

УДК 629.7.014-519.05:004.942

doi: 10.32620/akt.2022.5.06

А. Б. ЖУКЕВИЧ¹, В. Г. ДЖУЛГАКОВ¹, О. А. ЖУКЕВИЧ²¹ Національний аерокосмічний університет ім. М. Є. Жуковського
«Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна² Харківський національний університет радіоелектроніки, Харків, Україна

ДОСЛІДЖЕННЯ ВЗАЄМНОГО ВПЛИВУ МІЖ КАНАЛАМИ УПРАВЛІННЯ КВАДРОКОПТЕРОМ ЗА РАХУНОК МАЛОЇ ПРИВОДНОСТІ БПЛА

Предметом вивчення у статті є процеси керування безпілотним літальним апаратом (БПЛА) типу квадрокоптер. Квадрокоптер є окремим випадком мультикоптера, побудованого за вертолітною схемою, який має чотири несучі гвинти. Такі літальні апарати широко застосовують для багатьох цілей як цивільного, так і військового призначення: від відеозйомки будь-яких явищ до виконання аеророзвідки недоступних територій, коригування артилерійської зброї. Квадрокоптер відноситься до класу механічних систем з малою приводністю, так як число його приводів (чотири двигуна гвинтів) менше, ніж число ступенів свободи (шість ступенів). Це істотно відрізняється від управління БПЛА літакового типу, де кожна ступінь свободи управляється своїм приводом. Мала приводність квадрокоптера накладає свої особливості під час його управління. Наприклад, горизонтальне переміщення квадрокоптера в заданому напрямку здійснюється за допомогою нахилу квадрокоптера в цьому напрямку шляхом впливу на певні двигуни гвинтів. Таким чином, при вимаганні виконання найпростішого руху пристрою (рух лінійною координатою X) виконавчими двигунами квадрокоптера управляються мінімум три координати: формування підйомної сили для контролю за висотою БПЛА на певній висоті, зміна кута нахилу квадрокоптера по куту тангажу і безпосередньо управління швидкістю руху квадрокоптера. У той самий час цей вплив формує виникнення умов руху за іншими координатами. **Методом дослідження** є побудова математичної моделі квадрокоптера на основі відомих рівнянь руху БПЛА. Відомо кілька методів та алгоритмів управління квадрокоптером, у цій роботі використовуються ПД-регулятори координат. Для побудови математичної моделі застосовується середовище динамічного моделювання Matlab Simulink. У процесі дослідження взаємного впливу в процесі управління координатами виявлено вплив при управлінні однією координатою при статичному стані інших (не обов'язково спокою, а й у стані руху). Далі розглянуто взаємний вплив між ступенями свободи при керуванні одночасно мінімум двома координатами (наприклад, управлінням кутом тангажу і кутом ристання, зміною висоти з одночасним гальмуванням по одній з лінійних координат). **Висновки.** Дослідження підтвердили існування взаємних впливів, хоча у більшості випадків такий вплив проявляється незначним погіршенням якості перехідних процесів за регульованими координатами. І тільки зміна кутів Ейлера при зміні висоти істотно погіршує якість перехідних процесів, що необхідно враховувати при проектуванні систем керування або запису алгоритмів руху за координатами.

Ключові слова: безпілотний літальний апарат; квадрокоптер; мала приводність; математична модель квадрокоптера; модель квадрокоптера в Matlab Simulink; взаємний вплив каналів управління.

Вступ

В даний час безпілотні літальні апарати (БПЛА) а також їх різні комплекси є перспективними системами, що бурхливо розвиваються, та знаходять військове і цивільне застосування. В останні роки був розроблений новий клас невеликих пристроїв БПЛА, здатних нести діагностичне та інформаційне фото- або відеообладнання. Квадрокоптери мають ряд переваг, таких як простота і надійність конструкції та схеми стабілізації, а також мала вага при значній масі корисного навантаження [1, 2]. Ці означені переваги призводять до все більш широкого використання БПЛА при рішенні різних задач.

1. Постановка задачі

Метою даної роботи є вивчення взаємного впливу управління за однією із ступенів свободи на поведінку інших координат квадрокоптера. Методом дослідження є побудова математичної моделі квадрокоптера з використанням MatLab Simulink.

Існує велика кількість робіт, присвячених моделюванню літальних апаратів з вертикальним зльотом [3 – 5], проте в них не розглядалися питання взаємного впливу каналів управління. У той же час наявність взаємного впливу між каналами керування параметрами політу квадрокоптера може призвести до неякісного виконання завдань.

2. Математична модель БПЛА

2.1. Опис систем координат

Розглянемо літальний апарат (квадрокоптер) з відомими фізичними параметрами - це дозволить створити математичну модель у MatLab Simulink [6]. Рухом квадрокоптера можливо керувати, змінюючи швидкості обертання гвинтів. Для опису динаміки руху квадрокоптера вводиться дві системи координат (СК):

1. Нормальна земна система координат із заданими перпендикулярними один одному координатними осями X, Y і Z, причому вісь Y спрямована протилежно вектору сили тяжіння (нерухолива система координат (НСК)).

2. Рухливу (пов'язану) систему координат (РСК), пов'язану з квадрокоптером, прив'язану до центру мас апарату, а осі X, Y, Z направлені так, як осі нерухомої системи (рис. 1 [7]).

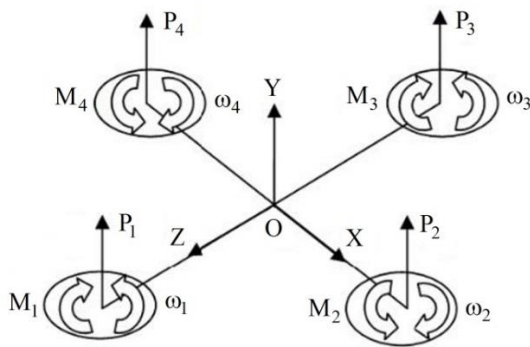


Рис. 1. РСК та нумерація приводних гвинтів

У таблиці 1 наведено параметри квадрокоптера для подальшого моделювання.

Таблиця 1

Параметри моделювання БПЛА

Позначення	Опис	Значення	Одиниця виміру
m	маса квадрокоптера	0,75	кг
l	плече квадрокоптера	0,26	м
I_x, I_z	момент інерції щодо осі X, Z	0,019688	кг м ²
I_y	момент інерції щодо осі Y	0,03938	кг м ²
I_z	момент інерції щодо осі Z	0,019688	кг м ²
k_p	коефіцієнт підйомної сили пропелерів	$3,13 \times 10^{-5}$	н с ²
k_b	коефіцієнт моменту гвинта	$7,5 \times 10^{-7}$	н с ²

У подальшому розгляді математичної моделі нумерація гвинтів важлива для формування керуючої напруги для відповідного гвинта.

Кутове положення БПЛА задається трьома кутами Ейлера: крену γ , тангажу ϑ , рискання ψ .

2.2. Математична модель підсистеми обчислення кутів Ейлера

Математичний опис обчислення кутів Ейлера тангажу (ϑ), крену (γ), рискання (ψ) при відомих кутових швидкостях квадрокоптера навколо відповідних осей має наступний вираз [7]:

$$\begin{cases} \dot{\gamma} = \omega_x \cdot \cos \vartheta - \omega_y \cdot \sin \vartheta \\ \dot{\psi} = (\omega_x \cdot \sin \vartheta + \omega_y \cdot \cos \vartheta) / \cos \gamma \\ \dot{\vartheta} = \omega_z + \sin \vartheta \cdot \operatorname{tg} \gamma \cdot \omega_x + \cos \vartheta \cdot \operatorname{tg} \gamma \cdot \omega_y \end{cases} \quad (1)$$

Відповідно до цієї системи диференціальних рівнянь підсистема обчислення кутів Ейлера складається з трьох каналів. Вхідними параметрами цієї підсистеми являються кутові швидкості. Математична модель даної підсистеми у MatLab Simulink відображено на рис. 2.

В кінцевому підсумку кожен з каналів дозволяє обчислити похідну кожного з кутів Ейлера і після інтегрування отримати відповідний кут.

2.3. Математична модель підсистеми обчислення кутових швидкостей $\omega_x, \omega_y, \omega_z$

Як показано в попередньому підрозділі, для визначення кутів Ейлера γ, ψ, ϑ необхідно вирішити систему диференціальних рівнянь, яка описує залежність кутових швидкостей від крутних моментів. Система рівнянь представлена нижче [7]:

$$\begin{cases} \dot{\omega}_x = \frac{(I_y - I_z)}{I_x} \cdot \omega_y \cdot \omega_z + \frac{M_{R_x}}{I_x} \\ \dot{\omega}_y = \frac{(I_z - I_x)}{I_y} \cdot \omega_x \cdot \omega_z + \frac{M_{R_y}}{I_y} \\ \dot{\omega}_z = \frac{(I_x - I_y)}{I_z} \cdot \omega_x \cdot \omega_y + \frac{M_{R_z}}{I_z} \end{cases} \quad (2)$$

У цій системі диференціальних рівнянь вхідними сигналами є крутні моменти $M_{R_x}, M_{R_y}, M_{R_z}$, які виникають за рахунок обертання гвинтів квадрокоптера. Величини I_x, I_y, I_z – моменти інерції квадрокоптера щодо осей X, Y, Z.

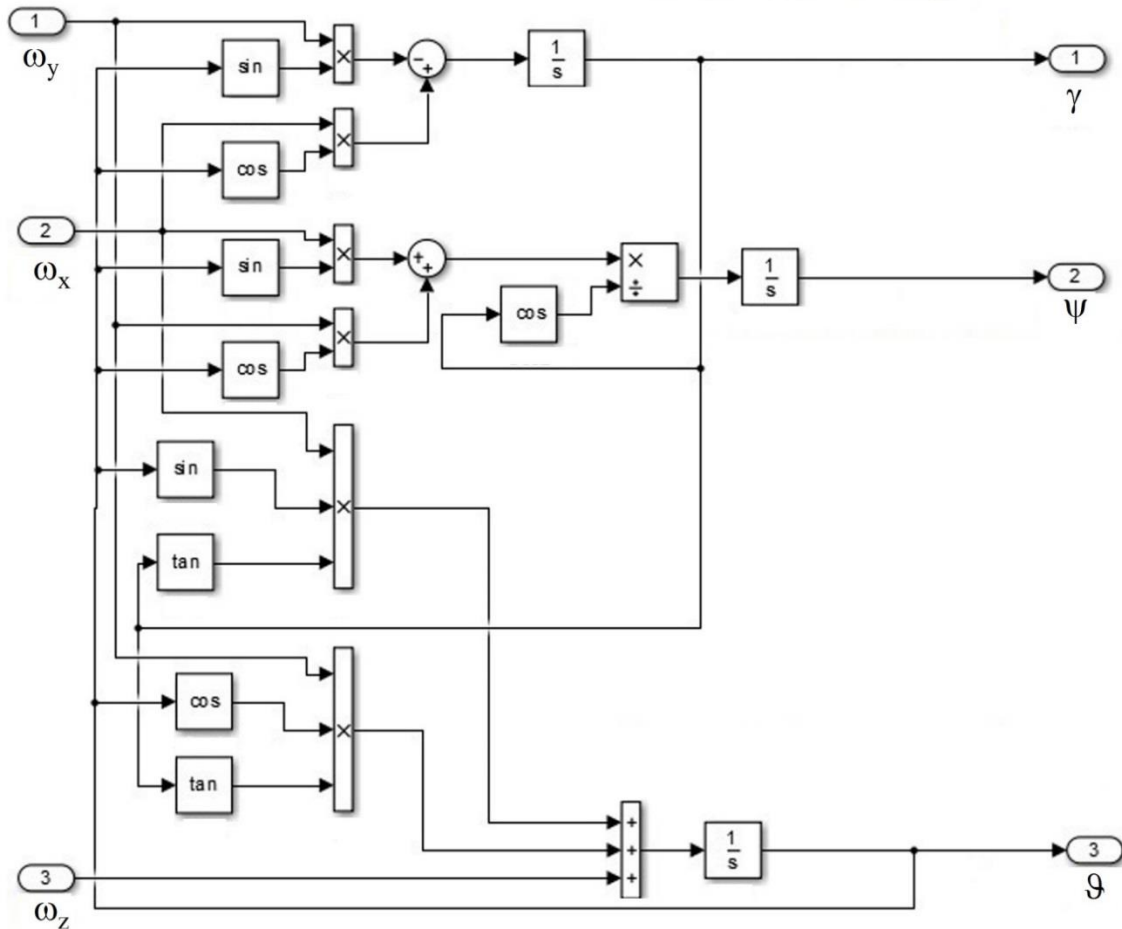


Рис. 2. Математична модель підсистеми обчислення кутів Ейлера

Строго кажучи, ці моменти інерції величини постійні, якщо немає будь-яких змін у конструкції квадрокоптера. Такими змінами можуть бути, наприклад, переміщення відеокамери спостереження, зміни фокусування камери за рахунок висування об'єктива і таке інше.

2.4. Математична модель підсистеми обчислення крутих моментів

$$M_{R_X}, M_{R_Y}, M_{R_Z}$$

Для формування зовнішніх сигналів крутих моментів для підсистеми визначення кутових швидкостей (рис. 3) розглядаються алгебраїчні рівняння [7]:

$$\begin{cases} M_{R_X} = M_{q_x} + M_{m_x} + M_{p_x} \\ M_{R_Y} = M_{q_y} \\ M_{R_Z} = M_{q_z} + M_{m_z} + M_{p_z} \end{cases} \quad (3)$$

де $M_{q_x}, M_{q_y}, M_{q_z}$ – моменти, створювані гвинтами;

M_{m_x}, M_{m_z} – гіроскопічні моменти двигунів;

M_{p_x}, M_{p_z} – гіроскопічні моменти гвинтів.

Якщо знехтувати інерційністю гвинтів при зміні кутових швидкостей їх обертання, то вказані моменти можна виразити наступним чином [7]:

$$\begin{cases} M_{q_x} = (P_3 - P_1) \cdot 1 \\ M_{q_y} = M_2 + M_4 - M_1 - M_3 \\ M_{q_z} = (P_2 - P_4) \cdot 1 \end{cases} \quad (4)$$

де M_i, P_i – моменти, підйомні сили, що розвиваються відповідними гвинтами (чотири гвинта);

$P_i = k_p \cdot \omega_i^2$ – підйомна сила i - гвинта;

$M_i = k_b \cdot \omega_i^2$ – момент, що розвиває i - гвинт;

Визначення гіроскопічних моментів здійснюється на основі системи алгебраїчних рівнянь [7]:

$$\begin{cases} M_{m_x} = I_m \cdot \omega_z \cdot (\omega_1 + \omega_3 - \omega_2 - \omega_4) \\ M_{m_z} = I_m \cdot \omega_x \cdot (\omega_2 + \omega_4 - \omega_1 - \omega_3) \\ M_{p_x} = I_p \cdot \omega_z \cdot (\omega_1 + \omega_3 - \omega_2 - \omega_4) \\ M_{p_z} = I_p \cdot \omega_x \cdot (\omega_2 + \omega_4 - \omega_1 - \omega_3) \end{cases} \quad (6)$$

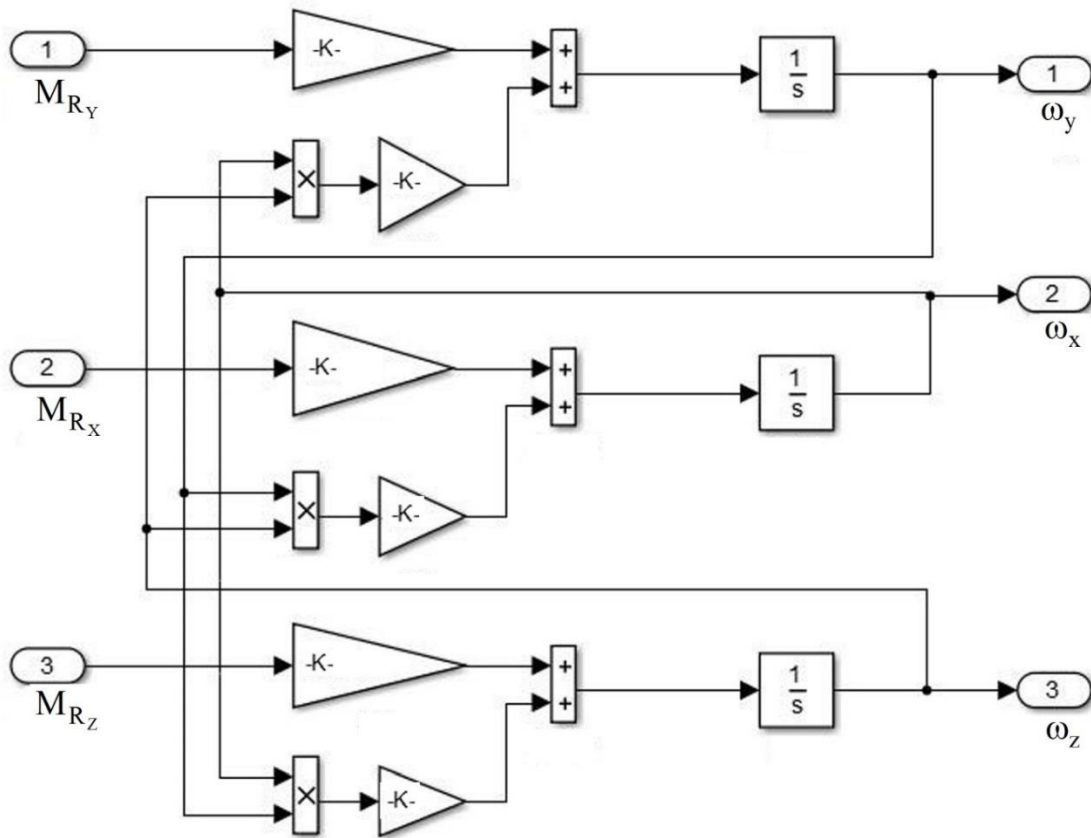


Рис. 3. Математична модель підсистеми обчислення кутових швидкостей

де I_m, I_p – моменти інерції ротора та гвинта, визначаються із паспортних даних відповідних конструктивів, або за допомогою експерименту [8, 9].

Як видно з рис. 4, реалізувати математичну модель обчислення крутних моментів можливо з використанням 4 блоків, що здійснюють обчислення згідно з алгебраїчними рівняннями (4) – (6). В якості цих блоків виступають:

1 – блок формування швидкостей обертання відповідних гвинтів залежно від напруги завдання на відповідний гвинт БПЛА;

2 – блок формування підйомної сили кожного з гвинтів БПЛА $P_i = k_{\pi} \cdot \omega_i^2$;

3 – блок формування крутних моментів гвинтів $M_i = k_{\nu} \cdot \omega_i^2$;

4 – блок визначення гіроскопічних моментів (система рівнянь 6).

Математична модель блока 1 приведена на рис. 5.

Особливістю цього блоку є моделювання коефіцієнта K , який визначає пропорційну залежність між напругою на двигуні і швидкістю його обертання, цей параметр задається технічними даними. Далі двома блоками моделюється характеристика регуля-

тора швидкості обертання, який забезпечує подачу напруги для живлення двигуна.

Регулятор швидкості при нульовій нарузі управління встановлює швидкість двигуна рівну 3000 об/хв. При управлінні регулятор обмежує швидкість на максимумі 8000 об/хв і мінімум 1000 об/хв, зберігаючи при цьому напрям обертання гвинтів. Далі по каналу кожного гвинта здійснюється зведення швидкості в квадрат, що дає можливість надалі здійснити пошук підйомної сили і крутних моментів. Блок 2 (рис. 6) та блок 3 (рис. 7) забезпечують обчислення підйомної сили кожного гвинта та моментів, що створюються кожним з гвинтів.

Математична модель визначення гіроскопічних моментів здійснюється на основі системи алгебраїчних рівнянь (6) і представлена на рис. 8.

Особливістю управління квадрокоптером є формування сигналів управління всіма шістьма ступенями свободи з використанням чотирьох двигунів, що формують підйомну силу. Одночасно, як відомо, для квадрокоптера основними ступенями свободи є кути Ейлера: тангажу ϑ – одночасно завдяки цьому куту здійснюється переміщення по координаті X , крену γ – здійснюється переміщення по координаті Z , рискання ψ – для здійснення зміни курсу у прийнятій системі координат.

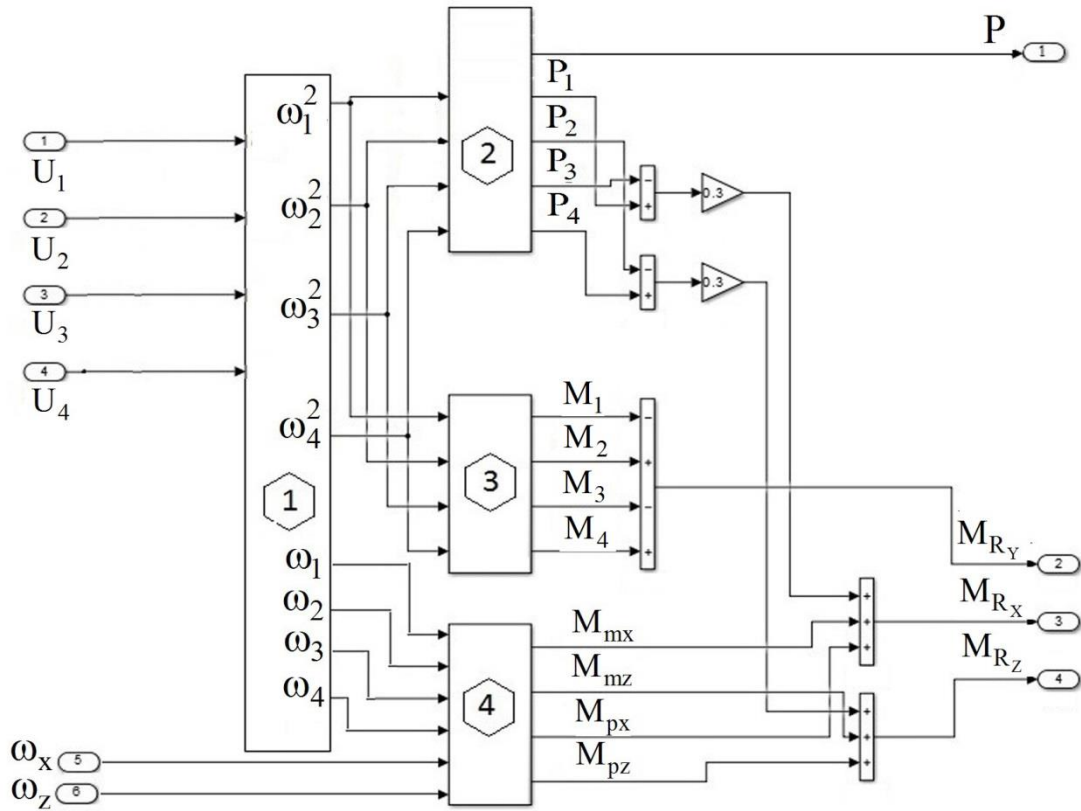


Рис. 4. Функціональна схема розрахунку крутних моментів

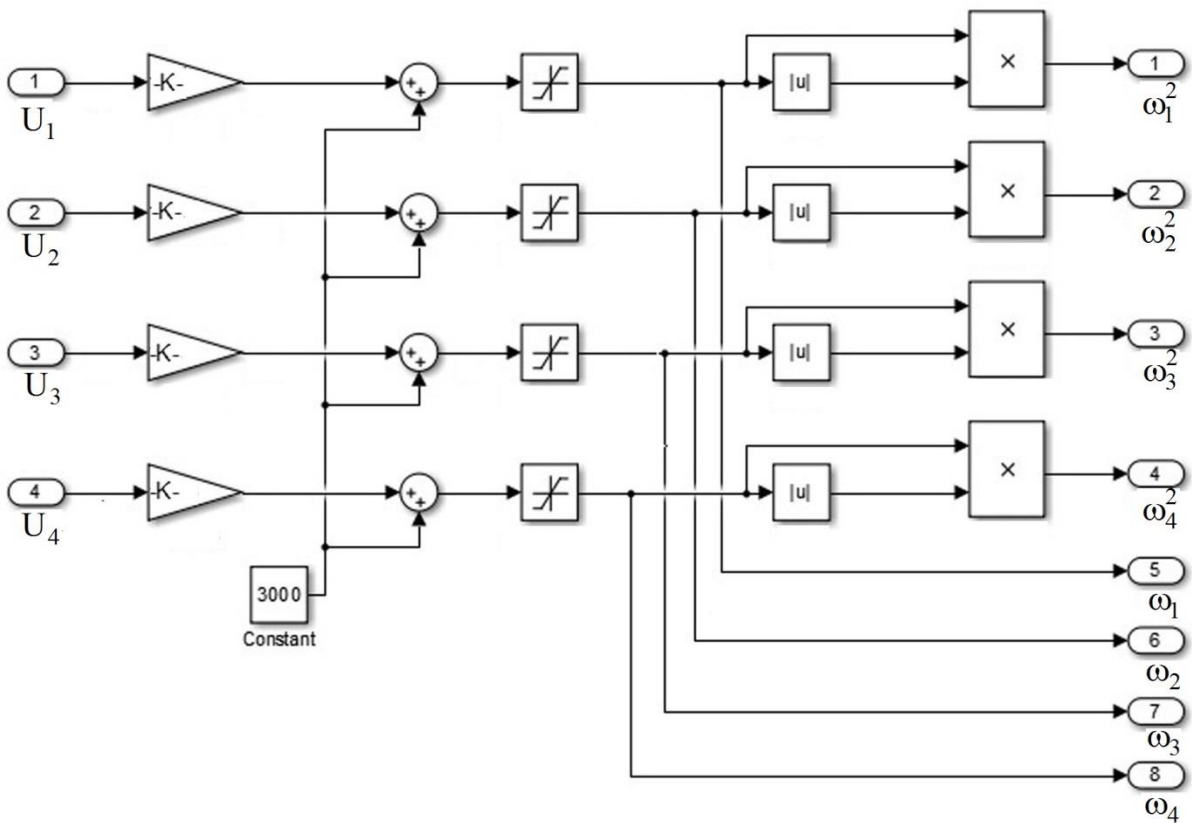


Рис. 5. Математична модель блоку формування швидкостей гвинтів

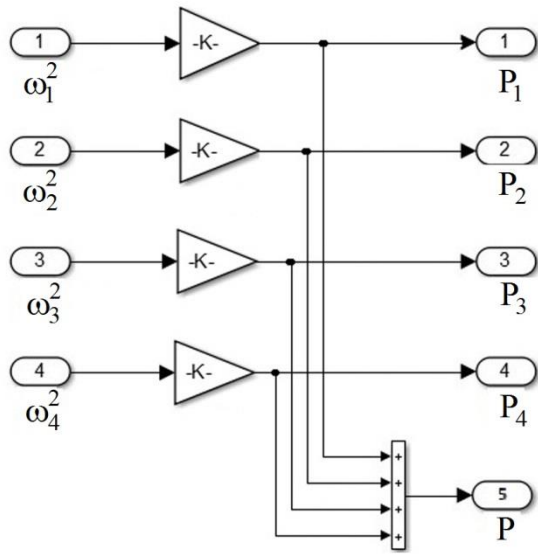


Рис. 6. Математична модель формування підйомної сили

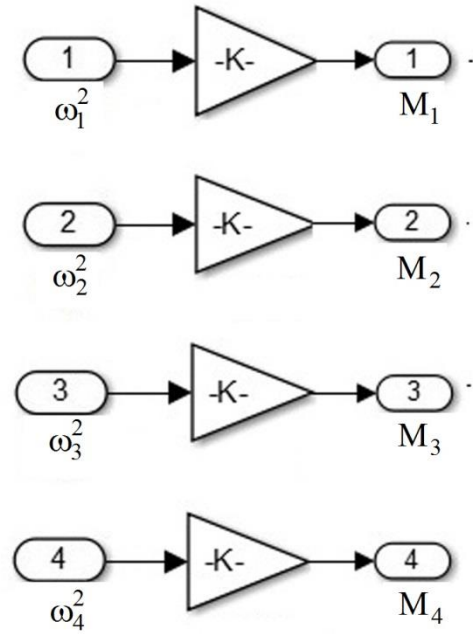


Рис. 7. Математична модель формування крутних моментів

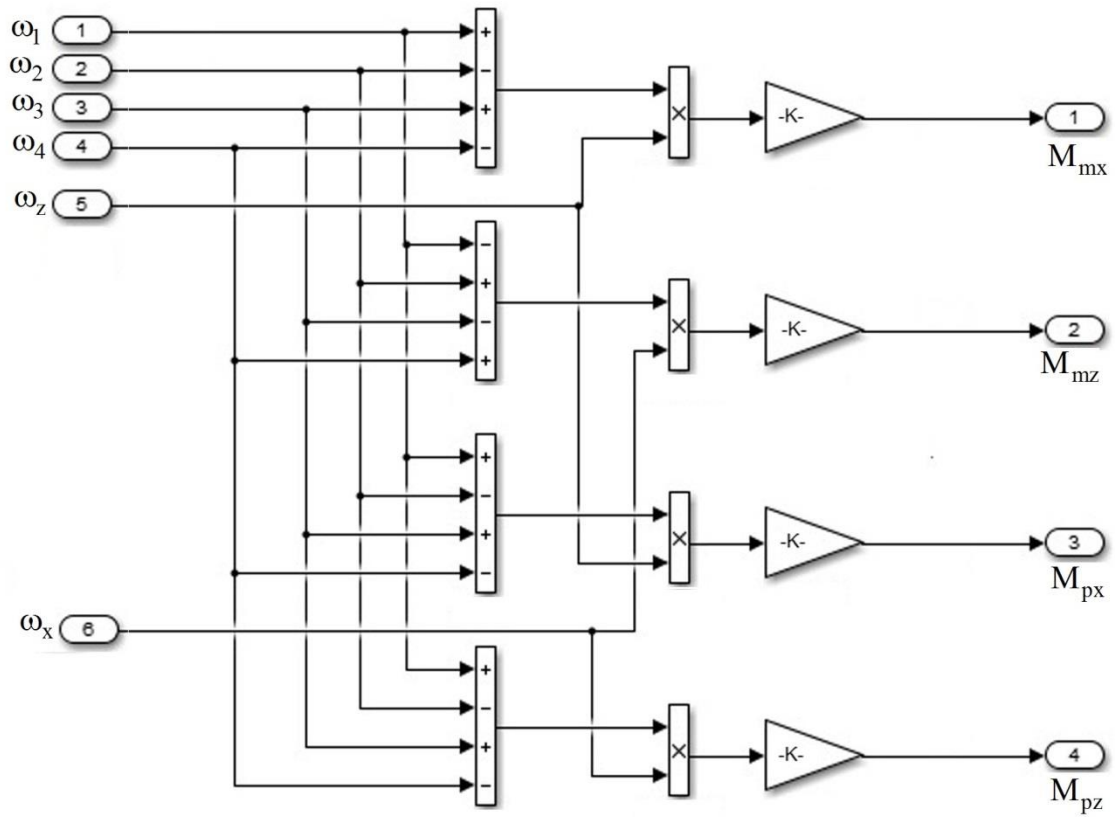


Рис. 8. Математична модель розрахунку гіроскопічних моментів

У той же час керуючі сигнали U_1, U_2, U_3, U_4 призначені для формування підйомної сили квадрокоптера, що забезпечує переміщення по координаті Y (підйом – спуск по висоті).

Таким чином, мінімальна кількість регуляторів, необхідних для управління квадрокоптером має бути чотири:

- регулятор висоти польоту (координата Y прийнятій системі координат);
- регулятор кута тангажу ϑ , забезпечує переміщення по координаті X ;
- регулятор кута крену γ , забезпечує переміщення по координаті Z ;
- регулятор кута ристання ψ , забезпечує зміну курсу.

Однак для якісного відпрацювання переміщень по координатах і можливості працювати по координатах X, Z (виконувати завдання на переміщення по таблицях), потрібно ще регулятори і по цих координатах.

2.5. Підсистема формування керуючих напруг

Математична модель блоку формування керуючих напруг наведена на рис. 9.

Для пояснення формування керуючих сигналів U_1, U_2, U_3, U_4 звернемося до рис. 1, на якому проведена нумерація двигунів, що використовуються на квадрокоптері.

Управління рухом квадрокоптера здійснюється подачею керуючих напруг на двигуни, які приводять у обертанні гвинти, в результаті чого з'являються кутові швидкості $\omega_1, \omega_2, \omega_3, \omega_4$. Це призводить до формування підйомної сили гвинтів P_1, P_2, P_3, P_4 і, як наслідок, виникає результуюча підйомна сила та відповідні моменти, які обумовлені реактивним явищем, що виникає від обертання гвинтів.

Рух у вертикальній площині забезпечується проекцією сумарного вектору підйомної сили P на вертикальну вісь, а поворот по куту ристання – різницею значень кутових швидкостей $\omega_1, \omega_2, \omega_3, \omega_4$, причому для повороту в позитивному напрямку необхідно, щоб кутові швидкості ω_2 і ω_4 були більше, ніж ω_1 і ω_3 , а для повороту у негативному напрямку – навпаки.

Іншими словами, поворот по ристання здійснюється за рахунок різниці реактивних моментів, які виникають при обертанні двигунів. Зміна кутів Ейлера забезпечується через різницю в парах підйомних сил: P_2, P_4 для кута тангажу і P_1, P_3 для кута крену.

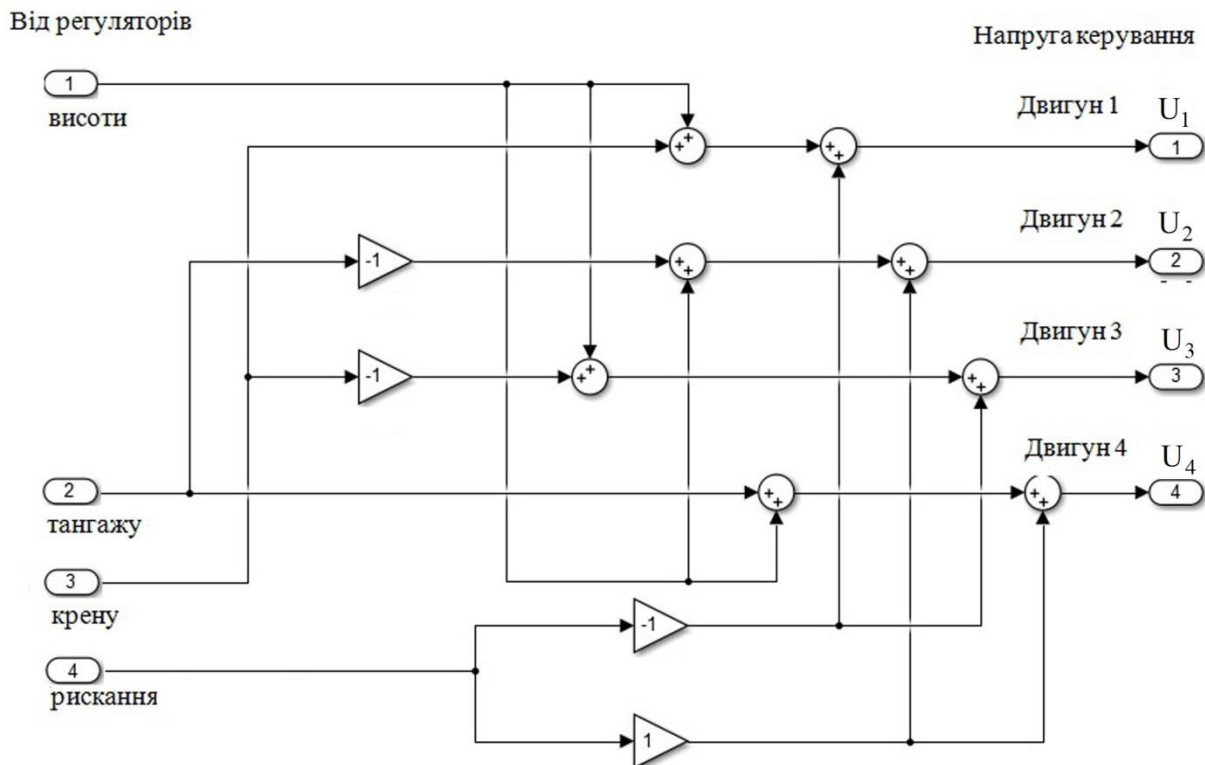


Рис. 9. Математична модель блоку формування керуючих напруг

Виходячи з вище сказаного, формування напруг управління двигунів здійснюється з використанням суматорів, які складають напруги з відповідних регуляторів.

2.6. Підсистема керування квадрокоптером

Залежно від цілей використання квадрокоптера, можливо кілька побудов системи управління. Найпростіше використання квадрокоптера передбачає управління у ручному режимі з допомогою пульта управління (рис. 10 [10, 11]). Для дослідження взаємного впливу розглянемо це використання квадрокоптера.

Відповідно до рис. 10, управління здійснюється в ручному режимі шляхом переміщення відповідних елементів пульта управління. Контроль швидкості переміщення здійснюється візуально, тобто. управління квадрокоптером може здійснюватися тільки при візуальному контролі переміщення літального апарату.

На практиці досить часто виникає необхідність польоту квадрокоптера в режимі переміщення за заданими координатами. У цьому випадку виникає необхідність доповнення в систему управління рис.10 елементів, що забезпечують відпрацювання заданих переміщень за допомогою регуляторів лінійних координат X, Y, Z .

3. Дослідження впливу на керування координатами квадрокоптера

3.1 Дослідження впливу на нерегульовані координати під час керування однією координатою

Як вже сказано, проблема управління квадрокоптером полягає в тому, що є 4 гвинти, що формують підйомну силу і 6 ступенів свободи, якими потрібно керувати. Очікується, що за певних керуючих сигналів на одну координату можливі взаємні впливи на нерегульовані координати. Розглянемо спочатку вплив управління однієї з координат на інші координати (при відсутності управління цими координатами, коли вони знаходяться в русі, що встановився, не обов'язково в спокої). На рис. 11 наведено дослідження взаємного впливу зміни кута тангажу та зміни кута крену (взаємне відпрацювання завдання на відповідну координату при незмінній другій координаті).

У цьому випадку попарно працюють два двигуни, відповідальні за управління координатою ϑ, γ відповідно до рис. 11. При управлінні тангажем або креном при статичній другій координаті немає взаємного впливу одного параметра на другий, тобто. перерегулювання становить близько 5% і час перехідного процесу залишається стабільним.

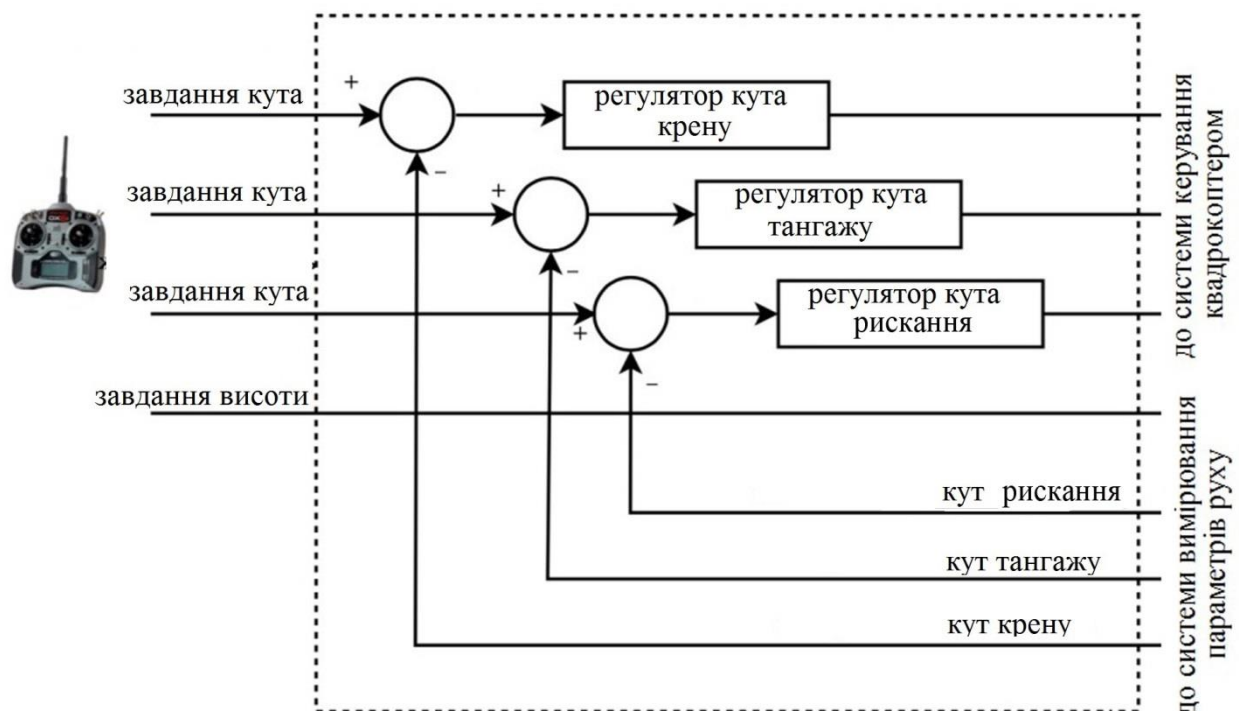


Рис. 10. Функціональна схема при ручному керуванні з пульта управління

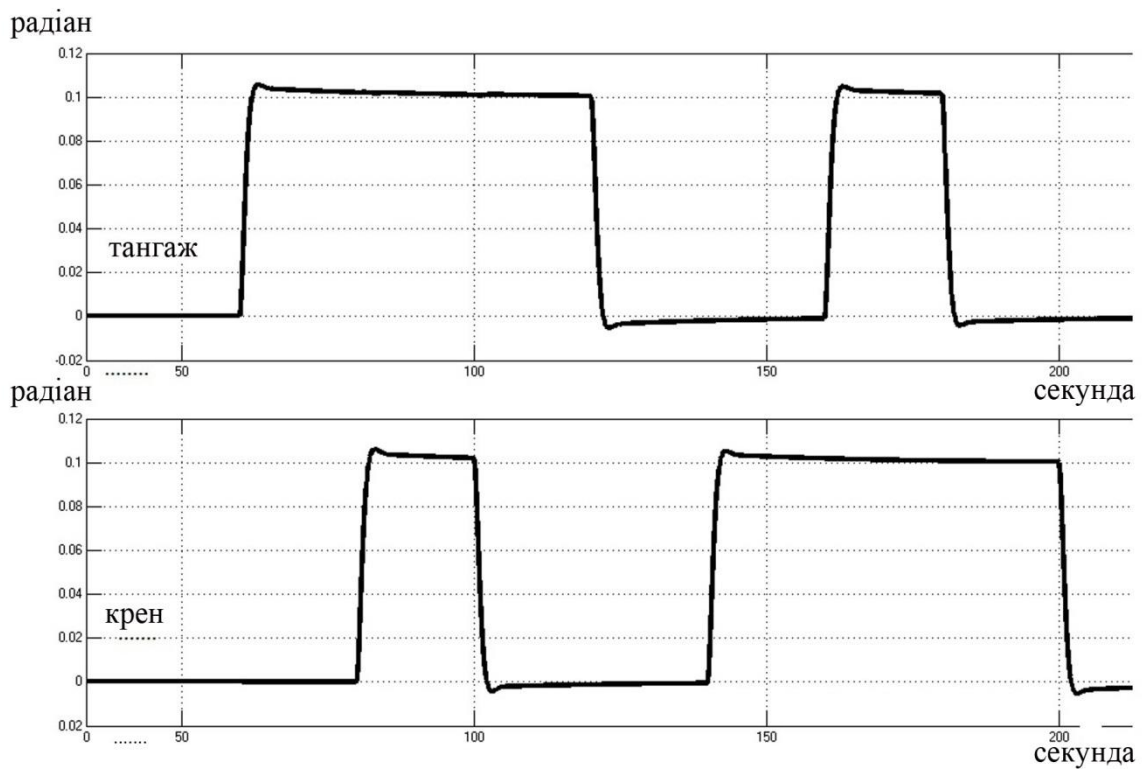


Рис. 11. Взаємний вплив відпрацювання завдань по тангажу та крену

На рис. 12 наведено осцилограми взаємного впливу між тангажом та ристанням. Особливістю цього режиму є:

- при відпрацюванні завдання на тангаж працюють два двигуни,

-при відпрацюванні ристання повинні працювати чотири двигуни для створення гіроскопічного моменту квадрокоптера. Відповідно одна пара двигунів бере участь у керуванні відразу двома координатами.

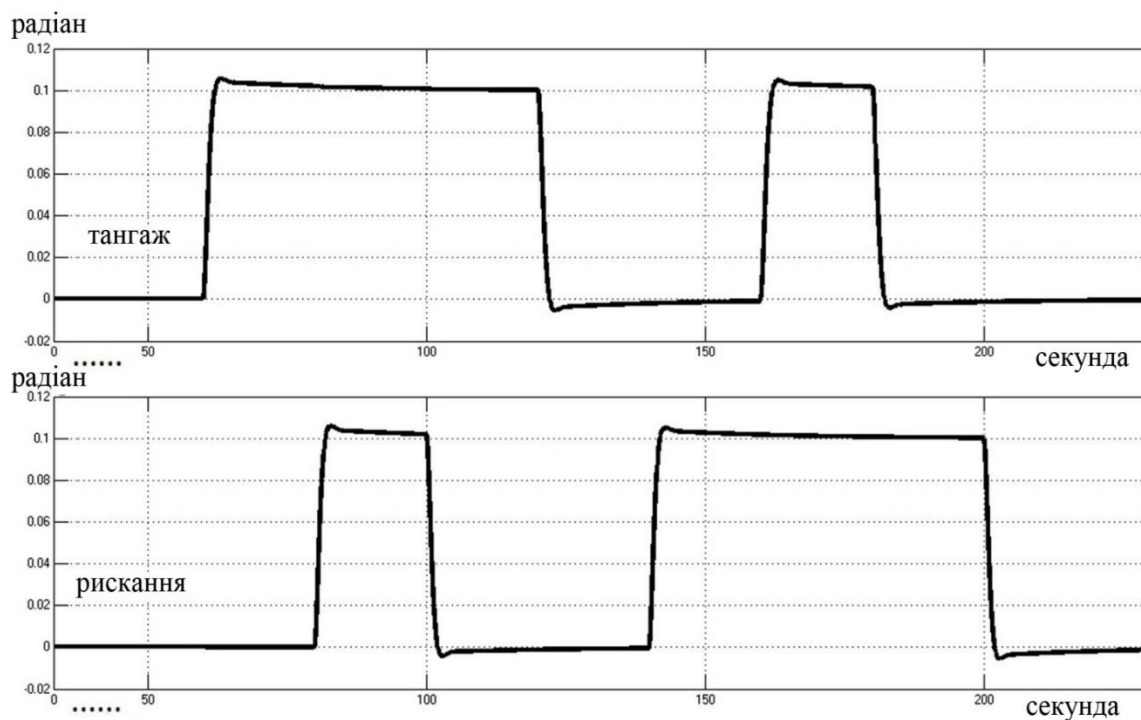


Рис. 12. Відпрацювання завдання на тангаж чи ристання без взаємного перетину завдань

Як видно з рис. 12 за відсутності перетину при відпрацюванні завдання на тангаж або рискання не відбувається взаємного впливу на якість обробки зі збереженням параметрів налаштування: перерегулювання порядку 5 % і часу відпрацювання завдання. На рис. 13 наведено осцилограми відпрацювання завдань по крену та рисканню. Як видно, також якщо немає завдань на одночасне відпрацювання обох параметрів, то якість процесів не змінюється.

3.2. Дослідження взаємного впливу між координатами при одночасному керуванні

У попередніх дослідженнях (рис. 11-13) формувалося завдання на зміну кутів Ейлера таким чином, щоб не було одночасного формування завдання на два чи більше кутів. У то ж час в реальності завдання на відпрацювання кутів Ейлера можуть надходити одночасно (рис. 14).

На рис. 15 і рис. 16 представлені осцилограми при одночасному відпрацюванні завдань на тангаж і крен, тангаж та рискання.

Як видно з рисунків, при одночасному відпрацюванні завдань відбувається погіршення якості перехідних процесів у порівнянні з наведеними в попередньому розділі.

Аналогічно поведуться координати крену і рискання при спробі відпрацювати їх одночасно, та-

кож відбувається погіршення якості перехідних процесів цих координат.

На рис.16 відображено відпрацювання кута тангажу з одночасним зміною висоти польоту квадрокоптера на 20 метрів. У цьому випадку виникає суттєве спотворення якості відпрацювання кута тангажу, затягуванням перехідних процесів тангажу. Це призведе до того, що буде уповільнений розгін за координатою X.

На рис.17 показано відпрацювання кута тангажу (фактично закінчення переміщення по координаті X) з одночасним зміною висоти польоту квадрокоптера на 20 метрів. У цьому випадку виникає істотне спотворення якості відпрацювання кута тангажу, затягуванням перехідних процесів по тангажу. Це призведе до того, що буде уповільнене гальмування по координаті X.

Внаслідок того, що параметри квадрокоптера при русі по координатах X і Z ідентичні, налаштування регуляторів аналогічні, відповідно і якість перехідних процесів по куту крену при зміні висоти польоту БПЛА будуть ідентичні рис. 16 і рис. 17. Це пояснюється тим, що при відпрацюванні куту крену або кута тангажу працюють відповідно тільки дві різні пари двигунів, які забезпечують необхідний нахил квадрокоптера у напрямку відповідної координати (X або Z). У той же час при відпрацюванні завдання по висоті працюють чотири двигуни, але це істотно не впливає на якість перехідних процесів.

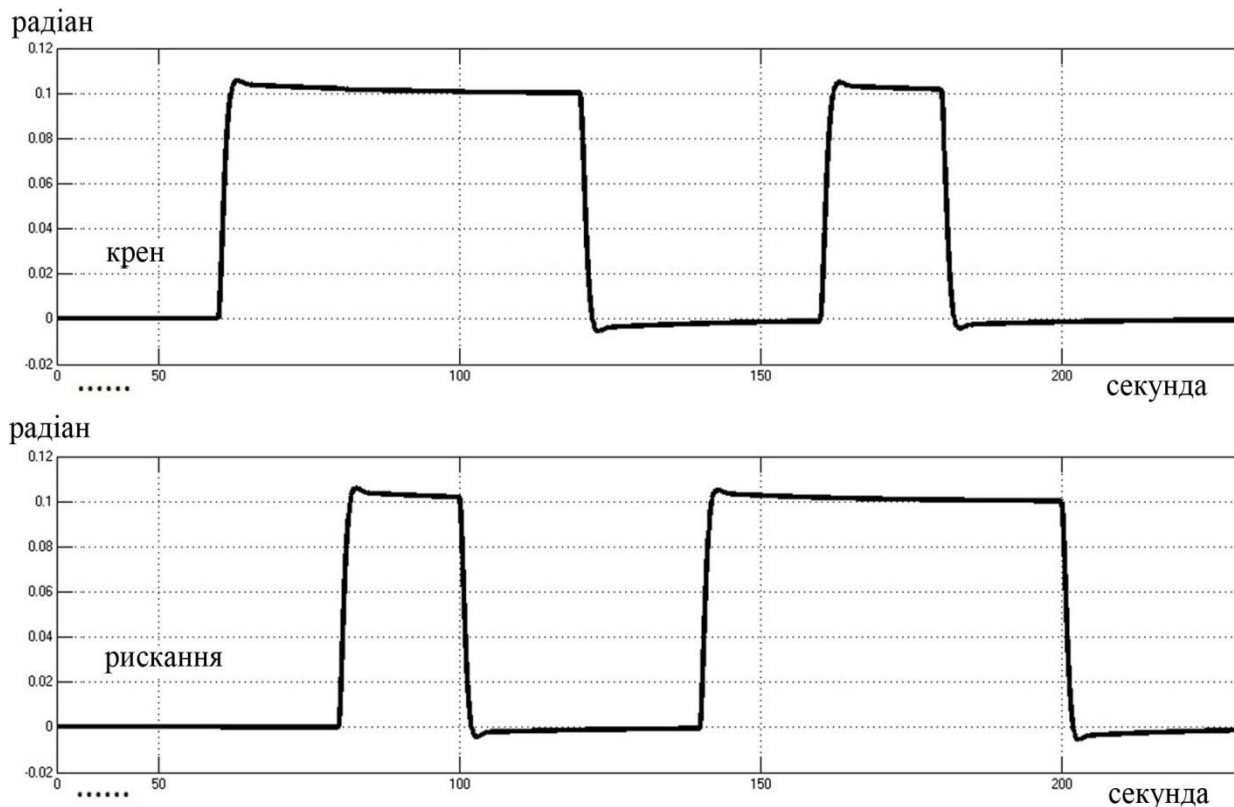


Рис. 13. Відпрацювання завдань по кутам крену та рисканню

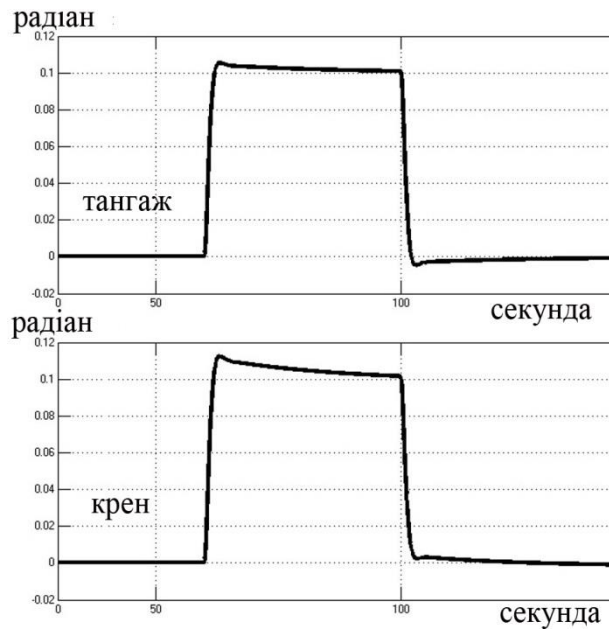


Рис. 14. Відпрацювання завдань на кути тангажу та крену при одночасному надходженні сигналів завдань

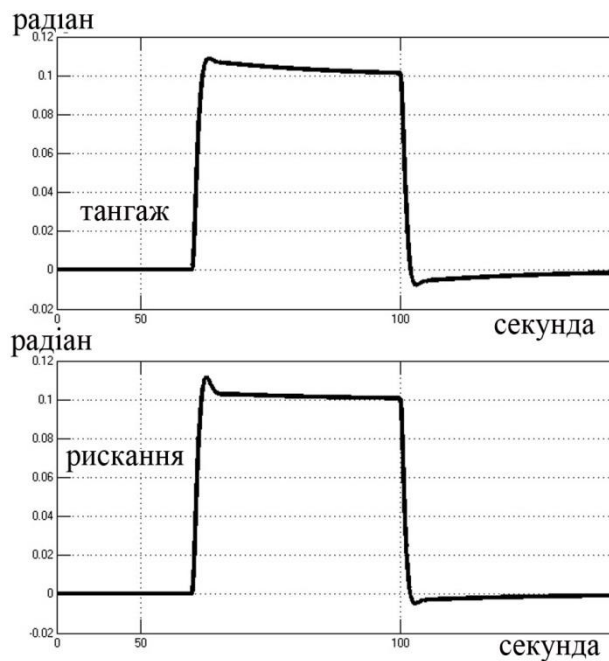


Рис. 15. Відпрацювання завдань на кути тангажу та рискання при одночасному надходженні сигналів завдань

Зовсім другим чином виконуються завдання на зміну кута рискання з одночасною зміною висоти квадрокоптера. У цьому випадку працюють всі чотири двигуни, завдання яких – з одного боку формувати необхідну підйомну силу, з іншого боку - змі-

нити гіроскопічні моменти для розвороту квадрокоптера для зміни напрямку руху.

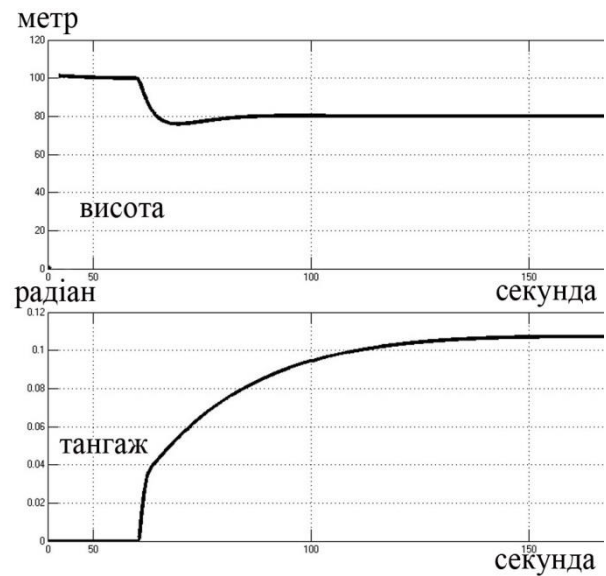


Рис. 16. Вплив зміни висоти польоту на одночасному відпрацюванні завдання кута тангажу

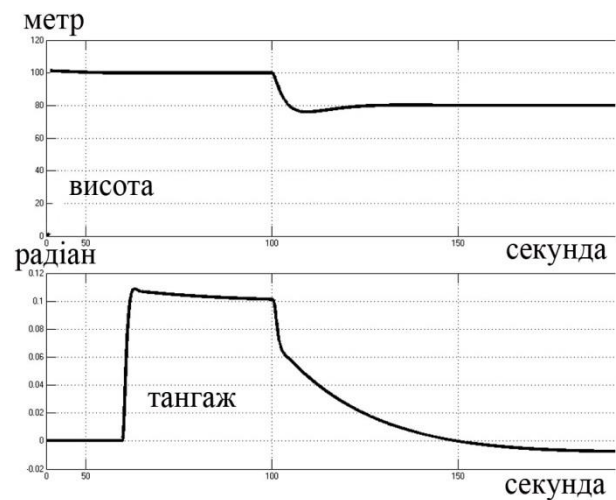


Рис. 17. Вплив зміни висоти польоту на відпрацювання завдання кута тангажу при гальмуванні переміщення по координаті X

На рис. 18 приведено осцилограми відпрацювання завдання зменшення висоти на 60 метрів з одночасним закінченням потрібного розвороту за кутом рискання. У цьому випадку також відбувається затягування процесів за кутом рискання, але на відміну від процесів за кутами тангажа чи крену, наслідки будуть більш неприємні – за напрямком збільшиться похибка відпрацювання напрямку руху, що в подальшому потребує коригування відповідним регулятором.

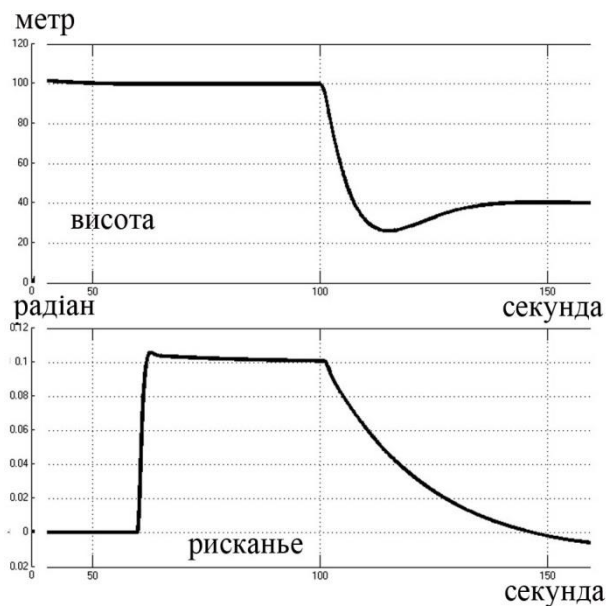


Рис. 18. Відпрацювання завдання зниження по висоті і одночасно завдання зменшення кута рискання

Висновки

Розглянуті у статті питання керування квадрокоптером з урахуванням малої приводності квадрокоптера, тобто відсутності відповідності між елементами управління шістьма ступенями свободи і чотирма керуючими двигунами, дослідження на наведеній математичній моделі в програмі MatLab Simulink дозволяють зробити наступні висновки:

1. Незважаючи на неповну приводність квадрокоптера в більшості процесів управління не відбувається суттєвого спотворення відпрацювання координат тангажу, крену та рискання.

2. При одночасній зміні висоти та управлінні одним з кутів Ейлера відбувається суттєве погіршення якості перехідних процесів по тангажу, крену та рисканню. Це призводить до того, що перехідні процеси за відповідною лінійною координатою X або Z істотно затягнуті за часом. Причому це спостерігається як із зменшенням висоти так і зі збільшенням висоти. Основна причина подібного явища полягає у використанні чотирьох гвинтів для формування підйомної сили. В той же час зміна висоти триває деякий час (наприклад зміна висоти на 20 метрів триває близько 20 секунд), що і призводить до погіршення керування кутом Ейлера.

3. Відповідно до попереднього висновку про погіршення якості перехідних процесів при зміні кутів Ейлера одночасно зі зміною висоти необхідно рекомендувати при побудові системи управління уникати змін висоти з одночасним зміною кутів Ейлера.

4. В подальшому з метою уникнення погіршення якості керування планується дослідження і розробка методів керування квадрокоптером, які будуть урахувати можливість одночасного видання з керуючого пристрою завдань на декілька координат.

5. У світі проведених досліджень планується дослідження залежності якості керування між каналами для коптерів з більшою кількістю гвинтів.

Література

1. Гребеніков, О. Г. Аналіз сучасного стану розвитку безпілотних літальних мікроапаратів мультикоптерного типу [Текст] / О. Г. Гребеніков, А. С. Калоша // Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології. – 2021. – № 93. – С. 125-134. DOI: 10.32620/oikit.2021.93.07.
2. Аналіз статистичних даних безпілотних літальних апаратів вертолітного типу [Текст] / А. Г. Гребеніков, Т. Н. Серєда, Т. П. Цепляєва, Є. Ю. Шевченко, А. А. Юхно // Відкриті інформаційні та комп'ютерні інтегровані технології. – 2018. – № 80. – С. 5-22.
3. Olfati-Saber, R. Nonlinear Control of Underactuated Mechanical Systems with Application to Robotics and Aerospace Vehicles [Electronic resource] / R. Olfati-Saber // PhD thesis in Electrical Engineering and Computer Science. – Massachusetts Institute of Technology, 2001. – Access mode: <https://dspace.mit.edu/handle/1721.1/8979>. – 10.03.2022.
4. Beji, L. Stabilization with Motion Planning of a Four Rotor Minirotorcraft for Terrain Missions [Text] / L. Beji, A. Abichou, R. Slim // Fourth Int. Conf. on Intelligent Systems Design and Applications (ISDA), 2004. – P. 335-340.
5. Огольцов, И. И. Разработка математической модели пространственного полета квадрокоптера [Электронный ресурс] / И. И. Огольцов, Н. Б. Рожнин, В. В. Шеваль // Труды Московского авиационного института, 2015. – № 83. – Режим доступу: <http://trudymai.ru/published.php?ID=62031>. – 3.08.2022.
6. MatLab: Simulink [Электронный ресурс] – Режим доступу: <https://www.mathworks.com/products/simulink.html>. – 15.08.2022.
7. Лысухо, Г. В. Квадрокоптер: динамика и управление [Текст] / Г. В. Лысухо, А. Л. Масленников // Политехнический молодежный журнал. – 2020. – № 05(46). – С. 15-28.
8. Фархади, Р. М. Идентификация динамики канала крена беспилотного летательного аппарата при слабо информативном входном сигнале [Текст] / Р. М. Фархади, В. И. Кортуннов // Радиоэлектронні і

комп'ютерні системи. – 2017. – № 1(81). – С. 99-106.

9. Kochuk, S. *Identification of UAV Model Parameters from Flight and Computer Experiment Data [Text]* / S. Kochuk, Nguyen Dinh Dong, A. Nikitin, Rafael Trujillo Torres // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. – 2021. – № 6(172). – С. 12-22. DOI: 10.32620/akt.2021.6.02.

10. Лысенко, А. И. *Математическое моделирование движения квадрокоптера [Текст]* / А. И. Лысенко, Е. Н. Тачинина // *Научный вестник Академии муниципального управления. Серия «Техника»*. – 2015. – Вып. 2(10). – С. 128-136. – Режим доступа: http://nbuv.gov.ua/UJRN/Nvamu_teh_2015_2_18. – 15.08.2022.

11. Ту, Ч. М. *Моделирование системы автоматического управления квадрокоптером на основе L1 адаптивного управления [Электронный ресурс]* / Ч. М. Ту // *Интернет-журнал «НАУКОВЕДЕНИЕ»*. – Т. 9. Режим доступа: <https://naukovedenie.ru/PDF/66TVN617.pdf>. – 15.08.2022.

References

1. Hrebenikov, O. H., Kalosha, A. S. *Analiz suchasnoho stanu rozvytku bezpilotnykh lital'nykh mikroaparativ mul'tykopternoho typu [Analysis of the current state of development of micro unmanned aerial vehicles of multicopter type]*. *Vidkryti informatsiyni ta komp'yuterni intehrovani tekhnolohiyi – Open information and computer integrated technologies*, 2021, no. 93, pp. 125-134. DOI: 10.32620/oikit.2021.93.07.

2. Hrebenikov, O. H., Sereda, T. N., Tseplyayeva, T. P., Shevchenko, Ye. Yu., Yukhno, A. A. *Analiz statystychnykh danykh bezpilotnykh lital'nykh aparativ vertolitnoho typu [Analysis of statistical data of rotor drones]*. *Vidkryti informatsiyni ta komp'yuterni intehrovani tekhnolohiyi – Open information and computer integrated technologies*, 2018, no. 80, pp. 5-22.

3. Olfati-Saber, R. *Nonlinear Control of Underactuated Mechanical Systems with Application to Robotics and Aerospace Vehicles*. PHD thesis in Electrical Engineering and Computer Science. Massachusetts Institute of Technology, 2001. Available at: <https://dspace.mit.edu/handle/1721.1/8979>. (accessed 10.03.2022).

4. Beji, L., Abichou, A., Slim, R. *Stabilization with Motion Planning of a Four Rotor Minirotorcraft for*

Terrain Missions. Fourth Int. Conf. on Intelligent Systems Design and Applications (ISDA), 2004, pp. 335-340.

5. Ogoltsov, I. I., Rozhnin, N. B., Sheval, V. V. *Razrabotka matematycheskoy modely prostranstvennoho poleta kvadrokoptera [Development of a mathematical model of the spatial flight of a quadcopter]*. *Trudy Moskovskoho aviatsionnoho instituta*, 2015, no. 83. Available at: <http://trudymai.ru/published.php?ID=62031> (accessed 3.08.2022) (In Russian).

6. MatLab: Simulink. Available at: <https://www.mathworks.com/products/simulink.html> (accessed 15.08.2022).

7. Lysukho, G. V., Maslennikov, A. L. *Kvadrokopter: dinamika i upravlenie [Quadcopter: dynamics and control]*. *Politekhnicheskii molodezhnyi zhurnal – Politechnical student journal*, 2020, no. 05(46), pp. 15-28.

8. Farhadi, R. M. Kortunov, V. I. *Identifikaciya dinamiki kanala krena bespilotnogo letatel'nogo apparata pri slabo informativnom vkhodnom signale [Identification of roll channel dynamics for the unmanned aerial vehicle under weakly excited input signal]*. *Radioelektronni i komp'yuterni systemy – Radioelectronic and computer systems*, 2017, no. 1(81), pp. 99-106.

9. Kochuk, S., Nguyen Dinh Dong, Nikitin, A., Rafael Trujillo Torres. *Identification of UAV Model Parameters from Flight and Computer Experiment Data. Aviatziyno-kosmichna tekhnika i tekhnolohiya – Aerospace technic and technology*, 2021, no. 6(172), pp. 12-22. DOI: 10.32620/akt.2021.6.02.

10. Lysenko, A. I., Tachinina, E. N. *Matematicheskoe modelirovanie dvizheniya kvadrokoptera [Mathematical modeling of quadcopter motion]*. *Naukovyy visnyk Akademiyi munitsypal'noho upravlinnya – Scientific Bulletin of the Academy of Municipal Management. The series "Technic"*, 2015, vol. 2(10), pp. 128-136. Available at: http://nbuv.gov.ua/UJRN/Nvamu_teh_2015_2_18. (accessed 15.08.2022) (In Russian).

11. Ту, Ч. М. *Моделирование системы автоматического управления квадрокоптером на основе L1 адаптивного управления [Modeling of the quadcopter automatic control system based on L1 adaptive control]*. *Интернет-журнал «НАУКОВЕДЕНИЕ»*, 2015, vol. 9. Available at: <https://naukovedenie.ru/PDF/66TVN617.pdf> (accessed 15.08.2022) (In Russian).

**STUDY OF MUTUAL INFLUENCE BETWEEN
CONTROL CHANNELS OF THE QUADCOPTER DUE
TO THE LOW MANEUVERABILITY OF THE UAV**

*Arkadii Zhukevych, Vitalii Dzhulgakov,
Oleksandr Zhukevych*

The subject of study in this article is the processes of controlling an unmanned aerial vehicle (UAV) of the quadcopter type. A quadcopter is a special case of a multicopter built according to the helicopter scheme, which has four main rotors. Such aircraft are widely used for many purposes, both civilian and military: from video recording of any phenomena to performing aerial reconnaissance of inaccessible territories, adjusting artillery weapons. The quadcopter belongs to the class of mechanical systems with low driveability, as the number of its drives (four propeller motors) is less than the number of degrees of freedom (six degrees). This is significantly different from the control of an aircraft-type UAV, where each degree of freedom is controlled by its own actuator. The low driveability of the quadcopter imposes its own peculiarities during its control. For example, the horizontal movement of the quadcopter in a given direction is accomplished by tilting the quadcopter in that direction by influencing certain propeller motors. Thus, when demanding the execution of the simplest movement of the device (movement along the linear X coordinate), at least three coordinates are controlled by the executive motors of the quadcopter: the formation of a lifting force to control the hovering of the UAV at a certain height, the change of the angle of inclination of the quadcopter according to the pitch angle, and the direct control of the movement speed of the quadcopter. Simultaneously, this influence induces the emergence of movement conditions along other coordinates. The research method involves constructing a mathematical model of a quadcopter based on the known equations of UAV motion. Several methods and algorithms of quadcopter control are known, in this work, PID coordinate controllers are used. The Matlab Simulink dynamic simulation environment was used to build the mathematical model. In the process of studying the mutual influence in the process of controlling coordinates, the influence of controlling one coordinate in the static state of others (not necessarily at rest, but also in the state of movement) was revealed. Further, the mutual influence between the degrees of freedom during simultaneous control of at least two coordinates is considered (for example, control of pitch angle and yaw angle, height change with simultaneous braking along one of the linear coordinates). **Conclusions.** Studies have confirmed the existence of mutual influences, although in most cases such influence is manifested by a slight deterioration in the quality of transient processes along the adjustable coordinates. Only the change of the Euler angles when changing the height significantly worsens the quality of transient processes, which must be considered when designing control systems or recording algorithms of movement by coordinates.

Keywords: unmanned aerial vehicle; quadcopter; small drive; mathematical model of a quadcopter; model of a quadcopter in Matlab Simulink; mutual influence of control channels.

Жукевич Аркадій Борисович – канд. техн. наук, доц. каф. Систем управління літальними апаратами, Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків.

Джұлгакөв Віталій Георгійович – доц. каф. Систем управління літальними апаратами, Національний аерокосмічний університет ім. М. С. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

Жукевич Олександр Аркадійович – студент зі спеціальності «Штучний інтелект», Харківський Національний Університет Радіоелектроніки, Харків, Україна.

Arkadii Zhukevych – Ph.D, Associate Professor, Department of Aircraft Control Systems, National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute", Kharkiv, Ukraine,
e-mail: a.zhukevych@khai.edu, ORCID: 0000-0001-5355-8495.

Vitalii Dzhulgakov – Associate Professor, Department of Aircraft Control Systems, National Aerospace University "Kharkiv Aviation Institute", Kharkiv, Ukraine,
e-mail: v.dzhulgakov@khai.edu, ORCID: 0000-0002-7586-1927.

Oleksandr Zhukevych – student of "Artificial Intelligence" specialty, Kharkiv National University of Radio Electronics, Kharkiv, Ukraine,
e-mail: oleksandr.zhukevych@nure.ua, ORCID: 0000-0001-9095-768X.