

ХМЕЛЬНИЦЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Факультет програмування та комп'ютерних і телекомунікаційних систем

Кафедра телекомунікацій та радіотехніки

ДИПЛОМНА РОБОТА

Другий (Магістерський)

Освітній рівень

Галузь знань 17 Електроніка та телекомунікації

Шифр і назва спеціальності

Спеціальність 172 Телекомунікації та радіотехніка

Шифр і назва спеціальності

на тему Метод стабілізації та керування безпілотними літальними апаратами.

ДРТР. 2017036.01.07 ПЗ

Виконав: студент 2 курсу, група ТР_м-19-1


підпис

А.Ю. Бондар
Ініціали, прізвище

Керівник: канд. техн. наук, доц.


підпис

Д.А. Макаришкін
Ініціали, прізвище

До захисту допускаю:

Зав. кафедри: д-р техн. наук, проф.


підпис

Ю.М. Бойко
Ініціали, прізвище

«15» грудня 2020 р.

Хмельницький, 2020

Хмельницький національний університет

Факультет програмування та комп'ютерних і телекомунікаційних систем

Кафедра телекомунікації та радіотехніки

Освітній рівень другий (магістерський)

Галузь знань 17 – Електроніка та телекомунікації

Спеціальність 172 – Телекомунікації та радіотехніка

Освітня-професійна програма Телекомунікації та радіотехніка

ЗАТВЕРДЖУЮ

Зав. кафедрою ТР

 Ю.М. Бойко

«07» вересня 2020р.

ЗАВДАННЯ НА ДИПЛОМНУ РОБОТУ

Бондар Андрій Юрійович

1 Тема роботи: Метод стабілізації та керування безпілотним літальним апаратом

керівник роботи Макаришкін Денис Анатолійович, к.т.н, доцент

Затверджено наказом по університету від «2» вересня 2019р. № 131.

2 Строк подання студентом роботи на кафедру: 29.11.2019р.

3 Вихідні дані (характеристика об'єкта, умов дослідження та ін.)

Мета роботи: розроблення методу адаптивної мікропроцесорної системи автоматичного керування безпілотним літальним апаратом.

Об'єкт дослідження: процес адаптивного мікропроцесорного керування безпілотним літальним апаратом за допомогою математичних моделей.

Предмет дослідження: методи та засоби адаптивного мікропроцесорного керування польоту безпілотного літального апарату.

4. Зміст пояснювальної записки (перелік питань, що їх належить розробити)

Аналіз відомих методів автоматичного керування безпілотним літальним апаратом.

Моделювання адаптивної системи автоматичного керування та стабілізації безпілотного літального апарату. Структура нелінійної математичної моделі адаптивної мікропроцесорної системи стабілізації та керування безпілотним літальним апаратом. Впровадження циклу керування в адаптивну мікропроцесорну систему автоматичного керування безпілотним літальним апаратом.

Завдання отримав

 А.Ю. Бондар

Науковий керівник

 Д.А. Макаришкін

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ п/п	Назва етапів (розділів) дипломної роботи	Строк виконання етапів дипломної роботи	Примітка
1	<i>Вибір тематики</i>	<i>до 1.09.20</i>	<i>обрано</i>
2	<i>Аналіз початкових даних</i>	<i>5.09.20-14.09.20</i>	<i>виконано</i>
3	<i>Написання вступу та 1 розділу (аналіз)</i>	<i>15.09.20-30.09.20</i>	<i>виконано</i>
4	<i>Написання 2 розділу (аналогі та моделі)</i>	<i>1.10.20-14.10.20</i>	<i>виконано</i>
5	<i>Оформлення та подання публікації</i>	<i>10.10.20-20.10.20</i>	<i>виконано</i>
6	<i>Написання 3 розділу (розробка моделей, моделювання)</i>	<i>15.10.20-30.10.20</i>	<i>виконано</i>
7	<i>Обробка експериментальних даних, оформлення текстової частини</i>	<i>1.11.20-14.11.20</i>	<i>виконано</i>
8	<i>Обробка експериментальних даних, оформлення графічної частини</i>	<i>10.11.20-20.11.20</i>	<i>виконано</i>
9	<i>Корекція зауважень наукового керівника, рецензування</i>	<i>20.11.20-30.11.20</i>	<i>виконано</i>
10	<i>Підготовка доповіді, контроль антиплагіату</i>	<i>27.11.20-3.11.20</i>	<i>виконано</i>
11	<i>Подіння готової роботи для доступу до захисту</i>	<i>1.12.20</i>	<i>виконано</i>
12	<i>Захист дипломної роботи магістра</i>	<i>1.12.20-14.12.20</i>	

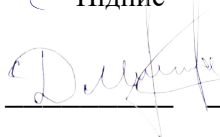
Студент


 Підпис

А.Ю. Бондар

Ініціали, прізвище

Керівник роботи



Д.А. Макаришкін

ЗМІСТ

1	АНАЛІЗ ВІДОМИХ МЕТОДІВ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ БЕЗПІЛОТНИМ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ.....	9
1.1	Основні параметри для стабілізації та керування безпілотним літальним апаратом	9
1.2	Методи та засоби стабілізації та керування безпілотними літальними апаратами на основі рівнянь гіроскопічних моментах на чотирьох роторних пропелерів	17
2	МОДЕЛЮВАННЯ АДАПТИВНОЇ СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ ТА СТАБІЛІЗАЦІЇ БЕЗПІЛОТНИМ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ .	20
2.1	Компоненти адаптивних мікропроцесорних систем автоматичного керування літальними апаратами	20
2.2	Вимірювання і результати моделювання динаміки чотирьох роторів безпілотного літального апарату	27
3	СТРУКТУРА НЕЛІНІЙНОЇ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ АДАПТИВНОЇ МІКРОПРОЦЕСОРНОЇ СИСТЕМИ СТАБІЛІЗАЦІЇ ТА КЕРУВАННЯ БЕЗПІЛОТНИМ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ.....	31
3.1	Адаптивна мікропроцесорна система автоматичного керування безпілотним літальним апаратом.....	31
3.2	Адаптивна мікропроцесорна система автоматичного керування на основі шести ступенів свободи складових динаміки безпілотного літального апарату ..	38
4	ВПРОВАДЖЕННЯ ЦИКЛУ КЕРУВАННЯ В АДАПТИВНУ МІКРОПРОЦЕСОРНУ СИСТЕМУ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ БЕЗПІЛОТНИМ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ.....	44
4.1	Проектування адаптивної мікропроцесорної системи автоматичного керування та стабілізації безпілотного літального апарату.....	44

4.2	Створення адаптивної мікропроцесорної системи автоматичного керування та стабілізації безпілотного літального апарату на основі лінійного регулятора ..	55
	ВИСНОВКИ.....	61
	ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ ..	62

ВСТУП

Актуальність теми. Останнім часом, однією з переваг безпілотних літальних апаратів є їх застосування в різних аерокосмічних програмах. Однак, є необхідність використовувати такі транспортні засоби в потенційно несприятливих умовах, тому дуже важливо розробляти їх з високою ефективністю та надійністю, що в свою чергу викликає науковий інтерес до використання адаптивного керування у таких випадках. Еталонні моделі сучасних адаптивних регуляторів на основі мікропроцесорних систем на сьогоднішній день набули широкого застосування, однак вони характеризуються одним суттєвим недоліком, який полягає у тому, що сучасні адаптивні регулятори можуть бути дуже чутливими до затримок часу. Для подолання цього недоліку та проєктування реалістичної адаптивної системи автоматичного керування, були створені відфільтровані версії сучасних адаптивних регуляторів на основі мікропроцесорних систем, які отримали назву адаптивне керування L1.

Мета і задачі дослідження.

Метою дипломної роботи є розроблення методу адаптивної мікропроцесорної системи автоматичного керування безпілотним літальним апаратом.

Поставлена мета досягається розв'язанням таких основних задач:

- аналіз відомих методів та засобів керування безпілотним літальним апаратом, які реалізуються на основі мікропроцесорних систем;
- розробити нелінійну математичну модель адаптивної мікропроцесорної системи автоматичного керування безпілотним літальним апаратом;
- розробити метод на основі нелінійної математичної моделі.

Об'єкт дослідження – процес адаптивного мікропроцесорного керування безпілотним літальним апаратом за допомогою математичних моделей.

Предмет дослідження – методи та засоби адаптивного мікропроцесорного керування польоту безпілотного літального апарату.

Методи дослідження. Для вирішення поставлених наукових завдань використовуються теоретичні та експериментальні методи, які базуються на теорії електричних кіл, теорії диференціального та інтегрального числення, методи аналізу та синтезу, числові методи розв'язання систем диференціальних рівнянь, методи теорії вимірювань, теорія похибок, комп'ютерне моделювання, теорії алгоритмів.

Наукова новизна отриманих результатів полягає

- набув подальшого розвитку метод адаптивного керування траєкторією безпілотним літальним апаратом на основі мікропроцесорної системи автоматичного керування.

Практичне значення одержаних результатів полягає у створенні структури адаптивної мікропроцесорної системи автоматичного керування траєкторією безпілотним літальним апаратом.

Публікації. Результати дипломної роботи магістра опубліковані в одній статті у науковому журналі «Вимірювальна та обчислювальна техніка в технологічних процесах».

Структура та обсяг магістерської атестаційної роботи. Дипломна робота магістра складається із вступу, чотирьох розділів, висновків, переліку джерел посилання та додатків. Дипломна робота магістра має загальний обсяг 72 сторінок, з яких основний зміст викладений на 63 сторінках друкованого тексту, містить 33 рисунків. Перелік джерел посилання складається з 160 джерел.

1 АНАЛІЗ ВІДОМИХ МЕТОДІВ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ БЕЗПІЛОТНИМ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ

1.1 Основні параметри для стабілізації та керування безпілотним літальним апаратом

У даній роботі в якості безпілотного літального апарату буде розглядатися безпілотний апарат, який має 4 ротори, що в свою чергу розташовані на одній площині

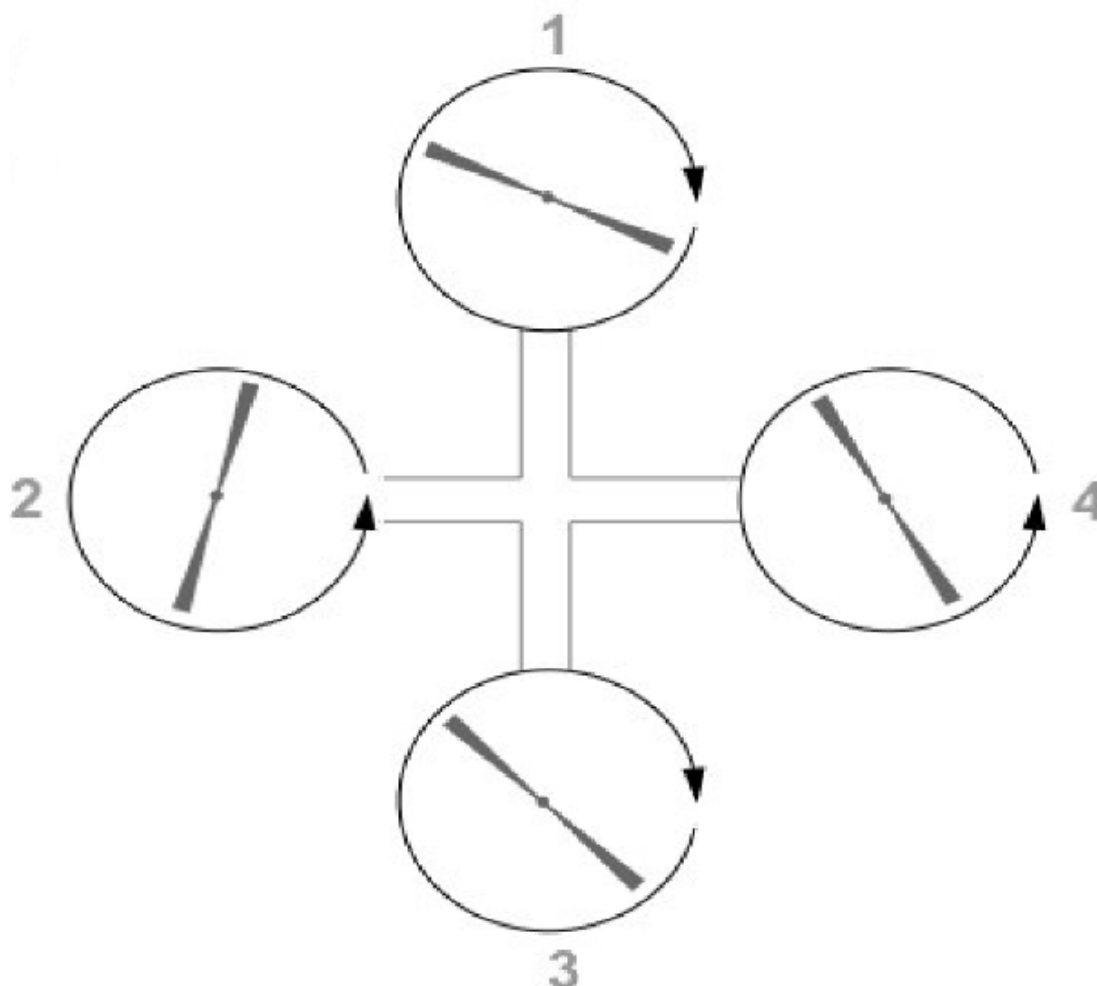


Рисунок 1.1 – Схематичний вигляд літального апарату з вказанням напрямку обертання роторів

Коли всі ротори мають однакову швидкість, тоді загальний крутний момент дорівнює нулю, і безпілотний літальний апарат дотримується свого відношення. Коли встановлена відповідна швидкість, ротори забезпечують баланс тяги відповідно до сили тяжіння, так що безпілотний літальний апарат підтримує свою висоту. Положення, коли зберігаються стосунки і зріст, називається висінням. Квадраротор - це система з 6 DOF, тому вона описується дванадцятьма станами. Перші шість держав відображають ставлення та його зміни. Це змінні ϕ, θ, Ψ (кути крену, тангажу та рискання - це кути Ейлера між нерухомою рамою на тілі та рамою, закріпленою на землі) та p, q та r (відносна швидкість кочення та швидкість гойдання) до фіксованого тіла). Значення кутів Ейлера визначається правилом правої руки. Інші шість станів - це положення x, y та z Землі, описані на північному сході. Система координат знаходиться вниз і швидкості руху в тілі u, v і w . Будь-який рух безпілотного літального апарату отримується зміною кутових швидкостей його роторів. Збільшення та зменшення швидкості всіх роторів призводить до підйому та спуску.

Швидкість повороту (обертання навколо осі z) отримують, змінюючи швидкість пари (1,3) або (2,4). Ступінчаста швидкість (обертання навколо осі z) досягається зміною балансу швидкості роторів 1 і 3. Зміна кута нахилу викликає поздовжнє прискорення. Швидкість кочення отримують так само, як і ступінчасту швидкість, єдина відмінність полягає в тому, що замість роторів 1 і 3 використовуються ротори 2 і 4. Зміна кута нахилу призводить до поперечного прискорення.

Швидкість повороту (обертання навколо осі z) отримують, змінюючи швидкість пари (1,3) або (2,4). Ступінчаста швидкість (обертання навколо осі z) досягається зміною балансу швидкості роторів 1 і 3. Зміна кута нахилу викликає поздовжнє прискорення. Швидкість кочення отримують так само, як і ступінчасту швидкість, єдина відмінність полягає в тому, що замість роторів 1 і 3 використовуються ротори 2 і 4. Зміна кута нахилу призводить до поперечного прискорення.

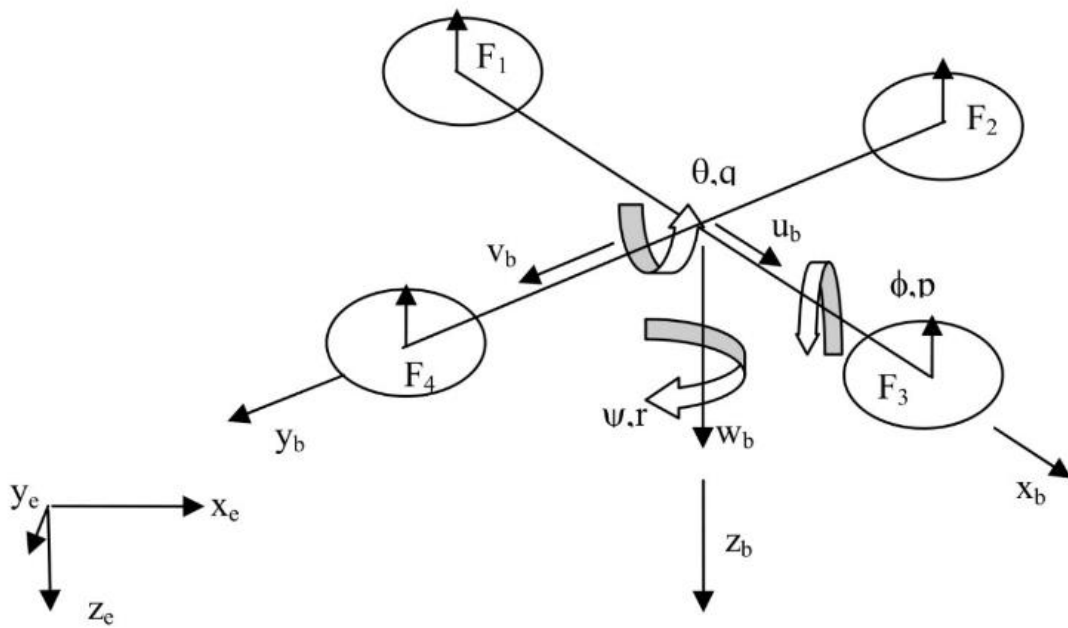


Рисунок 1.2 –Рама літального апарату та інерційні сили

Через те що існує дві різні системи координат було використано матрицю перетворення. Вона досить швидко зв'язує ці системи. Вектор який здійснює обертання навколо осі x описується наступною матрицею

$$R_x = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad (1.1)$$

Навколо осі y

$$R_y = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (1.2)$$

Навколо осі z

$$R_z = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (1.3)$$

Тоді наступні обертання навколо осі $z \rightarrow y \rightarrow x$ можна описати направленою матрицею косинусів

$$D = R_x R_y R_z = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \cos \theta \sin \psi & -\sin \theta \\ \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi & \sin \phi \cos \theta \\ \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (1.4)$$

Матриця D слугує для трансформації земної системи координат \rightarrow фіксованої системи координат.

Перший набір рівнянь стану описує зміну позиції відносно місце знаходження безпілотний літальний апарат. Завдяки вимірюванні швидкості в основній програмі.

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = D^{-1} \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (1.5)$$

Перетворення кутової швидкості з земної системи координат в фіксовану систему координат здійснюється наступним рівнянням.

$$\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = E \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix}, \quad (1.6)$$

$$E = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -\sin \theta \\ 0 & \cos \phi & \sin \phi \cos \theta \\ 0 & -\sin \phi & \cos \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (1.7)$$

Другий набір рівнянь стану описує зміну позиції відносно відповідно до повороту фіксованої системи координат.

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = E^{-1} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (1.8)$$

Лінійне прискорення в земній системі координат описується другим законом Ньютона

$$F = m \dot{V} \quad (1.9)$$

Де m маса безпілотного літального апарату, яка не змінюється, а V вектор швидкості.

Швидкість u , v , і w вимірюються в фіксованій системі координат, а пов'язаний вектор швидкості може повертати і змінювати значення одночасно. Що дозволяє використовувати повну похідну для вектора V .

$$F = m \dot{V} + \omega \times mV \quad (1.10)$$

Тоді

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = m \begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} + m \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} \quad (1.11)$$

Після виконання дій і скорочень отримуємо

$$\begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = m \begin{bmatrix} \dot{u} + qw - rv \\ \dot{v} + ru - pw \\ \dot{w} + pv - qu \end{bmatrix} \quad (1.12)$$

Знехтувавши аеродинамічними силами, отримали лише дві сили які діють на безпілотний літальний апарат, це тяга пропелерів і маса самого апарату.

Тяга завжди направлена на вісь z , в той час як сила тяжіння направлена проти поточного руху літального апарату

$$\begin{bmatrix} W_x \\ W_y \\ W_z - T \end{bmatrix} = m \begin{bmatrix} \dot{u} + qw - rv \\ \dot{v} + ru - pw \\ \dot{w} + pv - qu \end{bmatrix} \quad (1.13)$$

Сила тяжіння завжди діє в межах z осі земної системи координат. Перетворення в фіксовану систему координат здійснюється завдяки направленій матриці косинусів.

$$D \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ T \end{bmatrix} = m \begin{bmatrix} \dot{u} + qw - rv \\ \dot{v} + ru - pw \\ \dot{w} + pv - qu \end{bmatrix} . \quad (1.14)$$

Після скорочень

$$\begin{aligned} \dot{u} &= rv - qw - g \sin \theta \\ \dot{v} &= pw - ru + g \cos \theta \sin \phi \\ \dot{w} &= qu - pv + g \cos \phi \cos \theta - \frac{T}{m} \end{aligned} \quad (1.15)$$

Враховуючи відсутність динаміки двигуна, тяга всіх роторів однакова (пропорційна квадратному куту гвинта)

$$T = b(\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (1.16)$$

Де b - коефіцієнт тяги, а Ω - швидкість кожного ротора

Що дозволяє створити наступний набір рівнянь стану

$$\begin{aligned} \dot{u} &= rv - qw - g \sin \theta \\ \dot{v} &= pw - ru + g \cos \theta \sin \phi \\ w &= qr - pv + g \cos \phi \cos \theta - \frac{b}{m} (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \end{aligned} \quad (1.17)$$

Застосування зовнішнього обертаючого моменту змінить імпульс моменту руху безпілотного літального апарату

$$M = \dot{H} \quad (1.19)$$

Однак вектор кутової швидкості змінює напрямок, тому використовується похідна вектора H .

$$M = \dot{H} + \omega \times H \quad (1.20)$$

Тобто

$$H = I \omega \quad (1.21)$$

де w - це зміна положення, а I - момент інерції квадранта.

$$I = \begin{bmatrix} I_x & 0 & 0 \\ 0 & I_y & 0 \\ 0 & 0 & I_z \end{bmatrix} \quad (1.22)$$

Тоді

$$M = I \dot{\omega} + \omega \times I \omega \quad (1.23)$$

Після уточнення

$$\begin{aligned} M_x &= \dot{p} I_x + qr(I_z - I_y) \\ M_y &= \dot{q} I_y + pr(I_x - I_z) \\ M_z &= \dot{r} I_z + pq(I_y - I_x) \end{aligned} \quad (1.24)$$

Ось чому x і z симетричні

$$I_x \approx I_y, \quad (1.25)$$

Дане рівняння можна спростити

$$\begin{aligned} M_x &= \dot{p} I_x + qr(I_z - I_y) \\ M_y &= \dot{q} I_y + pr(I_x - I_z) \\ M_z &= \dot{r} I_z \end{aligned} \quad (1.26)$$

де d - коефіцієнт опору ротора, а l - відстань між пропелером і КГ.

Тоді останній набір рівнянь руху виглядає так

$$\begin{aligned} \dot{p} &= \frac{lb}{I_x} (\Omega_2^2 - \Omega_4^2) - qr \frac{I_z - I_y}{I_x} \\ \dot{q} &= \frac{lb}{I_y} (\Omega_1^2 - \Omega_3^2) - pr \frac{I_x - I_z}{I_y} \\ \dot{r} &= \frac{d}{I_z} (\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2) \end{aligned} \quad (1.27)$$

1.2 Методи та засоби стабілізації та керування безпілотними літальними апаратами на основі рівнянь гіроскопічних моментах на чотирьох роторних пропелерів

Попередні рівняння руху були спрощені. Вони не враховують аеродинамічні зворотно-гіроскопічні сили та моменти та динаміку руху. У цій главі буде розроблено рівняння руху, вже отримані для термінів, що стосуються динаміки двигуна та гіроскопічних моментів.

Додавання гіроскопічних моментів до моментних рівнянь призводить до

$$\begin{aligned} M_x &= \dot{p} I_x + qr(I_z - I_y) + \dot{H}_x + H_z q - H_y r \\ M_y &= \dot{q} I_y + pr(I_x - I_z) + \dot{H}_y + H_x r - H_z p \\ M_z &= \dot{r} I_z + \dot{H}_z + H_y p - H_x q \end{aligned} \quad (1.28)$$

де H_x , H_y , H_z - загальні кутові моменти обертових мас із кутовими швидкостями в x , y та z напрямку тіла.

$$H_x = \sum_{i=1}^4 I_{xi} \omega_{xi} \quad (1.29)$$

$$H_y = \sum_{i=1}^4 I_{yi} \omega_{yi} \quad (1.30)$$

$$H_z = \sum_{i=1}^4 I_{zi} \omega_{zi} \quad (1.31)$$

Кутові частоти обертання ротора присутні лише на осі z (всередині корпусу) і більше не обертають їх маси, рівняння можна спростити

$$\begin{aligned} M_x &= \dot{p} I_x + qr(I_z - I_y) + H_z q \\ M_y &= \dot{q} I_y + pr(I_x - I_z) - H_z p \\ M_z &= \dot{r} I_z + \dot{H}_z \end{aligned} \quad (1.32)$$

Рівняння станів кутової швидкості разом з гіроскопічними моментами для пропелера

$$\begin{aligned} \dot{p} &= \frac{lb}{I_x} (\Omega_2^2 - \Omega_4^2) - qr \frac{I_z - I_y}{I_x} - \frac{H_z}{I_x} q \\ \dot{q} &= \frac{lb}{I_y} (\Omega_1^2 - \Omega_3^2) - pr \frac{I_x - I_z}{I_y} + \frac{H_z}{I_y} p \\ \dot{r} &= \frac{d}{I_z} (\Omega_2^2 + \Omega_4^2 - \Omega_1^2 - \Omega_3^2) \end{aligned} \quad (1.33)$$

Двигуни, що керують квадратором, мають власну динаміку. Рівняння руху - це добре відоме рівняння руху двигуна постійного струму з додаванням аеродинамічного скидання.

$$\begin{aligned} L \frac{di}{dt} &= u - Ri - k_e \omega_m \\ J_r \dot{\omega}_m &= k_i i - d_m \omega_m - f(\omega_m) \end{aligned} \quad (1.34)$$

Де

- L - індуктивність котушки індуктивності в двигуні
- i - поточний струм двигуна
- u - напруга двигуна
- R - опір котушки
- k_b - задана ЕРС постійна

- ω_m – кутова швидкість двигуна
- d_m – постійна вимкнена
- J_r – момент інерції ротора
- k_i – постійний кутовий момент
- $f(\omega_m)$ – нелінійна функція кутового момента.

У цьому розділі проведено аналіз відомих методів автоматичного керування безпілотним літальним апаратом, а саме матриця направленості, перетворення кутових швидкостей, лінійне прискорення. Також було розглянуто: декілька видів моделей та різні типи сучасних регуляторів.

2 МОДЕЛЮВАННЯ АДАПТИВНОЇ СИСТЕМИ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ ТА СТАБІЛІЗАЦІЇ БЕЗПЛОТНИМ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ

2.1 Компоненти адаптивних мікропроцесорних систем автоматичного керування літальними апаратами

Ця робота включає такі теми як динаміки двигуна та гіроскопічних гвинтів. Це означає визначення параметрів двигуна та моменту інерції, необхідного для гвинта. Було розглянуто можливість вимірювання цього параметра за допомогою вже визначеного невеликого двигуна з прикріпленим до нього гвинтом і певною мірою зміною вхід двигуна. Вимірювання кутової швидкості реакції дозволяє мені розрахувати момент інерції гвинта.

Двигун від квадратора виконував би цю функцію, але керуюча електроніка всередині квадратора не дозволяє двигуни низької напруги. Це означає, що можна досягти лише вищих напруг і вищих швидкостей. Збільшення швидкості призводить до невідомої сили опору, що впливає на виготовлення гвинта. Цей тип вимірювань є дуже неточним.

Інші двигуни, які я мав, могли працювати повільно, уникаючи аеродинамічних ефектів, але ці двигуни були занадто великими та важкими, щоб наявність гвинта не впливала суттєво на кутову реакцію на поперечину.

Було вирішено оцінити момент інерції гвинта, використовуючи прямий підхід. Для вимірювання ваги та щільності гвинта використано вагову лабораторію та вимірювальний циліндр. Потім я розділив один напівгвинт на три частини.

Потім я виміряв вартість цих деталей. Знаючи розмір цих деталей і щільність гвинта (одне плоске тіло), я розрахував вагу цих деталей. Знаючи масу, величину та відстань до сили обертання цих частин, я зміг підрахувати їх моменти інерції, що допомагає моменту інерції всього гвинта.



Рисунок 2.1 – Рама літального апарату та інерційні сили

Час інерції тонкої пластини з прямокутною довжиною l і шириною w та колом m

$$I = m \left(\frac{h^2}{12} + \frac{w^2}{12} \right) \quad (2.1)$$

Використовуючи теорему тих самих осей, ми можемо обчислити час інерції маси тіла за вже відомою інерцією I_0 хвилини навколо будь-якої осі. Нова вісь обертання знаходиться на відстані r від вихідної осі та паралельно їй.

$$I = I_0 + mr^2 \quad (2.2)$$

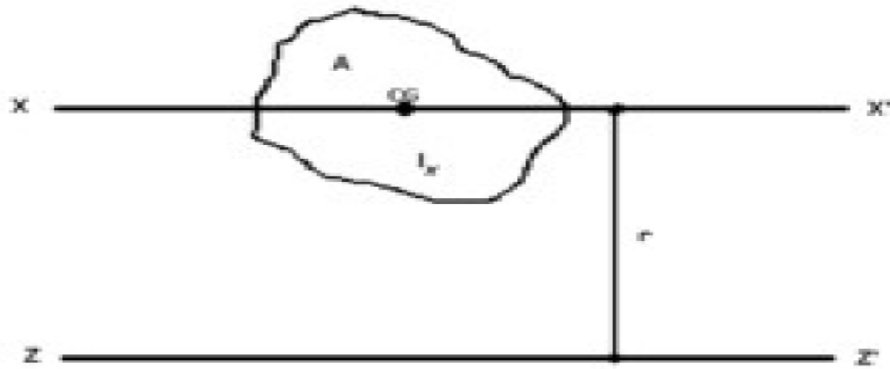


Рисунок 2.2 – Схема теореми про паралельну вісь

Коли вісь обертання рухається до кінця пластини

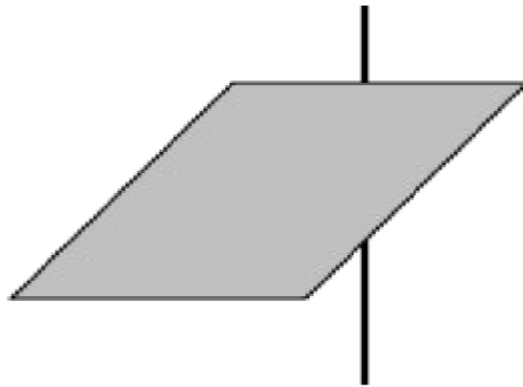


Рисунок 2.3 – Рама літального апарату та інерційні сили

Тоді

$$I = I_0 + mr^2 = m \left(\frac{h^2}{12} + \frac{w^2}{12} \right) + m \frac{h^2}{4} = m \left(\frac{h^2}{3} + \frac{w^2}{12} \right) \quad (2.3)$$

Використовуючи значення з та рівняння (2. 3) для обчислення моменту інерції кожної деталі, момент інерції всього гвинта дорівнює

$$I_p = 2(I_I + I_{II} + I_{III}) = 4.439 \cdot 10^{-5} \text{ kg m}^2 \quad (2.4)$$

Рівняння, що описують загальний електродвигун постійного струму. Це набір рівнянь першого порядку з двома рівняннями, що означає, що загальна система має порядок другого порядку. Двигуни, що використовуються в чотириколісних велосипедах, дуже малі і тому мають низьку індуктивність та зворотну постійну ЕРС. Це означає, що я можу відкинути поточну динаміку без особливого впливу на точність моделі. Це призводить до одного диференціального рівняння

$$\begin{aligned} 0 &= u - Ri \\ J_r \dot{\omega}_m &= k_i i - d_m \omega_m - f(\omega_m) = -d_m \omega_m - f(\omega_m) + \frac{k_i}{R} u \end{aligned} \quad (2.5)$$

Загальна система ЛТІ першого порядку (лінійна інваріантна до часу) може бути визначена наступною функцією передачі

$$G(s) = \frac{K}{(\tau s + 1)}, \quad (2.6)$$

де K - коефіцієнт підсилення постійного струму, а τ - постійна часу системи.

Диференціальні рівняння двигуна не є лінійними, що означає, що функція лінійної передачі буде діяти лише в безпосередній близькості від будь-якої заданої точки.

Щоб знати фактичні параметри передавальної функції, довелося виміряти кутову швидкість двигуна. Для цього створено простий додатковий оптичний датчик, який описаний у наступному розділі.

Для вимірювання віришно використати оптичний метод вимірювання, який не має прямого контакту з електродвигуном, тому не впливає на його динаміку. Звичайні оптичні інкрементні датчики дорогі. З іншого боку, їх точність дуже висока, але для цього застосування ця точність не настільки необхідна.

Я вирішив побудувати власний датчик. Для цього використано коло паперу з вісьмома рівномірно розташованими гніздами і перемикачем. Коло кріпиться до ротора і обертається разом з ним. оптичний перемикач створює падіння (1,5) від краю, коли відбувається перехід від суцільної частини кола до щілини.

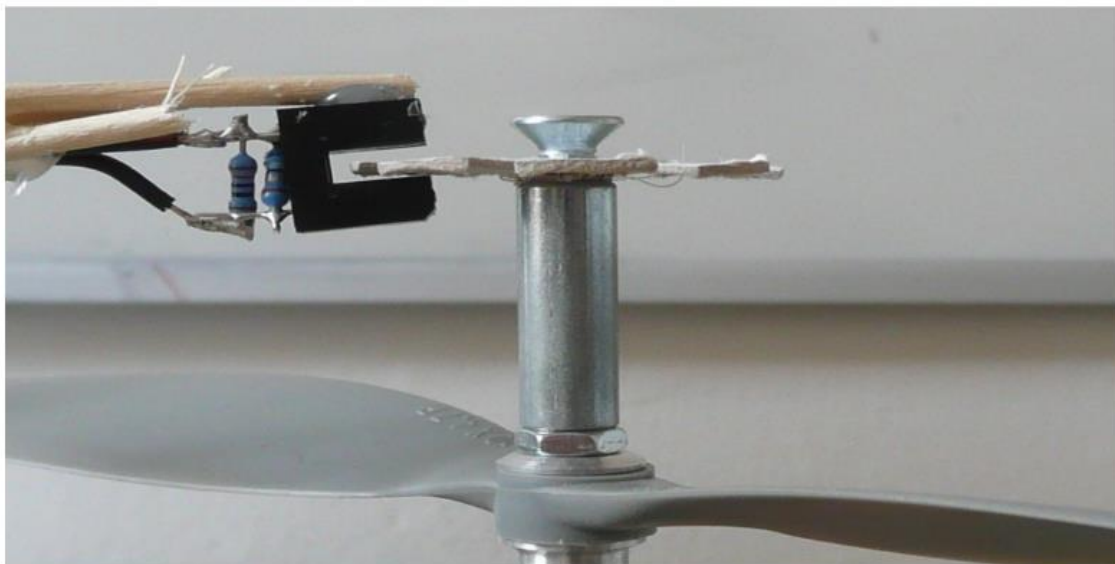


Рисунок 2.4 – Рама літального апарату та інерційні сили

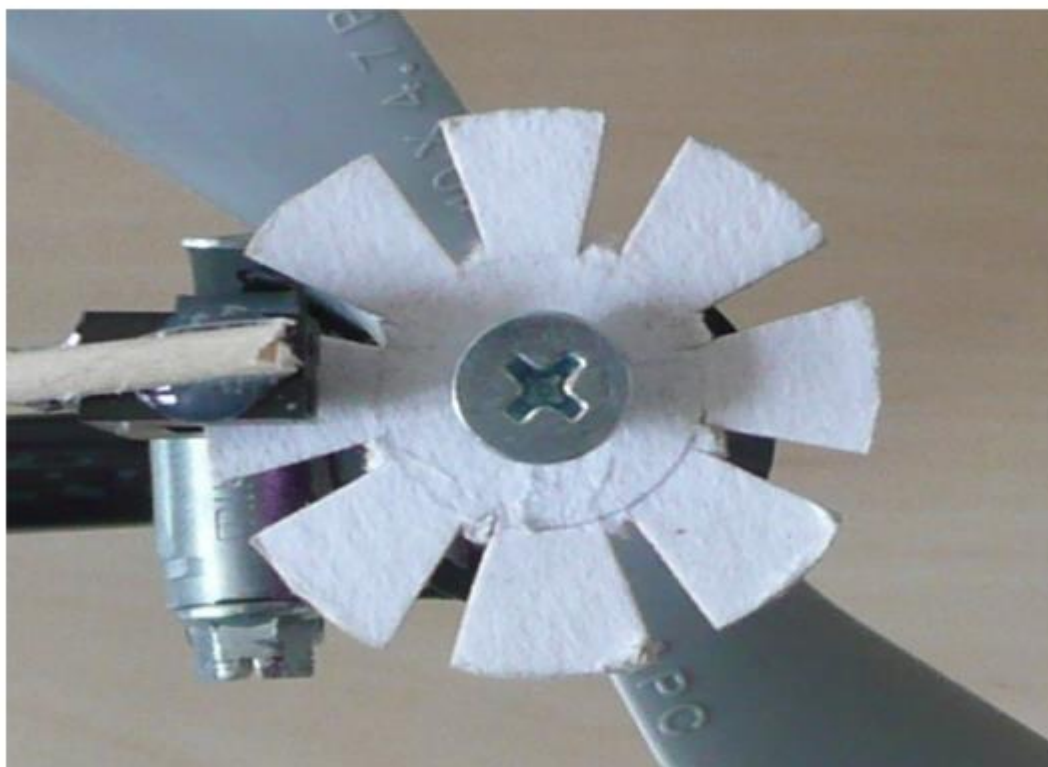


Рисунок 2.5 – Рама літального апарату та інерційні сили

Оптичний вимикач підключений до плати Arduino, яка подає на нього напругу 5 В і обробляє імпульси. Arduino Duemilanove - це в основному плата з мікроконтролером ATmega168 та деякими допоміжними пристроями.

MCU використовує свою підсистему порівняння для перетворення аналогових імпульсів у їх цифрове представлення.

Потім функція зондування TIMER1 використовується для вимірювання тактових частот кожні вісім імпульсів (обертання одного гвинта).

Потім це значення кодується у своєму поданні ASCII і надсилається через USB на комп'ютер, де воно зберігається у файлі CSV. Функція сканування TIMER1 обробляється перериванням, тому вона не блокується процесом надсилання, запущеним в основному потоці.

На комп'ютері файл CSV обробляється за допомогою MATLAB, який перетворює часові інтервали у час, обчислює та наносить графіки значень RPS (обертів в секунду).

Оптичний вимикач підключений до плати Arduino, яка подає на нього напругу 5 В і обробляє імпульси. Arduino Duemilanove - це в основному плата з мікроконтролером ATmega168 та деякими допоміжними пристроями.

MCU використовує свою підсистему порівняння для перетворення аналогових імпульсів у їх цифрове представлення.

Потім функція зондування TIMER1 використовується для вимірювання тактових частот кожні вісім імпульсів (обертання одного гвинта).

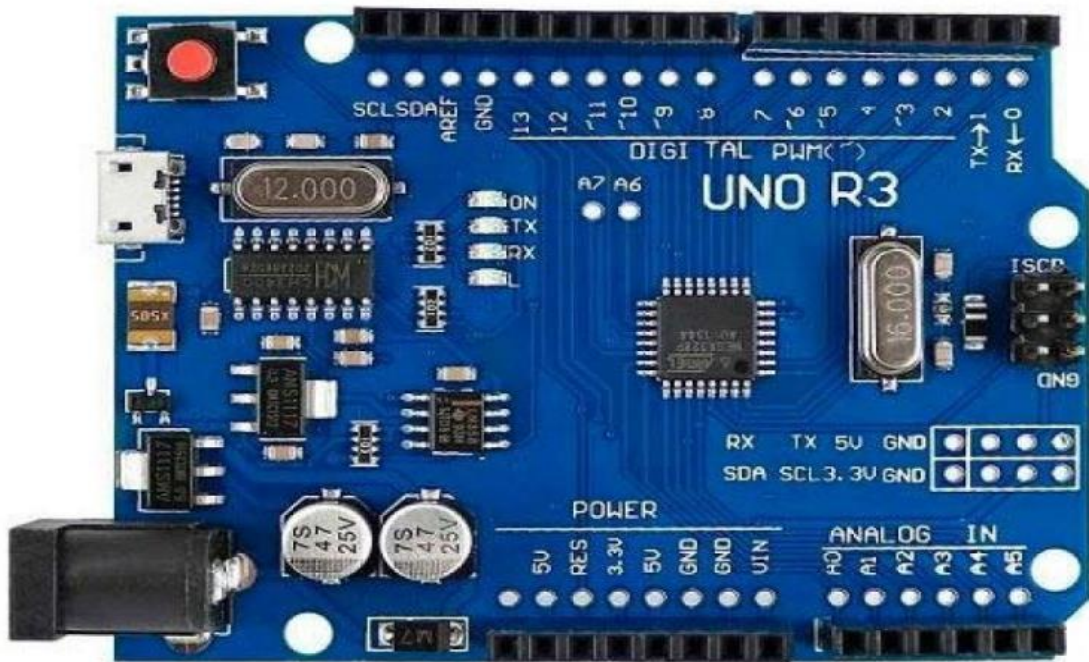


Рисунок 2.6 – Плата Arduino

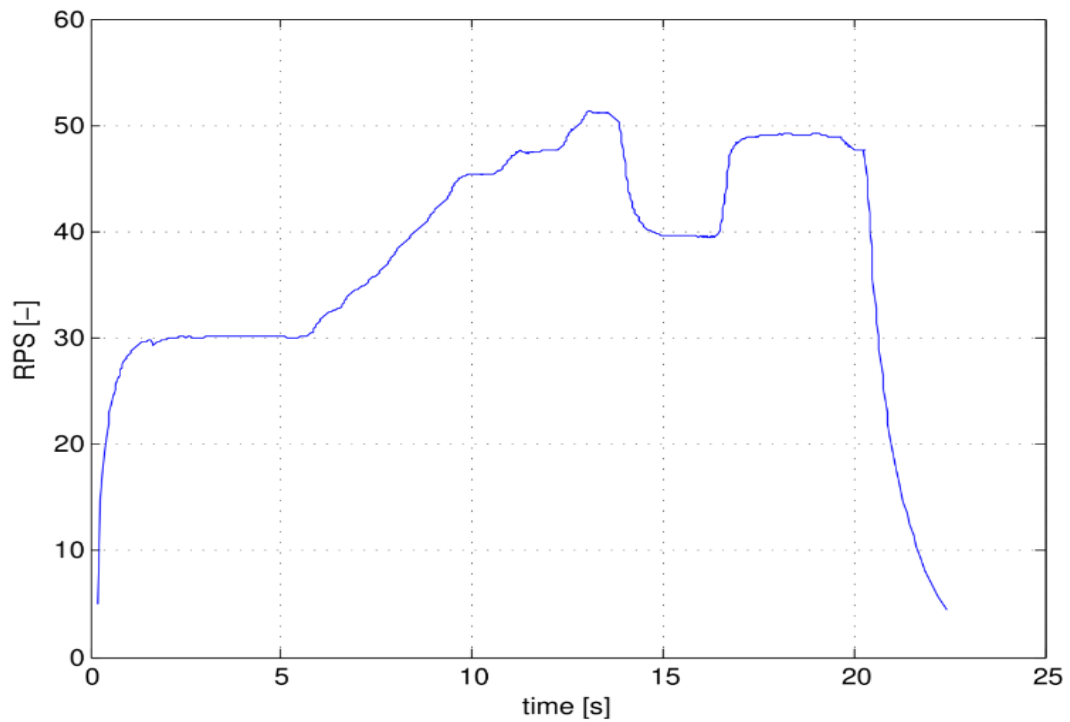


Рисунок 2.5 – Результати вимірювання та моделювання процесу керування
безпілотним літальним апаратом

2.2 Вимірювання і результати моделювання динаміки чотирьох роторів безпілотного літального апарату

Щоб визначити постійну часу двигуна, спочатку потрібно знайти його точку різання. Точкою налаштування є його кутова швидкість при націлюванні на квадротор. Щоб знайти ці значення, я вручну керував напрямною в чотирьох положеннях і використовував внутрішнє програмне забезпечення для запису вхідних даних на двигуни (їзда не була стійкою в квадаторі з підключеним оптозахисником). Знаючи вкладені двигуни під час наведення, я підключив датчик і зробив кілька кроків навколо цього значення. Проаналізувавши реакції двигуна, я оцінив постійну часу роботи двигуна $0,1 \pm 0,1$. Виміряні та оцінені відповіді можна побачити на рисунку 2.6.

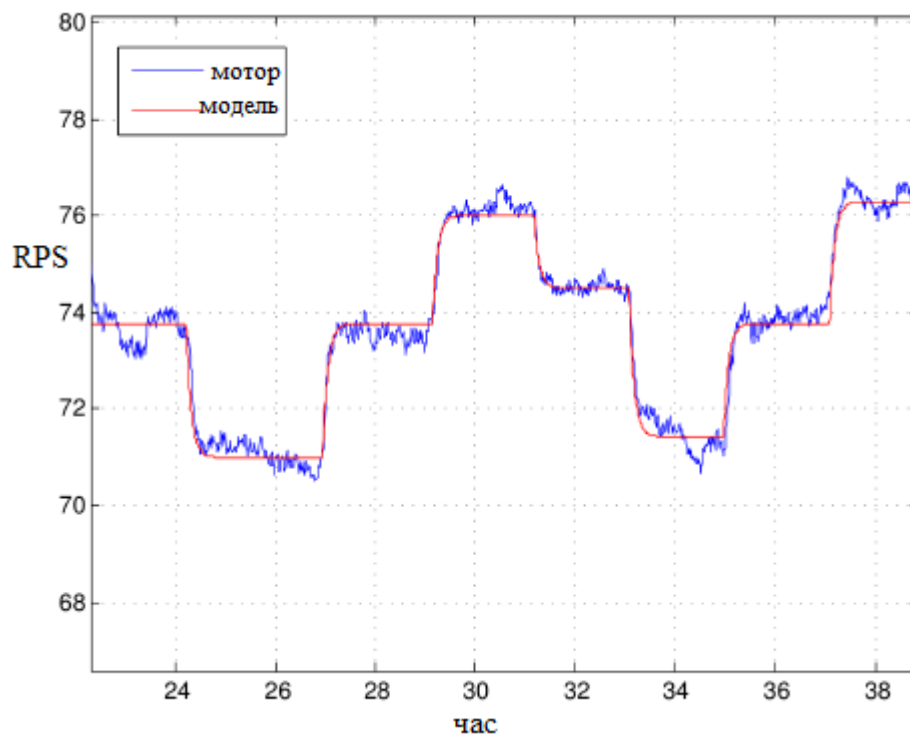


Рисунок 2.6 – Графік порівняння динаміки реальних, модельованих та імітованих електродвигунів безпілотних літальних апаратів

Останнє - знайти посилення двигуна постійного струму. Для цього знову використано квадратурний журнал. Ви можете знайти значення, пов'язані з сигналом PPM, що надсилається на двигун. Після аналізу сигналу я оцінив однобічний коефіцієнт підсилення двигуна при К 0,7

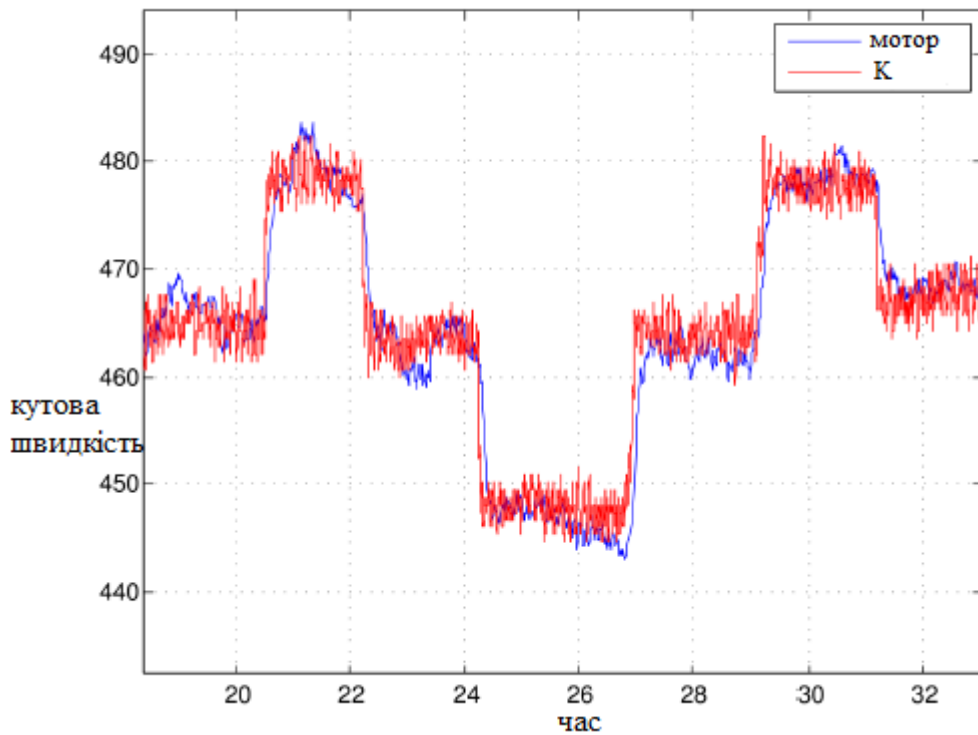


Рисунок 2.7 – Графік порівняння потужностей двох електродвигунів безпілотних літальних апаратів

Загальне рівняння перетворення двигунів з PPM в RPS в точці обробки маршрутів

$$G_m(s) = \frac{0.7}{(0.1s + 1)} \quad (2.7)$$

Момент інерції тіла літальний апарат є дуже важливим параметром, який впливає на динаміку майже в кожен момент. Щоб виміряти це, я вирішив розділити модель на маленькі «розумні» деталі, які мають значний вплив на загальний момент

інерції. Деякі деталі не можна легко розібрати, що призводить до помилки в розрахунку. Потім кожен шматок зважували та вимірювали розмір та відстань від відповідної осі обертання. Потім я використав деякий момент обчислення інерції для деяких форм тіла у поєднанні з теоремою про паралельну вісь для обчислення їх моментів інерції в кожній великій осі.

У рівняннях руху є два важливі аеродинамічні коефіцієнти. Вони складають b , коефіцієнт тяги гвинта і d , коефіцієнт опору гвинта.

Для вимірювання коефіцієнта тяги я використовував дані, які вже використовувались для ідентифікації динаміки двигуна.

Натяг пропорційний квадрату кутової швидкості гвинта

$$T = b \Omega^2 \quad (2.8)$$

Для переміщення курсора імпульс обчислюється наступним чином для визначення кутової швидкості гвинта та маси квадратури.

$$b = \frac{mg}{4 \Omega_0^2} = 1.5108 \cdot 10^{-5} \text{ kgm} \quad (2.9)$$

Момент опору, викликаний обертовим гвинтом, є основним фактором, що коливає літальний апарат. Цей момент опору пропорційний квадрату кутової швидкості кожного болта.

Щоб визначити коефіцієнт опору гребного гвинта, я використав вже виміряний кроковий двигун із гвинтом навколо напрямної та точкою обробки поетапної реакції двигуна без гвинта.

Аеродинамічні ефекти не впливають на реакцію кроків двигуна без гвинта. Отже, порівнявши ці два огляди, ви можете оцінити коефіцієнт опору гвинта.

Рівняння (2. 4) було змінено. Функція виведення замінюється квадратичною функцією та коефіцієнтом виведення d ,

$$J_r \dot{\omega}_m = -d_m \omega_m - d \omega_m^2 + \frac{k_i}{R} u \quad (2.10)$$

Далі

$$\dot{\omega}_m = \frac{-d_m}{J_r} \omega_m - \frac{d}{J_r} \omega_m^2 + \frac{k_i}{R J_r} u \quad (2.11)$$

Це рівняння нелінійне. Для того, щоб знайти його образну функцію, його потрібно лінеаризувати, розширюючи Тейлора та зменшуючи умови вищого порядку. Використовується точка прицілювання. Тоді лінеаризоване рівняння шоку дорівнює

$$\left. \frac{\partial \dot{\omega}_m}{\partial \omega_m} \right|_{\omega_{m0}} + \left. \frac{\partial \dot{\omega}_m}{\partial u} \right|_{u_0} = \Delta \dot{\omega}_m = \frac{-d_m}{J_r} \Delta \omega_m - \frac{d}{J_r} 2 \omega_{m0} \Delta \omega_m + \frac{k_i}{R J_r} \Delta u \quad (2.12)$$

Виведення передавальної функції для цього рівняння призводить до

$$\frac{\Omega_m(s)}{U(s)} = G_p(s) = \frac{k_i}{J_r R \left(s + \frac{d_m}{J_r} + \frac{2d \omega_{m0}}{J_r} \right)} = \frac{k_i}{R (d_m + 2d \omega_{m0}) \left(\frac{J_r}{b + 2d \omega_{m0}} s + 1 \right)} \quad (2.13)$$

Постійна часу цієї системи є первинною

$$\tau_p = \frac{J_r}{d_m + 2d \omega_{m0}} \quad J_r = J_m + I_p, \quad (2.14)$$

де J_m - момент інерції ротора двигуна, а I_p - момент інерції гвинта.

$$\dot{\omega}_m = \frac{-d_m}{J_{np}} \omega_m + \frac{k_i}{R J_{np}} u, \quad J_{np} = J_m + J_l, \quad (2.15)$$

Запропоновано покращення методу обчислення моменту інерції для безпілотного літального апарату. Також запропоновано модель ідентифікації аеродинамічних коефіцієнтів. За допомогою цих моделей було здійснено належний контроль фізичних параметрів які вимірюються або оцінюються.

3 СТРУКТУРА НЕЛІНІЙНОЇ МАТЕМАТИЧНОЇ МОДЕЛІ АДАПТИВНОЇ МІКРОПРОЦЕСОРНОЇ СИСТЕМИ СТАБІЛІЗАЦІЇ ТА КЕРУВАННЯ БЕЗПІЛОТНИМ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ

3.1 Адаптивна мікропроцесорна система автоматичного керування безпілотним літальним апаратом

На основі сучасного аналізу відомих адаптивних мікропроцесорних систем керування безпілотними літальними апаратами, можна зробити висновок, що найбільш застосовуються наступні адаптивні мікропроцесорні системи регулювання безпілотних літальних апаратів: адаптивні мікропроцесорні системи керування безпілотних літальних апаратів на основі пропорційно-інтегрально-диференційного регулятора; адаптивні мікропроцесорні системи керування безпілотних літальних апаратів на основі лінійно-квадратичного регулятора; адаптивні мікропроцесорні системи керування безпілотних літальних апаратів на основі методу H на нескінченості; адаптивні мікропроцесорні системи керування безпілотних літальних апаратів на основі нелінійного регулювання.

Адаптивна мікропроцесорна система керування безпілотними літальними апаратами на основі пропорційно-інтегрально-диференційного регулятора створюється на базі лінійної моделі безпілотного літального апарату в точці стабілізації, яка здатна стабілізувати систему на протязі 3-х секунд. Однак, суттєвими недоліками такої адаптивної системи автоматичного регулювання є обмежене використання, тільки у точці рівноваги та нездатність здійснювати складних маневрів, якщо така система автоматичного керування застосовується для регулювання положення та висоти безпілотного літального апарату.

Адаптивна мікропроцесорна система керування безпілотними літальними апаратами на основі лінійно-квадратичного регулятора також створюється на базі лінійної моделі безпілотного літального апарату застосовуючи декілька точок для

стабілізації. Суттєвими недоліками такої адаптивної системи автоматичного регулювання є нездатність привести систему до стабілізації на фізичні моделі та неврахування динаміки двигуна у даній моделі, тобто менша продуктивність у порівнянні з адаптивною мікропроцесорною системою керування безпілотними літальними апаратами на основі пропорційно-інтегрально-диференційного регулятора.

Адаптивна мікропроцесорна система керування безпілотними літальними апаратами на основі методу Н на нескінченості здатна забезпечувати ефективне та надійне відслідковування заданих сигналів і відмови від порушень застосовуючи нелінійну математичну модель. При цьому нелінійна математична модель базується на змішаній чутливості методу Н на нескінченості та μ -синтезу з ітераційними алгоритмами ДК, завдяки цьому розробляється адаптивна мікропроцесорна система керування безпілотними літальними апаратами з високоефективною надійністю його роботи.

Адаптивну мікропроцесорну систему керування безпілотними літальними апаратами на основі нелінійного керування, краще всього застосовувати у випадках, коли відхилення є досить великими.

Як показано у науковій роботі [8], загальна структурна схема керування безпілотним літальним апаратом може бути представлена та описана через керування чотирма вхідними силами: крену, тангажу, рискання і загальної тяги (рисунок 1).

Адаптивний алгоритм керування L1, який використовується для керування польотом безпілотного літального апарату і представляє собою систему з замкненим циклом, зображено на рисунку 2. До такої адаптивної системи керування входять: низькочастотний фільтр $C(s)$ та еталоні моделі. Застосування фільтра нижніх частот $C(s)$ надає дві переваги: обмеження пропускну здатності керуючого сигналу u ; в еталоні моделі надходить сигнал високої частоти.

Загальна структурна схема адаптивної мікропроцесорної системи автоматичного керування безпілотним літальним апаратом, яка реалізує алгоритм адаптивного керування зі зворотнім зв'язком L1 може бути представлена як показано на рисунку 3.

Для тестування адаптивних мікропроцесорних систем керування безпілотними літальними апаратами на основі пропорційно-інтегрально-диференційного регулятора та уникненню пошкоджень реального безпілотного літального апарату є необхідним побудова наступної нелінійної моделі безпілотного літального апарату за допомогою Simulink, яка представлена на рисунку 4.

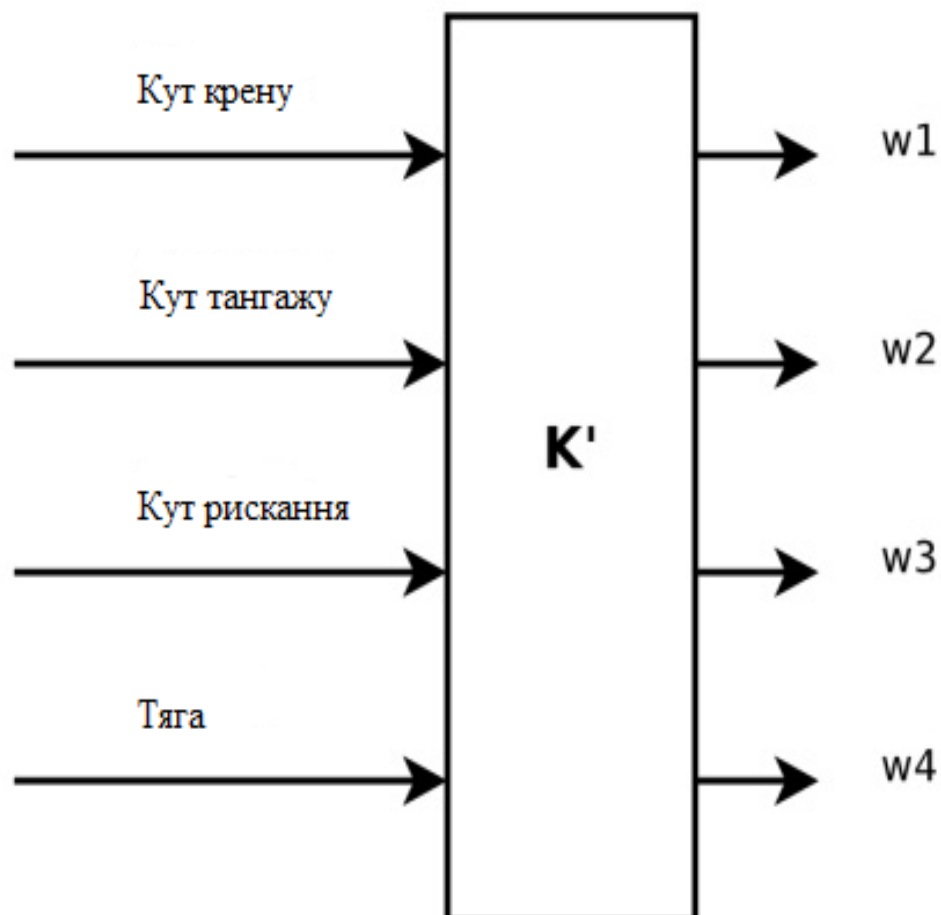


Рисунок 3.1 – Загальна структурна схема керування крену, тангажу, ристання і загальної тяги

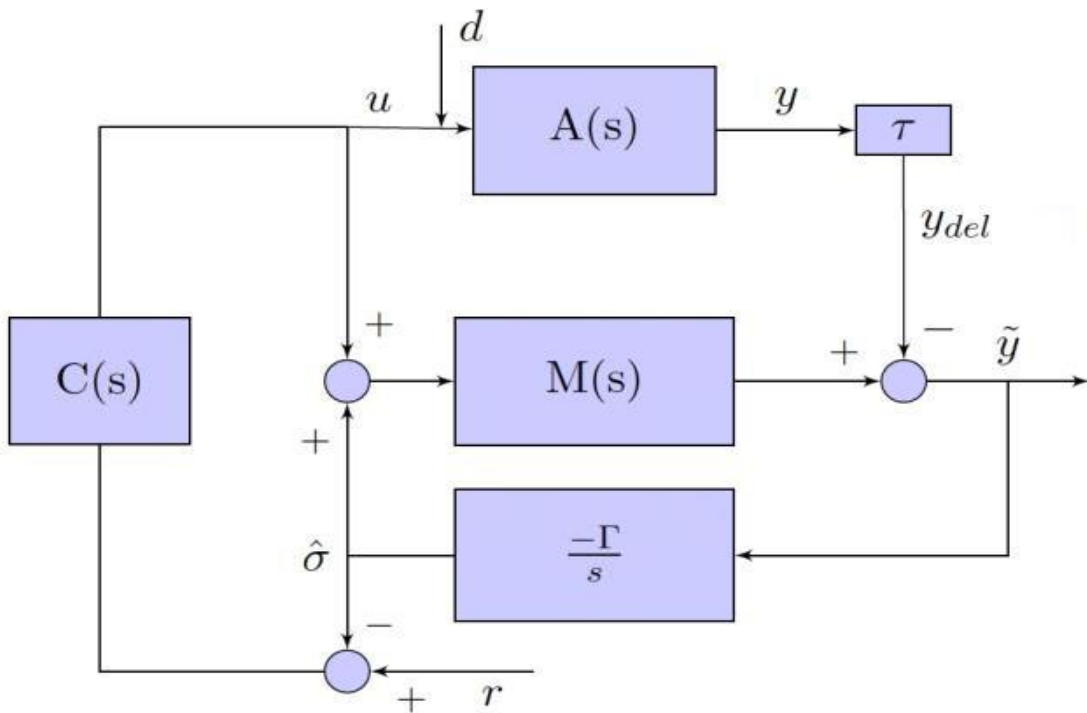


Рисунок 3.2 – Структурна схема адаптивного керування зі зворотнім зв'язком L1

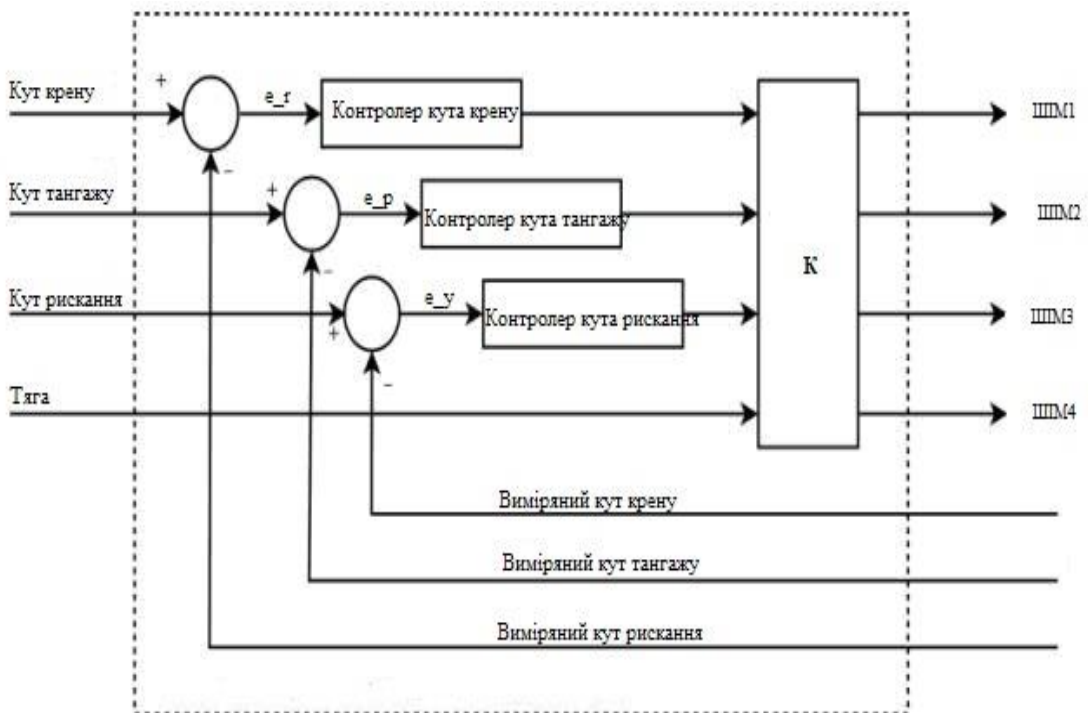


Рисунок 3.3 – Структурна схема адаптивної мікропроцесорної системи автоматичного керування безпілотним літальним апаратом

Для тестування адаптивних мікропроцесорних систем керування безпілотними літальними апаратами на основі пропорційно-інтегрально-диференційного регулятора та уникненню пошкоджень реального безпілотного літального апарату є необхідним побудова наступної нелінійної моделі безпілотного літального апарату за допомогою Simulink, яка представлена на рисунку 4.

Така нелінійна модель безпілотного літального апарату дозволяє імітувати рівняння руху і додати насичення до швидкості електродвигунів, що у свою чергу призводить до обмеження їх обертів в секунду у діапазоні від 0 до 150. З проведеного аналізу рисунок 1, можна зробити висновок, що нелінійна математична модель складається з таких частин, як динаміка твердих тіл 6DOF, підсистема гравітаційна і двигунів, а також підсистема візуалізації. Блок динаміки твердих тіл 6DOF враховує рівняння руху твердого тіла, такі параметри як початкові умови, тензор інерції тіла, маса. Вхідними даними тут виступають вхідні сили та моменти сил. Гравітаційний блок враховує перетворення вагової сили. Призначення підсистеми двигунів полягає у виробленні зовнішніх моментів сил та сили тяги. Підсистема візуалізації для надсилання даних про положення, при цьому відбувається перетворення декартових координат у сферичні.

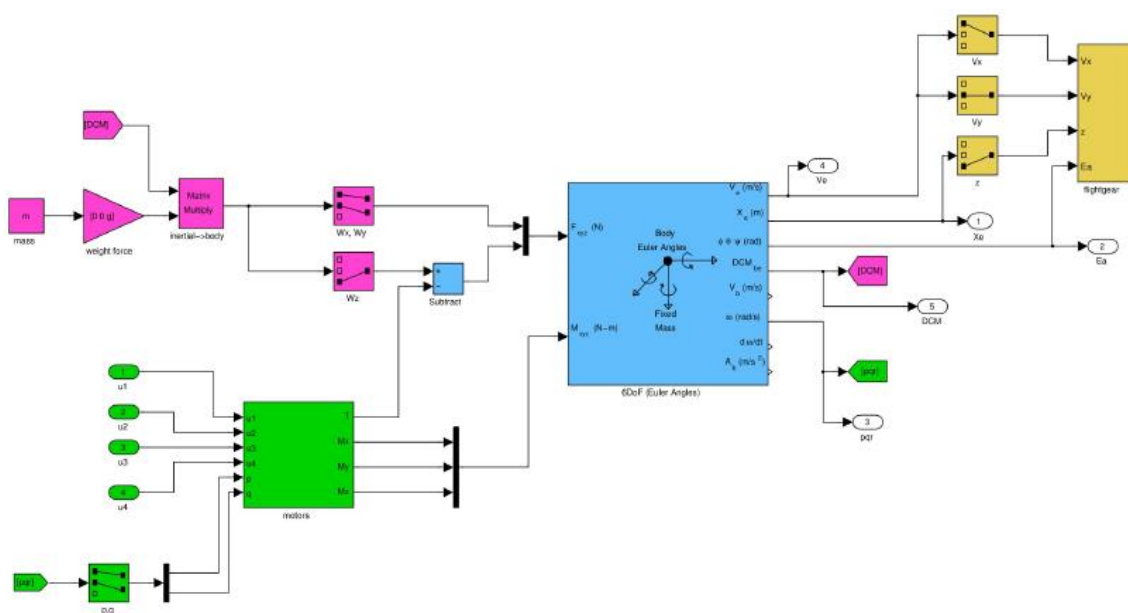


Рисунок 3.4 – Нелінійна модель безпілотного літального апарату

Встановлено, що найбільшого використання набули адаптивні мікропроцесорні системи регулювання безпілотних літальних апаратів на основі пропорційно-інтегрально-диференційного регулятора, основі лінійно-квадратичного регулятора, методу Н на нескінченості та нелінійного керування.

Проведено аналіз існуючих адаптивних мікропроцесорних систем регулювання безпілотних літальних апаратів. Встановлено їх переваги та недоліки, при використанні лінійної і нелінійної моделі безпілотного літального апарату.

Встановлено, що для реалізації на практиці реальної програми керування польотом безпілотного літального апарату є необхідним застосування систематичного процесу проектування та моделювання адаптивної мікропроцесорної системи керування використовуючи алгоритми адаптивного керування зі зворотнім зв'язком L1.

Наведено структурну схему адаптивної мікропроцесорної системи автоматичного керування безпілотним літальним апаратом, яка реалізує нелінійну модель та складається з динаміка твердих тіл 6DOF, підсистеми гравітаційної, двигунів та візуалізації.

Нелінійна модель була розроблена за допомогою «Simulink» для тестування лінійних регуляторів та запобігання пошкодженню реального безпілотного літального апарату.

Ця модель імітує розширені рівняння руху, наведені в розділі 2.

Як показано на Рисунку 3.1, математична модель розділена на такі частини:

- 7DOF складова динаміки тіла;
- гравітаційна складова;
- підсистема електродвигунів;
- підсистема візуалізації.

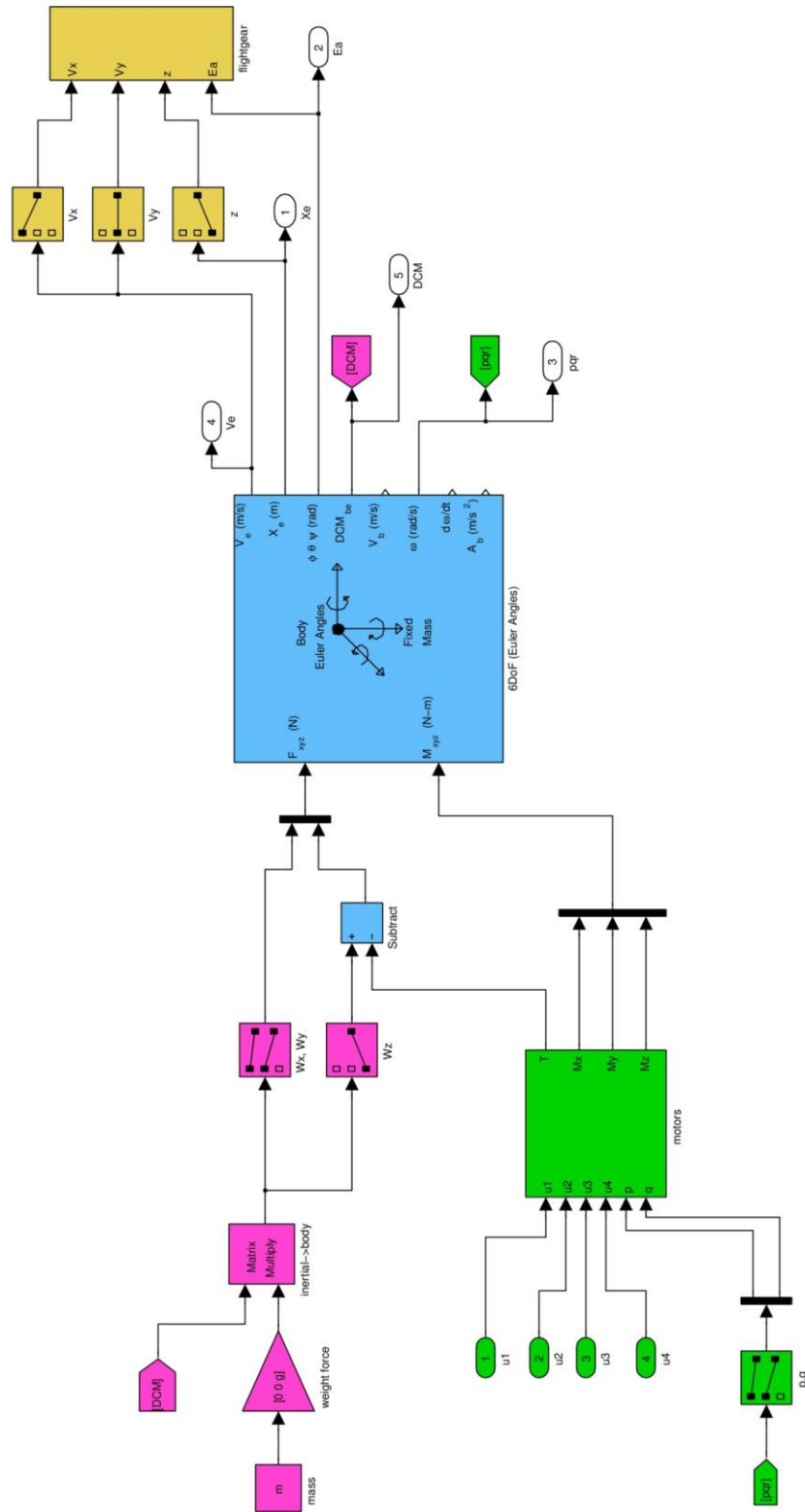


Рисунок 3.5 – Нелінійна модель безпілотного літального апарату.

3.2 Адаптивна мікропроцесорна система автоматичного керування на основі шести ступенів свободи складових динаміки безпілотного літального апарату

Даний прилад взято з аерокосмічного набору в бібліотеці Simulink. Він містить усі основні рівняння руху для твердих тіл у вільному просторі. Параметрами цієї одиниці є маса та момент інерції тіла, а також умови початку дії.

Вхідними даними є сили та моменти, що діють на тіло вздовж трьох осей у нерухомій рамці на тілі.

Результатом є положення та швидкість у фіксованій базовій рамі, швидкість і прискорення в рамі, встановленій на корпусі, кути Ейлера, кутові швидкості та кутове прискорення, а також прямий перехід матриці косинусів від рами, закріпленої на землі, до рами, встановленої на корпусі.

Це просте гравітаційне перетворення, яке завжди діє в напрямку осі “Z” в рамі, закріпленій в тілі матрицею напрямку косинусів. Потім складова сили ваги на корпусі, встановленому на рамі, віднімається від тяги, яка завжди діє в напрямку осі “Z” закріпленій на корпусі. Підсистема двигуна виробляє зовнішню тягу та зовнішні моменти.

Як показано на Рисунку 3.5, є двигуни, які виробляють високу частоту, яка залежить від прикладеної напруги U_{1-4} . Квадрат кутової швидкості, помножений на константу тяги, створює тягу для кожного двигуна. Ці тяги породжують основну тягу T і моменти обертання та нахилу M_k і M_i . Тоді сума квадратів кутової швидкості створює момент позіхання M_z

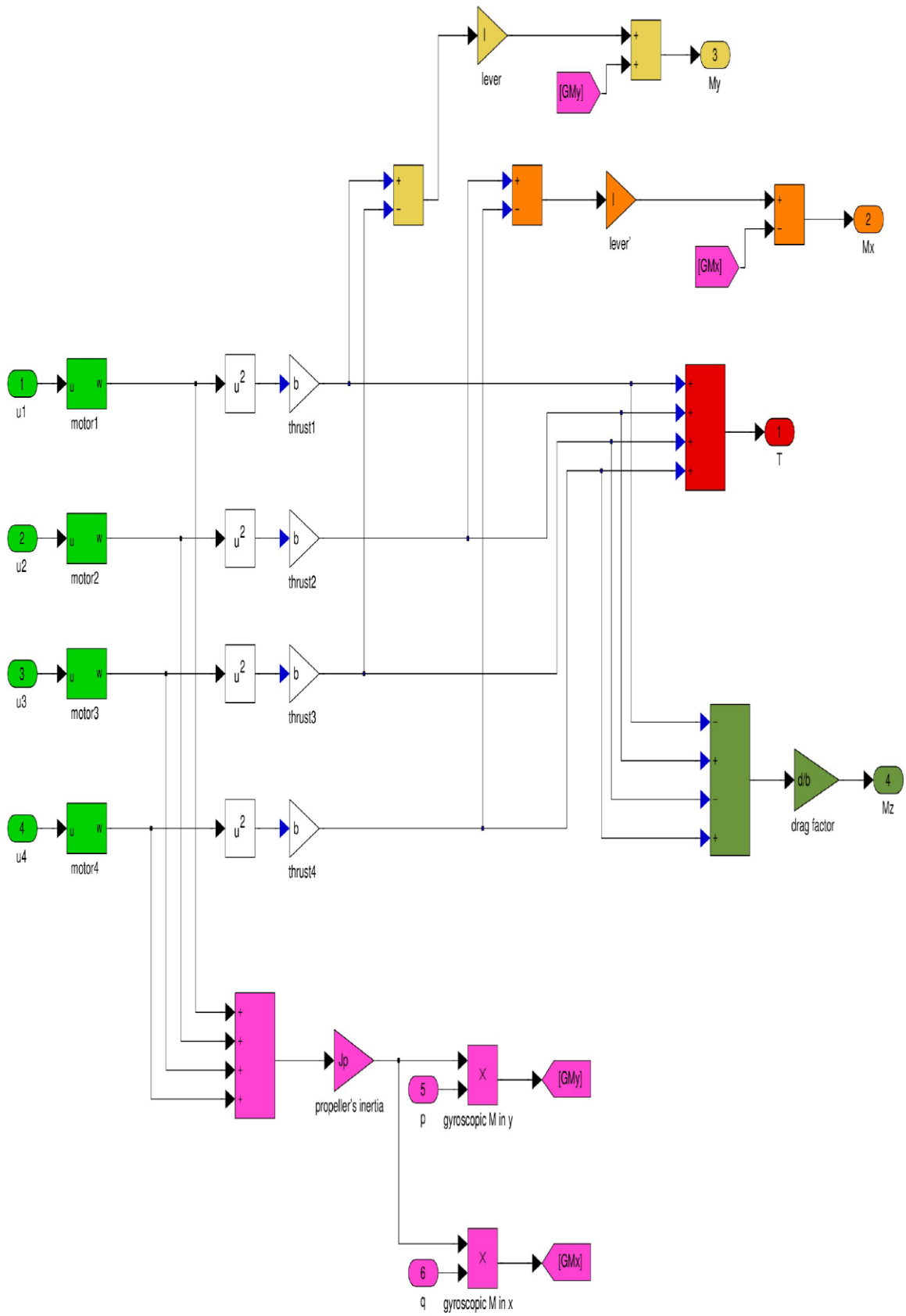


Рисунок 3.6 – Підсистема двигуна у нелінійній моделі.

З часом усі сили обертового руху в поєднанні з швидкістю та кутовою швидкістю утворюють гіроскопічні моменти, які сприяють обертанню та нахилу через певний проміжок часу. Підсистема візуалізації використовується для надсилання даних про місцезнаходження та позицію на симулятор візуалізації, що використовується для візуалізації. Положення слід перетворити з декартової системи координат у сферичну географічну систему. Потрібно внести деякі інші незначні зміни. Блоки 'pack net_fdm packet' та 'send net_fsm packet' взяті з авіаційного пакету бібліотеки Simulink.

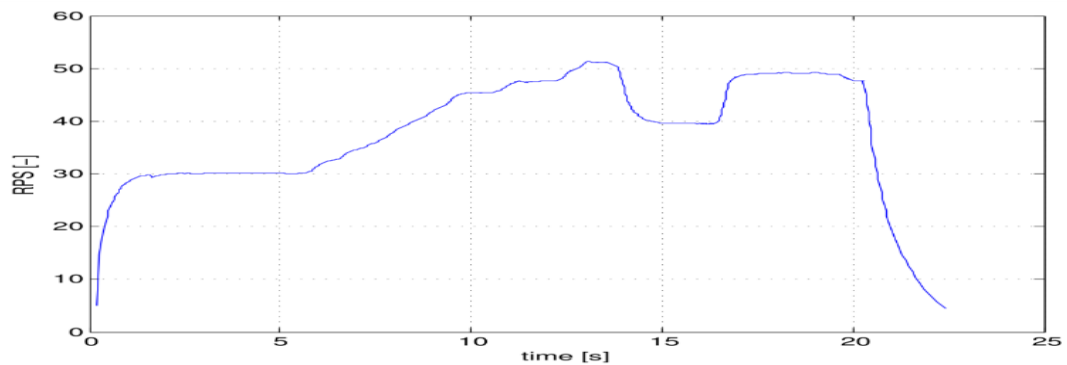


Рисунок 3.5.1 – Результати вимірювання та моделювання процесу керування безпілотним літальним апаратом

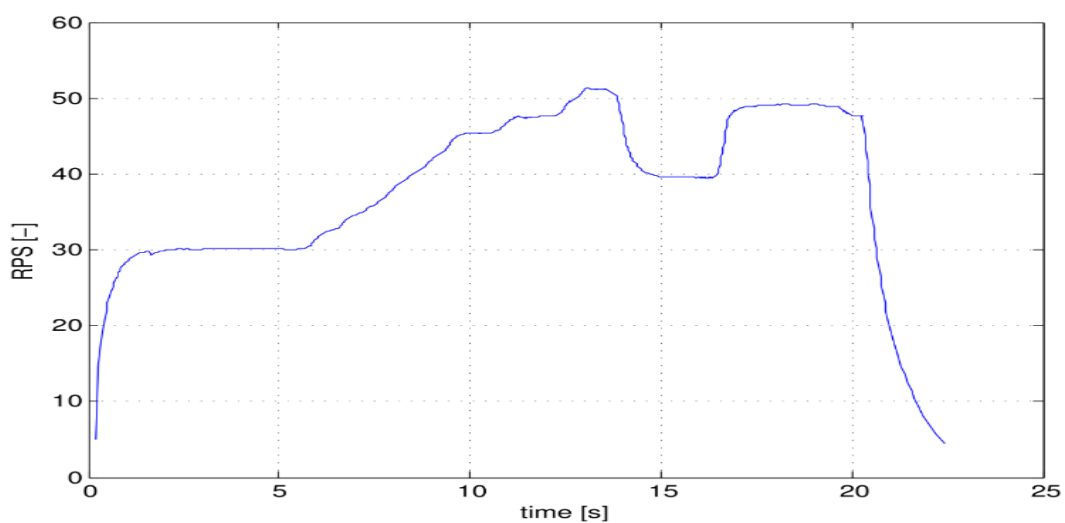


Рисунок 3.5.2 – Результати вимірювання та моделювання процесу керування безпілотним літальним апаратом

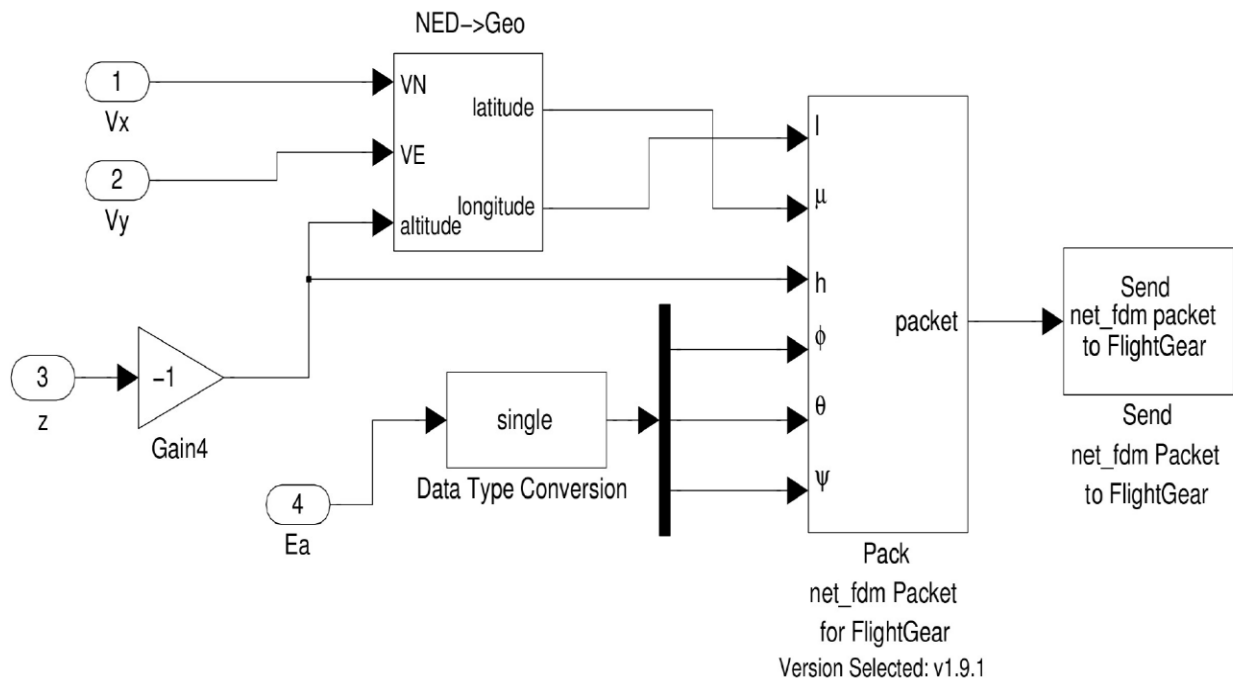


Рисунок 3.7 – Підсистема візуалізації у нелінійній моделі

Точка балансу означає що безпілотний літальний апарат нерухомо парує на одному місці, а його закріплена на корпусі рама вирівняна до закріпленої на землі рами. Дана ситуація може бути описана такими значеннями стану(4.1):

$$\begin{aligned}
 x_0 &= 0 & \phi_0 &= 0 & u_0 &= 0 & p_0 &= 0 \\
 y_0 &= 0 & \theta_0 &= 0 & v_0 &= 0 & q_0 &= 0 \\
 z_0 &= 0 & \psi_0 &= 0 & w_0 &= 0 & r_0 &= 0 \\
 -\Omega_{10} &= \Omega_{20} = -\Omega_{30} = \Omega_{40} & & & & & & = 463.1 \text{ rad s}^{-1}
 \end{aligned}
 \tag{4.1}$$

Диференціація рівняння положення щодо кожного стану в точці регулювання призводить до рівнянь простору порушених станів(4.2-4.5)

$$\begin{aligned}
 \Delta \dot{x} &= \Delta u \\
 \Delta \dot{y} &= \Delta v \\
 \Delta \dot{z} &= \Delta w \quad ,
 \end{aligned}
 \tag{4.2}$$

$$\begin{aligned}\Delta \dot{\phi} &= \Delta p \\ \Delta \dot{\theta} &= \Delta q \\ \Delta \dot{\psi} &= \Delta r\end{aligned}, \quad (4.3)$$

$$\begin{aligned}\Delta \dot{u} &= r_0 v \Delta r + r v_0 \Delta v - q_0 w \Delta q - q w_0 \Delta w - g \cos \theta_0 \Delta \theta \\ \Delta \dot{v} &= p_0 w \Delta p + p w_0 \Delta w - r_0 u \Delta r - r u_0 \Delta u - g \sin \theta_0 \sin \phi_0 \Delta \theta + g \cos \theta_0 \cos \phi_0 \Delta \phi \\ \Delta \dot{w} &= q_0 r \Delta q + q r_0 \Delta r - p_0 v \Delta p - p v_0 \Delta v - g \sin \phi_0 \cos \theta_0 \Delta \phi - g \cos \phi_0 \sin \theta_0 \Delta \theta - 2 \Omega_0 \frac{b}{m} Q\end{aligned} \quad (4.4)$$

$$Q = \Delta \Omega \quad \Delta \dot{p} = 2 \frac{lb}{I_x} \Omega_0 (\Delta \Omega_2 - \Delta \Omega_4) - (q_0 r \Delta q + q r_0 \Delta r) \frac{I_z - I_y}{I_x} \quad (4.5)$$

$$\Delta \dot{q} = 2 \frac{lb}{I_y} \Omega_0 (\Delta \Omega_1 - \Delta \Omega_3) - (p_0 r \Delta p + p r_0 \Delta r) \frac{I_x - I_z}{I_y}$$

$$\Delta \dot{r} = 2 \frac{d}{I_z} \Omega_0 (\Delta \Omega_1 + \Delta \Omega_2 + \Delta \Omega_3 + \Delta \Omega_4)$$

Лінійну функцію передачі даних для системи моторів можна реалізувати наступним просторово-становим описом

$$\dot{\Omega}_m = -10 \Omega_m + 7 U \quad (4.6)$$

Знак Δ вказує на розділ, що виходить з коригованої точки. Надалі усі рівняння руху будуть лінійними та представлятимуть збурену систему. Також для легшого читання знак Δ надалі не буде використовуватися.

Після чого підставляємо значення балансуєчої точки у вираз лінійного стану

$$\begin{aligned}\dot{x} &= u \\ \dot{y} &= v \\ \dot{z} &= w\end{aligned} \quad (4.7)$$

$$\begin{aligned}\dot{\phi} &= p \\ \dot{\theta} &= q \\ \dot{\psi} &= r\end{aligned} \quad (4.8)$$

$$\begin{aligned}\dot{u} &= -g \theta \\ \dot{v} &= g \phi \\ w &= -2 \Omega_0 \frac{b}{m} (\Omega_1 + \Omega_3 - \Omega_2 - \Omega_4)\end{aligned} \quad (4.9)$$

$$\begin{aligned} \dot{p} &= 2 \frac{lb}{I_x} \Omega_0 (\Omega_2 - \Omega_4) \\ \dot{q} &= 2 \frac{lb}{I_y} \Omega_0 (\Omega_1 - \Omega_3) \\ \dot{r} &= 2 \frac{d}{I_z} \Omega_0 (\Omega_1 + \Omega_2 + \Omega_3 + \Omega_4) \end{aligned} \tag{4.10}$$

4 ВПРОВАДЖЕННЯ ЦИКЛУ КЕРУВАННЯ В АДАПТИВНУ МІКРОПРОЦЕСОРНУ СИСТЕМУ АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ БЕЗПІЛОТНИМ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ

4.1 Проектування адаптивної мікропроцесорної системи автоматичного керування та стабілізації безпілотного літального апарату

У цьому розділі всі необхідні регулятори розроблені та протестовані з використанням нелінійної моделі. Усі контролери розроблені з використанням методу кореневого локусу для розміщення полюсів у відповідних положеннях. Ефективність проектування оцінюється в часовій області за допомогою характеристики та в частотній області за допомогою графіків передачі.

Ступінчаста реакція повинна бути якомога швидшою, але максимальний надлишок становить 10%.

Точкові діаграми використовуються для вимірювання критеріїв стабільності, коефіцієнта підсилення та запасу фази. Максимальне підсилення повинно бути не менше 3 дБ, а запас фази - не менше 30 градусів. Це стандартне правило запасу міцності, яке забезпечує захист від невизначеності моделі та затримок.

Рух безпілотного літального апарату можна розділити на чотири типи:

- вертикальна вісь;
- горизонтальна вісь;
- бічна вісь;
- обертання навколо вертикальної осі.

Кожний з цих напрямків повинен бути проаналізований та має бути розроблено відповідні контури керування.

Вертикальний рух - зберігає своє положення і змінює лише вертикальну швидкість і положення. Цей рух характеризується наступними рівняннями

$$\begin{aligned} \dot{z} &= w \\ \dot{w} &= -2\Omega_0 \frac{b}{m} (\Omega_1 + \Omega_3 - \Omega_2 - \Omega_4) \\ \dot{\Omega}_i &= -10\Omega_i + 7U \quad i = \{1, 2, 3, 4\} \end{aligned} \quad (4.11)$$

Вертикальною швидкістю та положенням керують чотири двигуни, які потім контролюють основну систему вертикального положення.

$$\begin{bmatrix} \dot{z} \\ \dot{w} \\ \dot{\Omega}_1 \\ \dot{\Omega}_2 \\ \dot{\Omega}_3 \\ \dot{\Omega}_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{-b}{m}\Omega_0 & \frac{b}{m}\Omega_0 & \frac{-b}{m}\Omega_0 & \frac{b}{m}\Omega_0 \\ 0 & 0 & -10 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -10 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -10 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -10 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z \\ w \\ \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \Omega_3 \\ \Omega_4 \end{bmatrix} + 7 \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \\ -1 \\ 1 \\ -1 \end{bmatrix} U \quad (4.12)$$

З встановленими значеннями рівняння має вигляд

$$\begin{bmatrix} \dot{z} \\ \dot{w} \\ \dot{\Omega}_1 \\ \dot{\Omega}_2 \\ \dot{\Omega}_3 \\ \dot{\Omega}_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -0.0106 & 0.0106 & -0.0106 & 0.0106 \\ 0 & 0 & -10 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -10 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & -10 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & -10 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} z \\ w \\ \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \Omega_3 \\ \Omega_4 \end{bmatrix} + 7 \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \\ -1 \\ 1 \\ -1 \end{bmatrix} U = A_v \begin{bmatrix} z \\ w \\ \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \Omega_3 \\ \Omega_4 \end{bmatrix} + B_v U \quad (4.13)$$

Розглядаючи систему з вертикальною швидкістю w в якості виходу маємо рівняння (4.13)

$$y = [0 \ 1 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0] \begin{bmatrix} z \\ w \\ \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \Omega_3 \\ \Omega_4 \end{bmatrix} = C_{vw} \begin{bmatrix} z \\ w \\ \Omega_1 \\ \Omega_2 \\ \Omega_3 \\ \Omega_4 \end{bmatrix} \quad (4.13)$$

Тоді отримана функція передачі системи буде (4.14)

$$G_{vw}(s) = C_{vw} (sI - A_v)^{-1} B_v \quad (4.14)$$

Закриття циклу, як показано на рисунку 4.1

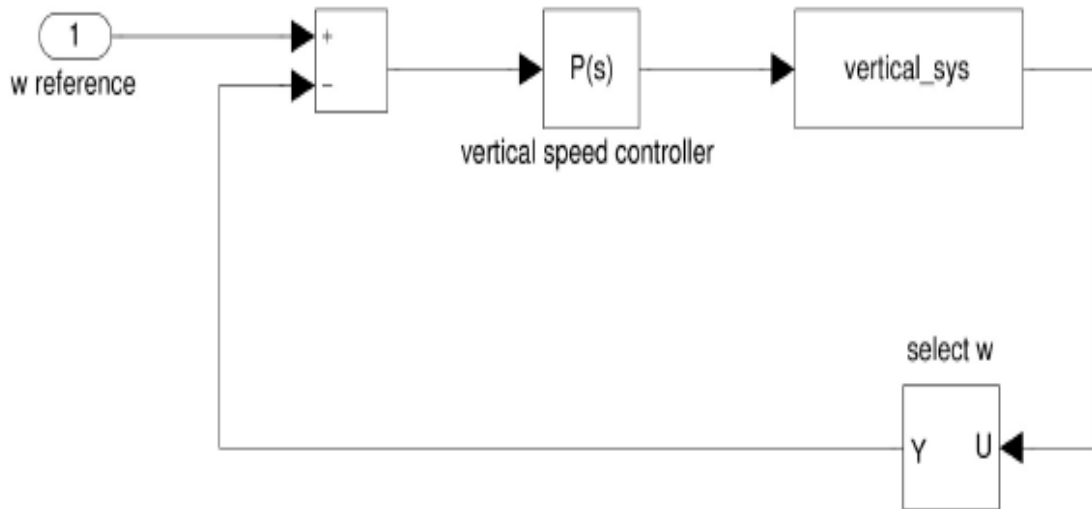


Рисунок 4.1 – Регулятор швидкості вертикального руху

Для виконання заданого маршруту, було використано P регулятор з коефіцієнтом $P_w = -157$, який аналізував G_{vw} за допомогою покрокової відповіді.

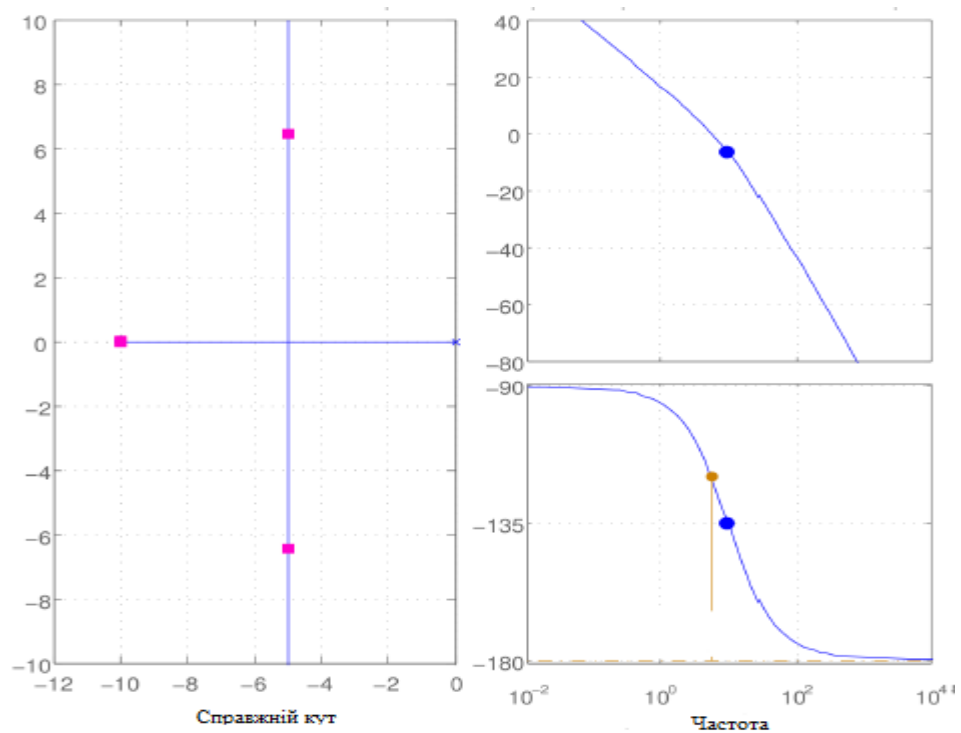


Рисунок 4.2 – Заданий маршрут і реальна траєкторія для вертикальної швидкості

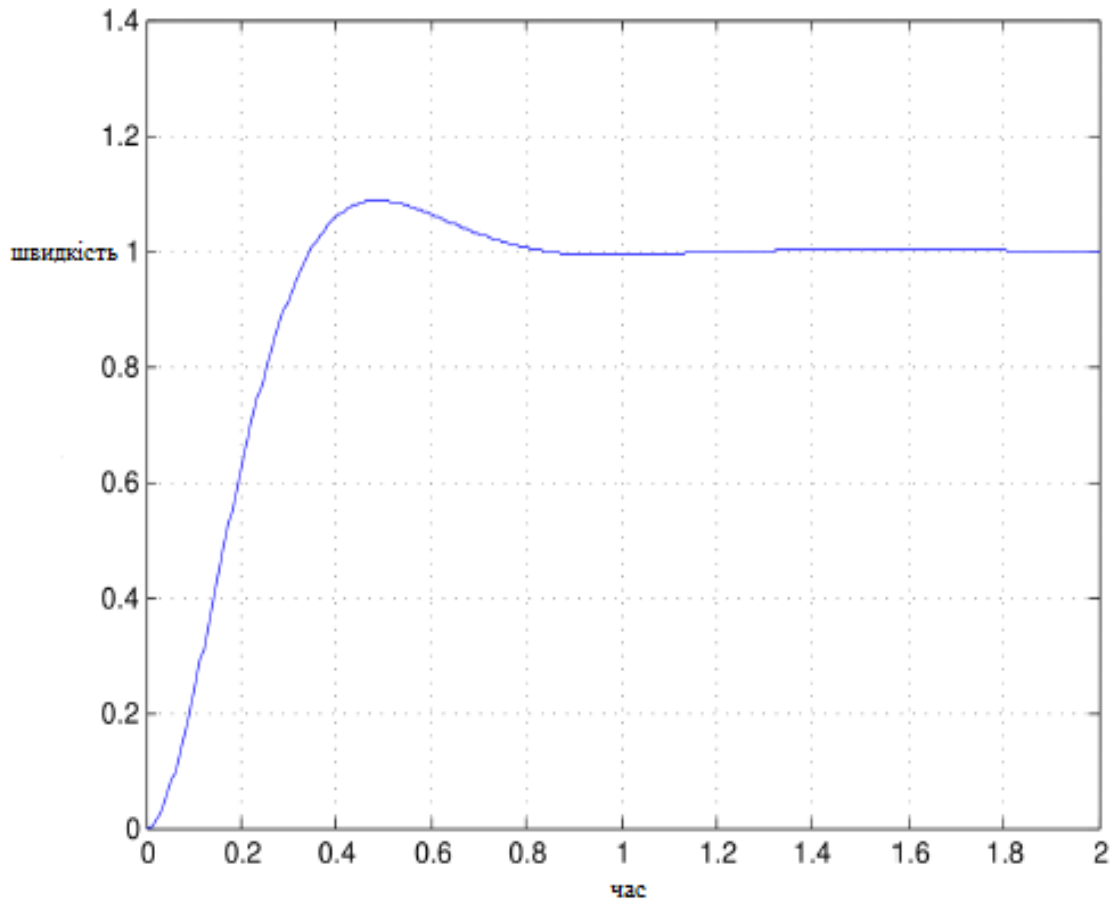


Рисунок 4.3 – Залежність вертикальної швидкості від часу

Після завершення роботи над циклом вертикального руху було спроектовано цикл контролю вертикального положенням z . Який використовує цикл контролю вертикальної швидкості.

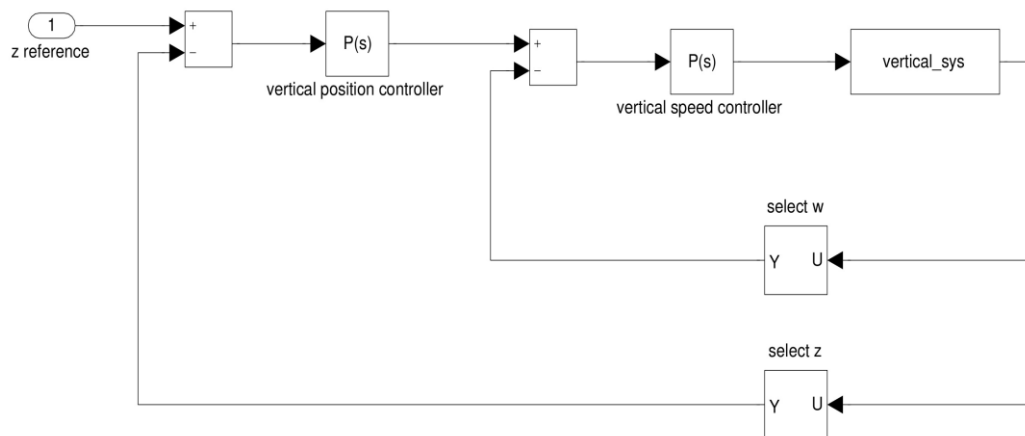


Рисунок 4.4 – Цикл контролю вертикального положення

Для скорочення рівняння системи (4.10) використано спроектований регулятор і значення вертикальної позиції z як потужність, що дозволяє змінити функцію наступним чином (4.15)

$$G_{vz}(s) = \frac{P_w G_{vw}(s)}{1 + P_w G_{vw}(s)} \frac{1}{s} \quad (4.15)$$

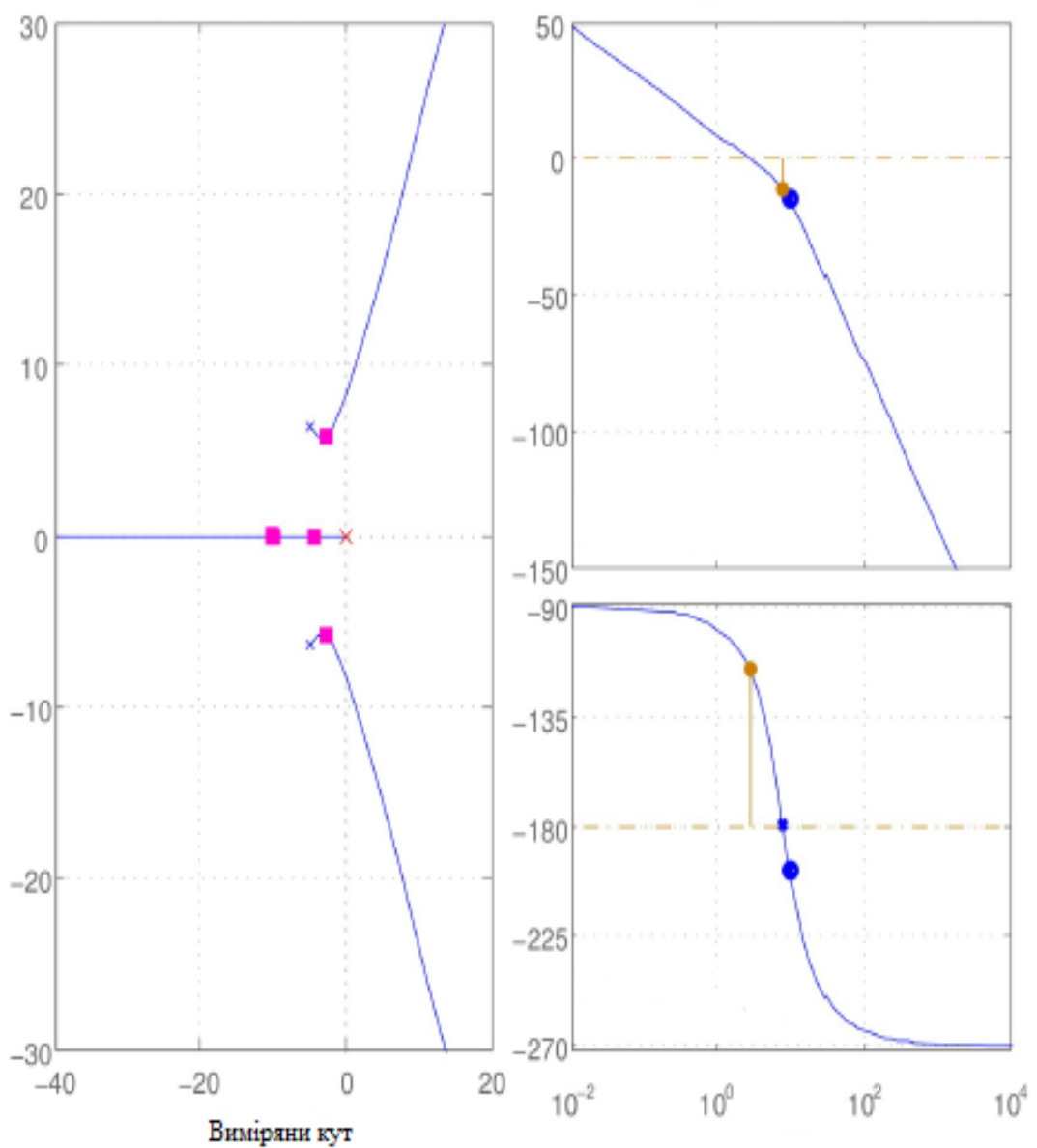


Рисунок 4.5 – Заданий маршрут і реальна траєкторія для циклу вертикального положення

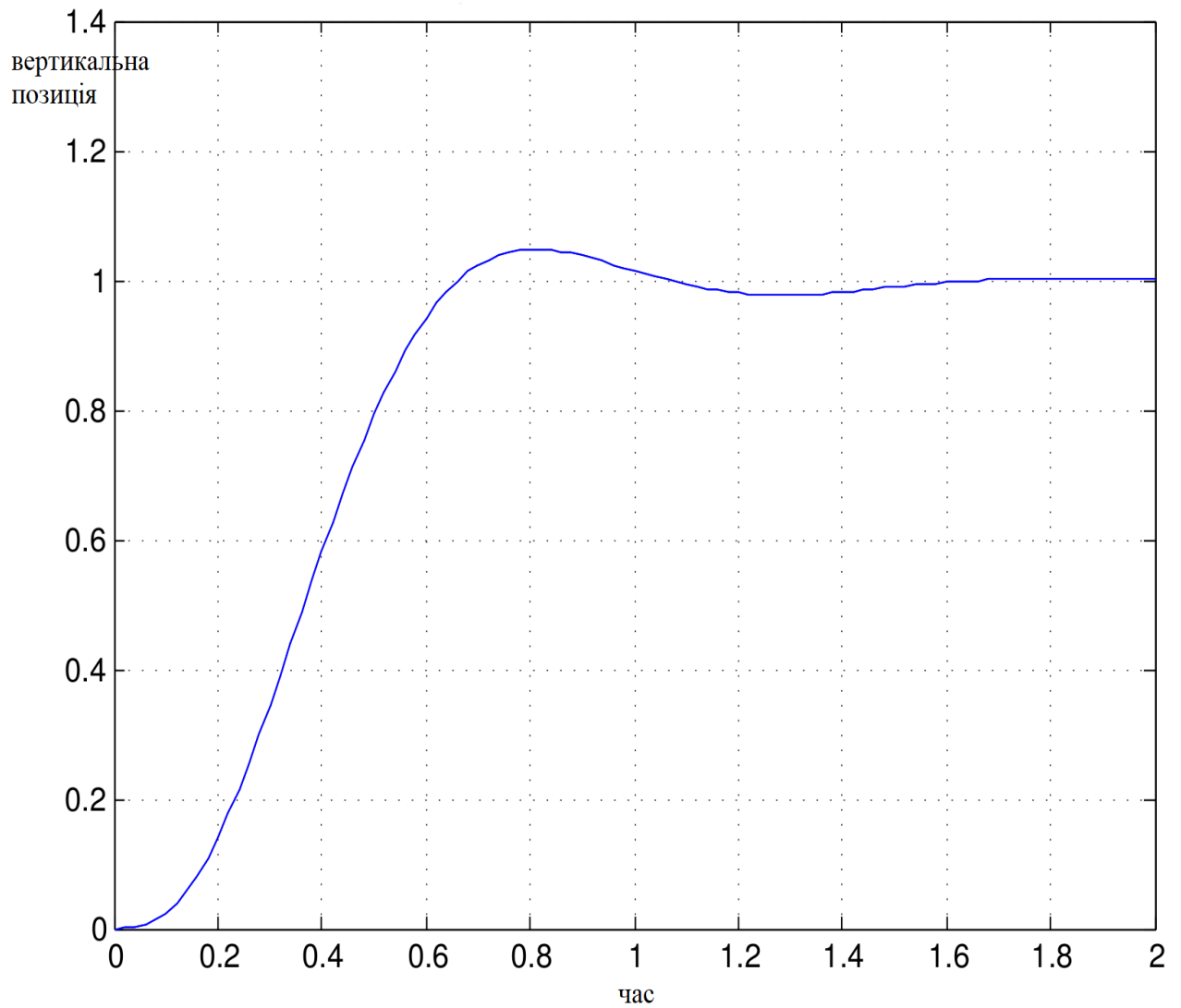


Рисунок 4.6 – Залежність вертикального положення від часу

Була спроба спроектувати лінійно-квадратурного регулятора для контролю вертикального положення. Використовуючи наступні параметри

$$R=1 \quad Q=diag[10^7 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1 \ 1] \quad (4.16)$$

І використовуючи Матлаб, а саме функцію `lqr`, було отримано наступну залежність контролера вертикальної позиції

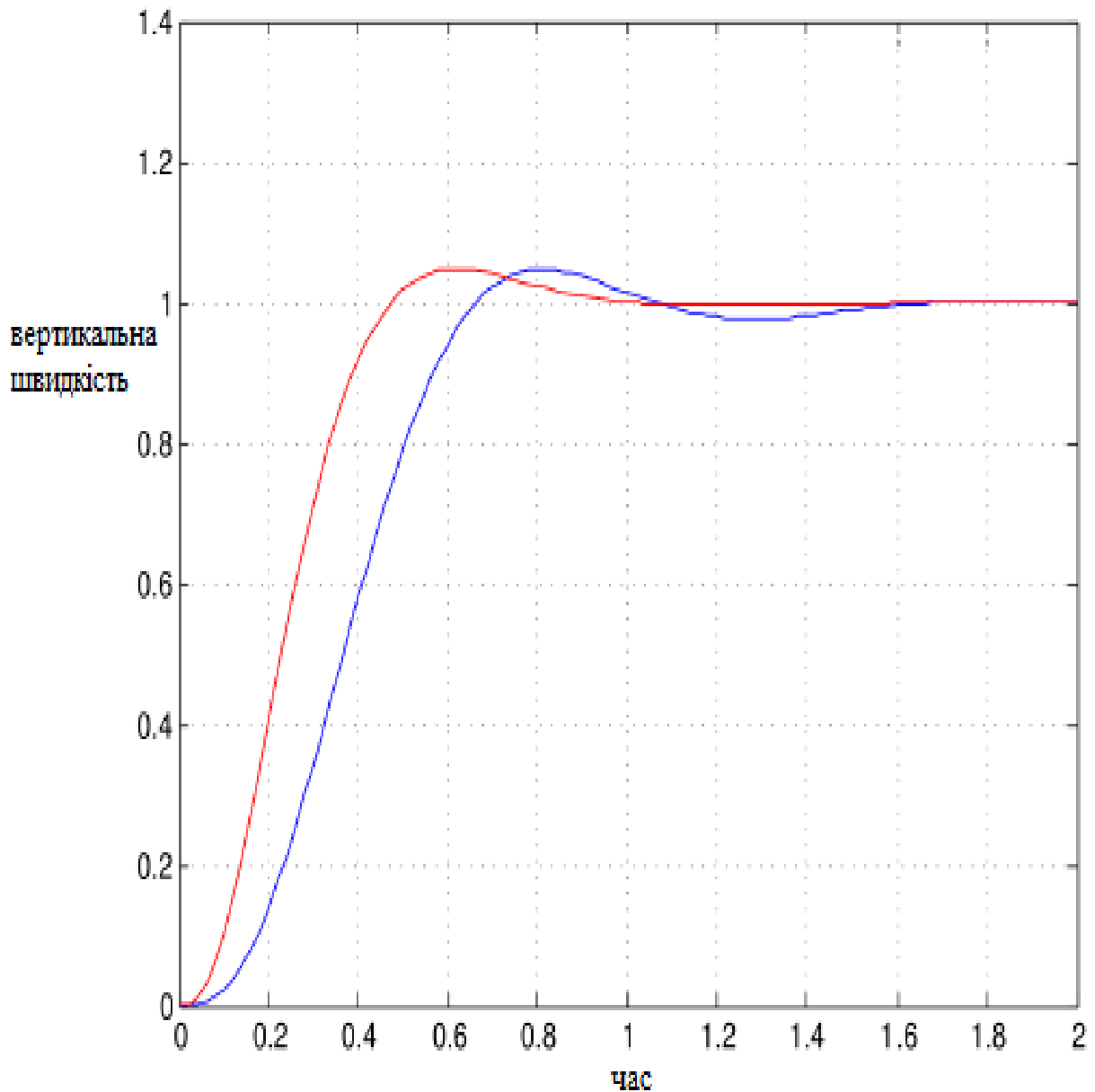


Рисунок 4.7 – Порівняння R та лінійно-квадратичного регулятора у лінійній системі

Регулятори, які були розроблені в попередньому розділі, тестувались з використанням нелінійної моделі для перевірки їх продуктивності за допомогою більш реалістичної моделі.

Для лінійної системи не важливо значення заданого сигналу, тому що він буде лінійно масштабованим. Але нелінійні елементи в нелінійній системі поведуться по-різному, коли використовуються різні значення заданого сигналу.

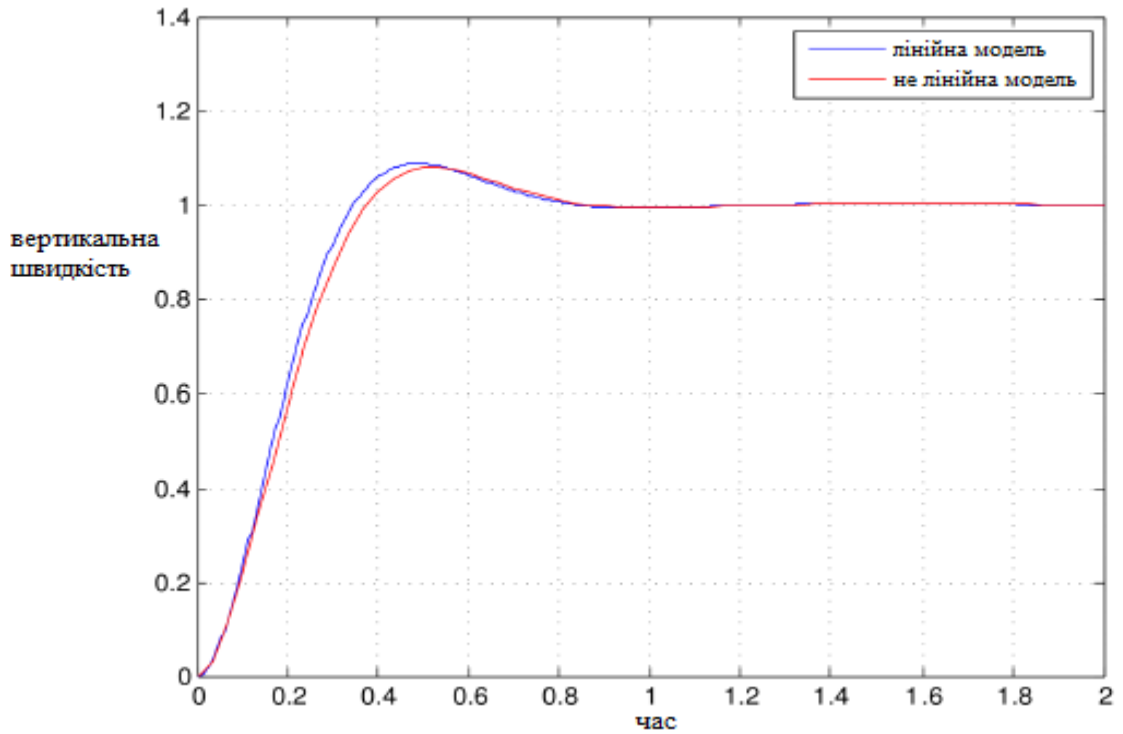


Рисунок 4.8 – Графік залежності вертикальної швидкості від часу для лінійної і не лінійної моделі

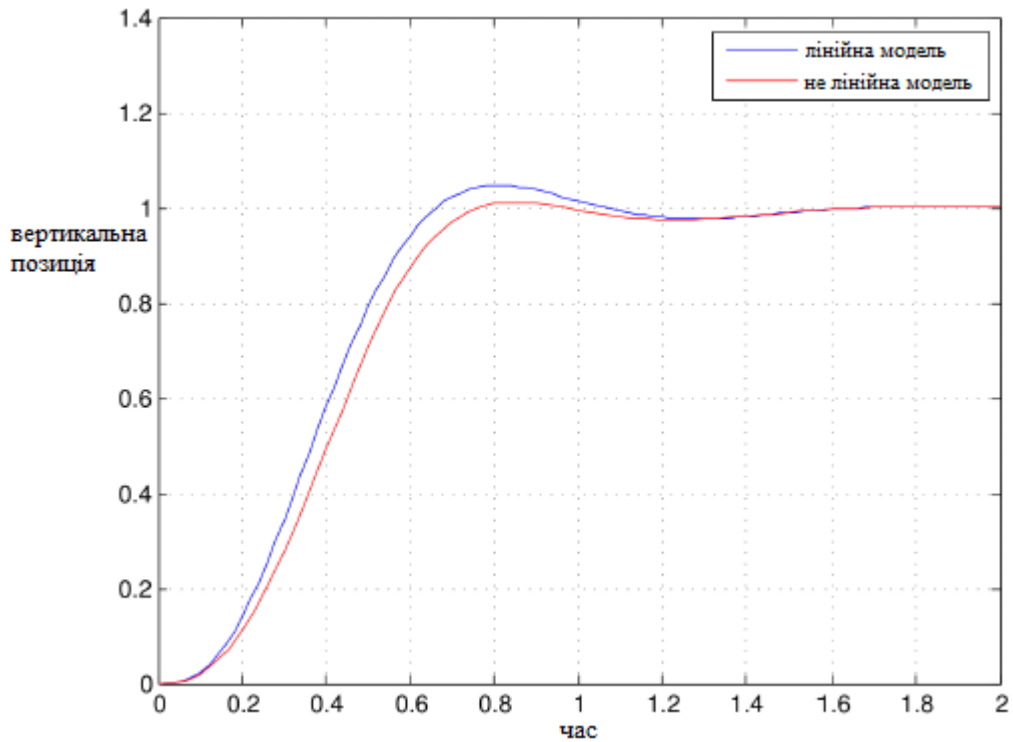


Рисунок 4.9 – Графік залежності вертикальної позиції від часу для лінійної і не лінійної моделі

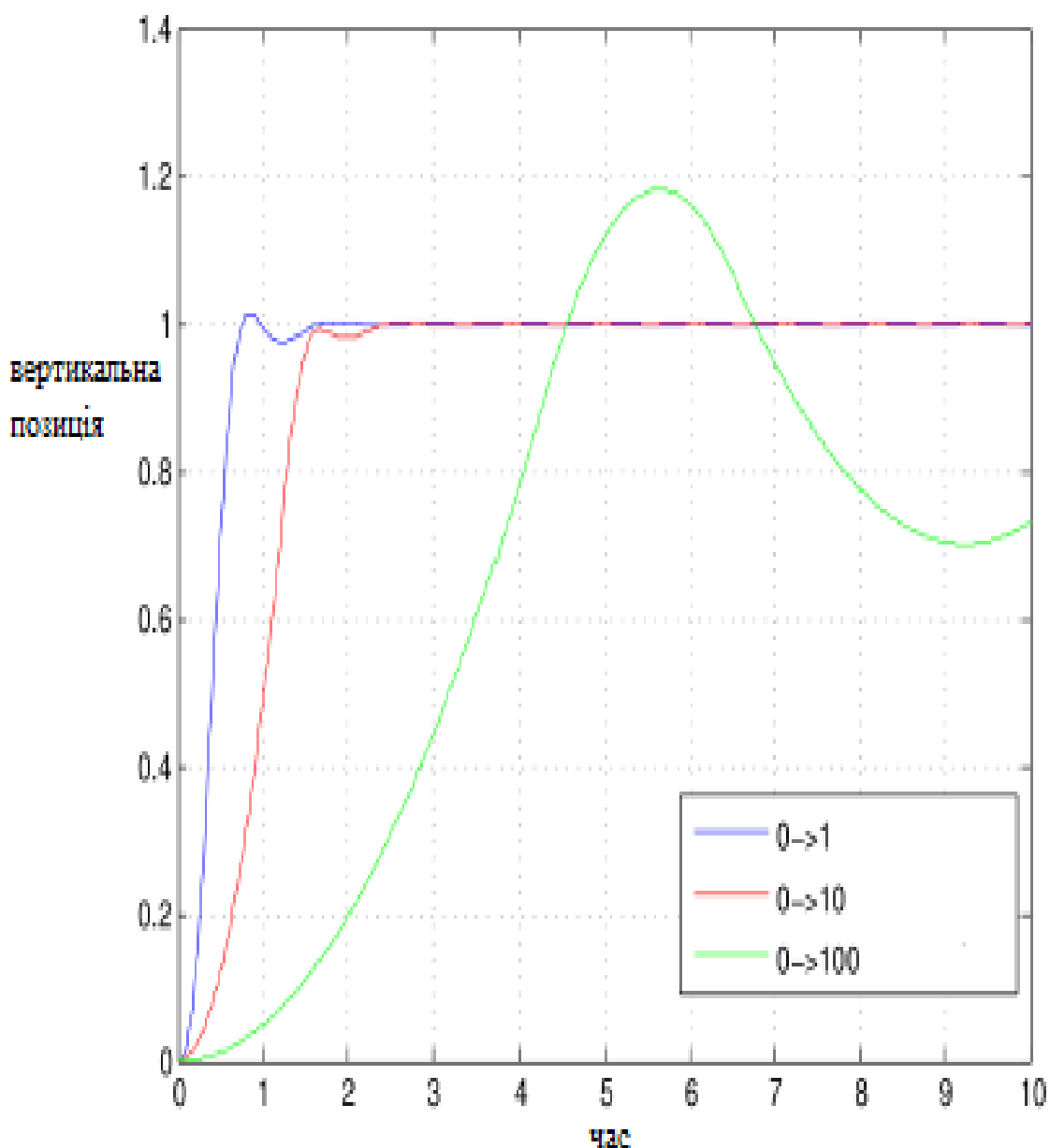


Рисунок 4.10 – Графік залежності вертикальної позиції від часу для не лінійної моделі з різними коефіцієнтами P регулятора

Як показано на Рисунку 4.9, при використанні великих ступенів нелінійна система реагує по-різному. Це пов'язано з нелінійною квадратною залежністю кутових швидкостей двигунів і результуючого тиску, і головним чином через те, що двигуни не можуть обертатися в протилежному напрямку, і їх максимальна кутова швидкість обмежена. Коли контролер намагається зменшити швидкість,

відштовхуючись від двигунів, двигуни просто зупиняються і квадрат перевищує бажану висоту. Після перетину стандарту контролер намагається боротися зі зниженням, але двигуни вже насичені і не можуть забезпечити більшої тяги. Це призводить до великих коливань при введенні кроку від 0 до 100.

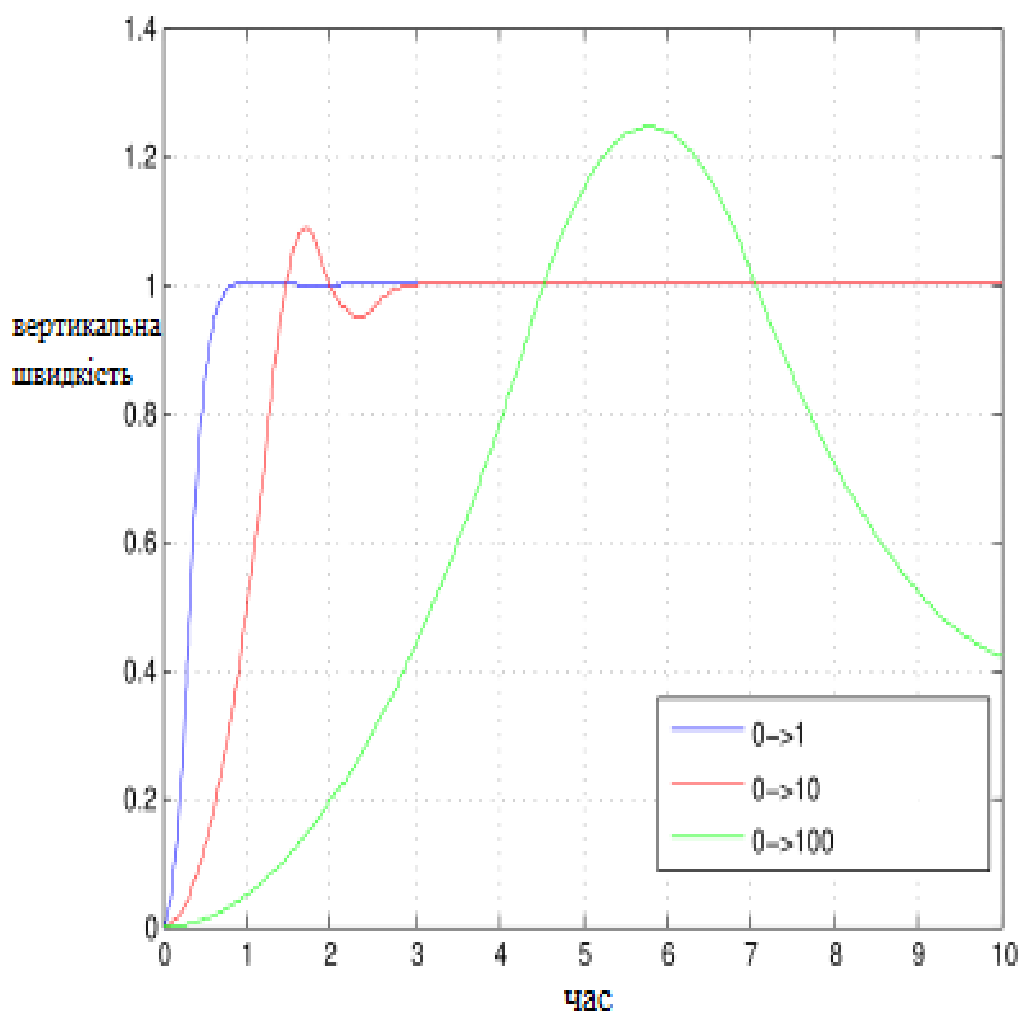


Рисунок 4.11 – Графік залежності вертикальної позиції від часу для не лінійної моделі з різними коефіцієнтами LQ регулятора

Щоб вирішити цю проблему, я встановив вертикальне обмеження швидкості в середньому 10 мс-1. Для контролера P це означає, що вихід регулятора вертикального положення (команда для вертикального регулятора швидкості) обмежений в діапазоні ± 10 мс-1. Для контролера положення я включив обмежувач швидкості зі швидкістю підйому 10 на опорному вході.

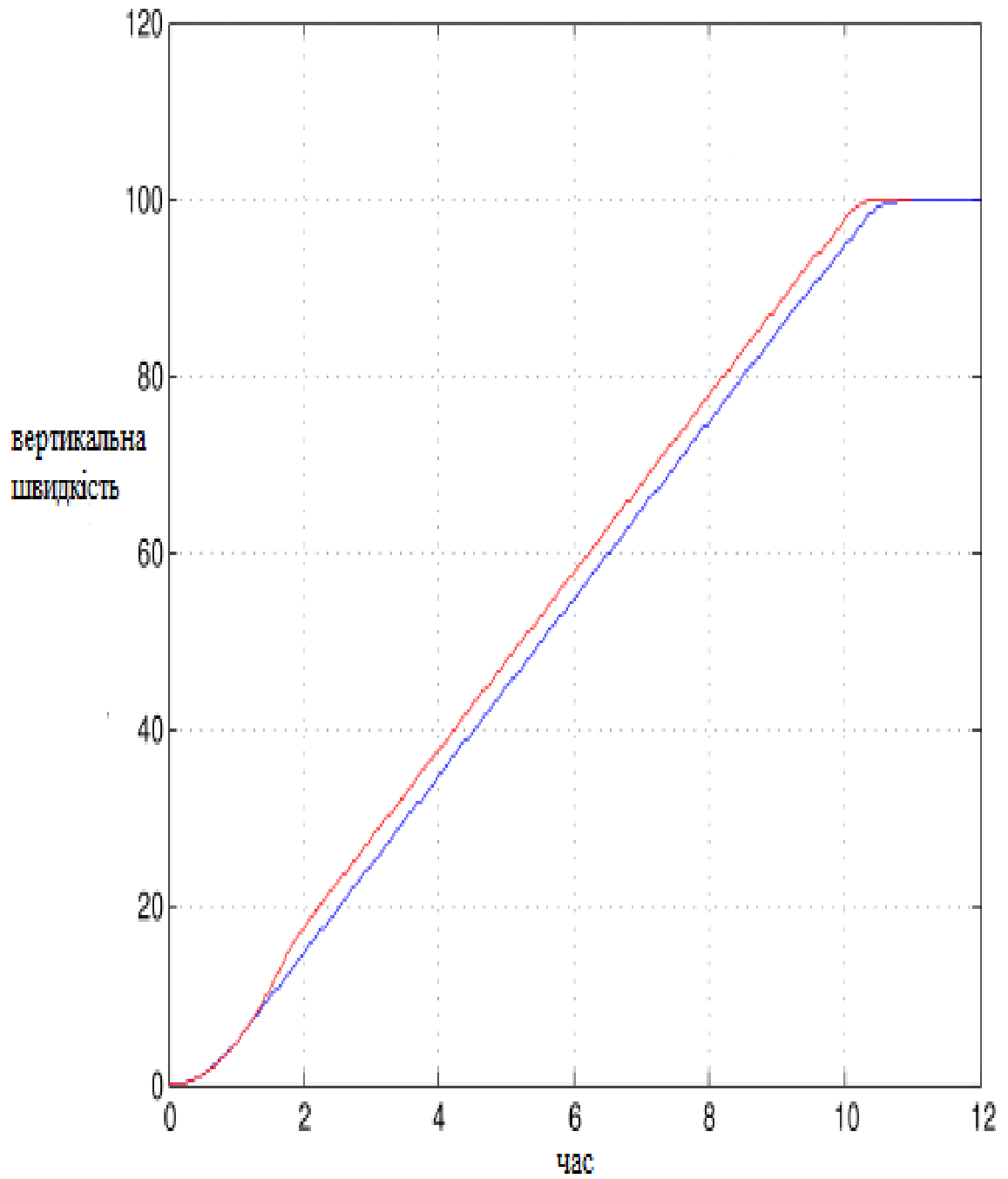


Рисунок 4.12 – Графік залежності вертикальної позиції від часу для лінійно-квадратурного та пропорційно-інтегровано-диференціальних регуляторів

Рискання - це рух, при якому безпілотний літальний апарат зберігає своє положення і змінює лише кут відносно вертикальної осі. Цей рух можна охарактеризувати наступними рівняннями (4.17)

$$\begin{aligned}\psi &= r \\ \dot{r} &= 2 \frac{d}{I_z} \Omega_0 (\Omega_1 + \Omega_2 + \Omega_3 + \Omega_4) \\ \dot{\Omega}_i &= -10 \Omega_i + 7 U_i \quad i = \{1, 2, 3, 4\}\end{aligned}\tag{4.17}$$

Як було сказано раніше контролер швидкості рискання не управляє моторами напряму, а лише модифікує відповідний коефіцієнт. Рівняння для мотору U_1 описується наступним чином

$$\begin{aligned}U_1 &= (1+n) U_{13} \\ U_{13} &= (1-mm) U_{1234} \\ U_1 &= (1+n)(1-mm) U_{1234}\end{aligned}\tag{4.18}$$

Оскільки тут відсутній рух крену і тангажу, а лінійна система є збуреною, це рівняння може бути спрощено до вигляду

$$\Delta U_1 = (1-mm) U_0 - U_0 = -U_0 mm\tag{4.19}$$

Це ж рівняння можна застосувати для моторів U_2 , U_3 , U_4 . Мотори U_2 і U_4 будуть мати негативний знак.

4.2 Створення адаптивної мікропроцесорної системи автоматичного керування та стабілізації безпілотного літального апарату на основі лінійного регулятора

Розглядаючи систему із кутом рискання r

$$y = [0 \ 1 \ 0 \ 0 \ 0 \ 0] [\psi \ r \ \Omega_1 \ \Omega_2 \ \Omega_3 \ \Omega_4]^T = C_{yr} [\psi \ r \ \Omega_1 \ \Omega_2 \ \Omega_3 \ \Omega_4]^T \quad (4.20)$$

Дозволяє змінити функцію передачі у

$$G_{yr}(s) = C_{yr} (sI - A_y)^{-1} B_y \quad (4.21)$$

Нижче показано замикання циклу

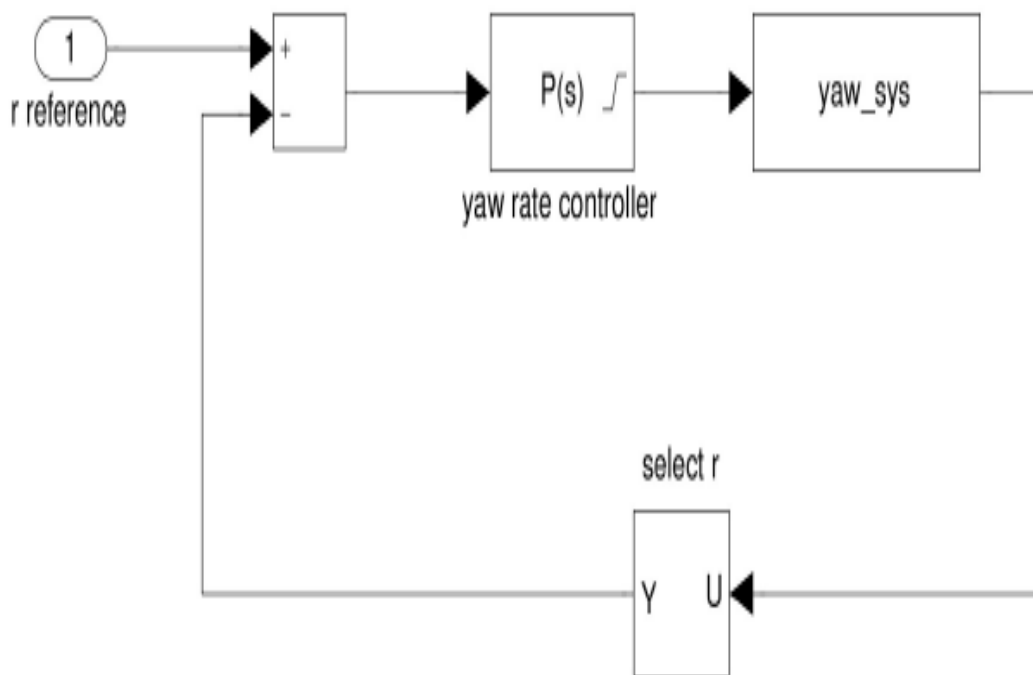


Рисунок 4.13 – Цикл стабілізації та керування кутом рискання

Далі задається маршрут і траєкторія для $G_{yr}(s)$. Було знайдено достатній коефіцієнт для P регулятора, який дорівнює 0.12

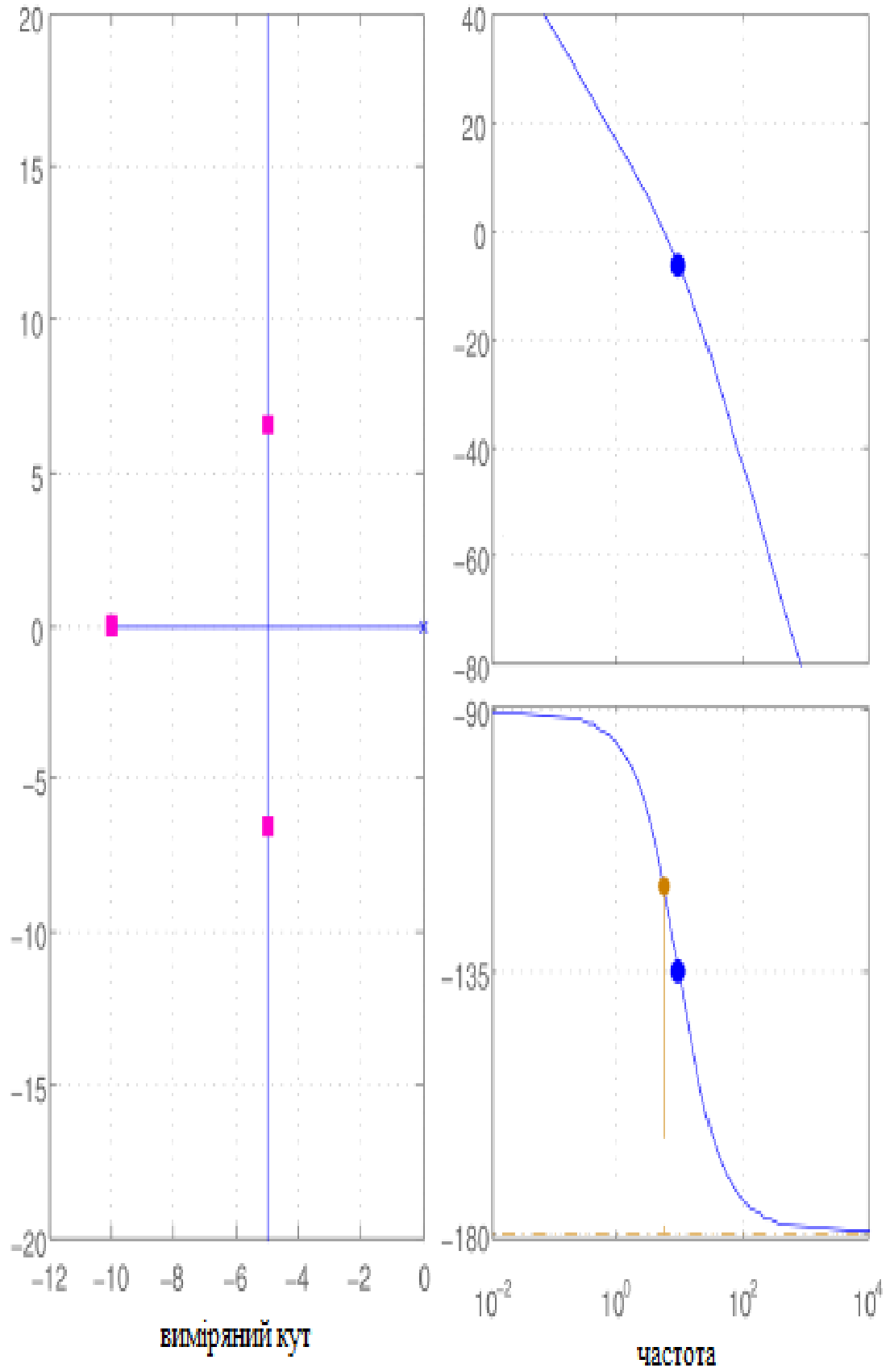


Рисунок 4.14 – Заданий маршрут і реальна траєкторія для циклу кута рискання

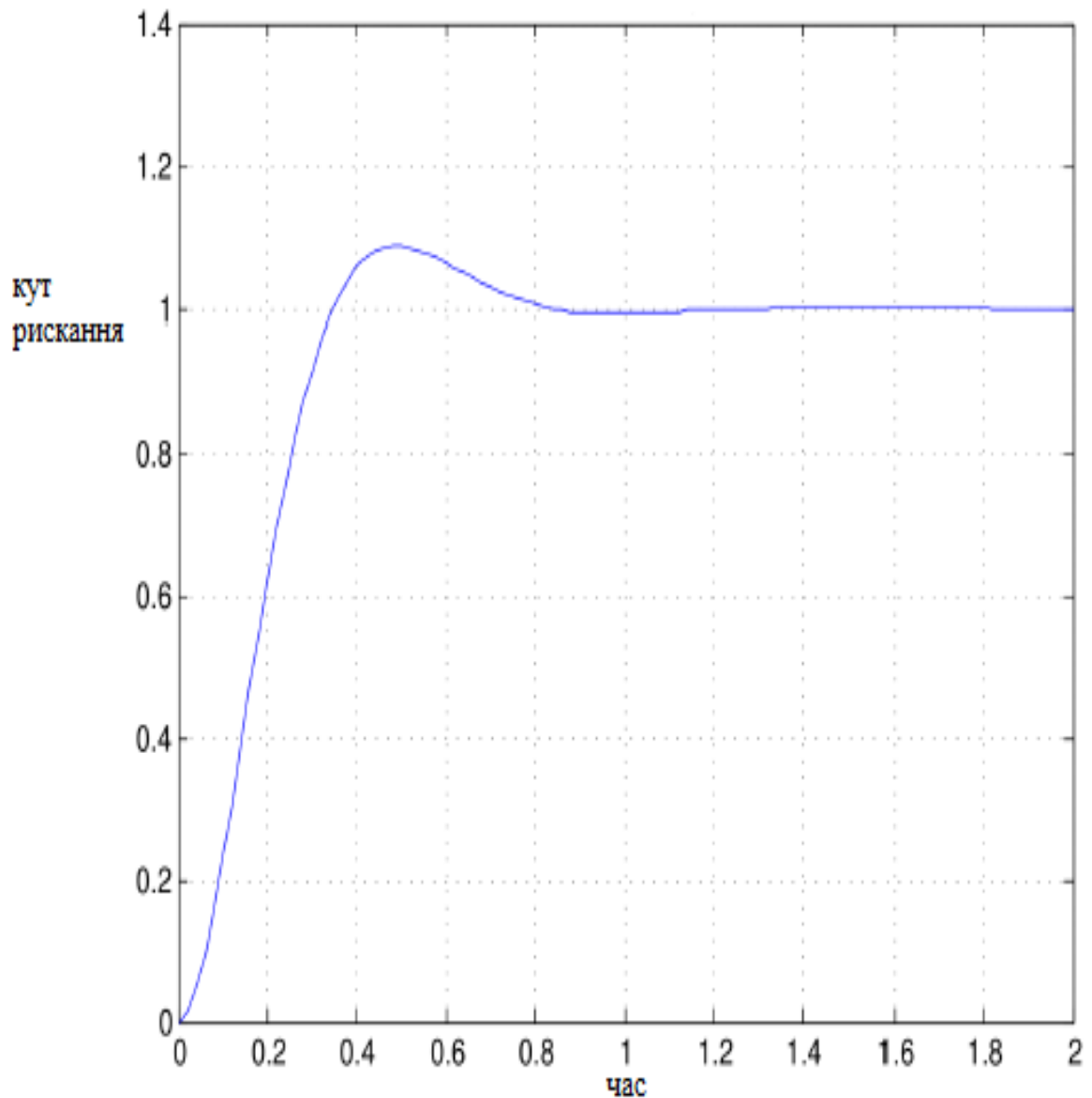


Рисунок 4.15 – Графік залежності циклу кута рискання

$$G_{y\psi}(s) = \frac{P_{yr} G_{yr}(s)}{1 + P_{yr} G_{yr}(s)} \frac{1}{s} \quad (4.22)$$

Коефіцієнт регулятора дорівнює 2.67

Регулятори, розроблені в попередньому розділі, тестуються на нелінійній моделі для перевірки їх продуктивності за допомогою більш реалістичної моделі.

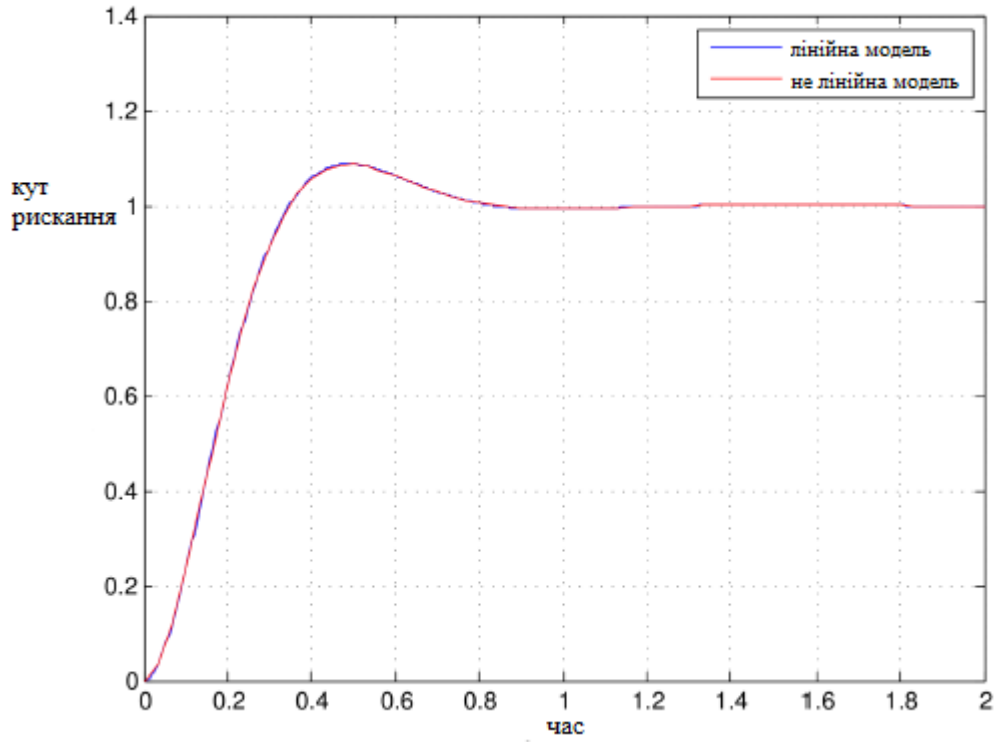


Рисунок 4.16 – Графік порівняння швидкості рискання для лінійної і не лінійної моделі

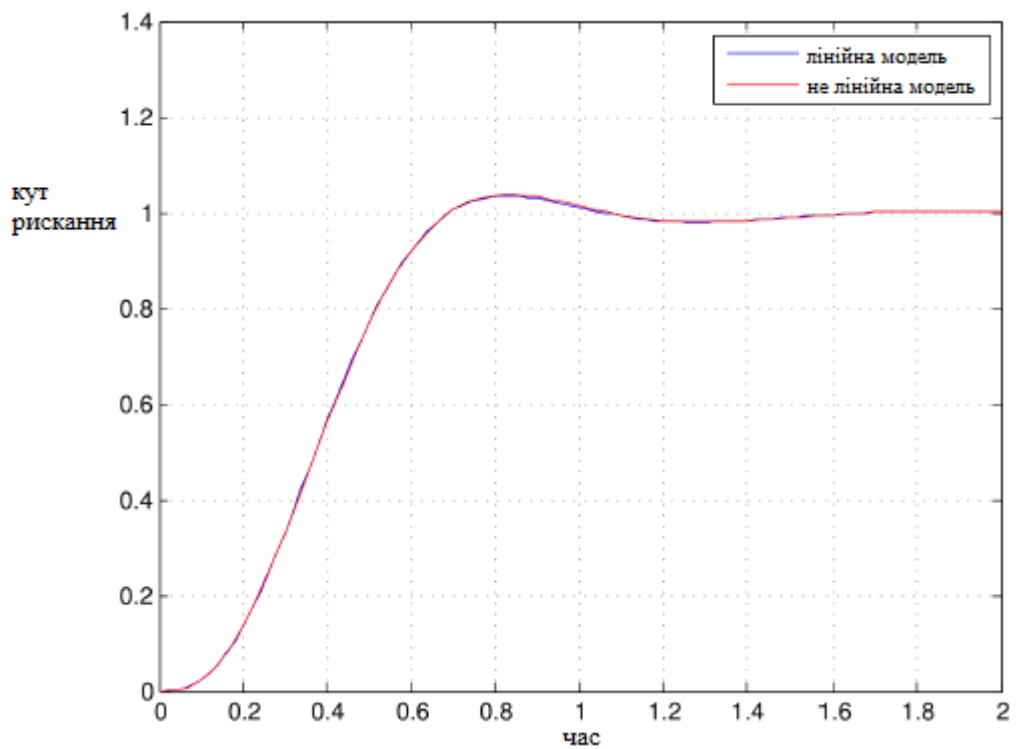


Рисунок 4.17 – Графік порівняння кута рискання для лінійної і не лінійної моделі

Запропоновано адаптивну мікропроцесорну систему автоматичного контролю безпілотного літального апарату. Було представлено лінійні вирази станів для кожного модуля. Було спроектовано лінійний регулятор для будь-якого руху. Також було проведено перевірку спроектованих регуляторів використовуючи не лінійні моделі.

ВИСНОВКИ

У роботі за результатами виконаних теоретичних та практичних досліджень удосконалено модель автоматичного керування траєкторією безпілотним літальним апаратом. На основі розробленої моделі було побудовано систему, що дозволяє ефективно керувати безпілотним літальним апаратом на основі адаптивної мікропроцесорної взаємодії.

У першому розділі проведено дослідження методів керування безпілотним літальним апаратом, виявлені переваги та недоліки цих методів.

У другому розділі проведено моделювання методів керування малих систем. А саме мотор, пропелер і вимірювання. За допомогою цих трьох частин було створено новий метод.

У третьому розділі удосконалено модель керування безпілотним літальним апаратом. Було проведено тести контролера. Також допрацьована структура самої моделі.

У четвертому розділі. Впроваджено адаптивну мікропроцесорну систему для автоматичного керування безпілотним літальним апаратом. Була допрацьована стратегія системи керування. Було представлено вирази станів і лінійні контролери.

Набув подальшого розвитку метод адаптивної мікропроцесорної системи автоматичного керування траєкторією безпілотним літальним апаратом.

Впровадження результатів роботи дозволило створити ефективну систему автоматичного керування безпілотним літальним апаратом

ПЕРЕЛІК ПОСИЛАНЬ

1. Norris D. Build Your Own Quadcopter: Power Up Your Designs with the Parallax Elev-8. McGraw-Hill Education. 2014. – p. 368.
2. Ford M. The Rise of the Robots : FT and McKinsey Business Book of the Year. Oneworld Publications. 2016. – p. 352.
3. Cinnamon I. DIY Drones for the Evil Genius: Design, Build, and Customize Your Own Drones. 2016. – p. 176.
4. Keane A. Small Unmanned Fixed-wing Aircraft Design : A Practical Approach. John Wiley and Sons Ltd. 2017. – p. 496.
5. Pascuale M. Advanced UAV Aerodynamics, Flight Stability and Control : Novel Concepts, Theory and Applications. 2017, - p. 776.
6. Siegwart R. Introduction to Autonomous Mobile Robots. MIT Press Ltd. 2011. – p. 472.
7. Lakdawalla E. The Design and Engineering of Curiosity : How the Mars Rover Performs Its Job. Springer International Publishing AG. 2018. – p. 394.
8. Langewiesche W. Stick and Rudder: An Explanation of the Art of Flying. McGraw-Hill Education. 2010. – p. 400.
9. Anderson D. Understanding Flight, Second Edition. McGraw-Hill Education. 2010. – p. 320.
10. Corke P. Robotics, Vision and Control : Fundamental Algorithms In MATLAB (R) Second, Completely Revised, Extended And Updated Edition. Springer International Publishing AG. 2017. – p. 793.
11. Valencia R. Mapping, Planning and Exploration with Pose SLAM. Springer International Publishing AG. 2018. – p. 114.
12. Oztiz A. Methods for Appearance-based Loop Closure Detection : Applications to Topological Mapping and Image Mosaicking. Springer International Publishing AG. 2018. – p. 159.
13. Spong W. Robot Modeling and Control. John Wiley and Sons Ltd. 2020. – p. 608.
14. Saeed N. Introduction to Robotics : Analysis, Control, Applications. John Wiley and Sons Ltd. 2020. – p. 528.

15. Brain S. Aircraft Control and Simulation : Dynamics, Controls Design, and Autonomous Systems. John Wiley & Sons Inc. 2015. – p. 768.
16. Brunton S. Data-Driven Science and Engineering : Machine Learning, Dynamical Systems, and Control. 2020. – p. 492.
17. Strang G. Linear Algebra and Learning from Data. Wellesley-Cambridge Press,U.S.. 2019 – p. 446.
18. Kochenderfer M. Algorithms for Optimization. MIT Press Ltd. 2019. – p. 520.
19. Yechout T. Introduction to Aircraft Flight Mechanics : Performance, Static Stability, Dynamic Stability, Feedback Control and State-Space Foundations. American Institute of Aeronautics & Astronautics. 2014. – p. 708.
20. Megson T. Aircraft Structures for Engineering Students. ELSEVIER SCIENCE & TECHNOLOGY. 2016. – p. 610.
21. Mattingly J. Aircraft Engine Design. American Institute of Aeronautics & Astronautics. 2019. – p. 834.
22. Farokhi S. Aircraft Propulsion. John Wiley & Sons Inc. 2014. – p. 1043.
23. Pamadi B. Performance, Stability, Dynamics, & Control. American Institute of Aeronautics & Astronautics. 2015. – p. 900.
24. Brandt S. Introduction to Aeronautics. American Institute of Aeronautics & Astronautics. 2015. – p. 708.
25. Raymer D. Aircraft Design: A Conceptual Approach. American Institute of Aeronautics & Astronautics. 2018. – p. 1062.
26. Napolitano R. Aircraft Dynamics : From Modeling to Simulation. John Wiley & Sons Inc. 2011. – p. 720.
27. Kim N.
28. Introduction to Finite Element Analysis and Design. John Wiley and Sons Ltd. 2018. – p. 552.
29. Cluever S. Dynamic Systems : Modeling, Simulation, and Control. John Wiley & Sons Inc. 2015. – p. 496.
30. Phillips W. Mechanics of Flight. John Wiley & Sons Inc. 2010. – p. 1152.
31. Palm W. System Dynamics. McGraw-Hill Education. 2013. – p. 928.

32. Cummings R. Applied Computational Aerodynamics : A Modern Engineering Approach. CAMBRIDGE UNIVERSITY PRESS. 2018. – p. 888.
33. Durham W. Aircraft Control Allocation. John Wiley & Sons Inc. 2017. – p. 320.
34. Etkin B. Dynamics of Atmospheric Flight. Dover Publications Inc. 2015. – p. 592.
35. Miele A. Flight Mechanics: Theory of Flight Paths. Dover Publications Inc. 2016. – p. 432.
36. Drela M. Flight Vehicle Aerodynamics. MIT Press Ltd. 2014. – p. 304.
37. McLean D. Understanding Aerodynamics : Arguing from the Real Physics. John Wiley and Sons Ltd. 2012. – p. 576.
38. Kermode A. Mechanics of Flight. Pearson Education Limited. 2012. – p. 512.
39. Moran J. An Introduction to Theoretical and Computational Aerodynamics. Dover Publications Inc. 2010. – p. 480.
40. Peery D. Aircraft Structures. Dover Publications Inc.. 2011. – p. 576.
41. Singh N. Industrial System Engineering for Drones: A Guide with Best Practices for Designing. aPress. 2019. – p. 261.
42. Prior S. Optimizing Small Multi-Rotor Unmanned Aircraft : A Practical Design Guide. Taylor & Francis Ltd. 2018. – p. 120.
43. Platt C. Make: More Electronics : Journey Deep into the World of Logic Chips, Amplifiers, Sensors, and Randomicity. O'Reilly Media. 2014. – p. 392.
44. Halliday B. Drones: The Complete Collection: Three books in one. Drones: The Professional Drone Pilot's Manual, Drones: Mastering Flight Techniques, Drones: Fly Your Drone Anywhere Without Getting Busted. 2017. – p. 296.
45. Beach A. Drone Startup 101: Finding Your Fortune in The Drone Industry. Createspace Independent Publishing Platform. 2018. – p. 170.
46. Liu S. Creating Autonomous Vehicle Systems. 2017. – p. 186.
47. Scherz P. Practical Electronics for Inventors, Fourth Edition. McGraw-Hill Education. 2016. – p. 1056.

48. Geier M. How to Diagnose and Fix Everything Electronic, Second Edition. McGraw-Hill Education. 2015. – p. 416.
49. Scarpino M. Motors for Makers : A Guide to Steppers, Servos, and Other Electrical Machines. Pearson Education (US). 2015. – p. 302.
50. Casey P. Drones : The Ultimate Guide. Createspace Independent Publishing Platform. 2018 – p. 108.
51. Gardner B. The Complete Remote Pilot. Aviation Supplies & Academics Inc. 2018. – p. 225.
52. Justice T. Ultimate UAS / Drone Pilot Logbook : Safety Checklist, Flight Logbook, Repair Logbook, & Maintenance Logbook. reatespace Independent Publishing Platform. 2017 – p. 164.
53. Rupprecht J. Drone Operator's Logbook. Createspace Independent Publishing Platform. 2015 – p. 116.
54. Rupprecht J. Drones : Their Many Civilian Uses and the U.S. Laws Surrounding Them.. 2015 – p. 144.
55. Boysen E. Complete Electronics Self-Teaching Guide with Projects. John Wiley & Sons Inc. 2012. – p. 576.
56. Eliot L. Introduction to Driverless Self-Driving Cars : The Best of the AI Insider. Lbe Press Publishing. 2018. – p. 346.
57. Lopez A. Computer Vision in Vehicle Technology : Land, Sea, and Air. John Wiley & Sons Inc. 2017. – p. 216.
58. Eliot M. Autonomous Vehicle Driverless Self-Driving Cars and Artificial Intelligence : Practical Advances in AI and Machine Learning. Lbe Press Publishing. 2017. – p. 254.
59. Slotine J. Applied Nonlinear Control. Pearson Education (US). 2001. – p. 480.
60. Khalil H. Nonlinear Systems: Pearson New International Edition. Pearson Education Limited. 2013. – p. 560.
61. Ioannou Robust Adaptive Controls. Dover Publications Inc. 2012. – p. 484.

62. Haddad W. Nonlinear Dynamical Systems and Control : A Lyapunov-Based Approach. 2008. – p. 944.
63. Skogestad S. Multivariable Feedback Control : Analysis and Design. John Wiley & Sons Inc. 2015. – p. 592.
64. Bar-Shalom Y. Estimation with Applications to Tracking and Navigation : Theory Algorithms and Software. John Wiley & Sons Inc. 2010. – p. 584.
65. Distefano J. Schaum's Outline of Feedback and Control Systems. McGraw-Hill Education. 2014. – p. 528.
66. Hambley A. Electrical Engineering : Principles & Applications. Pearson Education (US). 2017. – p. 896.
67. Essick J. Hands-On Introduction to LabVIEW for Scientists and Engineers. Oxford University Press Inc. 2018. – p. 720.
68. Jennings R. LabVIEW Graphical Programming, Fifth Edition. McGraw-Hill Education. 2019. – p. 640.
69. Lavelle S. Planning Algorithms. CAMBRIDGE UNIVERSITY PRESS. 2016. – p. 844.
70. Sedgewick R. Algorithms. Pearson Education (US). 2011. – p. 976.
71. Barfoot T. State Estimation for Robotics. CAMBRIDGE UNIVERSITY PRESS. 2019. – p. 380.
72. Simom D. Optimal State Estimation : Kalman, H Infinity, and Nonlinear Approaches. John Wiley & Sons Inc. 2016. – p. 552.
73. Szeliski R. Computer Vision : Algorithms and Applications. Springer London Ltd. 2011. – p. 812.
74. Prince S. Computer Vision : Models, Learning, and Inference. CAMBRIDGE UNIVERSITY PRESS. 2019. – p. 598.
75. Davies V. Computer Vision : Principles, Algorithms, Applications, Learning. Elsevier Science Publishing Co Inc. 2017. – p. 900.
76. Solem J. Programming Computer Vision with Python : Techniques and Libraries for Imaging and Retrieving Information. O'Reilly Media, Inc, USA. 2012. – p. 256.

77. Klette R. Concise Computer Vision : An Introduction into Theory and Algorithms. Springer London Ltd. 2014. – p. 429.
78. Lowe D. Electronics All-in-One For Dummies. John Wiley & Sons Inc. 2017. – p. 960.
79. Freanzel L. Practical Electronic Design for Experimenters. McGraw-Hill Education. 2020. – p. 256.
80. Margolis M. Arduino Cookbook : Recipes to Begin, Expand, and Enhance Your Projects. O'Reilly Media, Inc, USA. 2020. – p. 800.
81. Xuan-Mung N. A Multicopter ground testbed for the evaluation of attitude and position controller / Xuan-Mung N., Hong S.K. // Int. J. Eng. Technol. - 2018,. - №7. - p. 65–73.
82. Yu Y. A Quadrotor test bench for six degree of freedom flight / Yu, Y., Ding, X. // J. Intell. Robot. Syst. – 2012. - № 68. – p. 323–338.
83. Lee K.U. Inverse optimal design for position control of a quadrotor / Lee K.U., Choi Y.H., Park J.B.// Appl. Sci. – 2017. – p. 907.
84. Nguyen N.P. Sliding mode thau observer for actuator fault diagnosis of quadcopter UAVs / Nguyen N.P., Hong S.K. // Appl. Sci. - 2018 – p. 1893.
85. Xuan-Mung N. Improved Altitude Control Algorithm for Quadcopter Unmanned Aerial Vehicles / Xuan-Mung N., Hong S.K. // Applied sciences - 2019,. - №9., 2122 - p.1–15.
86. Santos M.C.P. An adaptive dynamic controller for quadrotor to perform trajectory tracking tasks / Santos M.C.P., Rosales C.D., Sarapura J.A., Sarcinelli-Filho M., Carelli R. // J. Intell. Robot. Syst. – 2019. – p.5–16.
87. Jayakrishnan H.J. Position and attitude control of a quadrotor UAV using super twisting sliding mode / Jayakrishnan H.J. // IFAC Pap. Online – 2016. - p. 284–289.
88. Xiong J.J. Position and attitude tracking control for a quadrotorUAV / Xiong J.J., Zheng E.H. // ISA Trans. 2014.
89. Muliadi J. Neural network control system of UAV altitude dynamics and its comparison with the PID control system / Muliadi J., Kusumoputro B. // J. Adv. Trans. 2018. – p.1–18.

90. Nguyen N.P. Position control of a hummingbird quadcopter augmented by gain scheduling / Nguyen N.P., Hong S.K. // *Int. J. Eng. Res. Technol.* - 2018, №11. –p.1485–1498.
91. Milhim A.B., Zhang Y. Gain Scheduling based PID controller for fault tolerant control of a quad-rotor UAV / Milhim A.B., Zhang Y. // *In Proceedings of the AIAA Infotech@Aerospace, Atlanta, GA, USA, 20–22 April 2010.*
92. Takagi T. Fuzzy identification of systems and its applications to modeling and control / Takagi T., Sugeno M. // *IEEE Trans. Syst. Man Cybern.* 1985. - №1. - p.116–132.
93. Gustafsson F. *Statistical Sensor Fusion. Studentlitteratur AB / Gustafsson F. // second edition.* - 2012. – p. 2-29.
94. Still D. *How to build a quadcopter drone: A complete guide to building a radio controlled quadcopter* – 2011. – p. 91.
95. McGriffy D. *Make: Drones: Teach an Arduino to Fly. Make Community* – 2016 p. 222
96. Monk S. *Programming Arduino: Getting Started with Sketches, Second Edition.* McGraw-Hill Education TAB – 2016. – p. 192.
97. Margolis M. *Arduino Cookbook: Recipes to Begin, Expand, and Enhance Your Projects.* O'Reilly Media – 2020. – p. 796.
98. Monk S. *Raspberry Pi Cookbook: Software and Hardware Problems and Solutions.* O'Reilly Media – 2019. – p. 608.
99. Upton E. *Raspberry Pi User Guide 4th Edition.* Wiley – 2016. – p. 320.
100. Barela K. *Getting Started with Adafruit Circuit Playground Express: The Multipurpose Learning and Development Board with Built-In LEDs, Sensors, and Accelerometer.* Make Community – 2016. – p. 254.
101. Davies B. *Build a Drone: A Step-by-Step Guide to Designing, Constructing, and Flying Your Very Own Drone.* Skyhorse. – 2016. – p. 216.
102. Juniper A. *The Complete Guide to Drones: Whatever your budget - Build + Choose + Fly + Photograph.* Wellfleet. – 2016. – p. 144.
103. LaFay M. *Drones For Dummie. For Dummies.* – 2015. – p. 288.

104. Darnall A. Drone FAA 107 License Study Guide: Everything You Need to Know to Pass Your 107 Test the First Time. CreateSpace Independent Publishing Platform. – 2018. – p. 124.
105. Pref B. Remote Pilot Test Prep 2021: Study & Prepare: Pass your Part 107 test and know what is essential to safely operate an unmanned aircraft from the most ... in aviation training (ASA Test Prep Series). Aviation Supplies & Academics, Inc. – 2020. – p. 144.
106. Zachary P. The Drone Pilot Handbook: Everything You Need to Know to Pass the Part 107 Exam and Fly Drones Commercially. Independently published. – 2019. – p. 179.
107. Aitken P. Livin' the Drone Life: An Insider's Guide to Flying Drones for Fun and Profit. Lioncrest Publishing. – 2016. – p. 150.
108. Eagle D. The Drone Pilot's Guide to Real Estate Imaging: Using Drones for Real Estate Photography and Video. Sundance Media Group. – 2018. – p. 244.
109. Rupert B. Drones (The Ultimate Guide): How they work, learning to fly, how to fly, building your own drone, buying a drone, how to shoot photos. CreateSpace Independent Publishing Platform. – 2017. – p. 103.
110. Elliot A. Build Your Own Drone Manual: The practical guide to safely building, operating and maintaining an Unmanned Aerial Vehicle (UAV) (Haynes Owners' Workshop Manual) Haynes Publishing UK. – 2016. – p. 156.
111. Quan Q. Introduction to Multicopter Design and Control. Springer. – 2017. – p. 410.
112. Austin R. Unmanned Air Systems: UAV Design, Development and Deployment. Wiley. – 2010. – p. 372.
113. Barnhart K. Introduction to Unmanned Aircraft Systems. CRC Press. 2016. – p. 395.
114. Jha R. Theory, Design, and Applications of Unmanned Aerial Vehicles. 2020. – p. 316.
115. Sadraey M. Design of Unmanned Aerial Systems (Aerospace Series). Wiley. 2020. – p. 664.

116. Marshall D. Introduction to Unmanned Aircraft Systems. CRC Press. 2011. – p. 244.
117. Terwilliger B. Small Unmanned Aircraft Systems Guide: Exploring Designs, Operations, Regulations, and Economics. Aviation Supplies & Academics, Inc.. 2017. – p. 285.
118. Gundlach J. Designing Unmanned Aircraft Systems: A Comprehensive Approach, Second Edition (AIAA Education Series). Amer Inst of Aeronautics. 2014. – p. 900.
119. Price J. Practical Aviation Security: Predicting and Preventing Future Threats. Butterworth-Heinemann. 2016. – p. 598.
120. Dole C. Flight Theory and Aerodynamics: A Practical Guide for Operational Safety. Wiley-Interscience. 2016. – p. 384.
121. Smith H. Illustrated Guide to Aerodynamics. McGraw-Hill Education. 2001. – p. 392.
122. Anderson J. Fundamentals of Aerodynamics. McGraw-Hill Education. 2016. – p. 1152.
123. Ferguson M. Aviation Safety: A Balanced Industry Approach. Cengage Learning. 2013. – p. 432.
124. Hamilton J. Practical Aviation & Aerospace Law. Aviation Supplies & Academics. 2015. – p. 476.
125. Kinnison H. Aviation Maintenance Management, Second Edition. McGraw-Hill Education. 2012. – p. 352.
126. Lombardo D. Aircraft Systems. McGraw-Hill Education. 2008. – p. 322.
127. Remer D. Aircraft Systems for Pilots. Aviation Supplies & Academics. 2018 – p. 450.
128. Sun C. Mechanics of Aircraft Structures. Wiley. 2016. – p. 2018.
129. Ogata K. Modern Control Engineering. Pearson. 2019. – p. 912.
130. Anderson J. Introduction to Flight. McGraw-Hill Education. 2015. – p. 928.
131. Rizzoni J. Principles and Applications of Electrical Engineering. McGraw-Hill Education. 2015. – p. 1152.

132. Figliola R. Theory and Design for Mechanical Measurements. Wiley. 2014. – p. 614.
133. Nise N. Control Systems Engineering. Wiley. 2015. – p. 944.
134. Franklin G. Feedback Control of Dynamic Systems. Pearson. 2018. – p. 928.
135. Dorf R. Modern Control Systems, Global Edition. Pearson Education Ltd. 2017. – p. 528.
136. Friedland B. Control System Design: An Introduction to State-Space Methods. Dover Publications. 2015. – p. 528.
137. Smith S. The Scientist & Engineer's Guide to Digital Signal Processing. California Technical Pub. 2007. – p. 626.
138. Proakis J. Digital Signal Processing. PEARSON INDIA. 2007. – p. 128.
139. Abbott I. Theory of Wing Sections: Including a Summary of Airfoil Data. Dover Publications. 2009. – p. 709.
140. Mises R. Theory of Flight. Dover Publications. 2009. – p. 672.
141. Thomson M. Theoretical Aerodynamics. Dover Publications. 2011. – p. 464.
142. Inman D. Engineering Vibration. Pearson. 2013. – p. 720.
143. Ulrich K. Product Design and Development. McGraw-Hill Education. 2019. – p. 620.
144. Flahive R. Guide to Drone Training: Complete How-To Book Full of Policy & Procedure Examples to Help Build a Drone. Independently published. 2018. – p. 102.
145. Towaha S. Building Smart Drones with ESP8266 and Arduino: Build exciting drones by leveraging the capabilities of Arduino and ESP8266. Packt Publishing. 2018. – p 212.
146. Audronis T. Designing Purpose-Built Drones for Ardupilot Pixhawk 2.1: Build drones with Ardupilot. Packt Publishing. 2017. – p. 272.
147. Staple D. Learn Robotics Programming: Build and control autonomous robots using Raspberry Pi 3 and Python. Packt Publishing. 2018. – p. 472.

148. Gandhinathan R. ROS Robotics Projects: Build and control robots powered by the Robot Operating System, machine learning, and virtual reality. Packt Publishing. 2019. – p. 456.
149. Elliott Z. The Drone Pilot Handbook: Everything You Need to Know to Pass the Part 107 Exam and Fly Drones Commercially. Independently published. 2019. – p. 179.
150. Platt C. Make: Electronics: Learning Through Discovery. Make Community. 2015. – p. 348.
151. Haggund T. PID Controllers: Theory, Design, and Tuning. ISA: The Instrumentation, Systems, and Automation Society. 2005. – p. 343.
152. Graf J. PID Control Fundamentals. CreateSpace Independent Publishing Platform. 2016. – p. 162.
153. McMillan G. Tuning and Control Loop Performance, Fourth Edition. Momentum Press. 2014 . – p. 584.
154. Wang L. PID Control System Design and Automatic Tuning using MATLAB/Simulink: Design and Implementation using MATLAB/Simulink. Wiley-IEEE Press. 2020. – p. 368.
155. Chaparro R. Signals and Systems using MATLAB. Academic Press. 2018. – p. 836.
156. Lathi P. Linear Systems and Signals. Oxford University Press. 2017. – p. 1008.
157. Greenberg H. Computer-Assisted Analysis and Model Simplification. Academic Press. 2014. – p. 552.
158. Manamon P . LiDAR Technologies and Systems. J C D Pub. 2019. – p. 520.
159. Bhaskaran S. Autonomous Vehicle Lidar: A Tutoria. Independently published. 2019. – p. 107.
160. Russon S. How to Build a Quadcopter Drone: Everything you need to know about building your own Quadcopter Drone with pictures as a complete step-by-step guide. DRG Publicaitons. 2018. – p. 267.

ДОДАТОК А Публікація автора

УДК 621.317.73

Г.І. РАДЕЛЬЧУК, Д.А. МАКАРИШКІН, А.Д. ГРЕБІНЧУК, А. Ю. БОНДАР

Хмельницький національний університет

АДАПТИВНА МІКРОПРОЦЕСОРНА СИСТЕМА АВТОМАТИЧНОГО КЕРУВАННЯ БЕЗПЛОТНИМ ЛІТАЛЬНИМ АПАРАТОМ

В статті наведено структуру адаптивної мікропроцесорної системи автоматичного керування безпілотним літальним апаратом із використанням нелінійної моделі безпілотного літального апарату, що дозволяє підвищити ефективність керування та вимірювання координат безпілотних літальних апаратів. Представлені результати аналізу існуючих адаптивних мікропроцесорних систем автоматичного керування безпілотним літальним апаратом. Встановлено їх переваги та недоліки. Для реалізації на практиці реальної програми керування польотом безпілотного літального апарату є необхідним застосування систематичного процесу проектування та моделювання адаптивної мікропроцесорної системи керування використовуючи алгоритми адаптивного керування зі зворотнім зв'язком L1.

Ключові слова: адаптивна мікропроцесорна система автоматичного керування, безпілотний літальний апарат, адаптивне керування, лінійна модель, нелінійна модель.

G.I. RADELCHUK, D.A. MAKARYSHKIN, A.D. HREBINCHUK, A.Y. BONDAR

Khmelnytsky national university

ADAPTIVE MICROPROCESSOR SYSTEM FOR AUTOMATIC CONTROL OF UNMANNED AIRCRAFT

The paper presents the structure of an adaptive microprocessor system for automatic control of unmanned aerial vehicles using a nonlinear model of unmanned aerial vehicles, which allows to increase the efficiency of control and measurement of coordinates of unmanned aerial vehicles. The results of the analysis of the existing adaptive microprocessor systems of automatic control of the unmanned aerial vehicle are presented. Their advantages and disadvantages are established. To implement a real flight control program for an unmanned aerial vehicle, it is necessary to use a systematic process of designing and modeling an adaptive microprocessor control system using adaptive control algorithms with L1 feedback.

Key words: adaptive microprocessor automatic control system, unmanned aerial vehicle, adaptive control, linear model, nonlinear model.

Вступ

Сучасний розвиток безпілотних літальних апаратів є надзвичайно важливим для обороноздатності, суверенітету та економіки України. Спектр практичного застосування безпілотних літальних апаратів є дуже широким. Найбільш важливі задачі безпілотних літальних апаратів пов'язані із їх застосуванням у військовій, цивільній (державній, приватній, комерційній) та антитерористичній галузі.[1]. Безпілотні літальні апарати мають ряд переваг: висока маневреність, широко використовуються в усіх сферах людської діяльності, надійність та економічність. Безпілотні літальні апарати застосовуються у широкому спектрі додатків, таких як наукові дослідження, громадянське будівництво, воєнне використання, аерофотозйомка, пошуково-рятувальні операції, та огляди зони ризиків [2–5]. Одним з важливіших класів безпілотних літальних апаратів є квадрокоптери, які мають значні переваги по багатьох параметрах, таких як, простота конструкції, швидке їх виготовлення та мала ціна [6,7]. В останні роки предметом багатьох наукових досліджень в області квадрокоптерів було керування їх положенням, у частковому випадку висоти квадрокоптера [6]. Під час проведення цих наукових досліджень було запропоновано багато алгоритмів для вирішення проблеми керування квадрокоптером.

Останнім часом, однією з переваг безпілотних літальних апаратів є їх застосування в різних аерокосмічних програмах. Однак, є необхідність використовувати такі транспортні засоби в потенційно несприятливих умовах, тому дуже важливо розробляти їх з високою ефективністю та надійністю, що в свою чергу викликає науковий інтерес до використання адаптивного керування у таких випадках. Еталонні моделі сучасних адаптивних регуляторів на основі мікропроцесорних систем на сьогоднішній день набули широкого застосування, однак вони характеризуються одним суттєвим недоліком, які полягає у тому, що сучасні адаптивні регулятори можуть бути дуже чутливими до затримок часу. Для подолання цього недоліку та проектування реалістичної адаптивної системи автоматичного керування, були створені відфільтровані версії сучасних адаптивних регуляторів на основі мікропроцесорних систем, які називається отримали назву адаптивне керування L1.

Аналіз останніх досліджень та публікацій.

Основна перевага адаптивного керування L1 перед іншими алгоритмами адаптивного керування полягає у чіткому розділенні продуктивності та надійності, де включення фільтра низьких частот гарантує необмежену пропускну здатність сигналу керування та високу швидкість адаптації, яка у свою чергу обмежується тільки доступними обчислювальними ресурсами. Звідси випливає, що проблему адаптивного керування можна поділити

на два обмеження: пропускну здатність каналу та доступні ресурсні обчислення. Найпростіша та ефективніша версія реалізації адаптивного керування L1 – це реалізація такого керування із зворотнім зв'язком, основною перевагою якого є один вхід на один вихід, тому стани такої внутрішньої системи не потребують їх моделювання та вимірювання. Модель один вхід на один вихід охоплює усю систему замкнутого циклу та формується за допомогою простих методів ідентифікації системи. Таким чином, сучасні адаптивні регулятори на основі мікропроцесорних систем зі зворотнім зв'язком, які реалізують адаптивне керування L1 представляє собою стабільну систему із замкнутим циклом, з ефективною продуктивністю та надійністю. У таких системах легко передбачити та спрогнозувати час затримки використовуючи стандартний лінійний системний аналіз. Також необхідно врахувати, що зворотний зв'язок L1 є простим в практичній реалізації.

Виклад основного матеріалу дослідження.

На основі сучасного аналізу відомих адаптивних мікропроцесорних систем керування безпілотними літальними апаратами, можна зробити висновок, що найбільш застосовуються наступні адаптивні мікропроцесорні системи регулювання безпілотних літальних апаратів: адаптивні мікропроцесорні системи керування безпілотних літальних апаратів на основі пропорційно-інтегрально-диференційного регулятора; адаптивні мікропроцесорні системи керування безпілотних літальних апаратів на основі лінійно-квадратичного регулятора; адаптивні мікропроцесорні системи керування безпілотних літальних апаратів на основі методу Н на нескінченості; адаптивні мікропроцесорні системи керування безпілотних літальних апаратів на основі нелінійного регулювання.

Адаптивна мікропроцесорна система керування безпілотними літальними апаратами на основі пропорційно-інтегрально-диференційного регулятора створюється на базі лінійної моделі безпілотного літального апарату в точці стабілізації, яка здатна стабілізувати систему на протязі 3-х секунд. Однак, суттєвими недоліками такої адаптивної системи автоматичного регулювання є обмежене використання, тільки у точці рівноваги та нездатність здійснювати складних маневрів, якщо така система автоматичного керування застосовується для регулювання положення та висоти безпілотного літального апарату.

Адаптивна мікропроцесорна система керування безпілотними літальними апаратами на основі лінійно-квадратичного регулятора також створюється на базі лінійної моделі безпілотного літального апарату застосовуючи декілька точок для стабілізації. Суттєвими недоліками такої адаптивної системи автоматичного регулювання є нездатність привести систему до стабілізації на фізичні моделі та неврахування динаміки двигуна у даній моделі, тобто менша продуктивність у порівнянні з адаптивною мікропроцесорною системою керування безпілотними літальними апаратами на основі пропорційно-інтегрально-диференційного регулятора.

Адаптивна мікропроцесорна система керування безпілотними літальними апаратами на основі методу Н на нескінченості здатна забезпечувати ефективно та надійне відслідковування заданих сигналів і відмови від порушень застосовуючи нелінійну математичну модель. При цьому нелінійна математична модель базується на змішаній чутливості методу Н на нескінченості та μ -синтезу з ітераційними алгоритмами ДК, завдяки цьому розробляється адаптивна мікропроцесорна система керування безпілотними літальними апаратами з високоєфективною надійністю його роботи.

Адаптивну мікропроцесорну систему керування безпілотними літальними апаратами на основі нелінійного керування, краще всього застосовувати у випадках, коли відхилення є досить великими.

Як показано у науковій роботі [8], загальна структурна схема керування безпілотним літальним апаратом може бути представлена та описана через керування чотирма вхідними силами: крену, тангажу, рискання і загальної тяги (рисунок 1).

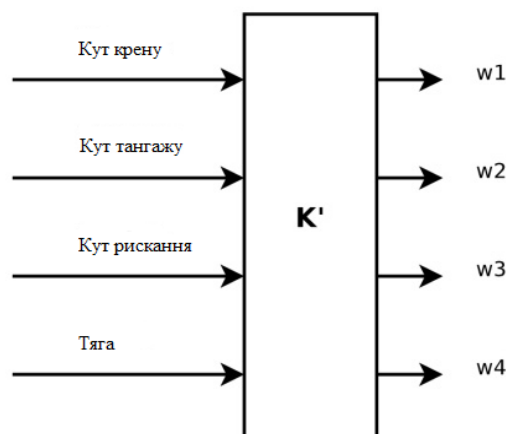


Рис. 1. Загальна структурна схема керування крену, тангажу, рискання і загальної тяги

Адаптивний алгоритм керування L1, який використовується для керування польотом безпілотного літального апарату і представляє собою систему з замкненим циклом, зображено на рисунку 2. До такої адаптивної системи керування входять: низькочастотний фільтр $C(s)$ та еталонні моделі. Застосування фільтра нижніх частот $C(s)$ надає дві переваги: обмеження пропускну здатності керуючого сигналу u ; в еталоні моделі надходить сигнал високої частоти.

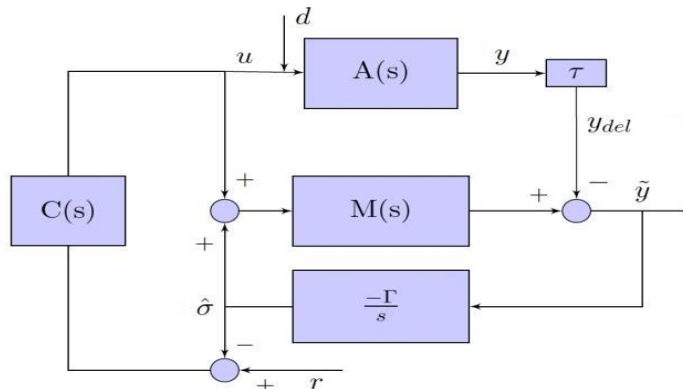


Рис.2. Структурна схема адаптивного керування зі зворотнім зв'язком L1

Загальна структурна схема адаптивної мікропроцесорної системи автоматичного керування безпілотним літальним апаратом, яка реалізує алгоритм адаптивного керування зі зворотнім зв'язком L1 може бути представлена як показано на рисунку 3.

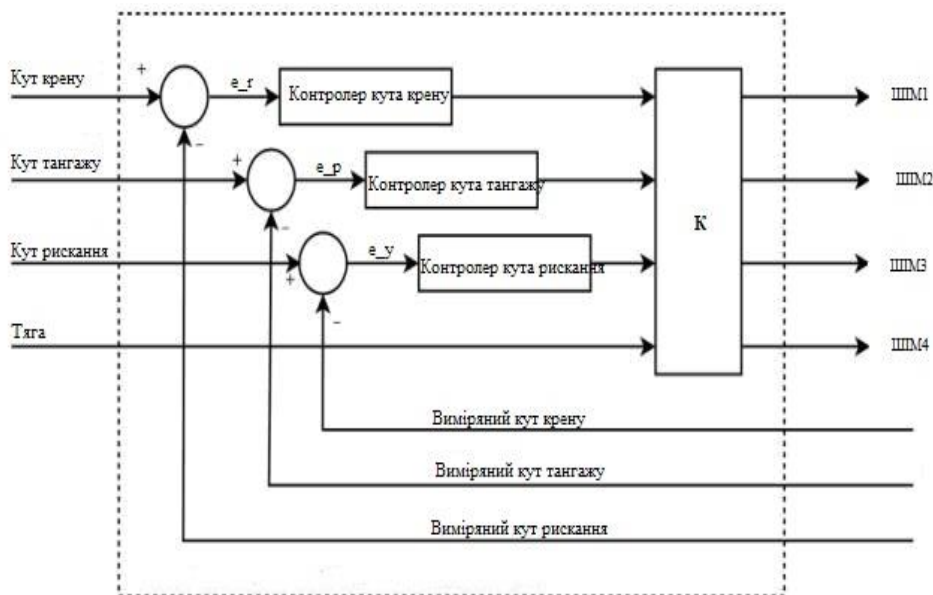


Рис.3. Структурна схема адаптивної мікропроцесорної системи автоматичного керування безпілотним літальним апаратом

Для тестування адаптивних мікропроцесорних систем керування безпілотними літальними апаратами на основі пропорційно-інтегрально-диференційного регулятора та уникненню пошкоджень реального безпілотного літального апарату є необхідним побудова наступної нелінійної моделі безпілотного літального апарату за допомогою Simulink, яка представлена на рисунку 4. Така нелінійна модель безпілотного літального апарату дозволяє імітувати рівняння руху і додати насичення до швидкості електродвигунів, що у свою чергу призводить до обмеження їх обертів в секунду у діапазоні від 0 до 150. З проведеного аналізу рисунок 1, можна зробити висновок, що нелінійна математична модель складається з таких частин, як динаміка твердих тіл 6DOF, підсистема гравітаційна і двигунів, а також підсистема візуалізації. Блок динаміки твердих тіл 6DOF враховує рівняння руху твердого тіла, такі параметри як початкові умови, тензор інерції тіла, маса. Вхідними даними тут виступають вхідні сили та моменти сил. Гравітаційний блок враховує перетворення вагової сили. Призначення підсистеми двигунів полягає у виробленні зовнішніх моментів сил та сили тяги. Підсистема візуалізації для надсилання даних про положення, при цьому відбувається перетворення декартових координат у сферичні.

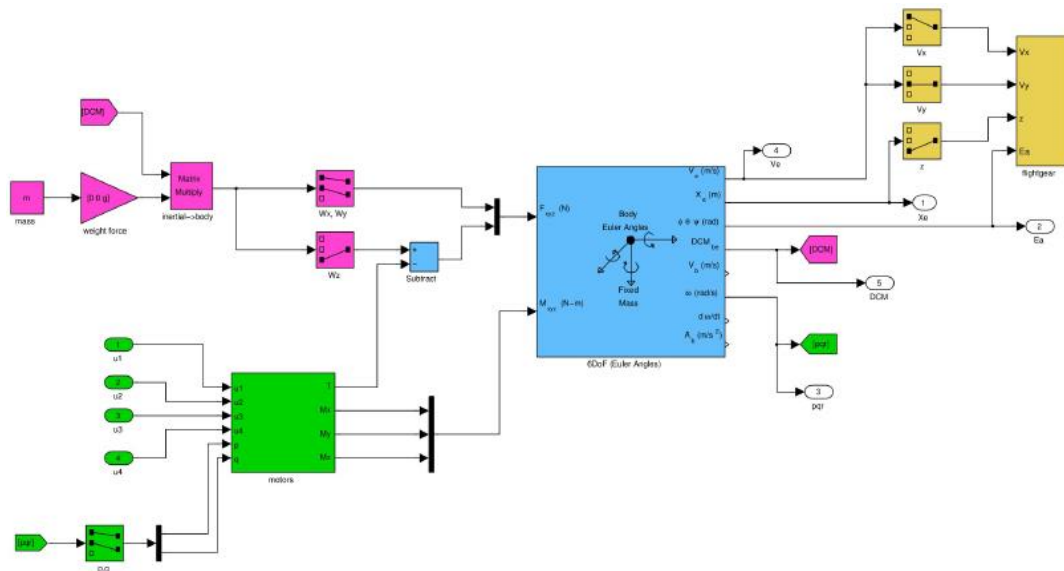


Рис.4 Нелінійна модель безпілотного літального апарату

Висновки

1. Встановлено, що найбільшого використання набули адаптивні мікропроцесорні системи регулювання безпілотних літальних апаратів на основі пропорційно-інтегрально-диференційного регулятора, основі лінійно-квадратичного регулятора, методу Н на нескінченості та нелінійного керування.
2. Проведено аналіз існуючих адаптивних мікропроцесорних систем регулювання безпілотних літальних апаратів. Встановлено їх переваги та недоліки, при використанні лінійної і нелінійної моделі безпілотного літального апарату.
3. Встановлено, що для реалізації на практиці реальної програми керування польотом безпілотного літального апарату є необхідним застосування систематичного процесу проектування та моделювання адаптивної мікропроцесорної системи керування використовуючи алгоритми адаптивного керування зі зворотнім зв'язком L1.
4. Наведено структурну схему адаптивної мікропроцесорної системи автоматичного керування безпілотним літальним апаратом, яка реалізує нелінійну модель та складається з динаміка твердих тіл 6DOF, підсистеми гравітаційна, двигунів та візуалізації.

Література

1. Луцький М.Г. Розвиток міжнародного регулювання та нормативної бази використання безпілотних літальних апаратів / М.Г. Луцький, В.П. Харченко, Д.О. Бугайко // Вісник НАУ. – 2015. – № 4. – С. 5-14. Дьяконов В.П. Генерация и генераторы сигналов / Дьяконов В.П. – Издательство: Л.: Энергия, 2009. – 384 с.
2. Xuan-Mung N. A Multicopter ground testbed for the evaluation of attitude and position controller / Xuan-Mung N., Hong S.K. // Int. J. Eng. Technol. - 2018,. - №7. - p. 65–73.
3. Yu Y. A Quadrotor test bench for six degree of freedom flight / Yu, Y., Ding, X. // J. Intell. Robot. Syst. – 2012. - № 68. – p. 323–338.
4. Lee K.U. Inverse optimal design for position control of a quadrotor / Lee K.U., Choi Y.H., Park J.B.// Appl. Sci. – 2017. – p. 907.
5. Nguyen N.P. Sliding mode thau observer for actuator fault diagnosis of quadcopter UAVs / Nguyen N.P., Hong S.K. // Appl. Sci. - 2018 – p. 1893.
6. Xuan-Mung N. Improved Altitude Control Algorithm for Quadcopter Unmanned Aerial Vehicles / Xuan-Mung N., Hong S.K. // Applied sciences - 2019,. - №9,. 2122 - p.1–15.
7. Santos M.C.P. An adaptive dynamic controller for quadrotor to perform trajectory tracking tasks / Santos M.C.P., Rosales C.D., Sarapura J.A., Sarcinelli-Filho M., Carelli R. // J. Intell. Robot. Syst. – 2019. – p.5–16.
8. Jayakrishnan H.J. Position and attitude control of a quadrotor UAV using super twisting sliding mode / Jayakrishnan H.J. // IFAC Pap. Online – 2016. - p. 284–289.

References

1. Luckij M.G. Rozvitok mizhnarodnogo reguluvannya ta normativnoi bazi vikoristannya bezpilotnih litalnih aparativ / M.G. Luckij, V.P. Harchenko, D.O. Bugajko // Visnik NAU. – 2015. – № 4. – S. 5-14. Dyakonov V.P. Generaciya i generatory signalov / Dyakonov V.P.– Izdatelstvo: L.: Energiya, 2009. – 384
2. Xuan-Mung N. A Multicopter ground testbed for the evaluation of attitude and position controller / Xuan-Mung N., Hong S.K. // Int. J. Eng. Technol. - 2018., - №7. - p. 65–73.
3. Yu Y. A Quadrotor test bench for six degree of freedom flight / Yu, Y., Ding, X. // J. Intell. Robot. Syst. – 2012. - № 68. – p. 323–338.
4. Lee K.U. Inverse optimal design for position control of a quadrotor / Lee K.U., Choi Y.H., Park J.B.// Appl. Sci. – 2017. – p. 907.
5. Nguyen N.P. Sliding mode thau observer for actuator fault diagnosis of quadcopter UAVs / Nguyen N.P., Hong S.K. // Appl. Sci. - 2018 – p. 1893.
6. Xuan-Mung N. Improved Altitude Control Algorithm for Quadcopter Unmanned Aerial Vehicles / Xuan-Mung N., Hong S.K. // Applied sciences - 2019., - №9., 2122 - p.1–15.
7. Santos M.C.P. An adaptive dynamic controller for quadrotor to perform trajectory tracking tasks / Santos M.C.P., Rosales C.D., Sarapura J.A., Sarcinelli-Filho M., Carelli R. // J. Intell. Robot. Syst. – 2019. – p.5–16.
8. Jayakrishnan H.J. Position and attitude control of a quadrotor UAV using super twisting sliding mode / Jayakrishnan H.J. // IFAC Pap. Online – 2016. - p. 284–289.

ДОДАТОК Б Матеріали презентації результатів виконання дипломної
роботи

ХМЕЛЬНИЦЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ УНІВЕРСИТЕТ

Бондар А.Ю.

Метод стабілізації та керування безпілотними
літальними апаратами

Метою дослідження є розроблення методу стабілізації та керування безпілотним літальним апаратом на основі адаптивної мікропроцесорної системи автоматичного керування.

Об'єктом дослідження процес адаптивного керування безпілотним літальним апаратом за допомогою математичних моделей.

Предметом дослідження є методи та засоби адаптивного керування польоту безпілотного літального апарату.

ЗАВДАННЯ ДОСЛІДЖЕННЯ

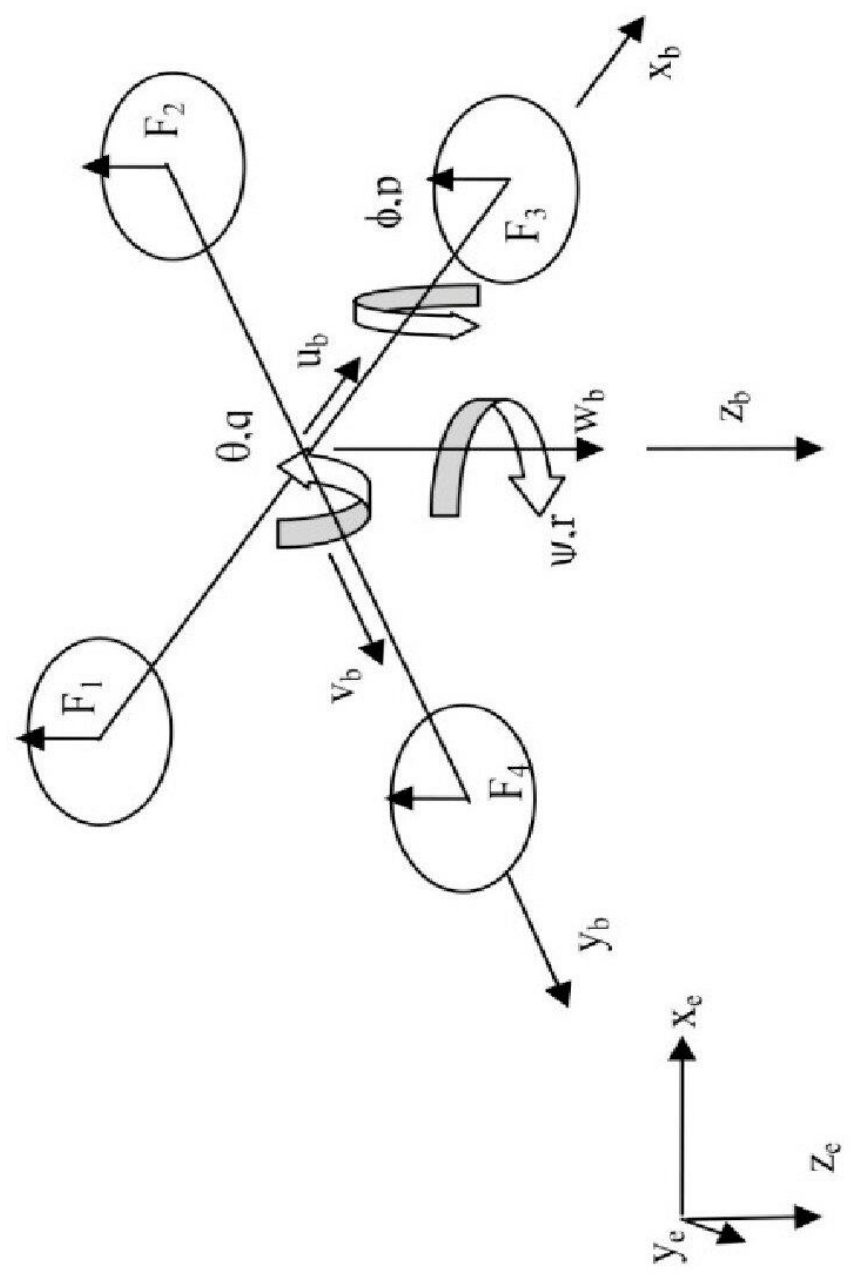
1. Аналіз відомих методів та засобів керування безпілотним літальним апаратом, які реалізуються на основі мікропроцесорних систем;
2. Розробити нелінійну математичну модель адаптивної мікропроцесорної системи автоматичного керування безпілотним літальним апаратом.

Наукова новизна одержаних результатів. В роботі є наступні наукові результати:

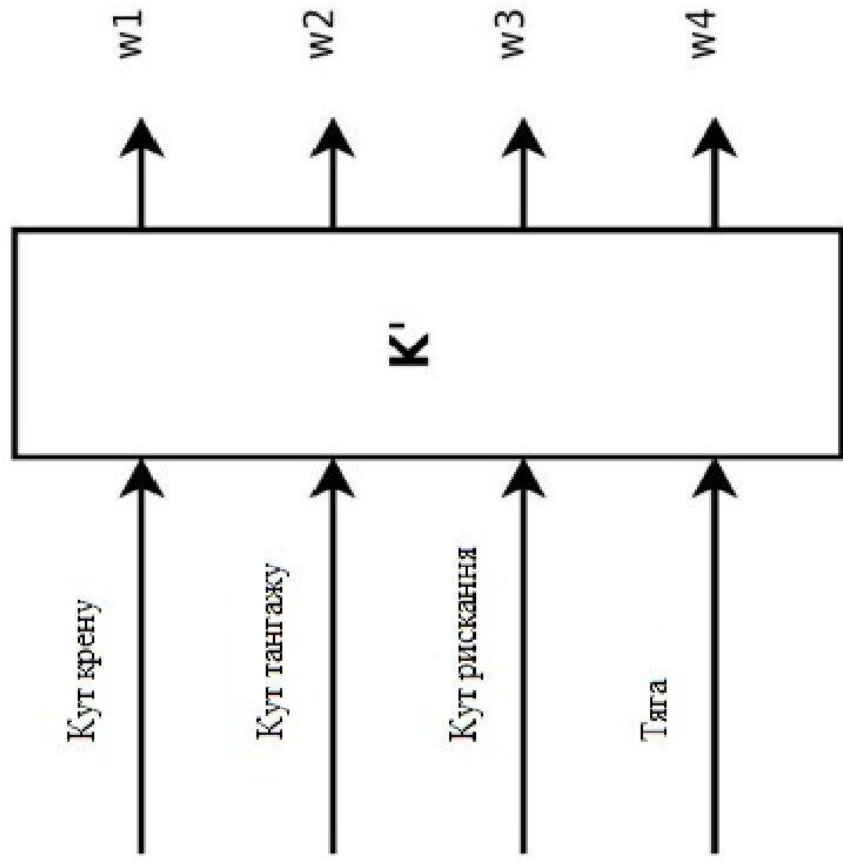
- набув подальшого розвитку метод адаптивного керування траєкторією безпілотним літальним апаратом на основі мікропроцесорної системи автоматичного керування

Практичне значення одержаних результатів полягає у створенні структури адаптивної мікропроцесорної системи автоматичного керування траєкторією безпілотним літальним апаратом.

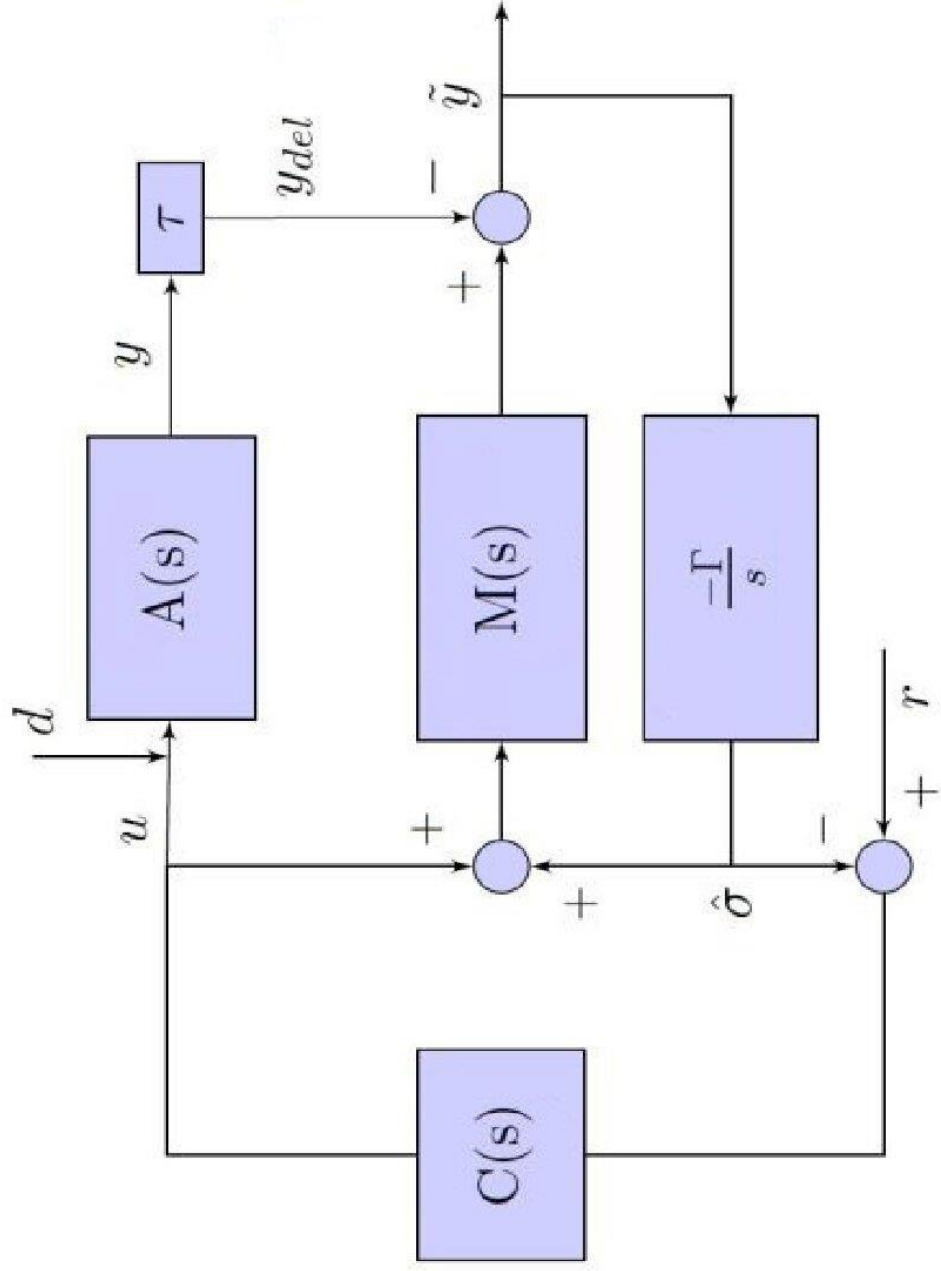
Схематичний вигляд літального апарату з напрямками обертів роторів



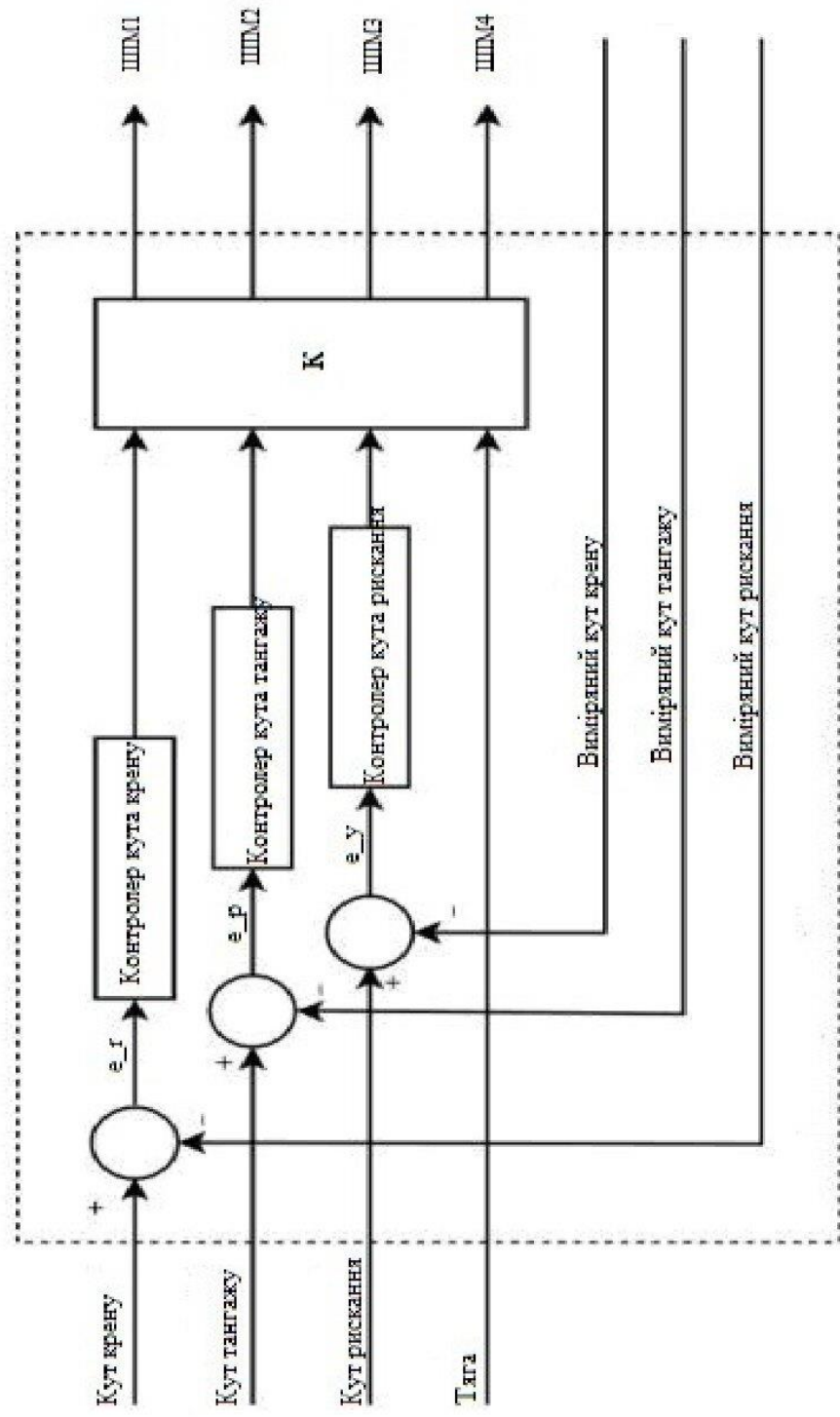
Загальна структурна схема керування крену, тангажу, ризкання і загальної тяги



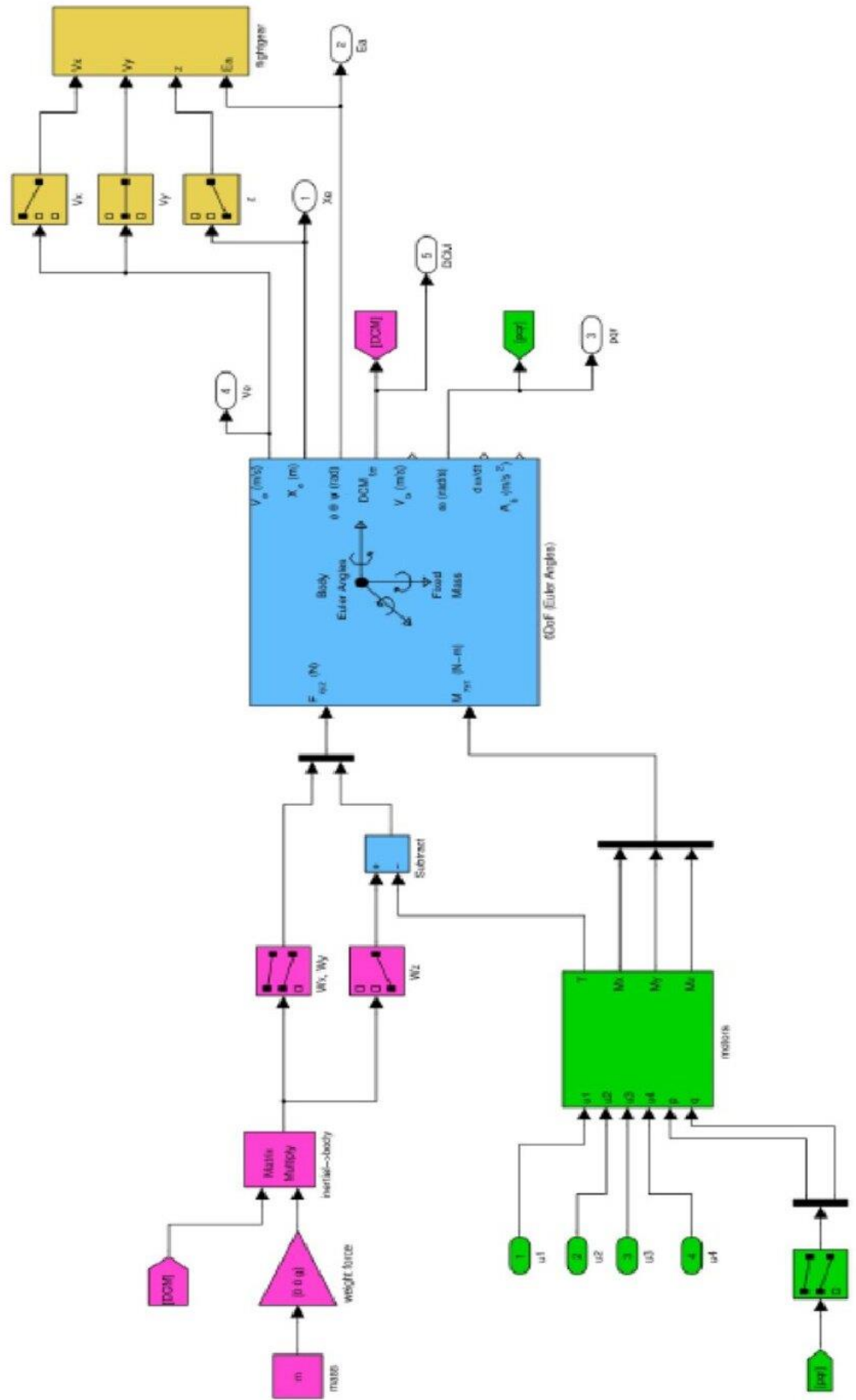
Структурна схема адаптивного керування зі зворотнім зв'язком L1



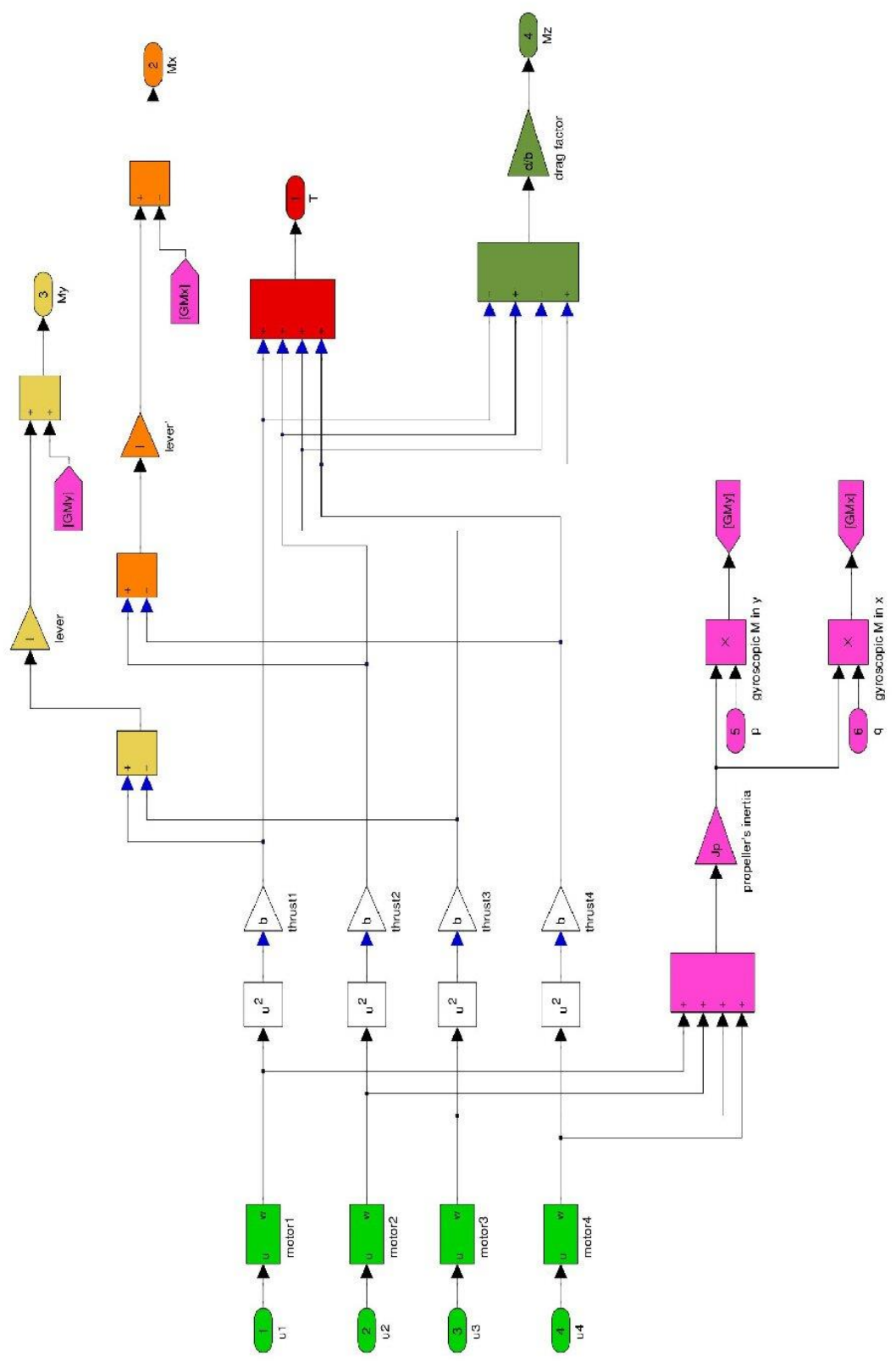
Запропонована структурна схема адаптивної мікропроцесорної системи автоматичного керування безпілотним літальним апаратом



Нелінійна модель керування безпілотним літальним апаратом

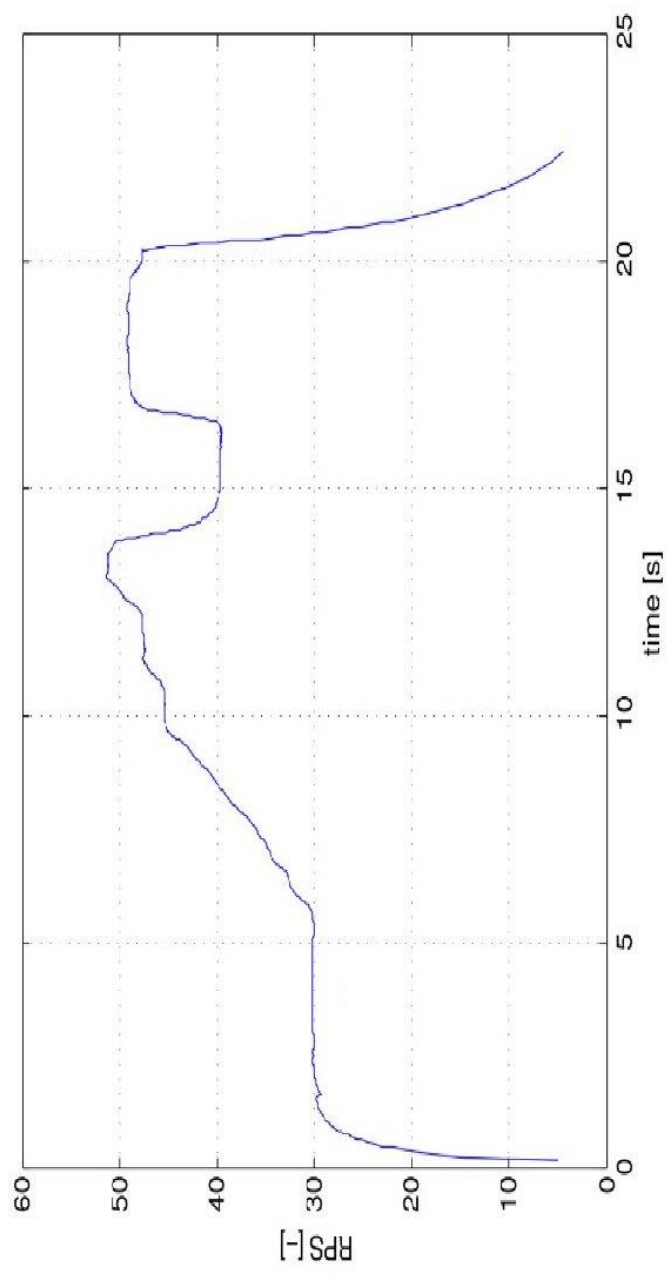
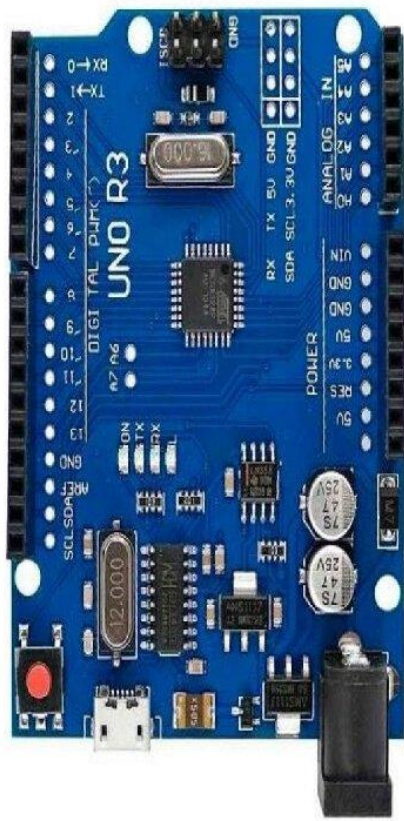


Підсистема двигуна у нелінійній моделі

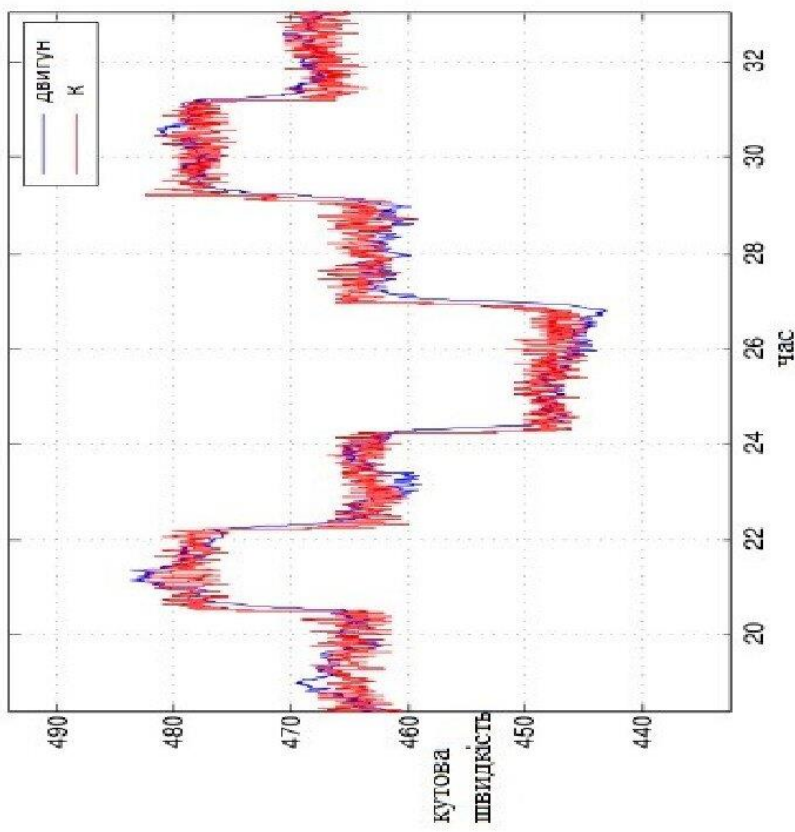
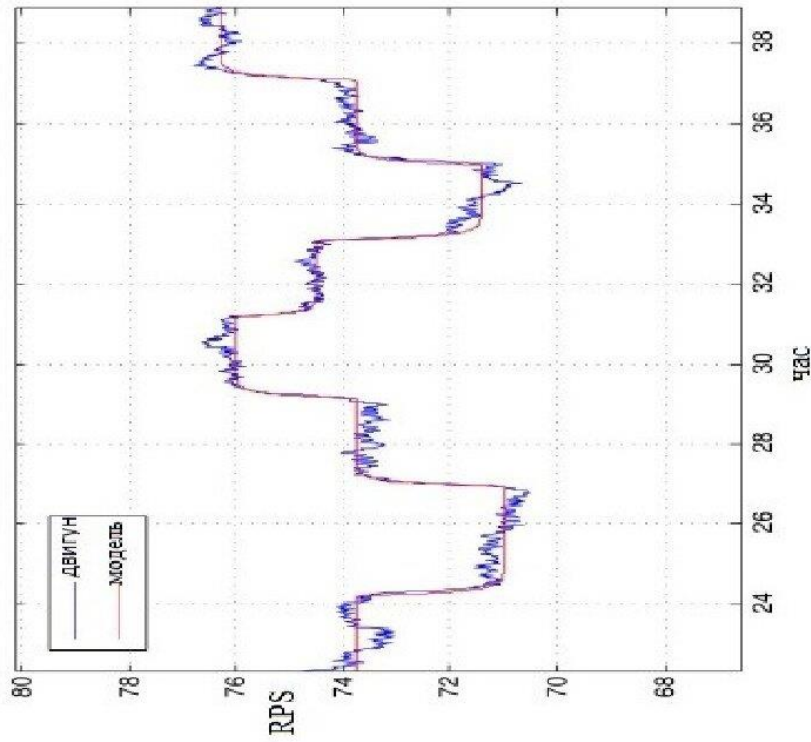


Плата Arduino та результати визначення і моделювання процесу керування безпілотним літальним апаратом

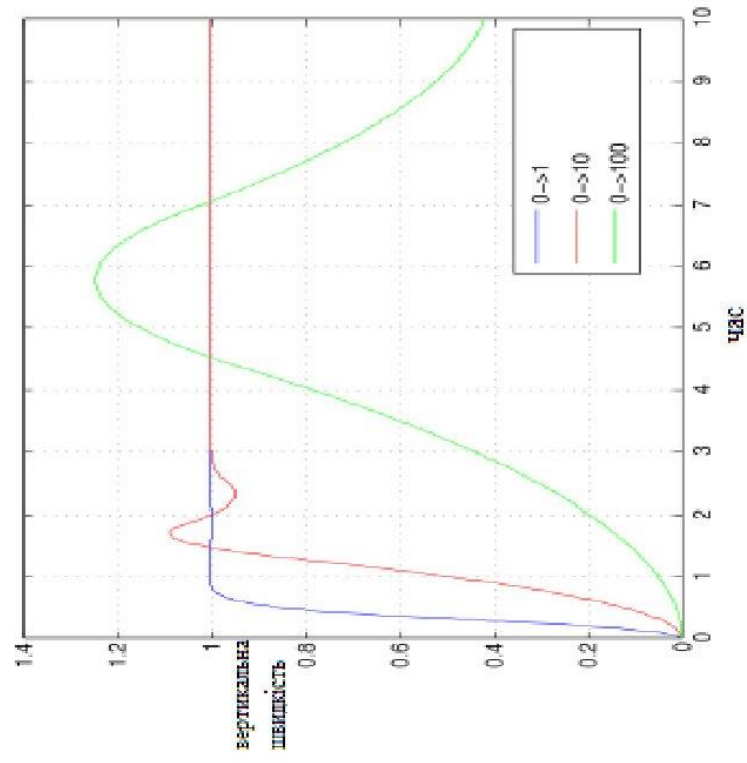
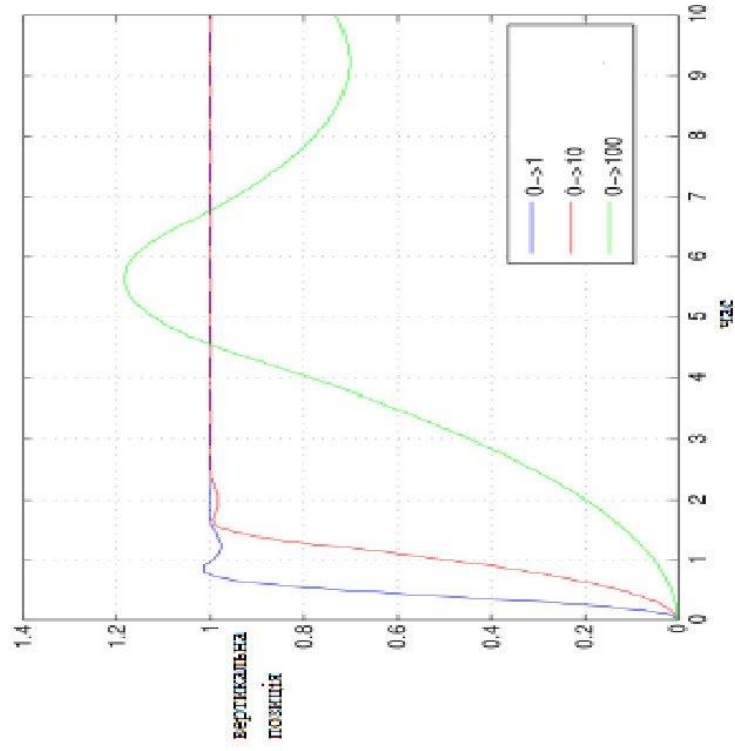
10



Графік порівняння динаміки реальних та імітованих електродвигунів безпілотних літальних апаратів



Графік залежності вертикальної позиції від часу для нелінійної моделі з різними коефіцієнтами П-регулятора та з різними коефіцієнтами LQ регулятора



ОСНОВНІ ВИСНОВКИ ПО РОБОТІ

1. Контролер швидкості рискання не керує двигунами напряду, а лише модифікує відповідний коефіцієнт.
2. Встановлено, що достатній коефіцієнт для П-регулятора дорівнює 0.12 щоб задати необхідний маршрут і траєкторію руху безпілотного літального апарату.
3. Коефіцієнт ПІД-регулятора для ефективного керування та стабілізації безпілотного літального апарату використовуючи адаптивний алгоритм зі зворотнім зв'язком L1 становить 2,67.
4. Точкові діаграми необхідно використовувати для вимірювання критеріїв стабільності, коефіцієнта підсилення та запасу фази. Максимальне підсилення повинно бути не менше 3 дБ, а запас фази - не менше 30 градусів для необхідного запасу міцності, яке забезпечує захист від невизначеності моделі та затримок.

Завідувачу кафедри телекомунікацій та
радіотехніки

д.т.н., професору Бойку Ю.М.

здобувача вищої освіти

Бондара О.В.

ФПКТС, гр. ТРМ-19-1

ЗАЯВА

З правилами чинного Положення «Про дотримання академічної доброчесності в Хмельницькому національному університеті» від 26.09.2020 (зі змінами від 26.11.2020), згідно з яким виявлення плагіату є підставою для відмови в допуску кваліфікаційної роботи до захисту та застосування заходів дисциплінарної та академічної відповідальності, ознайомлений. Про використання програмно-технічних засобів для перевірки кваліфікаційних робіт здобувачів вищої освіти на плагіат оповіщений (а) та надаю свою згоду на обробку та збереження університетом моєї роботи в інституційному репозитарії університету.

Також надаю університету право на передачу моєї роботи для обробки та збереження в базах даних програмно-технічних засобів (Unicheck та Anti-Plagiarism) та використання роботи для виявлення плагіату в інших роботах, які перевіряються програмно-технічними засобами та користувачами, що мають доступ до цих програмно-технічних засобів, виключно в обмежених цілях для виявлення плагіату в текстах робіт.

Робота для перевірки університетом надається в друкованому та електронному варіанті. Електронна версія моєї роботи збігається (ідентична) з друкованою.

23 листопада 2020 р.

дата

підпис

Anti-Plagiarism v-15.257

Максимальное совпадение с одним документом 2.0%

Словари проверки: en_US, ru_RU, ua_UA. Ошибок в документах: 6%

ID: 85744 Название: Метод стабілізації та керування безпілотним літальним апаратом Добавлено в БД: 2020-12-19 Авторы: Бондар Андрій Юрійович Руководитель: Макаришкін Денис Анатолійович Консультанты: Оponentи: Корецька Людмила Олександрівна	Документ		Суммарное совпадение по Базе Данных	
	Символы	Лексемы	Символы	Лексемы
	36559	325	1116 (3%)	15 (5%)

Источник плагиата

ID	Описание	Наличие плагиата в документе	
		Символы	Лексемы



Ім'я користувача:
Kafedra telekom_radiotechniki

ID перевірки:
1005484145

Дата перевірки:
19.12.2020 09:41:29 EET

Тип перевірки:
Doc vs Internet + Library

Дата звіту:
19.12.2020 09:42:12 EET

ID користувача:
100005656

Назва документа: Бондар А.Ю. - ТРМ-19-1

Кількість сторінок: 72 Кількість слів: 5433 Кількість символів: 43960 Розмір файлу: 14.96 МВ ID файлу: 1005773519

5.65% Схожість

Найбільша схожість: 4.2% з джерелом з Бібліотеки (ID файлу: 1005718159)

1.12% Джерела з Інтернету	88	Сторінка 74
5.26% Джерела з Бібліотеки	52	Сторінка 74

0% Цитат

Вилучення цитат вимкнене

Вилучення списку бібліографічних посилань вимкнене

0% Вилучень

Немає вилучених джерел

Модифікації

Виявлено модифікації тексту. Детальна інформація доступна в онлайн-звіті.

Замінені символи 5

РІШЕННЯ КАФЕДРИ ТЕЛЕКОМУНІКАЦІЙ ТА РАДІОТЕХНІКИ

ПРО ДОПУСК КВАЛІФІКАЦІЙНОЇ РОБОТИ ДО ЗАХИСТУ

Підтверджуємо ознайомлення з результатом звіту подібності щодо роботи, генерованого системою виявлення текстових збігів/ідентичності/схожості:

Назва: Метод стабілізації та керування безпілотним літальним апаратом

Автор: Бондар Андрій Юрійович

Спеціальність: 172 Телекомунікації та радіотехніка

Науковий керівник: к.т.н., доцент Макаришкін Денис Анатолійович

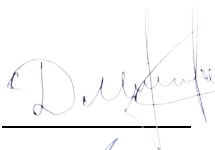
Після аналізу звіту подібності зроблено такий висновок:

№	Висновок	Позначка про відповідність
1	Запозичення, виявлені в роботі, є законними і не є плагіатом (далі – зазначаються підстави віднесення запозичень до правомірних). Робота приймається до захисту.	-
2	Виявлені запозичення не є плагіатом, розміщені в розділах, які не описують безпосередньо авторське дослідження, але кількість цитат перевищує обсяг, виправданий поставленою метою роботи (далі – зазначаються детальні та аргументовані підстави віднесення запозичень до правомірних). Робота приймається до захисту, але має бути відкоригована. Відкоригований варіант має бути поданий на кафедру за 2 дні до захисту, разом із заявою щодо самостійності виконання письмової роботи та ідентичності друкованої та електронної версії роботи	відповідає
3	Виявлені запозичення не є плагіатом, але частково розміщені в розділах, які описують безпосередньо авторське дослідження, а кількість цитат перевищує обсяг, виправданий поставленою метою роботи. В зв'язку з цим мета роботи та поставлені завдання не були досягнені. Робота може бути допущена до захисту (наступного року) після того як буде відкоригована та допрацьована і успішно пройде повторну перевірку на академічний плагіат.	-
4	Робота містить навмисні текстові спотворення, передбачувані спроби укриття запозичень або інші прояви академічного плагіату. Робота містить фабрикацію або фальсифікацію даних. Робота не допускається до захисту.	-
5	Інше:	-

Підтвердження: Виявлені запозичення не є плагіатом так як відносяться до термінологічних та загальноживаних типових фраз і складають 5,65%

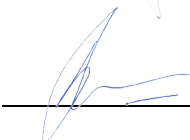
«18» грудня 2020 р.

Науковий керівник



Макаришкін Д.А.

Завідувач кафедрою ТР



Бойко Ю.М.

РЕЦЕНЗІЯ

на дипломну роботу ст. гр. ТРм-19-1 Бондар Андрія Юрійовича
«Метод стабілізації та керування безпілотним літальним апаратом»,
другий освітній рівень (магістр), спеціальність 172 – Телекомунікації та
радіотехніка

Дипломна робота присвячена розгляду питань адаптивних систем керування для безпілотних літальних апаратів.

Актуальність теми підтверджується застосуванням автоматичного мікропроцесорного керування безпілотними літальними засобами. Адаптивні системи керування дозволяють ефективно використовувати мікропроцесор для керування польотом.

В дипломній роботі магістра ставить та виконується ряд завдань, серед яких:

- аналіз відомих методів та засобів керування безпілотним літальним апаратом, які реалізуються на основі мікропроцесорних систем;
- розробити нелінійну математичну модель адаптивної мікропроцесорної системи автоматичного керування безпілотним літальним апаратом;
- розробити метод на основі нелінійної математичної моделі.

Робота складається із вступу, 4 розділів, основних висновків по роботі, списку використаних джерел (80 бібліографічних посилання, 6 сторінок) та 2 додатків (18 сторінок). Загальний обсяг роботи в якому викладено основний зміст складає 63 сторінок і містить 33 рисунків на 27 сторінках по тексту. Повний обсяг роботи – 90 сторінок.

Перший розділ присвячено проведенню аналізу відомих методів автоматичного керування безпілотним літальним апаратом, а саме матриця направленості, перетворення кутових швидкостей, лінійне прискорення. Також було розглянуто:

- декілька видів моделей;
- різні типи регуляторів.

Другий розділ присвячено покращенню методу обчислення моменту інерції для безпілотного літального апарату. Також запропоновано модель ідентифікації аеродинамічних коефіцієнтів. За допомогою цих моделей було здійснено належний контроль фізичних параметрів які вимірюються або оцінюються.

Третій розділ присвячено проведенню тестування лінійних контролерів. Для запобігання пошкодження безпілотного літального апарату, запропонована модель була протестована в Simulink. Ця модель імітує розширені рівняння руху з другого розділу і додає швидкості двигунам, щоб обмежити їх оберти в секунду.

Четвертий розділ присвячено адаптивній мікропроцесорній системі автоматичного контролю безпілотного літального апарату. Було представлено лінійні вирази станів для кожного модуля. Було спроектовано лінійний регулятор

для будь-якого руху. Також було проведено перевірку спроектованих регуляторів використовуючи не лінійні моделі.

За змістом робота є ґрунтовною (містить загалом більше сторінок тексту) містить велику кількість посилань на літературу, висновки з отриманих результатів сформовані технічно грамотно. Викладення матеріалу є послідовним та логічно пов'язаним, застосовується велика кількість ілюстрацій та додатків. Наведені у роботі формули, припущення та висновки мають достатнє обґрунтування та детальне пояснення. Мова викладення роботи є технічно грамотною, зрозумілою та не перенасиченою спеціальними термінами. Оформлення пояснювальної записки знаходиться на належному рівні, граматичних та стилістичних помилок дуже обмежена кількість.

Серед позитивних сторін магістерської роботи слід відмітити наступне:

- набув подальшого розвитку метод адаптивного керування траєкторією безпілотним літальним апаратом на основі мікропроцесорної системи автоматичного керування.

Важливих недоліків робота не містить, завдання на дипломну роботу магістра виконано, але присутні незначні неточності, орфографічні та стилістичні помилки, які не впливають на суть роботи.

В цілому дипломна робота магістра Бондар Андрія Юрійовича “Метод стабілізації та керування безпілотним літальним апаратом” повністю відповідає вимогам до кваліфікаційних робіт магістра та заслуговує на оцінку “добре”, а її автор – на присвоєння кваліфікаційного рівня магістр зі спеціальності 172 – “Телекомунікації та радіотехніка”.

Доцент кафедри автоматизацій,
комп'ютерно-інтегрованих технологій і телекомунікацій
Хмельницького національного університету,
канд. техн. наук, доц.

Корецька Л.О.