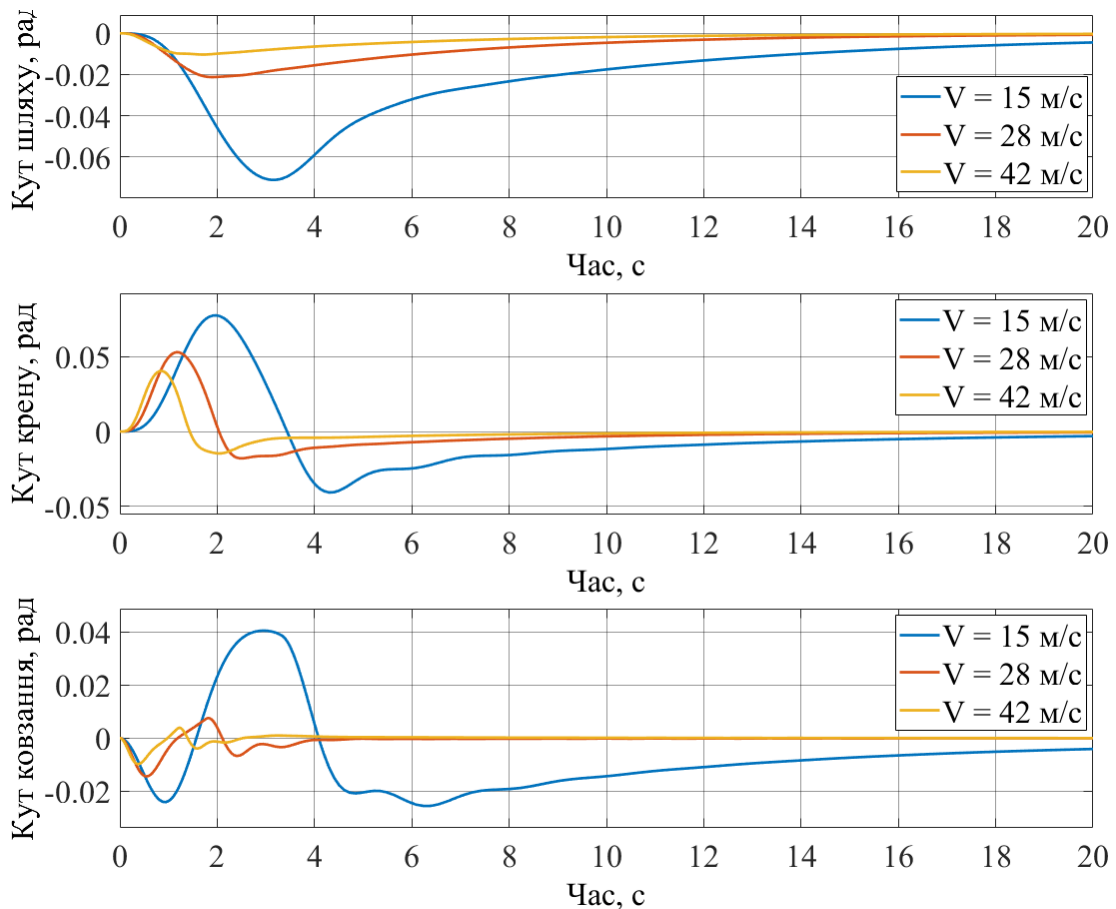


Рис. 5. Реакція на порив бокового вітру 5 м/с системи із регулятором (7), (9)

Парирування вітрового збурення всіма отриманими регуляторами виконується астатично. Під час використання регулятора (7), (9) у крайніх точках траєкторії боковий вітер викликає менші значення кутів крену та ковзання, ніж за використання окремих регуляторів, синтезованих у цих точках. Однак, динамічна похибка стабілізації кута шляху, що виникає по тому, на 12% більше.

Дослідження властивостей системи при змінених на 20% значеннях похідних коефіцієнтів бокової сили та аеродинамічних моментів підтвердило працездатність регуляторів у таких умовах. При цьому у деяких випадках у крайніх точках виникає суттєве зниження швидкодії або запасів стійкості.

Використання окремих регуляторів у крайніх точках траєкторії може бути доцільним для реалізації швидкого розвороту, а також підвищення запасів стійкості за наявності невизначеності аеродинамічних коефіцієнтів, що перевищує 20%.

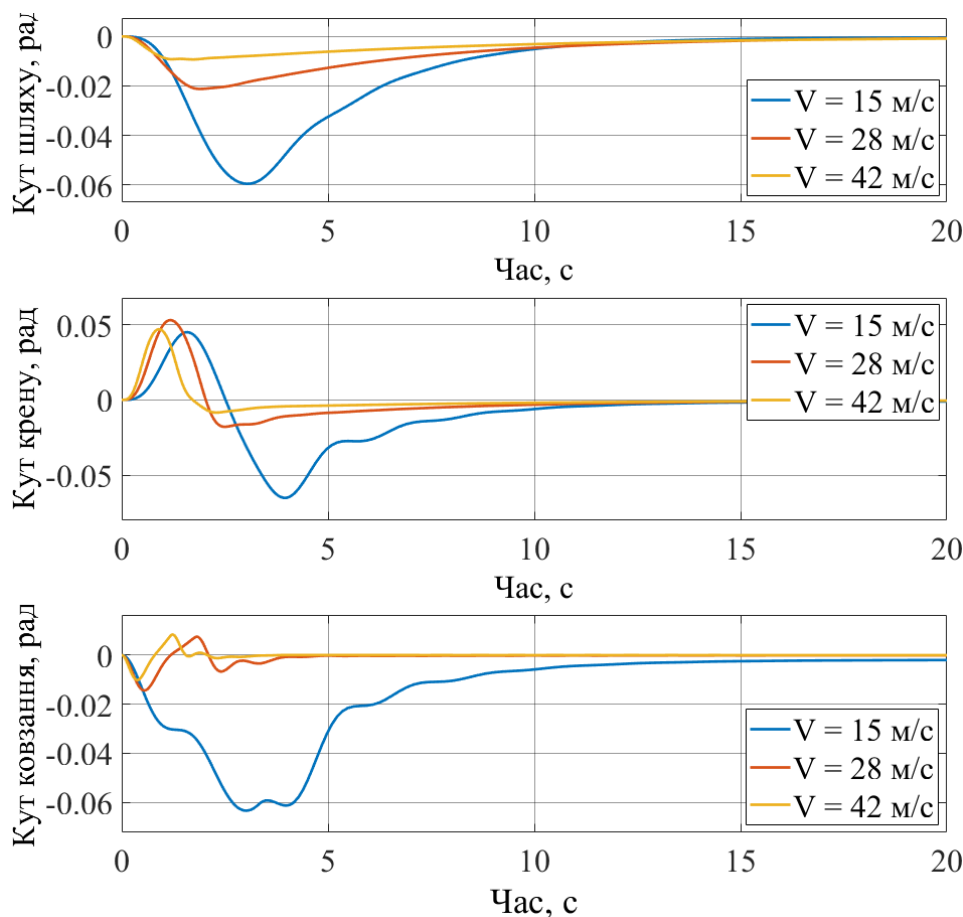


Рис. 6. Реакція на порив бокового вітру 5 м/с системи із регуляторами (7) – (10)

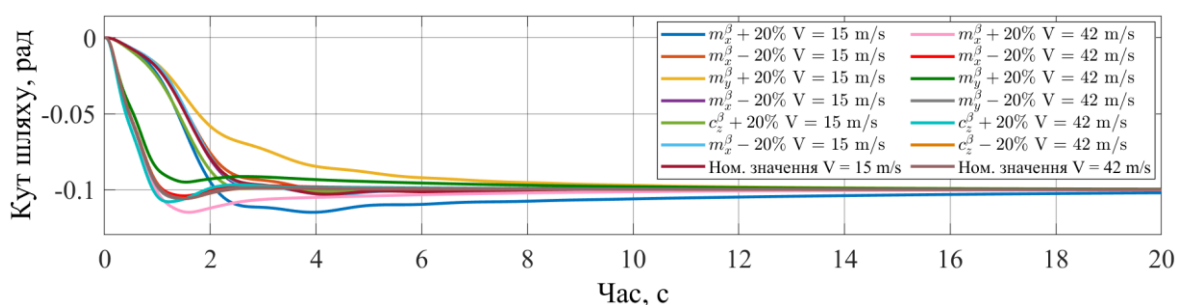


Рис. 7. Реакція літака із регулятором (7), (9) на заданий східчастий вплив із кута шляху 0,1 рад. У разі змінених коефіцієнтів m_x^β , m_y^β , C_z^β

Список використаної літератури

1. Паршин А. Тенденції розвитку БПЛА з вертикальним зльотом та посадкою (VTOL) / Анатолій Паршин, Катерина Хорощак // 2nd International Scientific and Practical Conference «Progressive Science and Achievements». – 2023. – С. 236–242.

2. *Osman M. A.* A Lateral and Longitudinal Controllers Design for a Fixed Wing UAV / *M. A. A. Osman, H. E. A. Abdalla, M. O. Nawari.* — Khartoum, Sudan : IEEE, 2019. — ISBN 978-1-7281-1006-6 .
3. *Oktay T., Çoban S.* Simultaneous longitudinal and lateral flight control systems design for both passive and active morphing TUAVs // *Elektronika ir elektrotechnika.* – 2017. – № 23(5) – p. 15–20.
4. *Р. Є. Прокоп'єв, В. В. Бурнашев.* Синтез робастного регулятора параметрів бокового руху безпілотної літака // *Механіка гіроскопічних систем.* – 2022. – Вип. 43. – С. 90–101.
5. *Асланян А. Е.* Системи автоматичного керування польотом літальних апаратів. – Київ: КВПАІУ, 1984. – 436 с.
6. *Aboud M.* Robust H-Infinity Controller Synthesis Approach for Uncertainties System / *M. Aboud* // *IEEE 11th International Conference on Systems and Control (ICSC).* – 2023.
7. *Збруцький О. В.* Робастна система керування надзвукового літального апарату / *О. В. Збруцький, В. В. Бурнашев.* // *Механіка гіроскопічних систем.* – 2018. – № 36. – С. 17–26.
8. *Jafar A.* A Robust H_{∞} Control for Unmanned Aerial Vehicle against Atmospheric Turbulence / *Adnan Jafar* // *2nd International Conference on Robotics and Artificial Intelligence (ICRAI).* – 2016. – С. 87–92.
9. *Sobhani R.* A nonlinear digital robust controller for UAV. In *IEEE Aerospace Conference, Big Sky, MT, 3–10 March 2007*, p. 1 – 6.
10. *López J.* A Robust H_{∞} Controller for an UAV Flight Control System / *J. López, R. Dormido, S. Dormido, J. P. Gómez* // *The Scientific World Journal.* — 2015. — № 1. — С. 403236.