

УДК: 629.73

DOI: <https://doi.org/10.20535/0203-3771432022275279>Ю. О. Гладишкевич¹, бакалавр, В. В. Бурнашев², к.т.н., доцент

СИНТЕЗ ТА АНАЛІЗ РЕГУЛЯТОРІВ ПАРАМЕТРІВ ПОЗДОВЖНЬОГО РУХУ БЕЗПІЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ У РАЗІ ДІЇ ВІТРУ

Ua

Розроблені динамічний робастний регулятор, а також пропорційні регулятори параметрів позовжнього руху надзвукового безпілотного літального апарату для роботи в умовах дії сильного вітру. Проводиться порівняння якості перехідних процесів і точності керування на всіх ділянках траєкторії польоту. Параметри динамічного робастного регулятора отримані в одній точці траєкторії і є незмінними від старту до приземлення літального апарату. Коефіцієнти пропорційного регулятора за весь політ змінюються чотири рази. Наведені результати імітаційного моделювання роботи системи керування. Вони показують, що обидва регулятори забезпечують стійкий рух літального апарату в умовах штормового вітру. Однак робастний регулятор дозволяє отримати більш високу якість динамічних властивостей системи керування.

En

A dynamic robust regulator as well as proportional regulators of the motion parameters of a supersonic unmanned aerial vehicle for operation in strong wind conditions has been developed. At that, we obtained a robust regulator based on the minimization of the four-block quality criterion using the 2-Rikkati approach. For the synthesis of proportional regulators the Kalman-Letov functional was used. We calculated the parameters of the dynamic robust regulator at one point of the trajectory. They are unchanged from the start to the touchdown of the aircraft. The coefficients of the proportional regulator for the entire flight are changed four times.

In the article we compare the transient processes quality and the control accuracy in all sections of the flight trajectory. The accuracy of the flight end point position is also considered. For this purpose we presented simulation modelling results of the control system operation. They show that both types of regulator provide stable motion of the aircraft in stormy wind conditions. However, the robust regulator using lead to a higher quality of the control system dynamic properties, and the proportional regulator provides higher accuracy at the final flight stage due to the astatic properties.

Вступ

Нині актуальною є розробка регуляторів за методикою H [1] для безпілотних літальних апаратів (БПЛА). БПЛА є нелінійними *MIMO* (*multiply input multiply output*) об'єктами, параметри яких змінюються за

¹ КПІ ім. Ігоря Сікорського

² КПІ ім. Ігоря Сікорського

часом. У більшості випадків керування безпілотними літальними апаратами реалізується за допомогою PID , LQG регуляторів [2, 3]. Але ці методи синтезу не забезпечують робастність, а відтак і якість керування БПЛА в умовах параметричної невизначеності його математичної моделі. Саме застосування H – оптимального регулятора може гарантувати робастність керування на всій траєкторії та стійкість системи у разі зміни параметрів.

В публікаціях, присвячених робастному та адаптивному керуванню надзвукових БПЛА [4 – 16], розглядається, в основному, синтез та аналіз регуляторів в умовах дії випадкових та детермінованих збурень певного фіксованого рівня. Визначення допустимих рівнів збурень відсутнє. Крім того, у них не обґрунтовуються кількість та вибір моментів для зміни параметрів регуляторів. Завдання керування БПЛА за умов дії вітру досліджується багатьма авторами. Однак більшість з них розглядають невеликий діапазон змін швидкості польоту і не розглядають штормовий та ураганний вітер. Розробка цих питань дозволить усунути вказані недоліки.

Постановка задачі

Будемо розглядати задачу синтезу H – оптимального регулятора параметрів поздовжнього руху надзвукового БПЛА та дослідження його властивостей у порівнянні із лінійно-квадратичним регулятором на всіх ділянках траєкторії польоту у неспокійній атмосфері.

Математична модель поздовжнього руху БПЛА

Для перевірки працездатності та порівняння якості синтезованих законів керування будемо використовувати нелінійні рівняння поздовжнього руху літального апарату [17]:

$$\begin{aligned}
 m\dot{V} &= P_{xk} + R_{xk} - mg\sin\theta; \\
 mV\dot{\theta} &= P_{yk} + R_{yk} - mg\cos\theta; \\
 \dot{X}_g &= V\cos\theta; \\
 \dot{H} &= V\sin\theta; \\
 J_z \dot{\omega}_z &= M_z; \\
 \dot{\vartheta} &= \omega_z,
 \end{aligned} \tag{1}$$

де V – швидкість польоту; $m = m(t)$ – маса літального апарату; t – час, що пройшов із моменту старту; $J_z(t)$ – момент інерції БПЛА відносно поперечної осі; g – прискорення сили тяжіння; H – висота польоту; X_g – поздовжня координата центру мас; ϑ, θ – кути тангажу та нахилу траєкторії;

ω_z – проекція кутової швидкості на поперечну вісь БПЛА;
 $M_z = M_z(V, \alpha, \delta, \omega_z, M, H)$ – проекція головного моменту сил, що діють на БПЛА, на його поперечну вісь;
 $R_{xk} = R_{xk}(V, \alpha, \delta, \omega_z, M, H)$, $R_{yk} = R_{yk}(V, \alpha, \delta, \omega_z, M, H)$ – проекції сили опору на вісі траєкторної системи координат; α – кут атаки; δ – кут повороту аеродинамічного органу керування; M – число Маха; $P_{xk} = P_{xk}(t)$; $P_{yk} = P_{yk}(t)$ – проекції тяги двигуна на осі траєкторної системи координат.

У результаті лінеаризації рівнянь (1) отримуємо модель БПЛА у просторі станів:

$$B = \begin{pmatrix} 0,37 \\ 0,003 \\ 0 \\ 1,74 \\ 0 \end{pmatrix}, \quad \dot{X} = AX + BU, \quad (2)$$

де $X = [\Delta V, \Delta \theta, \Delta \vartheta, \Delta \omega_z, \Delta H]^T$ вектор стану, а $\Delta V, \Delta \theta, \Delta \vartheta, \Delta \omega_z, \Delta H$ – похибки стабілізації швидкості, кутів нахилу траєкторії та тангажа, кутової швидкості тангажа і висоти відповідно; A, B – матриці коефіцієнтів. Модель (2) будемо використовувати для синтезу пропорційних законів керування методом аналітичного конструювання оптимальних регуляторів (АКОР) [18].

Траєкторія БПЛА містить ділянки набору висоти, горизонтального польоту та зниження. Під час польоту вимикається двигун, кут атаки кілька разів змінює знак, а число Маха змінюється в діапазоні від 0,04 до 4. Крім того, на перших секундах польоту БПЛА має заднє центрування. Тому для отримання законів керування від моменту старту до приземлення необхідно мати значення параметрів A, B лінеаризованої моделі (2) у кількох точках.

У перші секунди польоту, коли центр мас знаходиться за аеродинамічним фокусом,

$$A = \begin{pmatrix} -0,0077 & -10,54 & -4,03 & 0 & 0 \\ 0,0001 & 0,71 & 1,17 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0,004 & -2,05 & 2,05 & -0,36 & 0 \\ 0,63 & 82,51 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}; \quad B = \begin{pmatrix} -0,0081 \\ 0,0003 \\ 0 \\ 0,2013 \\ 0 \end{pmatrix}. \quad (3)$$

На ділянці набору висоти із працюючим двигуном

$$A = \begin{pmatrix} -0,062 & 132,6 & -138,1 & 0 & 0,003 \\ 0,0001 & -1,41 & 1,42 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0,02 & 119,9 & -119,9 & -1,68 & -10^{-4} \\ 0,83 & 345,1 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}; \quad B = \begin{pmatrix} -0,47 \\ 0,006 \\ 0 \\ 5,78 \\ 0 \end{pmatrix}. \quad (4)$$

Після виключення двигуна

$$A = \begin{pmatrix} -0,06 & -0,75 & 42,5 & 0 & 0,0043 \\ 0 & -1,27 & 1,21 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 128,9 & -128,9 & -1,15 & 0 \\ 0,89 & 477,8 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}; \quad B = \begin{pmatrix} 0,209 \\ 0,0056 \\ 0 \\ 5,577 \\ 0 \end{pmatrix}. \quad (5)$$

Для горизонтальної ділянки

$$A = \begin{pmatrix} -0,03 & -6,58 & 35,45 & 0 & 0,003 \\ -0,0001 & -0,57 & 0,53 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0,0025 & 51,09 & -51,09 & -0,54 & 0 \\ 0,39 & 655,5 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}; \quad B = \begin{pmatrix} 0,37 \\ 0,003 \\ 0 \\ 1,74 \\ 0 \end{pmatrix}. \quad (6)$$

Під час зниження БПЛА

$$A = \begin{pmatrix} -0,018 & -9,36 & -2,39 & 0 & 0,001 \\ 0 & 0,416 & 0,385 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0,0002 & 36,47 & -36,47 & -0,45 & 0 \\ 0,015 & 579,5 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}; \quad B = \begin{pmatrix} -0,01 \\ 0,002 \\ 0 \\ 1,52 \\ 0 \end{pmatrix}. \quad (7)$$

Для синтезу динамічних регуляторів БПЛА будемо використовувати схему керування кутом нахилу траєкторії через внутрішній контур демпфування (рис. 1).

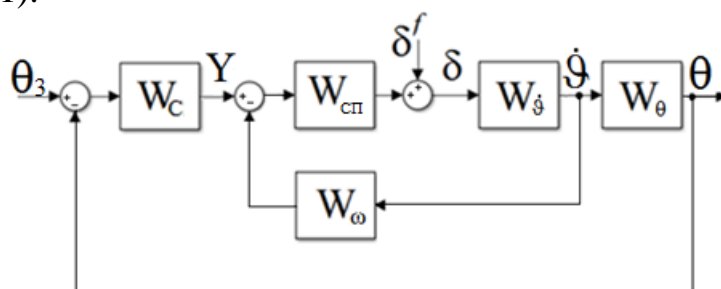


Рис. 1. Структурна схема каналу керування кутом нахилу траєкторії

На рис. 1. $W_{\dot{\theta}}$ – передатна функція літального апарату для кутової швидкості тангажу; $\dot{\theta}; W_{\dot{\theta}}$ – передатна функція, що зв’язує кутову швидкість тангажу та кут нахилу траєкторії θ ; W_{ω} – передатна функція у контурі демпфування; W_C – робастний регулятор кута нахилу траєкторії; δ^f – збурення, приведенне до розмірності аеродинамічного органу; θ_3 – заданий кут нахилу траєкторії. Передатна функція сервоприводу $W_{СП}$ – є ланкою другого порядку із постійною часу 0,01 с і чистим запізненням 0,005 с.

Одні й самі параметри передатних функцій об’єкта керування, можуть приймати значення, що відрізняються залежно від вибору траєкторії. Крім того, вони швидко змінюються під час польоту. Для висоти 12500 м, швидкості 580 м/с, коли БПЛА переходить до горизонтального польоту, передатні функції БПЛА мають вигляд:

$$W_{\dot{\theta}} = \frac{0,03076 p + 0,02778}{0,03278 p^2 + 0,03139 p + 1}; \quad W_{\theta} = \frac{3,149}{6,448 p^{(2)} + 4,128 p}, \quad (8)$$

де p – змінна Лапласа.

Синтез динамічного робастного регулятора

Для об’єкта, що заданий на рис. 1, із передатними функціями (8) синтезуємо робастний регулятор. Для того щоб забезпечити необхідну робастність по відношенню до параметричних збурень, можна застосувати H^∞ -теорію [18,19]. При цьому критерій якості для синтезу регулятора має вигляд:

$$\left\| \begin{array}{cc} W_1 \Phi_{ge} & W_1 \Phi_{fe} W_3 \\ W_2 \Phi_{gu} & W_2 \Phi_{fu} W_3 \end{array} \right\| \leq 1, \quad (9)$$

де $\Phi_{ge} = \frac{\theta_3(p) - \theta(p)}{\theta_3(p)}$ – передатна функція для похибки; $\Phi_{gu} = \frac{\delta(p)}{\theta_3(p)}$ – пе-

редатна функція для керування; $\Phi_{fu} = \frac{\delta(p)}{\delta^f(p)}$ – передатна функція по збу-

ренню для керування; $\Phi_{fe} = \frac{\theta_3(p) - \theta(p)}{\delta^f(p)}$ – похибка для похибки по збу-

ренню; W_1, W_2, W_3 – вагові функції.

Пошук W_C , що задовольняє (9), здійснюється за допомогою алгоритму, що використовує 2-Ріккати підхід [18]. Для об’єкта з передатними функціями (8), отримаємо вираз коригуючого пристрою у просторі станів:

$$\dot{X}_C = A_C X_C + B_C U_C; \quad Y = C X_C + D U_C, \quad (10)$$

де X_c – вектор стану; Y – вихідна величина коригуючого пристрою; U_c – вхідна величина коригуючого пристрою.

Після зниження порядку знайдемо параметри регулятора W_c :

$$A_c = \begin{pmatrix} -1383 & -87,7 & 49,57 & -27,52 & 13,06 \\ 87,7 & -1,21 & 3,337 & -1,767 & 0,6109 \\ 49,57 & -3,337 & -5,447 & 3,18 & -2,562 \\ -27,52 & 1,767 & 3,18 & -1,864 & 1,591 \\ 13,06 & -0,6109 & -2,562 & 1,591 & -14,44 \end{pmatrix}; \quad B_c = \begin{pmatrix} 468,5 \\ -8,829 \\ -9,223 \\ 5,067 \\ -2,217 \end{pmatrix}; \quad (11)$$

$$C = (468,5 \quad 8,829 \quad -9,223 \quad 5,067 \quad -2,217); \quad D = 0,5067.$$

При цьому критерій якості (9) досяг значення 0,97. Запас стійкості за амплітудою становив 14,9 дБ, за фазою – 74°.

Для номінальної точки траєкторії з передатними функціями (8) регулятор (10), (11) забезпечує аперіодичний перехідний процес (рис. 2).

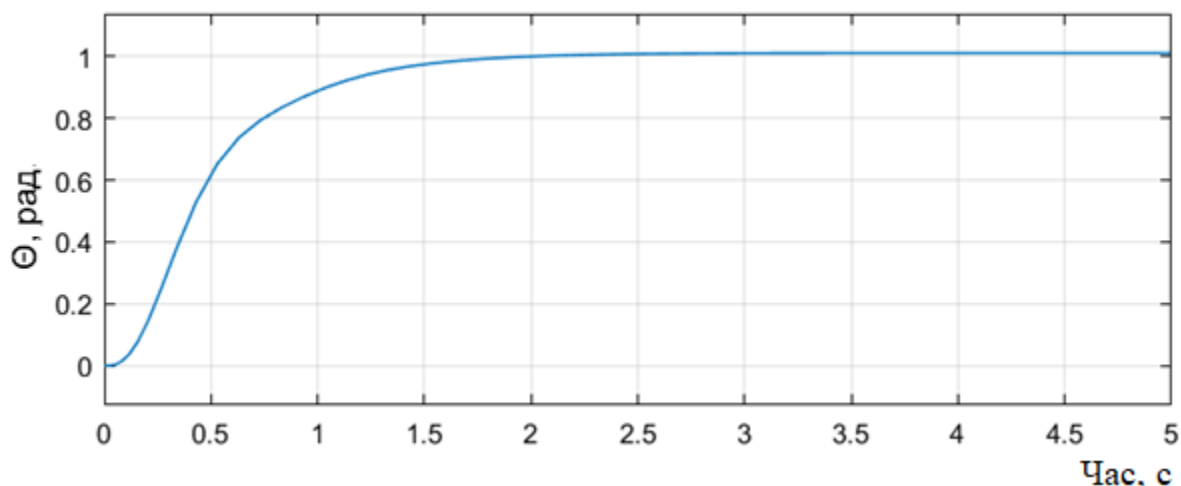


Рис. 2. Перехідний процес у номінальній точці

Час перехідного процесу становить 1,5 с, що втричі перевищує відповідний показник, отриманий у роботах [9 – 11].

Синтез стаціонарних пропорційних регуляторів

Для синтезу законів стабілізації застосуємо метод АКОР [18]. Задача полягає у тому, щоб знайти вектор керування U , який забезпечить за деякий проміжок часу перехід системи із початкового стану, що характеризується ненульовими початковими умовами, в кінцевий стан. В якості критерія оптимізації (показника якості регулювання) використовується критерій, який мінімізує інтегральний квадратичний функціонал, тобто поточне значення вектора виходу буде наближене до бажаного. У даній роботі розглядається задача АКОР із квадратичним функціоналом вигляду [18]:

$$I = \int_0^{\infty} X^T Q X dt + \int_0^{\infty} U^T R U dt, \quad (12)$$

де $U = -R^{-1} B^T P_p X$, де P_p – розв’язок рівняння Ріккати:

$$P_p A + A^T P_p - P_p B R^{-1} B^T P_p + Q = 0, \quad (13)$$

де Q, R – квадратні матриці коефіцієнтів, що задаються, виходячи із вимог до якості перехідних процесів та до величини керувань; $U = \delta$ – кут повороту аеродинамічного органу керування.

Внаслідок розв’язання (13) для параметрів лінеаризованої моделі (2) отримано стаціонарні закони керування. На перших секундах після старту для (3)

$$U = 1,695\Delta V + 330,6\Delta\theta + 206,2\Delta\vartheta + 53,1\Delta\omega_z + 2,229\Delta H \quad (14)$$

для (4)

$$U = 0,034\Delta V - 2,67\Delta\theta + 0,0079\Delta\vartheta - 0,14\Delta\omega_z + 1,23\Delta H. \quad (15)$$

Після вимкнення двигуна для параметрів (5)

$$U = 0,004\Delta V - 6,47\Delta\theta + 0,06\Delta\vartheta - 0,12\Delta\omega_z + 0,26\Delta H. \quad (16)$$

На горизонтальній ділянці польоту для параметрів (6)

$$U = -0,0065\Delta V - 35,2\Delta\theta - 0,645\Delta\vartheta - 6,36\Delta\omega_z - 0,0346\Delta H. \quad (17)$$

У разі зниження БПЛА для параметрів (7)

$$U = -0,0265\Delta V - 876,6\Delta\theta - 132,9\Delta\vartheta - 33,03\Delta\omega_z - 2,236\Delta H \quad (18)$$

Перемикання законів керування (14) – (18) здійснюється за допомогою лінійної інтерполяції.

Результати моделювання польоту під час дії вітру

Для дослідження роботи отриманих регуляторів під час дії вітру використовуватимемо повну нелінійну модель просторового руху (1) безпілотного літального апарату, як абсолютно твердого тіла.

Швидкість вітру представитимемо у вигляді суми середньої горизонтальної складової з урахуванням вертикального зсуву, турбулентної складової та дискретних вертикальних поривів.

Середню горизонтальну складову швидкості вітру на малих висотах [20]:

$$W_H = W_6 \frac{\ln\left(\frac{H}{z_0}\right)}{\ln\left(\frac{6}{z_0}\right)} \quad (19)$$

будемо розраховувати для значення шорсткості $z_0 = 0,6$ м. В (19) W_6 – середня швидкість вітру на висоті 6 м; H – поточна висота польоту БПЛА.

Швидкість дискретних вертикальних поривів вітру на ділянці наростання враховуватимемо у вигляді косинуса [20]:

$$W_p = \frac{W_m}{2} \left(1 - \cos \frac{\pi x}{d}\right), \quad (20)$$

де W_m – максимальна швидкість вертикального пориву; d – довжина ділянки наростання; x – шлях, пройдений БПЛА всередині пориву.

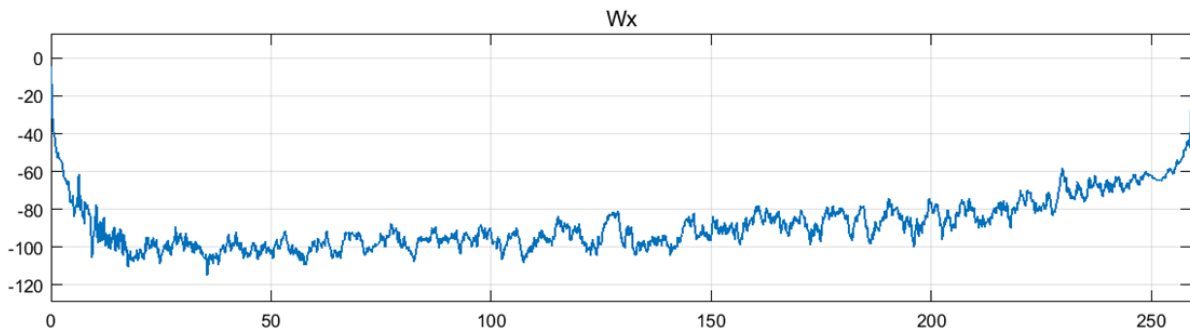
Для кожної реалізації польоту поставимо чотири пориви: два на ділянці набору висоти, по одному на ділянці горизонтального польоту та при зниженні. Загальну протяжність кожного пориву приймемо рівною 1200 м, а максимальну швидкість задаємо рівною 40 м/с для висхідних потоків і -25 м/с – для мікропоривів.

Турбулентна складова швидкості вітру досить точно описується відповідно до моделі Драйдена [20]. У разі її використання для розрахунку параметрів формуючих фільтрів середню швидкість вітру на висоті 6 м, як і для зсуву вітру (19), приймемо рівною 23,15 м/с.

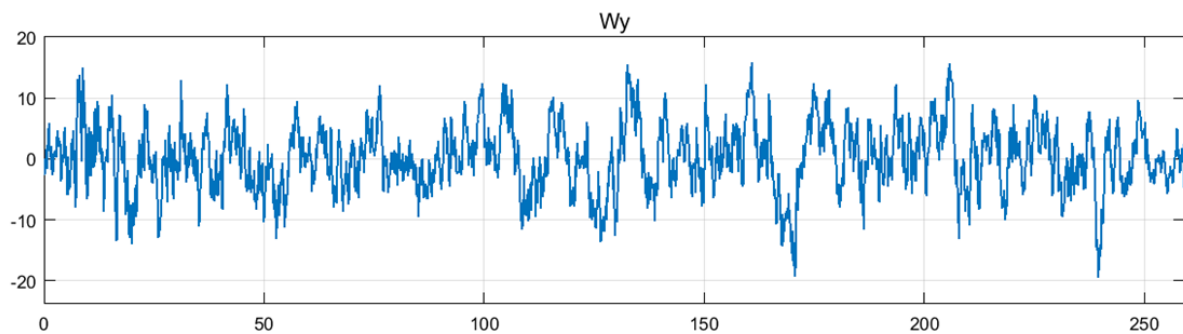
Таким чином, реалізації вітрових збурень (рис. 3), що використовуються для імітаційного моделювання польоту БПЛА із синтезованими законами керування (10), (11), (14) – (18), відповідають шторму, а за швидкістю вертикальних поривів (рис. 3, б, рис. 3, з) – урагану. Швидкість градієнтного вітру на висотах при цьому досягає 100 м/с (рис. 3, а, рис. 3, в).

Проте система із динамічним робастним регулятором (10), (11) так само, як із пропорційним (14) – (18) долає такі збурення, спричинені зустрічним вітром (рис. 3, а), так і попутним (рис. 3, в), із різними варіантами реалізації його вертикальної швидкості (рис. 3, б, рис. 3, з). При цьому профіль польоту візуально майже не відрізняється від збуреного. Однак, час досягнення цілі, яка у всіх запусках знаходилася на відстані 50 км від місця старту, у разі дії попутного вітру в 2 рази менше, ніж під час дії зустрічного.

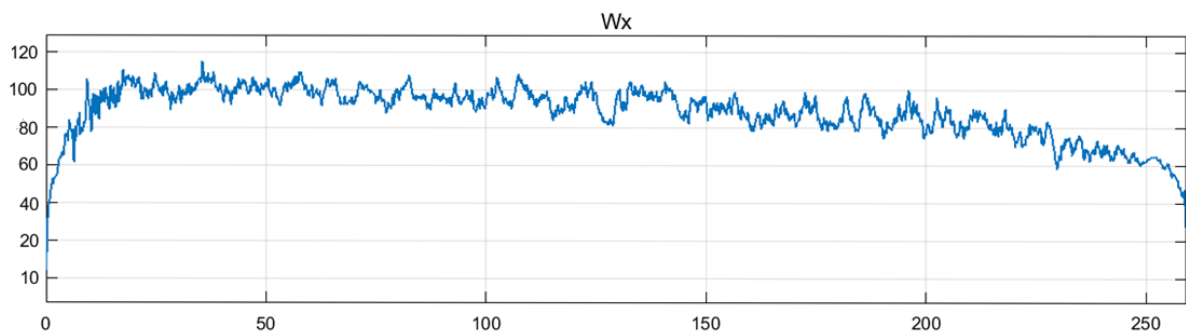
Максимальні відмінності кута нахилу траєкторії від номінального спостерігаються на перших секундах польоту та при переході до зниження (рис. 4). Керуючий орган, паруючи вітрові збурення, має запас ходу (рис. 5, рис. 6). Його найбільші відхилення пов'язані не зі збуреннями, а із різкими змінами напрямку руху у відповідності до номінальної траєкторії.



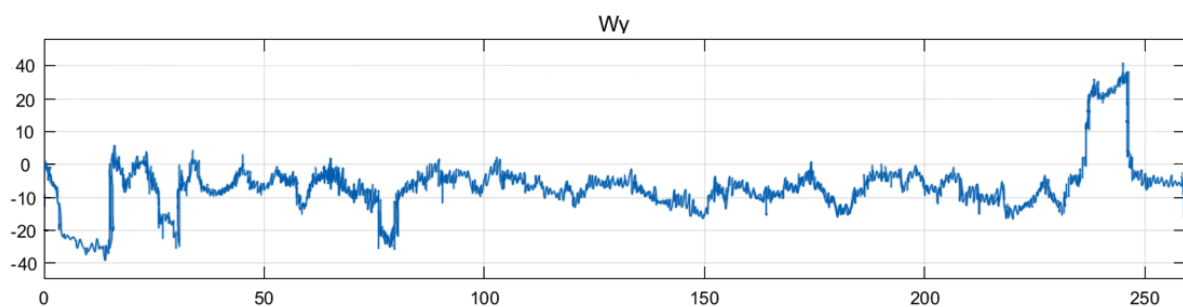
а)



б)



в)



г)

Рис. 3. Реалізація швидкостей: а) горизонтального зустрічного вітру W_x ; б) вертикального вітру із висхідними поривами W_y ; в) горизонтального попутного вітру W_x ; г) вертикального вітру із мікроривами W_y

Використання динамічного регулятора (10), (11) під час попутного вітру із описаними характеристиками призводить до зміщення місця приземлення БПЛА від необхідного на 2,3 м із середньоквадратичним відхиленням (СКВ) 0,33 м по 50 реалізаціям. У разі зустрічного вітру цей регулятор забезпечує математичне очікування помилки місця приземлення 7,9 м із СКВ 0,81 м. У разі використання пропорційного регулятора (14) – (18) у таких же умовах за попутного вітру математичне очікування помилки місця приземлення становить 1,6 м, а СКВ 0,5 м. Під час зустрічного вітру пропорційний регулятор забезпечує середнє зміщення місця приземлення 0,1 м із СКВ 0,4 м. Однак, якщо місце приземлення знаходиться у центрі дії вертикального пориву вітру із описаними вище параметрами, виникає додаткове зміщення цієї помилки на 1,5 – 2 м.

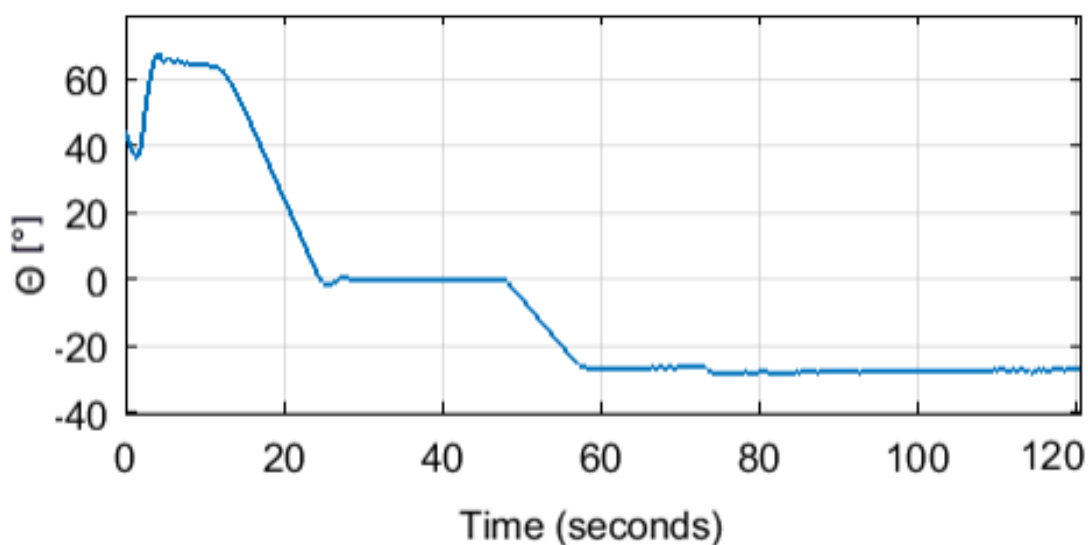


Рис. 4. Графік кута нахилу траєкторії у разі попутного вітру (H^∞)

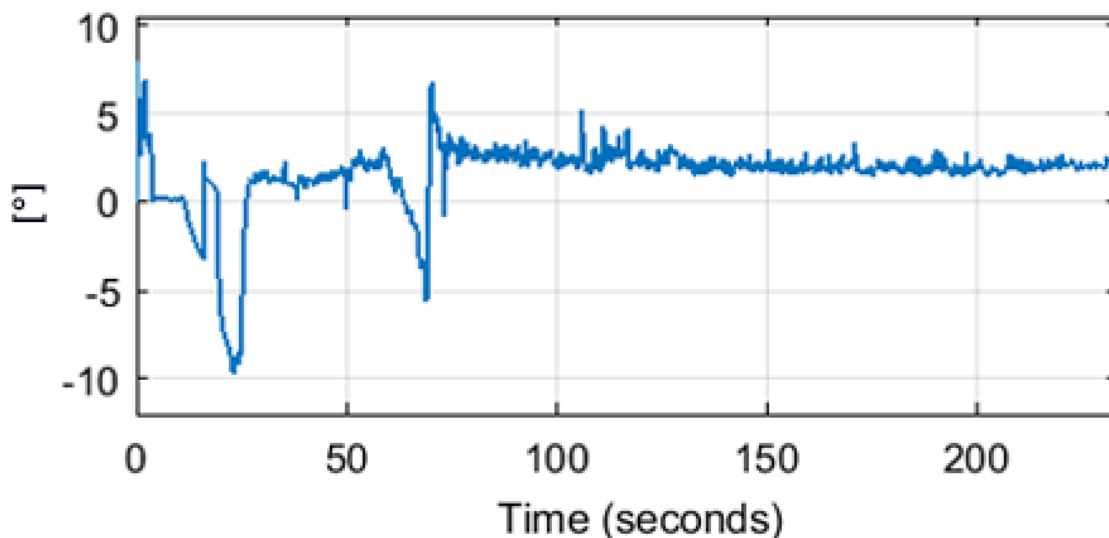


Рис. 5. Графік повороту руля у разі зустрічного вітру (LQR)

Робастний регулятор у порівнянні з пропорційним забезпечує більш високу динамічну точність керування, ефективність парування турбулентності та дискретних вертикальних поривів вітру. Його переваги найбільші на перших секундах польоту і під час набору висоти. При цьому потрібні менші відхилення органу керування.

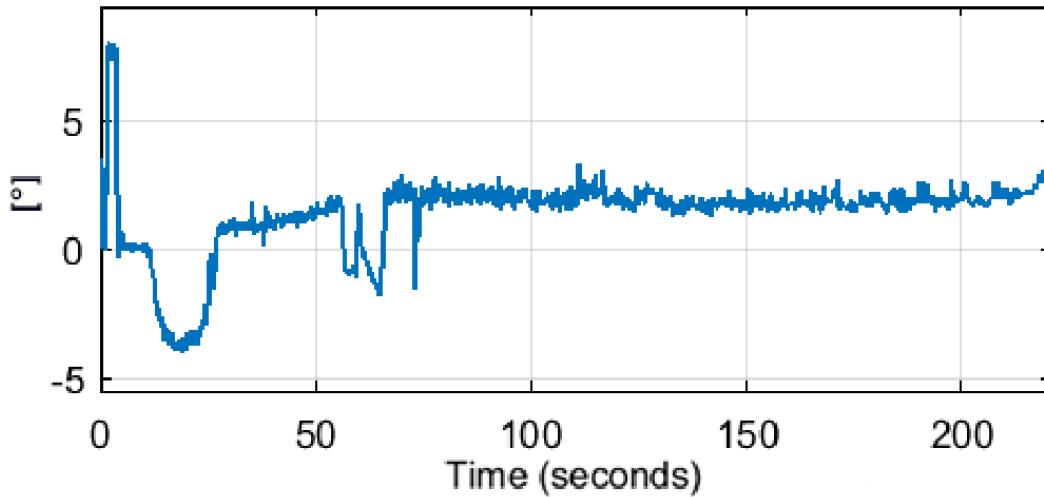


Рис. 6. Графік повороту руля у разі зустрічного вітру (H^∞)

Розглянемо якість перехідного процесу під час використання синтезованих регуляторів. Робастний регулятор (10), (11) забезпечує показники якості, близькі до показаних на рис. 2, на більшій частині траєкторії польоту (рис. 7). Це пов'язано у тому числі із порівняно повільною зміною швидкісного напору при зниженні із заданим кутом нахилу траєкторії (рис. 4). Найбільші відмінності у показниках якості виникають на перших секундах польоту (рис. 8), коли мають місце коливання, а також перед вимкненням двигуна, коли час перехідного процесу значно зменшується.

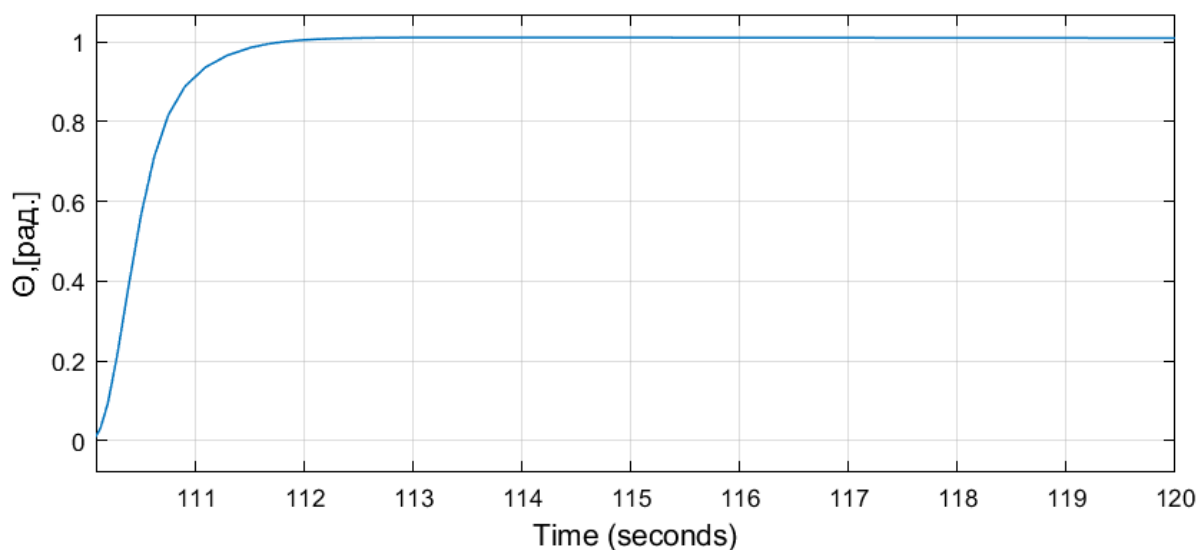


Рис. 7. Перехідний процес у системі на етапі зниження (H^∞)

Системи та процеси керування

Якість перехідних процесів керування за допомогою пропорційних регуляторів (14) – (18) істотно поступається (рис. 9) на всій траєкторії польоту, навіть за незначне віддаленні від точок, у яких проводився синтез.

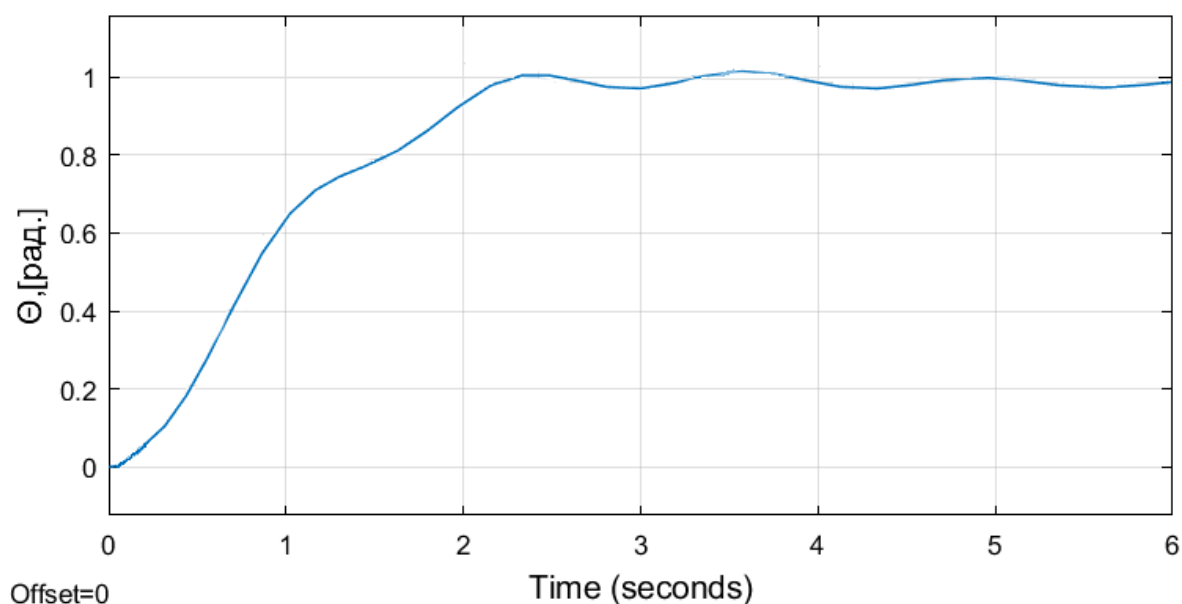


Рис. 8. Перехідний процес у системі на перших секундах польоту (H^∞)

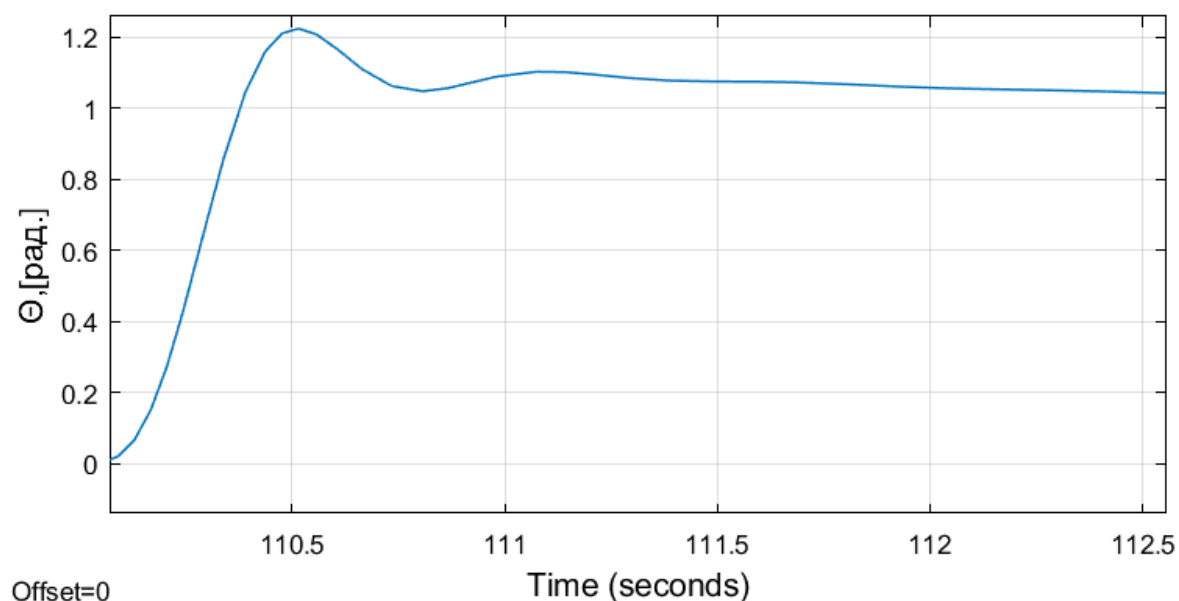


Рис. 9. Перехідний процес у системі на етапі зниження (LQR)

Збільшення середньої швидкості вітру призводить до втрати стійкості на перших секундах польоту. Використання пропорційного закону керування (14) дозволяє виконувати політ за умови, що на висоті 6 м середня швидкість вітру не перевищує 23,9 м/с. Для робастного регулятора (10), (11) зазначена гранична швидкість вітру складає 25,2 м/с. На інших

ділянках траєкторії польоту цей показник може бути значно перевищений. За умов збереження стійкого руху це призводить до зниження точності керування.

Висновки

Синтезовані динамічний робастний регулятор та пропорційний регулятор забезпечують стійкий рух надзвукового БПЛА від моменту старту до закінчення польоту під час штормового вітру. У пропорційному регуляторі використовуються значення постійних коефіцієнтів, отримані в п'яти точках траєкторії. Три точки використовуються для етапу набору висоти та по одній – для горизонтального польоту та для зниження. Отриманий за допомогою H^∞ -теорії у точці завершення набору висоти робастний регулятор за умов дії вітру задовольняє вимогам до якості керування рухом БПЛА на усій траєкторії. Таким чином вибір номінальної точки синтезу може здійснюватись і для інших подібних літальних апаратів, що використовують траєкторії з горизонтальною ділянкою.

Перехідний процес у системі із пропорційним регулятором має нижчі показники якості, навіть за незначного віддалення від номінальних точок синтезу, але точність потрапляння БПЛА у ціль набагато вища ніж під час використання динамічного регулятора. Динамічний робастний регулятор забезпечує більш високу динамічну точність керування, ефективність парування турбулентності та дискретних вертикальних поривів вітру. Однак, через присутність статичної помилки стабілізації кута нахилу траєкторії є зміщення місця приземлення. Таким чином, переваги робастного регулятора виявляються переважно на початковому етапі польоту, а пропорційного – на кінцевому.

Список використаної літератури

1. *Gérard Scorletti et Vincent Fromion*. Automatique fréquentielle avancée. Polycopie. Ecole Centrale de Lyon, 2008. – 110 P.
2. *Hannu Toivonen*, Chapter 3: The H_2 optimal control problem. Robust Control Methods, 1998, p. 24–37.
3. *Huibert Kwakernaak*, H_2 optimisation - Theory and applications to robust control design. 2007. – 56 P.
4. *S. P. Kanade and A. T. Mathew*, “2 DOF H_∞ Loop Shaping Robust Control for Rocket Attitude Stabilization“, International Journal of Aerospace Sciences, 2013, 2(3), pp. 71-91, doi: 10.5923/j.aerospace.20130203.02.
5. *Збруцкий А. В., Бурнашев В. В.* Робастная система управления сверхзвукового летательного аппарата// Механика гироскопических систем. – 2018. – Вып. 36. – С. 17 – 26. /doi.org/10.20535/0203-3771362018149910.

6. Богославец Р. О. Робастна система керування безпілотним літальним апаратом / Р. О. Богославец, В. В. Бурнашев, К. В. Пономаренко // Механіка гіроскопічних систем. – 2017. – Вип. 34. – С. 14 – 21.
7. S. P. Kanade, A. T. Mathew. 2 DOF H- Infinity Loop Shaping Robust Control for Rocket Attitude Stabilization // International Journal of Aerospace Sciences, 2013, 2(3), pp. 71-91.
8. B. Fu, H. Qi, J. Xu, Y. Yang, S. Wang. Attitude Control in Ascent Phase of Missile Considering Actuator Non-Linearity and Wind Disturbance // Applied Sciences, 2019, Vol. 9(23): 5113, p. 1 – 21, doi: 10.3390/app9235113.
9. Burnashev, V., Zbrutsky, A. Robust controller for supersonic unmanned aerial vehicle // Aviation. – 2019. - №23, P. 31-35.
10. V. Burnashev, A. Zbrutsky. Control Loops Synthesis Of A Supersonic Unmanned Aerial Vehicle // 2019 IEEE 5th International Conference “Actual Problems of Unmanned Aerial Vehicles Developments” (APUAVD), Kiev, Ukraine, October 22-24, 2019. – Kiev. – 2019. – p. 102 - 105.
11. V. Burnashev and A. Zbrutsky, ”Robust Controller For Supersonic Unmanned Aerial Vehicle,” Aviation, 2019, Vol. 23, Iss. 1, p. 31 – 35, doi: 10.3846/aviation.2019.10300.
12. V. A. Malkin, I. V. Rozhkov and A. A. San'ko, “Influence of wind disturbances and nonlinearities of servo drive on the contour of stabilization of the flight of height of unmanned aerial vehicle”.
13. V. Burnashev, and A. Zbrutsky, “Features of Building a Robust Control Channel for the Aircraft Roll Angle” 2020 IEEE 6th International Conference on Methods and Systems of Navigation and Motion Control (MSNMC), Kiev 20-23 October 2020, p. 101 – 105, doi: 10.1109/MSNMC50359.2020.9255580.
14. S-H Kim, Y-S Kim and C. Song. A robust adaptive nonlinear control approach to missile autopilot design // Control Engineering Practice, Vol. 12(2), 2004, p. 149-154.
15. V. Burnashev, A. Zbrutsky. Features of Building a Robust Control Channel for the Aircraft Roll Angle // Kiev, Ukraine, October 20-23, 2020. – Kiev. – 2020. – p. 101 –105.
16. T. Li, S. Zhang, H. Yang, Y. Zhang, L. Zhang. Robust missile longitudinal autopilot design based on equivalent-input-disturbance and generalized extended state observer approach // 2015, Vol. 229(6), p. 1025-1042.
17. Лебедев А. А. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов //А. А. Лебедев, Л. С. Чернобровкин/ – М.: Машиностроение, 1973. – 615 с
18. Пупков К. А. Методы классической и современной теории автоматического управления. Теория оптимизации автоматического управления.

- К. А. Пупков, Н. Д. Егупов – М.: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2004. – Т. 4.– 744 с.
19. *Sigurd Skogestad and Ian Postlethwaite* “Multivariable Feedback Control : Analysis and Design”, 2nd Edition, Wiley, 2005.
20. *Гуськов Ю. П., Выскребенцев Л. И., Паленов Ю. А.* Математическая модель самолета для исследования влияния атмосферных возмущений. М.: МАИ. – 1991.