УДК 629.73

DOI:https://doi.org/10.20535/0203-3771492025334107

Р. Є. Прокоп'єв[1], *PhD студент;* **В. В. Бурнашев**[2], *к.т.н., доцент*

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

Ua У статті розроблений робастний регулятор параметрів повздовжнього руху легкого безпілотного літака для автоматичного керування повітряною частиною зльоту. Синтез регулятора виконувався, використовуючи метод лінійних матричних нерівностей H_∞-теорії в трьох точках траєкторії. Порівнюються властивості системи, яка містить регулятори з трьома наборами коефіцієнтів та системи, що використовує один стаціонарний регулятор. Розглянуті перехідні характеристики керування кутом нахилу траєкторії. Аналізується поведінка при неточно заданих аеродинамічних характеристиках. Показана працездатність динамічного стаціонарного робастного регулятора, отриманого в одній точці траєкторії, впродовж всього польоту з моменту відриву від злітно-посадкової смуги до висоти переходу.

[1] *КПІ ім. Ігоря Сікорського*
[2] *КПІ ім. Ігоря Сікорського*

En This paper develops a robust controller for the longitudinal motion parameters of a lightweight unmanned airplane for automatic control during the takeoff phase. The regulator was synthesized using the method of linear matrix inequalities from H∞-theory at three points along the trajectory. The properties of a system containing regulators with three sets of coefficients are compared to a system using a single stationary regulator. The transient characteristics of trajectory angle control are examined. The analysis includes the effects of inaccurately specified aerodynamic characteristics. The performance of a dynamic stationary robust regulator, obtained at one point along the trajectory, is demonstrated throughout the flight from takeoff to the aircraft's transition height.

Вступ

Для малорозмірних безпілотних літальних апаратів (БПЛА) літакового типу зліт є одним з найбільш аварійних етапів польоту, що обумовлено використанням коротких непідготовлених злітно-посадкових майданчиків та дуже низькою швидкістю відриву [1]. Як правило він виконується у ручному режимі, що викликає необхідність у залученні підготовлених операторів. Здешевлення експлуатації БПЛА за рахунок зменшення підготовки і використання персоналу та зниження аварійності можливе у разі реалізації автоматичного режиму зльоту. Доступні нині рішення для автоматичного керування рухом легких безпілотних літаків базуються в основному на ПІД-регуляторах [2, 3], які вимагають налаштування і не забезпечують задовільну якість під час зміни параметрів руху в широких межах та неточно заданих аеродинамічних характеристиках. Найбільш ефективними в цих умовах є регулятори, розроблені на основі методів керування в умовах невизначеності [4 – 6].

Одним із таких методів є теорія H_∞, застосуванню якої для БПЛА присвячено багато сучасних публікацій [7 – 11]. Однак у них недостатньо уваги приділяється синтезу регуляторів для керування повздовжнім рухом при зльоті БПЛА літакового типу.

Постановка задачі

Мета роботи – синтезувати робастний регулятор параметрів повздовжнього руху легкого безпілотного літака на етапі зльоту та дослідити його властивості в умовах неточно заданих аеродинамічних коефіцієнтів.

Модель об’єкту керування

В якості об’єкту керування будемо розглядати безпілотний літак класичної аеродинамічної схеми масою 13 кг. Повітряна частина траєкторії його зльоту складається із двох ділянок: криволінійного переходу до кута нахилу траєкторії 10º та руху із постійним кутом нахилу до висоти 400 м

переходу до горизонтального польоту. Математична модель динаміки поздовжнього руху БПЛА представлена у вигляді лінеаризованих рівнянь [5]:

$$\begin{cases} \dot{V} = a_x^V V + a_x^\theta \theta + a_x^\vartheta \vartheta + a_x^{\delta_B} \delta_B; \\ \dot{\theta} = a_y^V V + a_y^\theta \theta + a_y^\vartheta \vartheta + a_y^{\delta_B} \delta_B; \\ \dot{\vartheta} = \omega_z; \\ \dot{\omega}_y = a_{m_z}^V V + a_{m_z}^\theta \theta + a_{m_z}^\vartheta \vartheta + a_{m_z}^{\omega_z} \omega_z + a_{m_z}^{\delta_B} \delta_B; \\ \dot{H} = a_H^V V + a_H^\theta \theta. \end{cases} \quad (1)$$

Система (1) записана відносно відхилень параметрів поздовжнього руху від їх програмних значень: швидкості V, кута нахилу траєкторії θ, кута тангажу ϑ, проекції кутової швидкості ω_z та висоти H. Символом δ_B тут позначене відхилення кута повороту руля висоти, а a_j^i – аеродинамічні коефіцієнти.

Надалі (1) будемо використовувати у векторно-матричній формі

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

де вектор стану $X = [V, \theta, \vartheta, \omega_z, \mathrm{H}]^T$; керуючий вплив $U = \delta_B$; *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) зs швидкістю 15 м/с:

$$A = \begin{bmatrix} -0{,}1399 & -8{,}3821 & -1{,}4279 & 0 & 0 \\ 0{,}0365 & -2{,}2901 & 2{,}2901 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 36{,}035 & -36{,}0350 & -3{,}1015 & 0 \\ 0 & 15{,}388 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix};$$

$$B = \begin{bmatrix} -0{,}1099 \\ 0{,}0492 \\ 0 \\ -13{,}045 \\ 0 \end{bmatrix}; \quad (3)$$

– для швидкості 20 м/с, кута нахилу траєкторії 10º на висоті 11 м:

$$A=\begin{bmatrix} -0{,}1527 & -6{,}3798 & -3{,}2811 & 0 & 0 \\ 0{,}0443 & -2{,}8723 & 2{,}9554 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 63{,}924 & -63{,}924 & -4{,}1309 & 0 \\ 0{,}1736 & 20{,}184 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix};$$

$$B=\begin{bmatrix} -0{,}2074 \\ 0{,}0655 \\ 0 \\ -23{,}141 \\ 0 \end{bmatrix}; \qquad (4)$$

– для моменту закінчення зльоту на висоті 400 м зі швидкістю 26 м/с, із кутом нахилу траєкторії 10°:

$$A=\begin{bmatrix} -0{,}1653 & -6{,}4576 & -3{,}2034 & 0 & 0 \\ 0{,}0268 & -3{,}5741 & 3{,}6384 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 103{,}47 & -103{,}47 & -5{,}1744 & 0 \\ 0{,}1736 & 26{,}082 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix};$$

$$B=\begin{bmatrix} -0{,}2945 \\ 0{,}0821 \\ 0 \\ -37{,}458 \\ 0 \end{bmatrix}. \qquad (5)$$

Синтез регулятора параметрів поздовжнього руху БПЛА

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

Введемо узагальнений об’єкт керування *P*, що об’єднує динаміку поздовжнього руху літака *G* (2) з ваговими функціями W_1, W_2, W_3 [6, 11]:

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

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

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

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

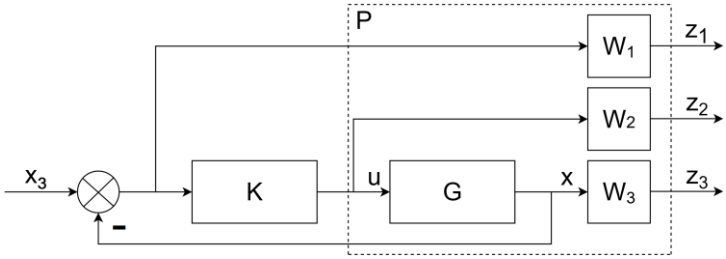

Рис. 1. Структурна схема системи з регулятором

Мінімізацію критерію (6) будемо здійснювати за допомогою *Matlab* методом лінійних матричних нерівностей. У результаті отримаємо необхідні передатні функції регулятора в кожній із трьох заданих точок (3) - (5):

$$K(s)=\frac{1}{N(s)}\left[M_{11}(s)\quad M_{12}(s)\quad M_{13}(s)\quad M_{14}(s)\quad M_{15}(s)\right].. \tag{7}$$

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

$$\begin{aligned}
&N(s)=s^7+8{,}785s^6+67{,}88s^5+180{,}5s^4+28{,}81s^3+0{,}98s^2+0{,}008s+5{,}589\cdot10^{-6};\\
&M_{11}(s)=9{,}85\cdot10^{-16}s^6-3{,}88\cdot10^{-16}s^5+1{,}24\cdot10^{-14}s^4-2{,}44\cdot10^{-13}s^3+2{,}08\cdot10^{-15}s^2+\\
&\qquad+4{,}92\cdot10^{-17}s+3{,}81\cdot10^{-20};\\
&M_{12}(s)=-7{,}83s^6-43{,}39s^5-346{,}5s^4-58{,}13s^3-101{,}5s^2-1{,}01s-1{,}87\cdot10^{-7};\\
&M_{13}(s)=-7{,}59\cdot10^{-16}s^6-4{,}08\cdot10^{-15}s^5-3{,}26\cdot10^{-14}s^4+1{,}13\cdot10^{-15}s^3-2{,}12\cdot10^{-16}s^2-\\
&\qquad-2{,}45\cdot10^{-18}s-1{,}84\cdot10^{-21};\\
&M_{14}(s)=6{,}05\cdot10^{-17}s^6+1{,}11\cdot10^{-16}s^5+1{,}55\cdot10^{-15}s^4-7{,}29\cdot10^{-15}s^3+1{,}12\cdot10^{-16}s^2+\\
&\qquad+2{,}01\cdot10^{-18}s+1{,}53\cdot10^{-21};\\
&M_{15}(s)=-2{,}47\cdot10^{-9}s^6-1{,}37\cdot10^{-8}s^5-1{,}09\cdot10^{-7}s^4-1{,}84\cdot10^{-8}s^3-3{,}21\cdot10^{-8}s^2-\\
&\qquad-3{,}44\cdot10^{-10}s-2{,}56\cdot10^{-13}.
\end{aligned} \tag{8}$$

Перевірку працездатності системи з отриманими регуляторами будемо здійснювати шляхом імітаційного моделювання у *Simulink*. Регулятор (7), (8) в номінальній точці забезпечує аперіодичний перехідний процес із перерегулюванням 4,6 % тривалістю 2,7 с (рис. 2). При відпрацюванні заданого східчастого кута нахилу траєкторії максимальне миттєве значення кута тангажу досягає 0,68º, а відхилення руля висоти – 0,86º. Запас стійкості по підсиленню склав 12 дБ, а по фазі – 63,7 º.

Для точки з параметрами (4) на швидкості 20 м/с

$$
\begin{aligned}
&N(s) = s^7 + 10{,}89s^6 + 111{,}4s^5 + 346{,}5s^4 + 45{,}21s^3 + 0{,}9239s^2 + 0{,}00545s + 3{,}808\cdot 10^{-6};\\
&M_{11}(s) = 2{,}01\cdot 10^{-14}s^6 - 1{,}29\cdot 10^{-14}s^5 + 4{,}37\cdot 10^{-13}s^4 - 1{,}18\cdot 10^{-11}s^3 - 7{,}84\cdot 10^{-14}s^2 +\\
&\qquad + 4{,}39\cdot 10^{-16}s + 3.98\cdot 10^{-19};\\
&M_{12}(s) = -7{,}97s^6 - 57{,}1s^5 - 615{,}3s^4 - 65{,}36s^3 - 21{,}3s^2 - 2{,}12s - 5{,}31\cdot 10^{-7};\\
&M_{13}(s) = -1{,}75\cdot 10^{-14}s^6 - 1{,}22\cdot 10^{-13}s^5 - 1{,}32\cdot 10^{-12}s^4 + 1{,}32\cdot 10^{-13}s^3 - 6{,}57\cdot 10^{-17}s^2 -\\
&\qquad -1{,}65\cdot 10^{-17}s - 1{,}32\cdot 10^{-20};\\
&M_{14}(s) = -7{,}89\cdot 10^{-16}s^6 - 1{,}39\cdot 10^{-14}s^5 - 1{,}12\cdot 10^{-13}s^4 - 4{,}44\cdot 10^{-13}s^3 - 3\cdot 10^{-15}s^2 +\\
&\qquad +1{,}57\cdot 10^{-17}s + 1{,}44\cdot 10^{-20};\\
&M_{15}(s) = -3{,}39\cdot 10^{-9}s^6 - 2{,}43\cdot 10^{-8}s^5 - 2{,}62\cdot 10^{-7}s^4 - 2{,}8\cdot 10^{-8}s^3 - 9{,}04\cdot 10^{-8}s^2 -\\
&\qquad -9{,}74\cdot 10^{-10}s - 7{,}25\cdot 10^{-13}.
\end{aligned}
\tag{9}
$$

Регулятор (7), (9) е номінальній точці забезпечує аперіодичний перехідний процес із перерегулюванням 4,5 % тривалістю 2,4 с (рис. 2). Під час відпрацювання заданого східчастого кута нахилу траєкторії максимальне миттєве значення кута тангажу складає 0,63º, а відхилення руля висоти – 0,8º.

Для точки із параметрами (5) на швидкості 26 м/с

$$
\begin{aligned}
&N(s) = s^7 + 13{,}1s^6 + 170{,}3s^5 + 612{,}4s^4 + 117{,}8s^3 + 4{,}871s^2 + 0{,}04s + 2{,}95\cdot 10^{-5};\\
&M_{11}(s) = 2{,}74\cdot 10^{-16}s^6 + 2{,}11\cdot 10^{-15}s^5 + 3{,}09\cdot 10^{-14}s^4 - 3{,}68\cdot 10^{-14}s^3 +\\
&\qquad + 1{,}31\cdot 10^{-15}s^2 + 1{,}82\cdot 10^{-17}s + 1{,}38\cdot 10^{-20};\\
&M_{12}(s) = -7{,}84s^6 - 69{,}97s^5 - 969{,}7s^4 - 122{,}6s^3 - 202{,}2s^2 - 2{,}01s - 1{,}857\cdot 10^{-7};\\
&M_{13}(s) = -4{,}62\cdot 10^{-17}s^6 - 4{,}09\cdot 10^{-16}s^5 - 5{,}66\cdot 10^{-15}s^4 - 1{,}83\cdot 10^{-16}s^3 -\\
&\qquad -6{,}59\cdot 10^{-17}s^2 - 6{,}98\cdot 10^{-19}s - 5{,}19\cdot 10^{-22};\\
&M_{14}(s) = 4{,}68\cdot 10^{-18}s^6 + 3{,}06\cdot 10^{-17}s^5 + 4{,}94\cdot 10^{-16}s^4 - 8{,}34\cdot 10^{-16}s^3 +\\
&\qquad +3{,}04\cdot 10^{-17}s^2 + 4{,}26\cdot 10^{-19}s + 3{,}22\cdot 10^{-22};\\
&M_{15}(s) = -1{,}23\cdot 10^{-9}s^6 - 1{,}09\cdot 10^{-8}s^5 - 1{,}52\cdot 10^{-7}s^4 - 1{,}93\cdot 10^{-8}s^3 -\\
&\qquad - 3{,}17\cdot 10^{-8}s^2 - 3{,}41\cdot 10^{-10}s - 2{,}53\cdot 10^{-13}.
\end{aligned}
\tag{10}
$$

Регулятор (7), (10) в номінальній точці забезпечує аперіодичний перехідний процес з перерегулюванням 4 % тривалістю 2,6 с (рис. 2). Під час відпрацюванні заданого східчастого кута нахилу траєкторії максимальне миттєве значення кута тангажу складає 0,57º, а відхилення руля висоти - 0,68º.

Отримані часові характеристики (рис. 2) системи із законами керування (7) – (10) в номінальних точках, а також відповідні запаси стійкості дозволяють сподіватися спростити її за рахунок використання лише одного або двох регуляторів на всій траєкторії зльоту.

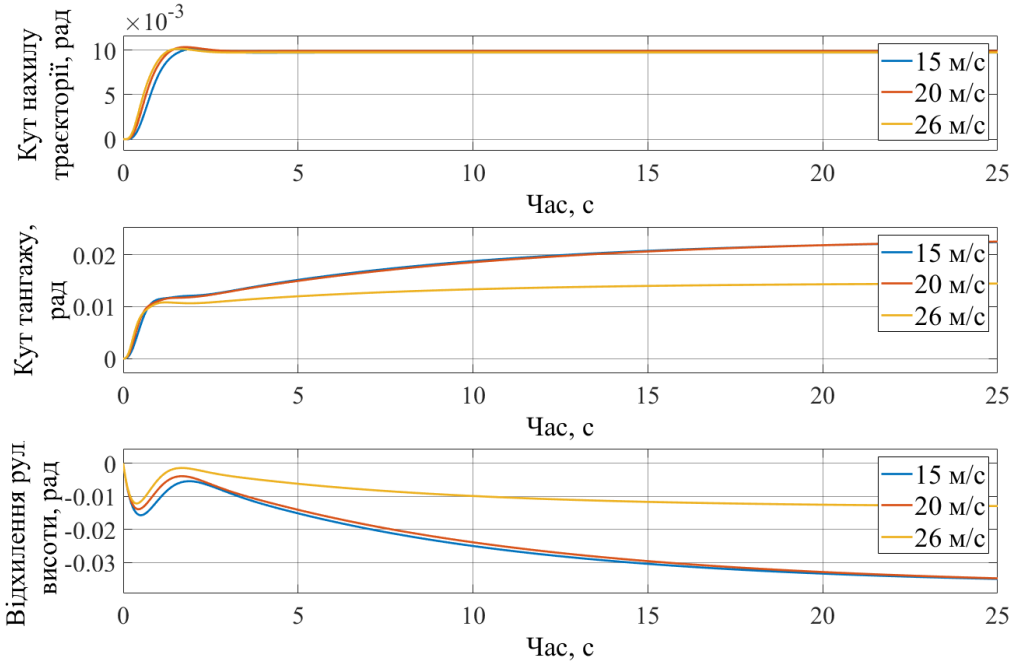

Рис. 2. Реакція літака на східчастий вплив з кута нахилу траєкторії 0,01 рад

Працездатність регуляторів на віддалених від номінальних точок синтезу ділянках траєкторії

Перевірку такої можливості здійснимо шляхом дослідження поведінки літального апарату з кожним отриманим регулятором в умовах рівності *A*, *B* кожному із наборів значень (3) – (5) (рис. 3 – рис. 5).

Регулятор (7), (8) отриманий у точці (3), забезпечує перехідний процес по куту нахилу траєкторії тривалістю 6,3 с із перерегулюванням 8,5% у точці (4) та 14 % у точці (5). Однак, починаючи із 2,3 с, динамічна похибка не перевищує 6,5 %. Таким чином, швидкодія є прийнятною і майже не погіршується у порівнянні із номінальною. Миттєве значення відхилення руля висоти досягає максимуму 0,7 º у точці (5) і 1,9º у точці (4) (рис. 3). У точці (4) запаси стійкості склали 12,7 дБ і 57,5º, а в точці (5) - 13 дБ і 55,9º.

У разі використання регулятора (7), (9) отриманого у точці (4), на інших ділянках траєкторії зльоту швидкодія також залишається прийнятною (рис. 4). Однак, у точці (3) виникають затухаючі коливання з максимальною амплітудою 4% від усталеного значення кута нахилу траєкторії, а у точці (5) – коливання із постійною амплітудою 10%. Частотний аналіз у цьому випадку свідчить про те, що система знаходиться на межі стійкості.

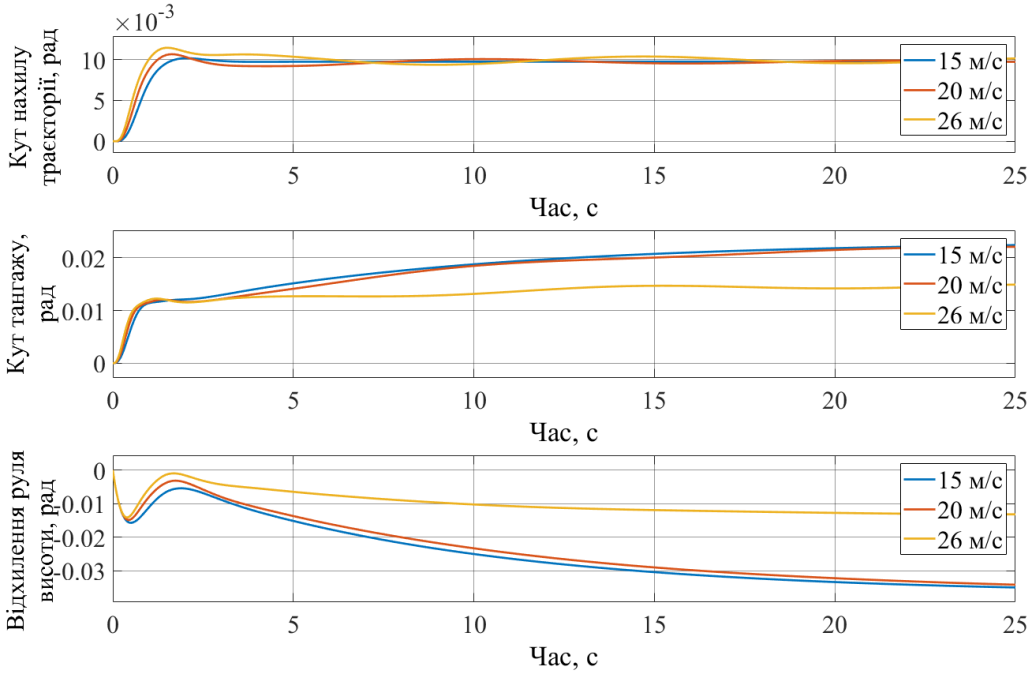

Рис. 3. Реакція літака ыз регулятором (7), (8) на заданий східчастий вплив із кута нахилу траєкторії 0,01 рад

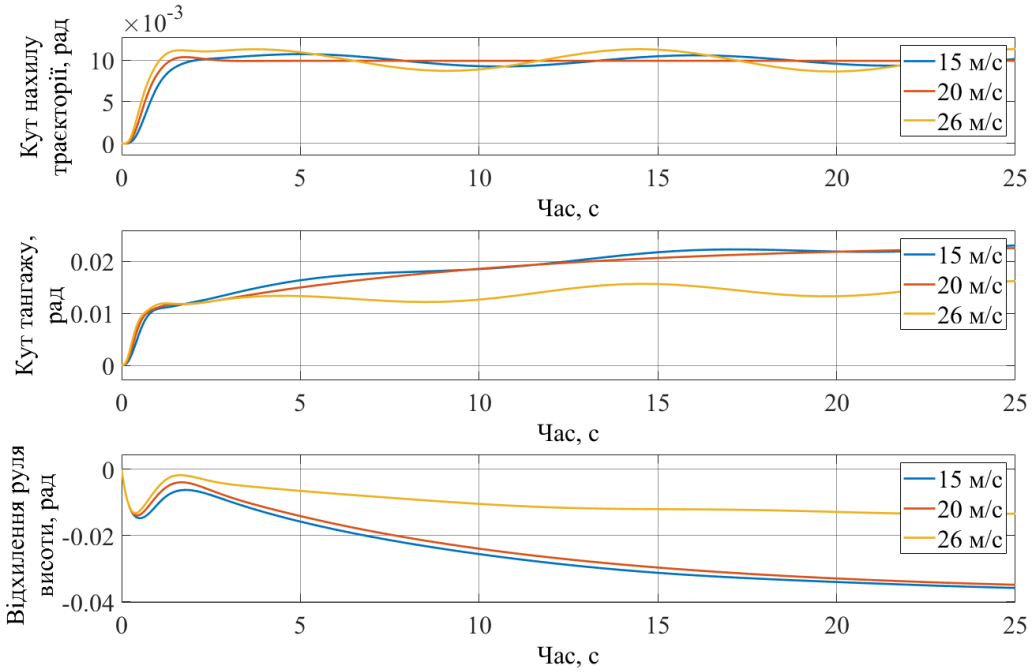

Рис. 4. Реакція літака з регулятором (7), (9) на заданий східчастий вплив з кута нахилу траєкторії 0,01 рад

Регулятор (7), (10), отриманий у точці (5), залишається працездатним і на інших ділянках траєкторії зльоту. Однак, при цьому значно знижується швидкодія (рис. 5). У точках (3), (4) перехідний процес з кута нахилу траєкторії має коливальний характер без перерегулювання і завершується за 22 с. За межі 10 % усталеного значення динамічна похибка не виходить

лише після 8 с. Найбільше миттєве значення відхилення руля висоти виникає в точці (3) і досягає 0,76º (рис. 5).

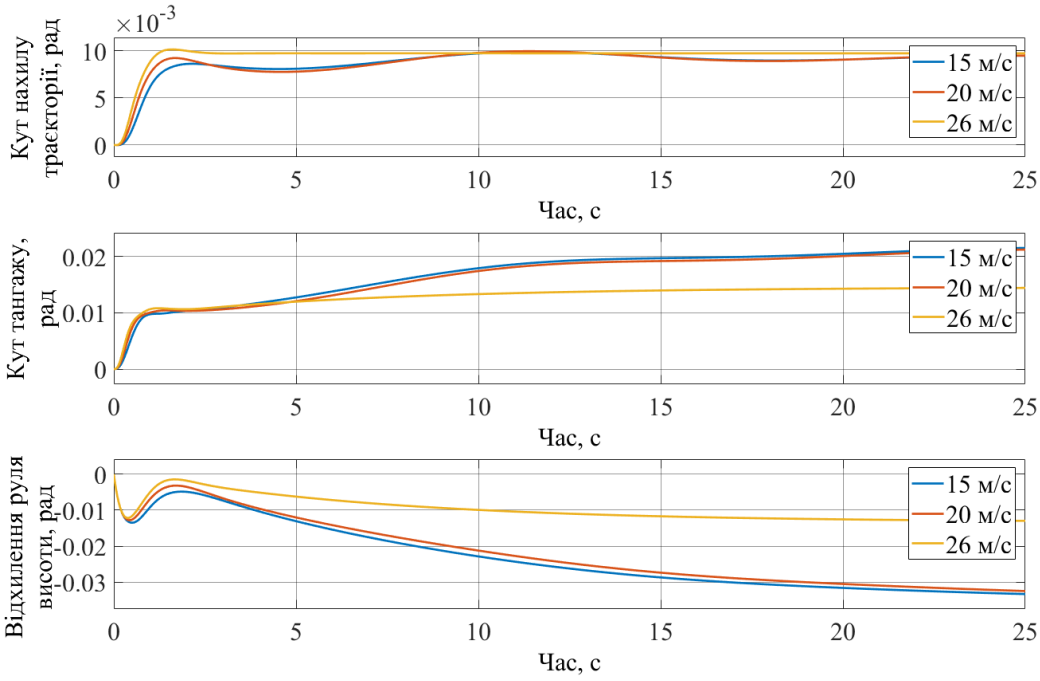

Рис. 5. Реакція літака із регулятором (7), (10) на заданий східчастий вплив із кута нахилу траєкторії 0,01 рад

Таким чином, виходячи з аналізу роботи системи при точно заданих аеродинамічних характеристиках, найбільш прийнятним для використання на всій траєкторії зльоту виявився регулятор (7), (8).

Перевірка працездатності системи у разі неточно заданих параметрах моделі

Розглянемо поведінку системи керування із регулятором (7), (8) при змінених у межах 25 % від номінальних значень аеродинамічних коефіцієнтах: похідної підйомної сили по куту атаки C_y^{α}, похідних поздовжнього моменту по кутовій швидкості відносно поперечної осі $m_z^{\omega_z}$ та по куту відхилення руля висоти m_z^B, а також координати X_c положення цента мас літака (рис. 6 – рис. 8).

Найбільш суттєвим фактором, що призводить до помітного погіршення характеристик системи, виявилося зменшення m_z^B. Під час відриву від ЗПС воно викликає збільшення часу перехідного процесу до 7 с. Однак динамічна похибка у цьому випадку вже після 2,6 с не перевищує 10 %, тобто швидкодія залишається прийнятною (рис. 6).

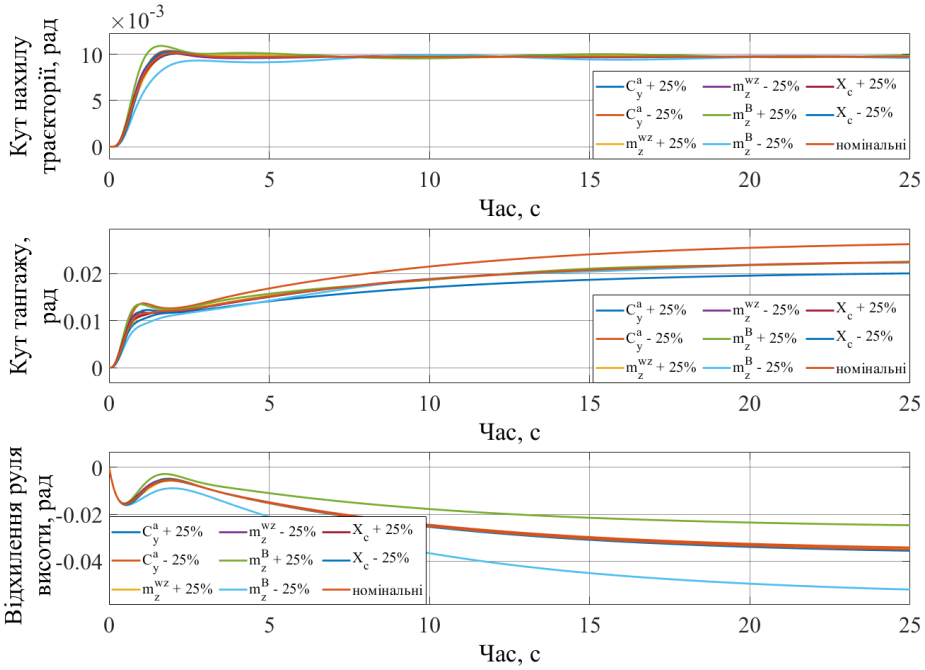

Рис. 6. Реакція літака з регулятором (7), (8) у точці відриву на східчастий вплив із кута нахилу траєкторії 0,01 рад. за змінених коефіцієнтах

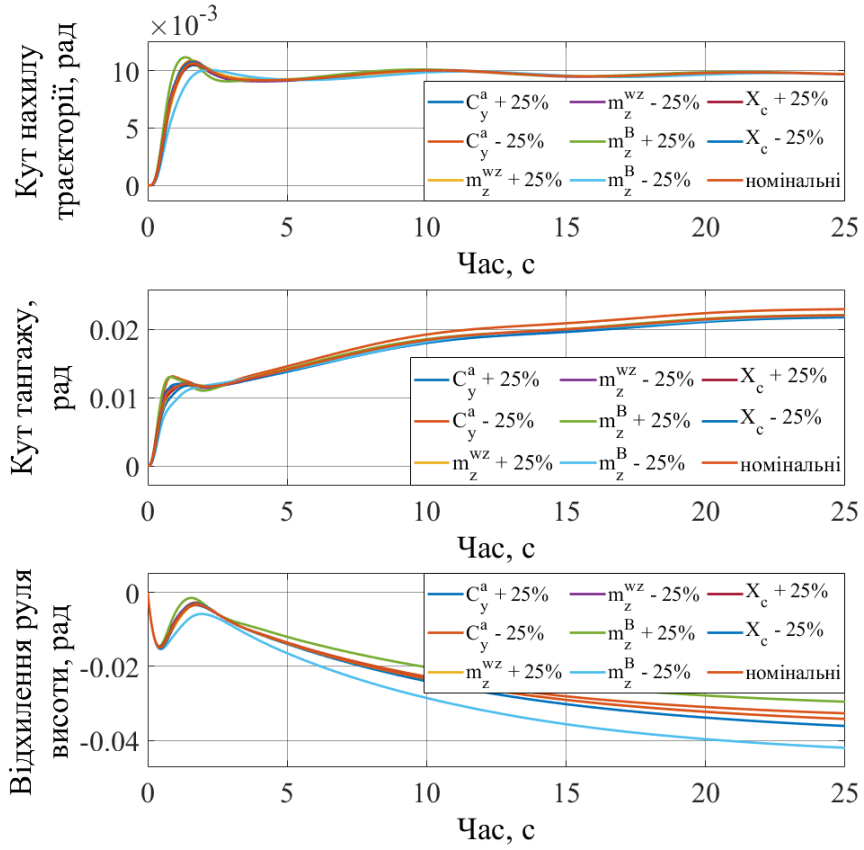

Рис. 7. Реакція літака із регулятором (7), (8), швидкістю 20 м/с на східчастий вплив із кута нахилу траєкторії 0,01 рад. за змінених коефіцієнтах

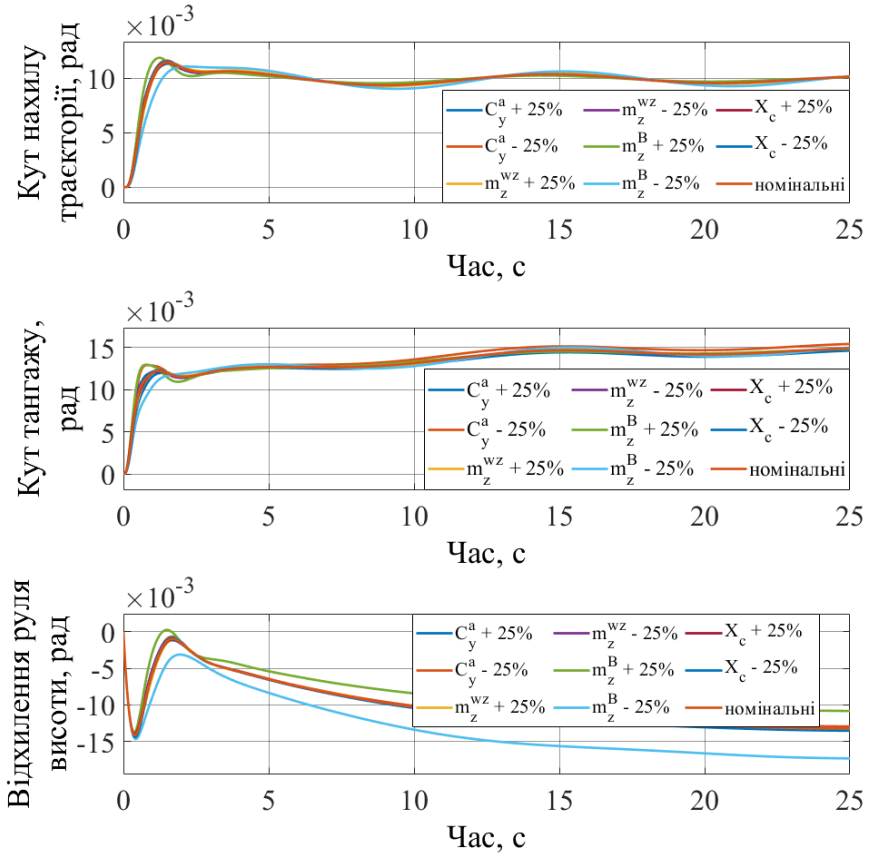

Рис. 8. Реакція літака з регулятором (7), (8) у точці закінчення зльоту на східчастий вплив із кута нахилу траєкторії 0,01 рад. за змінених коефіцієнтах

Крім того, зменшення m_z^B призводить до більших відхилень руля висоти. Їх значення на рис. 3 свідчать про допустимість переходу від точки відриву до руху із нахилом траєкторії 10º у разі східчастого задання такого кута. Однак лінійна модель (1) – (3) не враховує можливі зниження ефективності руля висоти на великих кутах атаки. Тому такий перехід може відбуватися довше, по більш пологій траєкторії.

Збільшення m_z^B призводить до більшого перерегулювання, яке в точці закінчення зльоту досягає 21 % (рис. 8). Тут також маємо дещо знижені у порівнянні із номінальною моделлю запаси стійкості: 11 дБ та 49º. Вказане значення запасу по фазі при використанні регулятора (7), (8) є найменшим серед усіх. Найменший запас по підсиленню також виникає у разі збільшеного m_z^B, але в момент відриву від ЗПС, і дорівнює 10,1 дБ.

Відхилення $m_z^{\omega_z}$, X_c, C_y^α від номінальних значень у розглядуваних межах майже не впливають на процес керування в системі з регулятором (7), (8) (рис. 6 – рис. 8). Лише зменшення C_y^α потребує більшого кута тангажа для виникнення необхідної підйомної сили, що забезпечує заданий

кут нахилу траєкторії. Однак, суттєвим цей ефект виявився тільки у точці відриву (рис. 6).

Висновки

Синтезовані робастні регулятори забезпечують стійкий рух безпілотного літака на траєкторії зльоту із моменту відриву від ЗПС до висоти переходу у разі неточно відомих аеродинамічних характеристиках. Регулятори отримані у трьох точках траєкторії і являють собою динамічні ланки сьомого порядку з постійними коефіцієнтами.

За номінальних значеннях параметрів руху та аеродинамічних похідних задані впливи по куту нахилу траєкторії відпрацьовуються за 2,4 - 2,6 с із перерегулюванням 4 - 4,6 %. Тому виникають додаткові кути атаки, що не перевищують один градус у розрахунку на один градус заданого кута нахилу траєкторії та не обмежують крутизну траєкторії зльоту в перші секунди після відриву.

Кожен із регуляторів, отриманих у точці відриву та у момент переходу до горизонтального польоту, виявився працездатним без зміни своїх коефіцієнтів на всій траєкторії зльоту. Однак, перший із них забезпечує більш високу якість керування і запаси стійкості.

Дослідження синтезованих регуляторів в умовах змінених аеродинамічних характеристик на 25 % від номінальних значень свідчить про їх низьку чутливість до змін $m_z^{\omega_z}$, X_c, C_y^{α} та помітну чутливість до змін похідної поздовжнього моменту по відхиленню руля висоти. Її збільшення призводить до росту перерегулювання та зниження запасів стійкості. Однак при використанні обраного єдиного регулятора на всій траєкторії зльоту у розглядуваних випадках вони перевищують 10 дБ та 49°.

Більш суттєвий вплив на процес керування має зменшення вказаної похідної. Імітаційне моделювання роботи системи тому свідчить про деяке зниження швидкодії та збільшення відхилень руля у прийнятних межах. Однак, впевнитися в цьому і знайти допустимий рівень невизначеності даного коефіцієнту можна, використовуючи повну нелінійну модель руху, яка має враховувати зниження ефективності рульової поверхні на великих кутах атаки.

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. — Khar-

toum, 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 безпілотного 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, pp. 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.
11. *Прокоп'єв Р. Є., Бурнашев В. В.* Синтез і аналіз регулятора параметрів бокового руху безпілотного літака на етапі зльоту. *Механіка гіроскопічних систем*. Київ, 2024. вип. 48. С. 68–80. ISSN 0203-3771. URL: https://doi.org/10.20535/0203-3771482024317963.