

Факультет комп'ютерно-інформаційних систем і програмної інженерії
(повна назва факультету)
Кафедра комп'ютерних систем та мереж
(повна назва кафедри)

КВАЛІФІКАЦІЙНА РОБОТА

на здобуття освітнього ступеня

магістр

(назва освітнього ступеня)

на тему: Методи та засоби цифрового ПІД регулювання системою керування обертанням двигуна моделі літака

Виконав(ла): студент(ка) 6 курсу, групи СТМ-61
спеціальності 123 Комп'ютерна інженерія

(шифр і назва спеціальності)

	 (підпис)	<u>Ченис О. В.</u> (прізвище та ініціали)
Керівник	 (підпис)	<u>Пелушан Ю. В.</u> (прізвище та ініціали)
Нормоконтроль	 (підпис)	<u>Жуков В. В.</u> (прізвище та ініціали)
Завідувач кафедри	 (підпис)	<u>Бухаровська І. В.</u> (прізвище та ініціали)
Рецензент	 (підпис)	<u>Михайлик Д. В.</u> (прізвище та ініціали)

Факультет комп'ютерно-інформаційних систем і програмної інженерії
(повна назва факультету)Кафедра комп'ютерних систем та мереж
(повна назва кафедри)

ЗАТВЕРДЖУЮ

Завідувач кафедри

КС

Олександр Р.С.
(прізвище та ініціали)

«01» лютого 2020 р.

ЗАВДАННЯ НА КВАЛІФІКАЦІЙНУ РОБОТУ

на здобуття освітнього ступеня магістр
(назва освітнього ступеня)за спеціальністю 123 Комп'ютерна інженерія
(шифр і назва спеціальності)студенту Ченісу Олександр Вікторовичу
(прізвище, ім'я, по батькові)1. Тема роботи Методи та засоби цифрового ПІД регулювання системою керування обертання двигуна моделі літакаКерівник роботи Мещинник Юрій Зіновійович, к.т.н.
(прізвище, ім'я, по батькові, науковий ступінь, вчене звання)

Затверджені наказом ректора від «28» вересня 2020 року № 4/7-687

2. Термін подання студентом завершеної роботи 21.12.20203. Вихідні дані до роботи затверджено тема «кваліфікаційної роботи магістра. Параметри та вимоги до моделей класу F2B

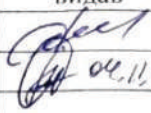
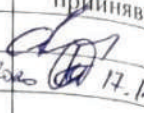
4. Зміст роботи (перелік питань, які потрібно розробити)

Провести аналіз існуючих методів та визначити завдання та вимоги кваліфікаційною дослідження. Розглянути математичну модель літака, рівняння ПІД регулятора, визначити метод налаштування параметрів ПІД регулятора, розглянути методи визначення кутів похибки та калібрівання даних. Розробити алгоритм роботи програми, метод автоматичного налаштування ПІД регулятора, провести експеримент, навести результати.

5. Перелік графічного матеріалу (з точним зазначенням обов'язкових креслень, слайдів)

Схема електрична принципова (А1).
Слайди до доповіді за темою кваліфікаційної роботи магістра.

6. Консультанти розділів роботи

Розділ	Прізвище, ініціали та посада консультанта	Підпис, дата	
		завдання видав	завдання прийняв
Безпека в надзвичайних сит. Охорона праці	Стадник У. Я., професор Осуківська Т. М., доцент	 04.11.2020	 17.12.20

7. Дата видачі завдання 01. лютого 2020 р.

КАЛЕНДАРНИЙ ПЛАН

№ з/п	Назва етапів роботи	Термін виконання етапів роботи	Примітка
1.	Затвердження теми кваліфікаційної роботи	28.09.20	виконано
2.	Аналіз літературних джерел	29.09 - 20.10.20	виконано
3.	Обґрунтування актуальності дослідження	20.10 - 23.10.20	виконано
4.	Аналіз предмету дослідження та предметної області	23.10. - 30.10.20	виконано
5.	Проведення дослідження методів та засобів аналітичного опрацювання даних	30.10 - 10.11.20	виконано
6.	Оформлення розділу "Аналіз систем управління кордовими моделями літаків"	10.11 - 15.11.20	виконано
7.	Оформлення розділу "Методи підбору системи керування обертами моделі літака"	15.11 - 21.11.20	виконано
8.	Оформлення розділу "Практична реалізація на тестування системи керування обертами моделі літака"	21.11 - 29.11.20	виконано
9.	Оформлення розділу "Охорона праці та безпека в надзвичайних ситуаціях"	29.11 - 11.12.20	виконано
10.	Нормоконтроль	11.12 - 18.12.20	виконано
11.	Тіппередній захист роботи	15.12.20	виконано
12.	Захист кваліфікаційної роботи	24.12.20	

Студент


(підпис)

Ченис О. В.
(прізвище та ініціали)

Керівник роботи


(підпис)

Лещинський Ю. З.
(прізвище та ініціали)

АНОТАЦІЯ

Методи та засоби цифрового ПД регулювання системою керування обертами двигуна моделі літака // Кваліфікаційна робота // Чепис Олександр Вікторович // Тернопільський національний технічний університет імені Івана Пулюя, факультет комп'ютерно-інформаційних систем та програмної інженерії, група СІм-61 // Тернопіль, 2020 // с. – 74, рис. – 36, табл. - 3, кресл. – 10, додат. – 2, бібліогр. – 36.

Ключові слова: вбудована система, пілотажна модель літака, ПД-регулятор.

Кваліфікаційну роботу магістра присвячено дослідженню методів та засобів цифрового ПД регулювання системою керування обертами двигуна моделі літака.

Проведено аналіз існуючих методів та визначено завдання кваліфікаційного дослідження розглянуто необхідні компоненти комп'ютерної системи, проведено огляд існуючих регуляторів, описано необхідні режими роботи та визначено функціональні та не функціональні вимоги до комп'ютерної системи.

Розглянуто математичну модель літака, рівняння ПД регулятора, визначено кращий метод налаштування параметрів ПД регулятора та методи калібрування датчиків акселерометру та гіроскопу, розглянуто методи визначення кутів нахилу за допомогою комплементарного фільтру, фільтру Калмана та вбудованого в плату GY-152 MPU6050 обладнання.

Розроблено алгоритм роботи програми, метод автоматичного налаштування ПД регулятора, проведено калібрування датчиків акселерометра та гіроскопу, описано процес проведення експерименту та наведено його результати.

ANNOTATION

Methods and tools of digital PID control of an aircraft model engine rotation // Master diploma thesis // Chepys Oleksandr // Ternopil Ivan Puluj National Technical University, Faculty of Computer Information System and Software Engineering, group CIМ-61 // Ternopil, 2020 // p. – 74, fig. – 36, tab. – 3, sheets A1. – 10, addit. – 2, bibliography. – 36.

Key words: embedded system, aerobatic model of the plane, PID - controller.

Master thesis dedicated to investigation of methods and means of digital PID control system of plane model engine rotation system.

Conducted analysis of existing methods end defined tasks of qualifying investigation. Considered needed components of computer system, conducted review on existing models, described necessary working modes and defined functional and not functional requirements on computer system.

The mathematical model of the aircraft, the PID controller equation are considered, the best method of adjusting the PID controller parameters and methods of calibration of accelerometer and gyroscope sensors are determined, the methods of determining the angles of inclination using a complementary filter, Kalman filter and built-in GY-152 MPU6050 board equipment are considered.

The algorithm of the program operation, the method of automatic adjustment of the PID controller are developed, the calibration of the accelerometer and gyroscope sensors is carried out, the process of conducting the experiment is described and its results are given.

ЗМІСТ

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ І ТЕРМІНІВ	9
ВСТУП.....	10
РОЗДІЛ 1. АНАЛІЗ СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ КОРДОВИМИ МОДЕЛЯМИ ЛІТАКІВ	13
1.1. Особливості кордових моделей літаків	13
1.2. Система управління кордовими моделями літаків	14
1.3. Особливості побудови кордових моделей літаків	15
1.3.1. Конструктивні особливості	15
1.3.2. Особливості систем керування	21
1.4. Вимоги до комп'ютерної системи управління кордовими моделями літаків.....	24
1.4.1. Визначення функціональних вимог.....	24
1.4.2. Визначення не функціональних вимог.....	25
1.5. Висновки до розділу.....	25
РОЗДІЛ 2. МЕТОДИ ПОБУДОВИ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ОБЕРТАМИ МОДЕЛІ ЛІТАКА	27
2.1. Математична модель моделі літака	27
2.2. Пропорційно-інтегрально-диференціальний регулятор обертів моделі літака	28
2.3. Методи налаштування коефіцієнтів ПІД регулятора	29
2.4. Методи автоматичного налаштування коефіцієнтів ПІД регулятора	34
2.5. Методи калібрування акселерометра та гіроскопа	35
2.6. Методи визначення кутів нахилу моделі літака	38

2.7. Висновки до розділу 2	43
РОЗДІЛ 3. ПРАКТИЧНА РЕАЛІЗАЦІЯ ТА ТЕСТУВАННЯ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ОБЕРТАМИ МОДЕЛІ ЛІТАКА.....	45
3.1. Алгоритм основної програми системи керування обертами моделі літака.....	45
3.1.1. Блок схема роботи програми.....	45
3.1.2. Опис коду програми.	47
3.2. Алгоритм автоматичного налаштування коефіцієнтів ПІД регулятора.....	50
3.3. Калібрування акселерометру та гіроскопу системи керування обертами моделі літака	52
3.4. Визначення кутів нахилу моделі літака	54
3.5. Тестування системи керування обертами моделі літака	55
3.6. Результати тестування системи керування обертами моделі літака	60
3.7. Висновки до розділу 3	62
РОЗДІЛ 4. ОХОРОНА ПРАЦІ ТА БЕЗПЕКА В НАДЗВИЧАЙНИХ СИТУАЦІЯХ.....	63
4.1. Охорона праці.....	63
4.2. Безпека в надзвичайних ситуаціях	66
ВИСНОВКИ	69
СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ	70
ДОДАТОК А. Опубліковані тези конференції за темою дипломної роботи магістра	75
ДОДАТОК Б. Лістинг програми	81

ПЕРЕЛІК УМОВНИХ СКОРОЧЕНЬ І ТЕРМІНІВ

КБ – конструктивне бюро;

КС – комп'ютерна система;

ОДГ - оптична ділильна головка;

ПД регулятор – пропорційно-інтегрально-диференційований регулятор;

ШІМ - широтно-імпульсна модуляція;

DMP (Digital Motion Processor) - вбудоване обладнання в плату GY-152 MPU6050;

ESK - пристрій за допомогою якого керуються оберти електродвигуна, використовується в пристроях з електричною силовою установкою.

ВСТУП

Актуальність теми. Одним з ключових параметрів польоту літака є його швидкість, від якої залежить обтікання крила потоком повітря, що впливає на стабільність польоту літака. На низьких швидкостях можливий зрив потоку повітря і звалювання, що у багатьох випадках призводить до аварії. Особливо це актуально для пілотажних кордових моделей, оскільки швидкість моделі літака залежить лише від обертів пропелера та маневрів у вертикальній площині. Отже для забезпечення стабільності польоту при наборі висоти, її зниженню, а також поворотах, важливу роль відіграє алгоритм регулювання швидкості, що відповідає за оберти пропелера, які змінюються в залежності від показів акселерометра і гіроскопа. Також алгоритм регулювання повинен налаштуватися під параметри літака (маса, габарити та ін.), параметри двигуна та пропелера, а також під параметри які необхідні пілоту для виконання фігур. Отже необхідно побудувати комп'ютерну систему яка б врахувала ці особливості керування пілотажними моделями літаків.

Правильне налаштування і оптимізація параметрів ПД регулятора комп'ютерної системи забезпечує стабільність роботи двигуна пілотажної моделі літака та забезпечує стійкість системи під час виконання елементів пілотажу.

Враховуючи вищесказане, розробка методів та засобів цифрового ПД регулювання системою керування обертами двигуна моделі літака є актуальною.

Мета і завдання дослідження.

Метою дослідження є побудова методів та засобів цифрового ПД регулювання системою керування обертами двигуна моделі літака.

Задачі які необхідно виконати під час дослідження:

- Проаналізувати існуючі системи управління кордовими моделями літаків.

- Розробити систему керування для управління швидкістю обертів двигуна моделі літака.
- Розробити алгоритм роботи програми для комп'ютерної системи керування обертами двигуна моделі літака.
- Протестувати розроблену комп'ютерну систему.

Об'єктом дослідження є процес автоматичного регулювання обертів моделі двигуна моделі літака.

Предметом дослідження є методи та засоби ПД регулювання обертів двигуна моделі літака.

Методи дослідження базуються на основі теорії автоматичного керування та методів статистики.

Наукова новизна одержаних результатів.

1. Поширено використання ПД регулятора для керування обертами двигуна кордової моделі літака, який підтримує швидкість кордової моделі літака шляхом мінімізації його прискорення при зміні навантаження внаслідок виконанні фігур пілотажу, що уможливило побудову вбудованої системи керування кордовою моделлю літака із використанням електромотора.

2. Поширено метод автоматичного налаштування коефіцієнтів ПД регулятора на задачу побудови цифрового ПД регулятора для системи керування обертами двигуна моделі літака, шляхом ітераційного підбору коефіцієнтів при виконанні заданої фігури пілотажу, що уможливило створення універсальної до різних конструкцій, вбудованої системи керування кордовою моделлю літака.

Практичне значення одержаних результатів.

В результаті виконання дипломної роботи магістра буде спроектовано комп'ютерну систему на базі ПД регулятора. Дана система призначена для управління пілотажними кордовими моделями літаків типу F2B.

Публікації. Результати дослідження апробовано на VIII Міжнародна науково-технічній конференції молодих учених та студентів «Актуальні задачі сучасних технологій» та VII науково-технічній конференції «Інформаційні моделі, системи та технології».

Структура роботи. Робота складається з пояснювальної записки та графічної частини. Пояснювальна записка складається із вступу, 4 розділів, висновків, списку використаних джерел та додатків. Обсяг роботи: пояснювальна записка – 74 аркушів формату А4, графічна частина – 10 аркушів формату А1.

РОЗДІЛ 1

АНАЛІЗ СИСТЕМ УПРАВЛІННЯ КОРДОВИМИ МОДЕЛЯМИ ЛІТАКІВ

1.1. Особливості кордових моделей літаків

Кордова модель літака – модель літака з двигуном, що здійснює рух по колу, керується та утримується тонкими сталевими тросами (кордами). По формах і конструкції можуть нагадувати справжні літаки або мати довільну конструкцію [1].

Кордові моделі поділяються на ряд класів, кожен з яких має свої, відмінні від інших конструкторські характеристики та сферу застосування. В кваліфікаційній роботі розглядається клас пілотажних моделей F2В.

Модель літака здійснює рух по колу та керується пілотом, що знаходиться по центрі даного кола. Керування відбувається за допомогою двох кордів прикріплених до рукоятки за допомогою якої здійснюється управління та знаходиться у руці пілота. Інший кінець кріпиться до моделі літака та за допомогою спеціального механізму перетворює рухи руки в рухи стерна висоти (керуючі поверхні літака), за допомогою яких відбувається маневрування моделлю. Пілот здійснює оберти за моделлю літака та за допомогою кордів контролює положення в повітрі.

На рисунку 1.1 показано принцип управління кордовою моделлю літака [2].

Кордові пілотажні моделі класу F2В. Даний клас кордових моделей літаків характерний їх величиною. Призначення моделей літаків полягає у виконанні фігур пілотажу в які входять 16 вправ за певний обмежений час, що не перевищує 7 хвилин. Оцінка визначається за рахунок правильності і точності їх виконання.

Кордові моделі літаків в основному оснащені двигунами згоряння, але останнім часом йде тенденція до збільшення використання моделей, що

використовують безколекторні двигуни з контролером регулювання обертів, що живляться за допомогою літій-полімерних акумуляторів [3].

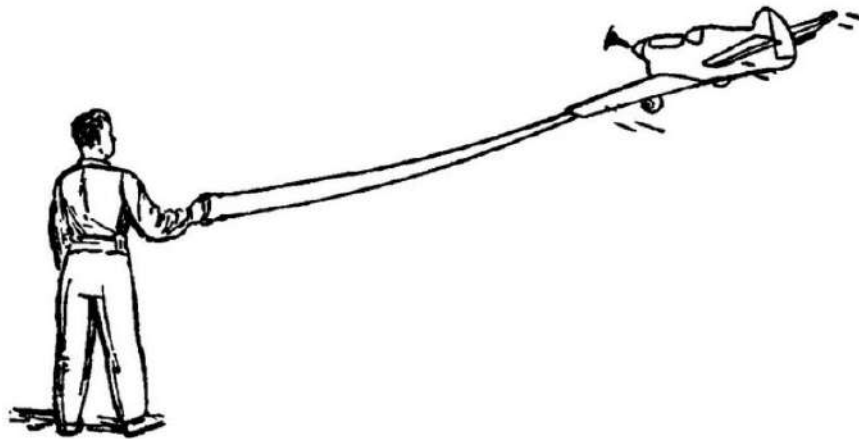


Рис. 1.1. – Принцип управління кордовою моделлю літака

При виконанні підйому для забезпечення сталої швидкості двигуну необхідно забезпечити достатню кількість подачі палива, щоб підтримати необхідні характеристики польоту, при зниженні висоти необхідно зменшити потужність для забезпечення сталого прискорення [4].

Моделі з двигунами згоряння оснащені спеціальною системою подачі палива, що забезпечує правильне регулювання, в свою чергу забезпечуючи стабільність польоту і підтримуючи необхідну швидкість. Для використання моделі літака, що керується безколекторним мотором необхідно розробити комп'ютерну систему, за допомогою якої будуть визначатися характеристики польоту та відповідно до отриманих даних здійснюватися коригування, що дозволять підтримувати необхідні параметри.

1.2. Система управління кордовими моделями літаків

Комп'ютерна система, що досліджується в кваліфікаційній роботі призначена для автоматичного керування обертами двигуна відповідно до характеристик польоту кордової моделі літака і побудована на базі ПІД регулятора.

Областю застосування можуть бути гуртки авіа моделювання, навчальні корпуси, що займаються областю діяльності зв'язаною з літальними апаратами. Вони отримують змогу скласти власноруч з загальнодоступних компонентів та використовувати комп'ютерну систему, яку можна налаштувати для різних видів та конструкцій кордових моделей літаків.

Концепція комп'ютерної системи на базі ПД регулятора може знайти широке застосування не лише в авіамоделюванні, а й в інших сферах, де використовуються керовані об'єкти, оскільки це широко застосовуваний алгоритм регулювання.

Для оптимізації роботи та вивчення сфери дослідження необхідно розглянути існуючі рішення, за допомогою яких є можливість проаналізувати основні переваги та недоліки існуючих систем автоматичного керування.

Комп'ютерні системи на базі ПД регулятора широко поширені і застосовуються в різноманітних сферах для стабілізації переходів в процесах з забезпеченням необхідної точності.

Використання ПД регулювання, визначення характеристик польоту широко застосовуються в конструюванні безпілотних літальних апаратів метою яких є дистанційне та мінімальне втручання в політ людини.

Одною з найбільш розвинених сфер в даній галузі є конструювання дронів, які широко застосовуються як в цивільній промисловості так і у військовій.

Для реалізації комп'ютерної системи необхідно використати ряд компонентів системи, що забезпечать дані для визначення характеристик польоту та виконання необхідних алгоритмів роботи програми.

1.3. Особливості побудови кордових моделей літаків

1.3.1. Конструктивні особливості. Для реалізації комп'ютерної системи необхідні датчики та модулі, що виконуватимуть функції зчитування інформації про характеристики польоту, оброблятимуть її і віддаватимуть необхідні

команди до двигуна. Згідно описаних вище вимог нам необхідні наступні елементи комп'ютерної системи:

- Плата Arduino.
- Давач MPU6050 (акселерометр гіроскоп).
- Регулятор обертів безколекторного мотору.
- Безколекторний мотор.

Плата Arduino Nano використовується для зчитування, обробки та надсилання даних з датчиків до двигуна. На платі реалізовано програмний код, що описує принцип регулювання швидкістю обертів мотору в залежності від польотних характеристик моделі літака, а також ПІД регулятор.

На рис. 1.2 показано зовнішній вигляд плати.

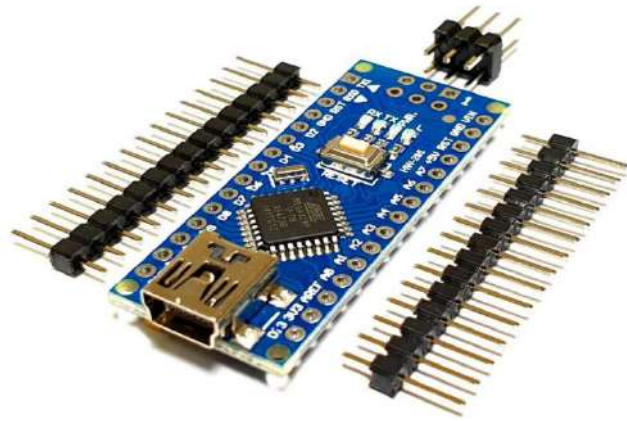


Рис. 1.2. Зовнішній вигляд плати Arduino nano

Плата MPU6050 GY-521 використовується для визначення польотних характеристик моделі літака. На ній розміщені датчики трьох осьовий акселерометр та трьохосьовий гіроскоп, що керуються по протоколу I2C (TWI).

Гіроскоп – це пристрій, що реагує на зміну орієнтації основи, на якій він встановлений в інерційній системі відліку [5]. Трьох осьовий гіроскоп визначає нахили вперед та назад, а також вліво та вправо тому за допомогою даного датчика зручно визначати положення літака в повітрі.

Акселерометр – пристрій, що вимірює прискорення для визначення напрямку та швидкості відхилення [6].

На рис. 1.3 показано зовнішній вигляд плати GY-521 MPU6050.

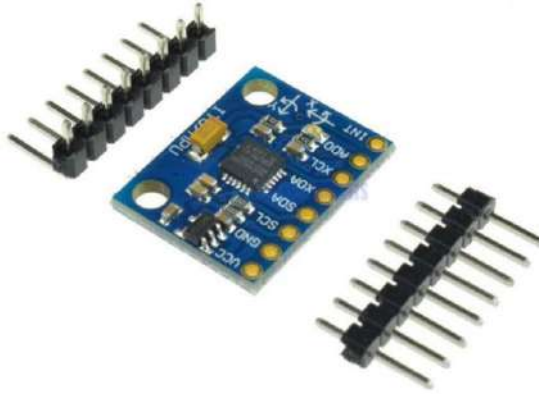


Рис. 1.3. Зовнішній вигляд плати на GY-521 MPU6050

Регулятор обертів двигуна (ESC) – пристрій за допомогою якого керуються оберти електродвигуна, використовується в пристроях з електричною силовою установкою [7].

Регулятор обертів двигуна забезпечує контроль швидкості, плавності старту та зупинки за допомогою ШІМ модуляції. Якісними характеристиками є швидкість реакції на зміну необхідних параметрів, для моделей літаків типу F2В це особливо актуально, оскільки необхідно забезпечити максимально швидку реакцію та спроможність витримувати високі навантаження.

Вибір ESC залежить від двигуна та джерела живлення. Для початку роботи потрібно перевірити відповідність всіх параметрів компонентів, що планується використовувати, звірити їх номінальні напруги тощо. У випадку якщо джерело живлення надто слабе для регулятора обертів він може згоріти. Перед початком роботи слід проаналізувати наступні параметри:

- Номінальна напруга.
- Внутрішній опір.

Номинальна напруга покаже скільки часу регулятор обертів зможе пропрацювати. Пікова напруга характеризує показник максимальної напруги, що може бути досягнена при виконанні різних дій, що характеризуються швидкою зміною параметрів, це може бути старт, виконання різкого підйому, гальмування тощо.

Внутрішній опір відіграє чимале значення в спортивних змаганнях, оскільки при різних схемах переключання електричних з'єднань відбувається виділення енергії, а отже і тепла [8]. Тому при тривалих змаганнях це може зіграти ключову роль. На рис. 1.4 показано зовнішній вигляд ESC.

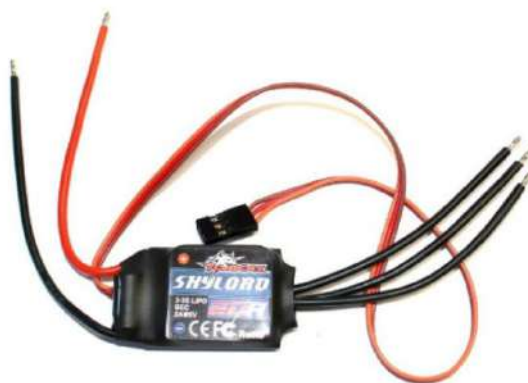


Рис. 1.4. Зовнішній вигляд регулятора обертів двигуна

Безколекторний двигуном називається електродвигун, в якого струм в обмотках розміщених на статорі перемикає комутатор (драйвер). На рис. 1.5 показано зовнішній вигляд безколекторного двигуна.

Конструктивно складається з ротора, що містить магніти постійного струму та статора з обмотками. Принцип роботи двигуна полягає в створенні обмотки статора обертового магнітного поля, при взаємодії з яким магнітний ротор починає рухатися. Для забезпечення такого принципу роботи ESC з певною комбінацією подає струм на статор, щоб вектор його магнітного поля був під кутом 120 градусів до вектора магнітного поля ротора [9].



Рис. 1.5. Зовнішній вигляд безколекторного мотору

Основними перевагами безколекторних двигунів від колекторних є збільшена ефективність (ККД), вища швидкість і динаміка, зносостійкість (причиною якої є відсутність елементів, що труться між собою). Зовнішньо відрізняються в основному наявністю різної кількості провідників.

На рис. 1.6 показано схему безколекторного двигуна.

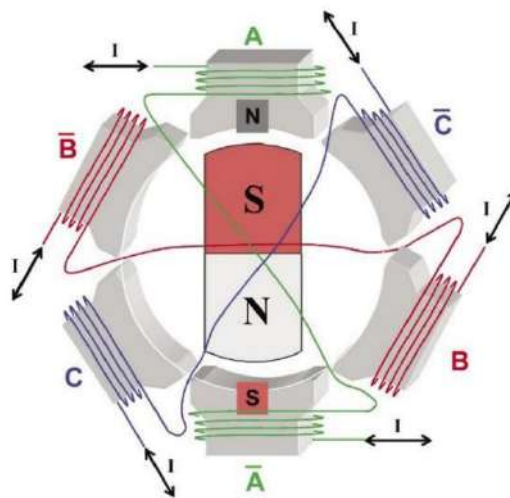


Рис. 1.6. Схема безколекторного електродвигуна

Недоліками безколекторного двигуна порівнюючи з колекторним є вища ціна та необхідність використання регулятора обертів двигуна [10].

При виборі двигуна слід звернути на такі його основні характеристики:

- Максимальна робоча напруга.
- Максимальний робочий струм.

- Опір обмотки.
- Максимальна потужність.
- Кут випередження фази.
- Максимальні обороти [11].

В залежності від опору обмотки визначається ККД чим вона менша, тим ККД більше.

Кут випередження фази характеризує час, протягом якого струм в обмотці досягає максимуму.

Максимальні обороти зазвичай вказують в одиницях KV – обертів/вольт. Щоб отримати максимальні оберти необхідно помножити дану характеристику на максимальну напругу.

Схема підключення. Оскільки безколекторні двигуни не можуть працювати без ESK, їхнє підключення відбувається безпосередньо через нього. Для зміни напрямку обертання необхідно змінити підключення будь-яких двох фаз, як показано на рис. 1.7.

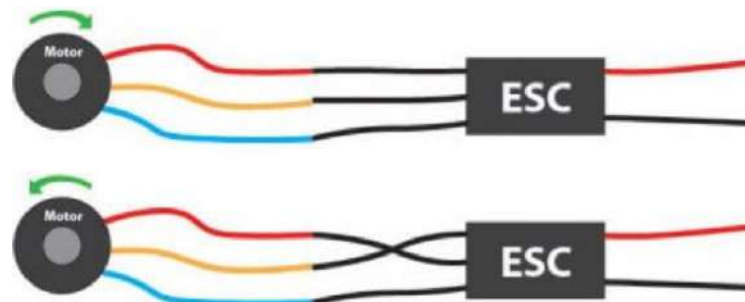


Рис. 1.7. Принцип підключення безколекторного двигуна

Параметр KV мотору показує на якій швидкості обертів мотору він буде генерувати зворотну напругу в 1В. Тобто мотор з параметром KV 700 буде генерувати напругу в один вольт при швидкості обертів 700 об/хв. Даний залежить від того наскільки ефективний двигун в режимі генератора – чим краще він генерує зворотну напругу, тим нижчий параметр KV. Тому мотор з вищим

крутним моментом є кращим генератором. Саме звідси впливає залежність між KV і обертовим моментом двигуна: двигуни з нижчим KV більш тяговиті.

Конструктивно мотори з більшим KV мають меншу кількість витків обмотки, як варіант можна намотати більш товстим проводом, що знизить активний супротив обмотки і дозволить мотору витримувати більш високі струми [12].

Використання безколекторних двигунів обумовлено вищою потужністю при менших розмірах, відсутністю щітково-колекторного вузла, високий ККД (80-90%) та швидкість обертання (в окремих випадках до 100000 об/хв).

1.3.2. Особливості систем керування. Одним з методів покращення роботи системи є зменшення помилки регулювання. Для багатьох систем мінімальна помилка по збудженню системи відповідає мінімальним похибкам по управлінні тому можна зробити чисельну оптимізацію системи керування. Тому для регулювання рухомими об'єктами використовують регулятори, що складаються з одного або декількох взаємо поєднаних регуляторів.

Такими регуляторами є П-регулятор (пропорційний регулятор), І-регулятор (інтегруючий регулятор) та Д-регулятор (диференційний регулятор).

Принцип дії пропорційного регулятора закладається в тому, що він коригує величину регулювання пропорційно величині відхилення, тобто чим більше відхилення – тим більша реакція на нього. Передавальна функція:

$$W_n(s) = K_I \quad (1.1)$$

Інтегральний регулятор діє пропорційно інтегралу похибки. Передавальна функція:

$$W_i(s) = K_0/s \quad (1.2)$$

Диференційний регулятор взаємодіє на величину що регулюється лише в тому випадку, коли вона змінюється $Y = K_2 * dE/dt$. Передавальна функція:

$$W_{\partial}(s) = K_2 * s \quad (1.3)$$

де K_0, K_1, K_2 – величини регулювання;

s – характеристика сигналу, яку отримуємо з давача.

В залежності від вибору регуляторів можливо отримати такі характеристики: П, ПІ, ПД або ПІД.

ПІ регулятор являє собою поєднання пропорційного та інтегрального регулятора і його функція:

$$W_{ni}(s) = K_1 + K_0/s. \quad (1.4)$$

Для ПД регулятора такою функцією є поєднання пропорційного та диференційного:

$$W_{nd}(s) = K_1 + K_2 s. \quad (1.5)$$

Для ПІД регулятора функцією є поєднання функцій всіх регуляторів [13]:

$$W_{nid}(s) = K_1 + K_0/s + K_2 * s. \quad (1.6)$$

Завдяки поєднанню всіх характеристик кожного регулятора він найточніше зможе виконувати поставлені завдання в кваліфікаційній роботі тому саме на його базі буде розроблена КС.

Пропорційно-інтегрально-диференціальний (ПІД) регулятор – це алгоритм регулятора, що базується на пропорційному, інтегральному та диференційному законі управління, що обчислює значення помилки як різницю між необхідним

значенням параметру та наявним, та вносить поправку до даної величина на основі даних значень [14].

Загальну структурну схему ПІД регулятора показано на рис. 1.8.

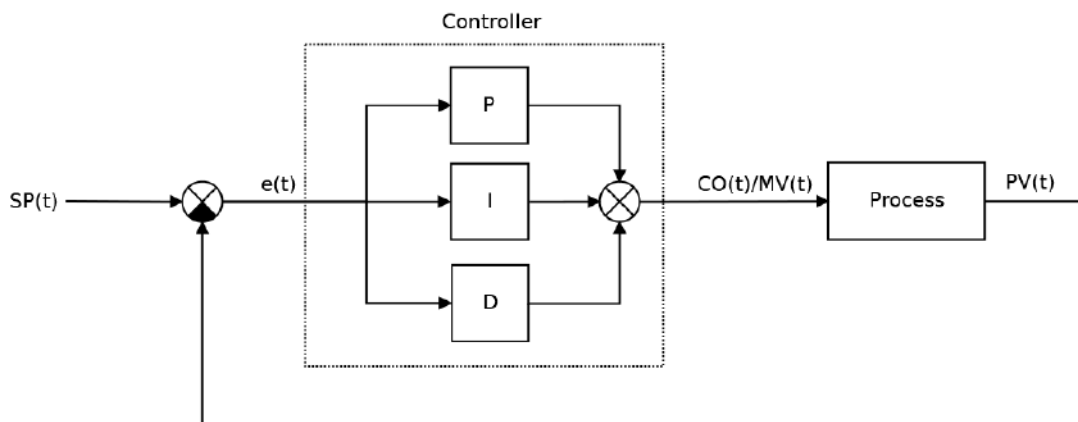


Рис. 1.8. Загальна структурна схема ПІД регулятора

Використання ПІД регулятора обумовлено низкою параметрів, що необхідно задовільнити в найкоротший термін. Тобто при необхідності регулювання параметра при його незначному відхиленні не достатньо використовувати лише пропорційну складову, що відповідає за корегування для поточного відхилення в даний момент часу. Тому що при збільшенні відхилення параметрів від необхідного ростуть і значення даного параметру, тобто якщо в нас відхилення дорівнюватиме 10 градусам, то сила що протидіятиме дорівнюватиме силі якій необхідно внормувати відхилення, якщо 20 – то за тим же принципом, що в свою чергу приводить до розкачування літального апарату, яке може привести до його перевертання.

Щоб зробити менш стрибкоподібною криву регулювання пропорційної складової використовують диференціальну складову. Саме за допомогою неї ми можемо «згладити» криву регулювання, добившись кращого результату. Принцип дії даної складової передбачати поведінку кривої та зменшувати силу реакції на відхилення поступово чим ближче до ідеального параметру – тим більше, тим самим не даючи можливості для розкачування.

Інтегральна складова призначена для поправки мінімальних відхилень тангажу з якими не можуть впоратися пропорційна і диференційна складові регулятора.

1.4. Вимоги до комп'ютерної системи управління кордовими моделями літаків

Оскільки основа кваліфікаційної роботи полягає в дослідженні вирішення питання налаштування та підтримання певних польотних характеристик моделі літака слід визначити певні функціональні та не функціональні вимоги до об'єкту дослідження для забезпечення чіткого уявлення про виконуване завдання.

Функціональні вимоги визначають можливості системи та описують принципи роботи описуючи її поведінку.

Не функціональні вимоги описують такі характеристики як швидкість роботи системи, продуктивність, безпека, ремонтоспроможність, масштабованість, зручність її використання тощо [15].

1.4.1. Визначення функціональних вимог. Для забезпечення виконання всіх потрібних функцій роботи КС необхідно забезпечити такі функціональні вимоги:

- Режим роботи двигуна при зміні тангажу моделі літака.
- Режим роботи двигуна при зміні крену моделі літака.
- Режим роботи двигуна при зміні крену і тангажу моделі літака.
- Автоматичне налаштування коефіцієнтів ПД регулятора.

Режим роботи «Зміна тангажу» моделі літака передбачає зміну швидкості обертів двигуна літака при зміні тангажу, якщо зміна крену літака є у визначеній зоні k , де k – налаштовуваний параметр, що відповідає допустимому відхиленню.

Режим роботи «Зміна крену» моделі літака працює аналогічним чином до режиму «Зміна тангажу» та передбачає зміну швидкості обертів двигуна літака при зміні крену, при зміні тангажу літака є у визначеній зоні.

Режим роботи «Крен + тангаж» передбачає алгоритм зміни швидкості обертів двигуна моделі літака при врахуванні крену і тангажу. Кінцева швидкість обертів двигуна визначається коефіцієнтом залежності, що характеризує вплив відповідного параметру на остаточний результат, даний параметр задається в програмі настройки, сума обох дорівнює одиниці.

Автоматичне налаштування коефіцієнтів ПД регулятора передбачає коригування попередньо встановлених коефіцієнтів для конкретно обраної моделі літака.

1.4.2. Визначення не функціональних вимог. Забезпечення всіх необхідних характеристик комп'ютерної системи допоможе зробити її максимально надійною та безпечною в експлуатації з можливістю швидкого та зручного для користувачів доступу до всіх необхідних компонентів системи, тому щоб задовільнити ці пункти необхідно встановити наступні вимоги [16]:

- Забезпечення максимально стабільної та точної роботи КС.
- Можливість швидкого налаштування параметрів КС для конкретної моделі літака.

1.5. Висновки до розділу

Обґрунтовано мету досліджуваної комп'ютерної системи та сферу для її застосування.

Розглянуто необхідні компоненти КС та описано їх роль та функції, що вони виконують, критерії вибору тих чи інших модифікацій.

Проведено розгляд регуляторів, наведено їх типи і характеристики, математичні формули та структурну схему використовуваного ПД регулятора.

Описано принцип зміни параметрів регулятора до реакції динаміки комп'ютерної системи.

Визначено вимоги до КС. Описано необхідні режими роботи. Сформульовано функціональні та нефункціональні вимоги.

Вибір функціональних вимог було спрямовано на забезпечення максимальної варіативності роботи системи, що покривло необхідну сферу застосування.

Нефункціональні вимоги було сформовано з орієнтацією на зручність, надійність та безпеку використання комп'ютерної системи.

РОЗДІЛ 2

МЕТОДИ ПОБУДОВИ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ОБЕРТАМИ МОДЕЛІ ЛІТАКА

2.1. Математична модель моделі літака

Аеродинамічні сили та моменти діючі на модель літака під час польоту показано на рисунку 2.1.

Змінні x, y, z – координати з початком в центрі мас моделі літака. Вісь x знаходиться в площині симетрії, та направлена в бік носової частини моделі літака. Вісь z також лежить на осі симетрії перпендикулярно до осі x та направлена вниз. Вісь y направлена в бік правого крила доповнюючи ортогональну систему.

Змінні u, v, w – миттєві складові лінійної швидкості направлені відповідно до осей x, y, z .

X, Y, Z – складові аеродинамічної сили в напрямку відповідних осей x, y, z .

Змінні p, q, r – миттєві складові, що описують швидкість обертання відносно осей x, y, z відповідно.

Виходячи з другого закону руху Ньютона, можна записати рівняння для сили, яке прийме наступний вигляд:

$$\sum F = \frac{d}{dt}(mv), \quad (2.1)$$

де F – складові сили F_x, F_y, F_z , вздовж осей x, y, z відповідно;

m – маса моделі літака;

v – вклад лінійних швидкостей u, v, w та швидкостей обертання p, q, r навколо відповідних їм осей x, y, z .

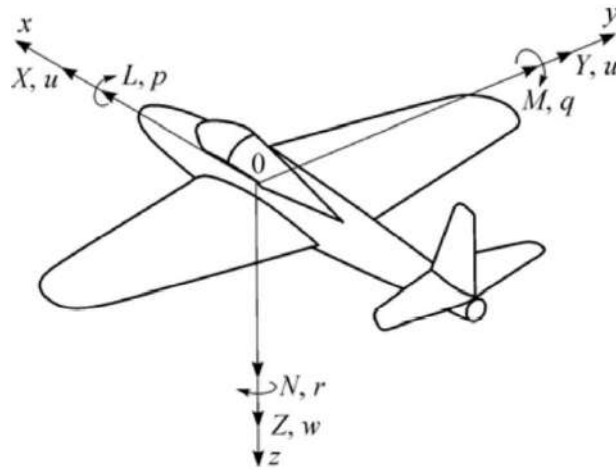


Рис. 2.1. Дія аеродинамічних сил та моментів на модель літака

Складові сили складаються з суми гравітаційної, тягової та аеродинамічних сил, що діють на модель літака.

Рівняння, що описує момент імпульсу M може бути записано у вигляді:

$$\sum M = \frac{d}{dt}(H), \quad (2.2)$$

де M включає в себе складові L , M , N вздовж відповідно їм до осей x , y , z ; H – момент складових руху H_x , H_y , H_z вздовж осей x , y , z відповідно [17].

Для забезпечення підтримання швидкості необхідно підтримувати величини v в певному діапазоні значень та змінювати її відносно того які характеристики польоту в конкретний момент часу. Для забезпечення виконання даної задачі використовується ПД регулятор.

2.2. Пропорційно-інтегрально-диференціальний регулятор обертів моделі літака

ПД регулятор обраховує значення помилки як різницю між змінною наявного процесу та значенням бажаного результату. Роль регулятора мінімізація помилки шляхом корегування вхідних даних регулювання.

Параметри ПІД регулятора коригуються по трьох значеннях: пропорційному, інтегральному та диференціальному. Завдяки використанню цих трьох значень та можливості їх коригування ПІД регулятор може забезпечити керуючу дію, що спрямована для потреб конкретних умов польоту.

Відклик ПІД регулятора характеризується наступними параметрами:

- Чутливістю до похибки.
- Перевищенням заданих значень.
- Ступенем коливань системи.

Дана структура називається паралельною формою ПІД регулятора і описується формулою:

$$G(s) = K_P + K_I(1/s) + K_D \cdot s = K_P(1 + (1/T_I) \cdot s) + T_D \cdot s), \quad (2.3)$$

де K_P – пропорційний коефіцієнт;

K_I – інтегральний коефіцієнт;

K_D – диференціальний коефіцієнт;

T_I – інтегральна часова складова;

T_D – диференціальна часова складова [17].

Щоб забезпечити найбільш точне регулювання необхідно налаштувати коефіцієнти ПІД регулятора. Для їх налаштування використовуються існуючі методи, що були сформовані та досліджені з метою забезпечення виконання необхідних вимог та умов.

2.3. Методи налаштування коефіцієнтів ПІД регулятора

Метод Зіглера – Нікольса вважається наближеним, а також є одним з найпопулярніших методів налаштування ПІД регулятора, оскільки для його побудови не потрібно розробляти модель процесу, а всього визначити границю його стійкості.

Визначення коефіцієнтів відбувається експериментальним шляхом. Для початку налаштування всі коефіцієнти ПІД регулятора: пропорційний, інтегральний та диференційний встановлюються в нуль. Шляхом поступової зміни пропорційного коефіцієнту досягається виникнення незатухаючих коливань, тобто необхідно вивести систему на границю стійкості. Причиною виникнення таких коливань є нульові інтегральний та диференційний коефіцієнти, без допомоги яких система не зможе вирівняти криву регулювання [18].

Відповідно табл. 2.1 підбираються коефіцієнти для всіх параметрів ПІД регулятора. Де k_{pi} - кінцеве значення пропорційного коефіцієнту, та T_u – період коливання при кінцевому визначенні пропорційного коефіцієнту.

Таким чином при визначенні необхідних величин, при яких виникають незатухаючі коливання можна провести налаштування ПІД регулятора методом Зіглера-Нікольса. Результат показано на рис. 2.2

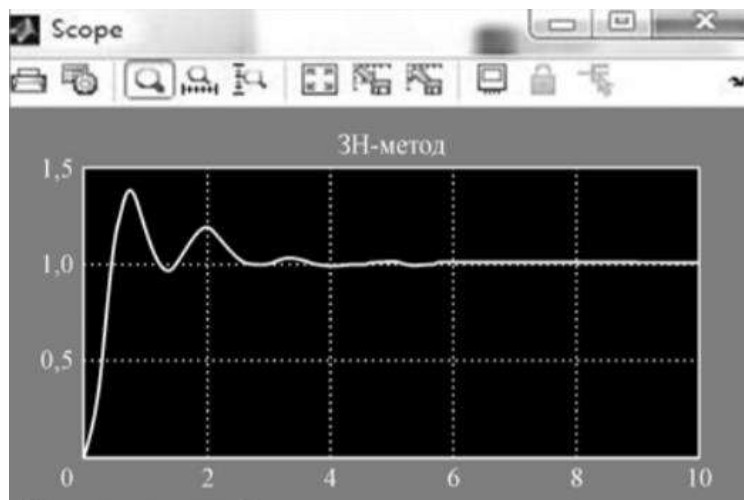


Рис. 2.2. Крива регулювання при налаштуванні ПІД регулятора методом Зіглера – Нікольса

Мінусами даного методу регулювання є безпосередньо виведення системи на границю стійкості, що для деяких систем не рекомендується, та не врахування запасу стійкості системи.

Даний метод налаштування є досить популярним та його часто використовують, але незалежно від цього зазвичай він потребує додаткового налаштування коефіцієнтів для забезпечення точнішої роботи.

В таблиці 2.1 показано налаштування коефіцієнтів регулювання параметрів ПД регулятора для методу Зіглера – Нікольса, модифікованого методу Зіглера – Нікольса, методу Тиріуса – Луйбена та методу Тиріуса – Луйбена.

Таблиця 2.1

Параметри коефіцієнтів регулювання при різних методах налаштування

Методи настройки	Пропорційний коефіцієнт (K_p)	Інтегральний коефіцієнт (K_I)	Диференційний коефіцієнт (K_D)
Метод Зіглера - Нікольса	$0.6 k_{pu}$	$0.6 k_{pu} / T_u$	$k_{pu} T_u / 8$
Модифікований метод Зіглера - Нікольса	$0.33 k_{pu}$	$T_u / 2$	$T_u / 8$
Метод Тиріуса - Луйбена	$0.45 k_{pu}$	$2.2 T_u$	$T_u / 6.3$
Метод Астрома - Хагlund	$0.32 k_{pu}$	0.94	0

Модифікований метод Зіглера – Нікольса. Для певних систем значне перерегулювання, що відбувається в результаті реакції на зміну характеристик кривої регулювання є небажаним і в такому випадку використовують модифіковані методи.

В таблиці 2.1 показано параметри налаштування коефіцієнтів, на рис. 2.3 показано криву регулювання для модифікованого методу Зіглера – Нікольса.

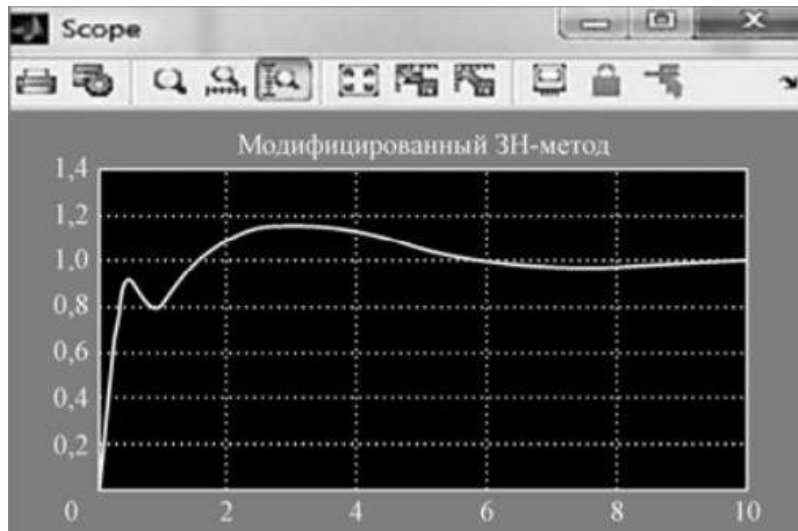


Рис. 2.3. Модифікований метод Зіглера – Нікольса

Метод Тиріуса – Луйбена. Даний метод аналогічний методу Зіглера – Нікольса (параметри коефіцієнтів наведено в табл. 2.1), але пропонує налаштування коефіцієнтів лише для ПІ регулятора та ПІД регулятора, в свою чергу описані вище можна застосовувати до всіх регуляторів розглянутих в першому розділі кваліфікаційної роботи.

На рис. 2.4 показано криву регулювання методом Тиріуса – Луйбена.

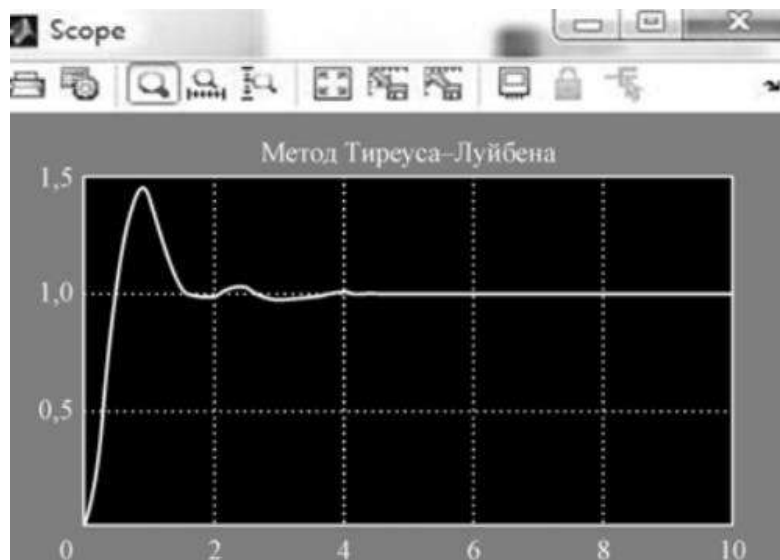


Рис. 2.4. Метод Тиріуса – Луйбена

Метод Астрома – Хаглунда метод в основі якого лежить використання нелінійного релейного зворотного зв'язку. Реакцію на зміну характеристик кривої регулювання показано на рис. 2.5, налаштування коефіцієнтів наведено в таблиці 2.1.

Розглянувши дані, описані вище, можна побудувати таблицю 2.2, де наведено порівняння методів регулювання.

Час затримки показує наскільки довго система починає реагувати на стрибкоподібний вплив, час підйому показує швидкість зміни кривої та досягнення її до необхідного значення, найшвидше даний параметр досягається при модифікованому методі Зіглера – Нікольса.

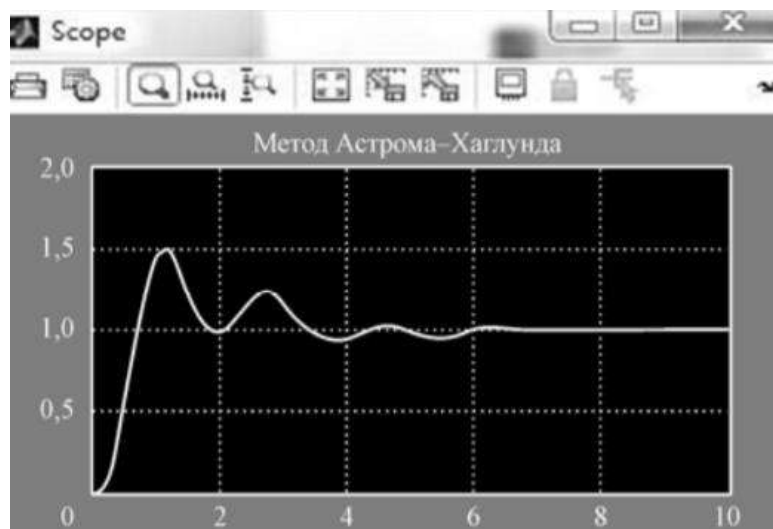


Рис. 2.5. Метод Астрома – Хаглунда

Час встановлення, що характеризує час, при якому відбувається згасання коливання кривої при реакції найкращий в двох методів це Зіглера – Нікольса та Тиреуса – Луйбена.

Пікове перерегулювання показує максимальне перерегулювання кривої, найнижчий показник в модифікованому методі Зіглера – Нікольса [17].

Порівняння методів налаштування ПД регулятора

Параметри	Метод Зіглера - Нікольса	Модифікований метод Зіглера - Нікольса	Метод Тіріуса - Луйбена	Метод Астрома - Хаглунда
Час затримки T_d , с	0.3	0.2	0.45	0.62
Час підйому T_r , с	0.6	0.4	0.9	1
Час встановлення T_s , с	3.8	5.5	3.8	5.8
Пікове перерегулювання M_p , %	37	18	46	50

Для керування кордовими моделями літаків типу F2В необхідно забезпечити два основних параметри регулювання: максимальну швидкість реакції та найшвидше затухання коливань, тому провівши аналітику з одержаних результатів аналізу методів регулювання найкраще підходить метод Зіглера-Нікольса, незважаючи на те, що модифікований метод проявляє кращі показники в часі підйому та часі реакції, крива регулювання в даному методі встановлюється надто довго, тому він не може бути використаний.

2.4. Методи автоматичного налаштування коефіцієнтів ПД регулятора

Всі методи автоматичного налаштування параметрів ПД регулятора використовують три важливих етапи: виявлення або ідентифікація, розрахунок параметрів регулятора та процес налаштування. Також кінцевий етап часто включає в себе остаточне налаштування, оскільки в більшості випадків методи розрахунку параметрів не включають в себе не лінійності об'єкту та можливість виникнення похибки при ініціалізації. Автоналаштування не має практично ніяких відмінностей з методами, описаними раніше, за винятком того, що все відбувається в автоматичному режимі без участі людини.

Найголовнішим етапом автоматичного налаштування є ідифікація параметрів моделі досліджуваного об'єкту, виконується звичайними методами визначення параметрів об'єкту або ж за допомогою пошукових методів чи правил.

В основному можна виділити два найпопулярніших методи автоналаштування параметрів ПД регулятора.

Першим методом є налаштування по перехідній характеристиці залежності вихідної напруги до вхідної [19].

В цьому переході параметри, за допомогою яких налаштовують ПД регулятор вибираються аналізуючи перехідну характеристику залежності вихідної напруги до вхідної отриманої в результаті стрибкоподібного впливу.

Другим методом є автоналаштування за допомогою автоколивань. Цей метод передбачає створене вручну коливання в контурі управління, за допомогою якого визначається критична точка, досягається за допомогою зміни амплітуди та частоти коливань після визначення якої шляхом застосування формул налаштовуються коефіцієнти ПД регулятора [20].

2.5. Методи калібрування акселерометра та гіроскопа

Метою калібрування акселерометра та гіроскопа є налаштування та зменшення похибок вимірювання.

Калібрування акселерометрів може проводитись на спеціалізованих стендах, розроблених для цієї задачі шляхом задання прискорень та вимірювання показів акселерометра. Через досить велику кількість моделей акселерометрів та задач для яких відбувається калібрування існує багато методик, розглянемо декілька з них.

Метод калібрування використовуючи оптичну ділильну головку (ОДГ). Для задання прискорення відносно осей акселерометра їх розміщують у відомі

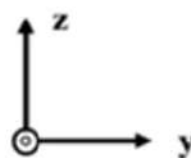
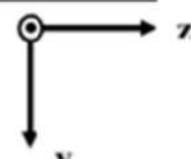
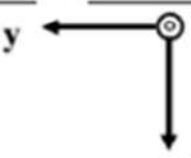
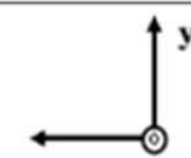
положення дії вектора сили тяжіння. Задаючи такі параметри враховують, що вектор сили тяжіння буде рівним прискоренню a , але з протилежним знаком.

За допомогою такого підходу можна калібрувати акселерометри в діапазоні вимірювання близько $1g$. Для здійснення калібрування в ширшому діапазоні значень використовуються центрифуги. Щоб задати точне положення акселерометра використовують прецизійну ОДГ в положення, які показано в табл. 2.1.

Встановивши акселерометр в необхідне положення проводяться повороти давача відносно певної осі на 90° та продовж хвилини відбувається зчитування даних. Отримані дані заносяться в текстовий файл для подальшого опрацювання та для візуальної зручності може будуватись таблиця, де зазначені положення та дані з акселерометра.

Таблиця 2.3

Положення осей акселерометра при калібруванні на ОДГ

№	Положення осей акселерометра	Кут за шкалою ОДГ	Проекції \vec{g}	Проекції уявного прискорення	Вихідний сигнал акселерометра (1.3)
Обертання навколо осі X					
1		0°	$g_x = 0$ $g_y = 0$ $g_z = -g$	$a_x = 0$ $a_y = 0$ $a_z = g$	$U_{az1} = k_z g + U_{az0}$
2		90°	$g_x = 0$ $g_y = g$ $g_z = 0$	$a_x = 0$ $a_y = -g$ $a_z = 0$	$U_{az2} = -k_{zy} g + U_{az0}$
3		180°	$g_x = 0$ $g_y = 0$ $g_z = g$	$a_x = 0$ $a_y = 0$ $a_z = -g$	$U_{az3} = -k_z g + U_{az0}$
4		270°	$g_x = 0$ $g_y = -g$ $g_z = 0$	$a_x = 0$ $a_y = g$ $a_z = 0$	$U_{az4} = k_{zy} g + U_{az0}$

№	Положення осей акселерометра	Кут за шкалою ОДГ	Проекції \vec{g}	Проекції уявного прискорення	Вихідний сигнал акселерометра (1.3)
Обертання навколо осі Y					
5		0°	$g_x = 0$ $g_y = 0$ $g_z = -g$	$a_x = 0$ $a_y = 0$ $a_z = g$	$U_{ax5} = k_{zg} + U_{ax0}$
6		90°	$g_x = -g$ $g_y = 0$ $g_z = 0$	$a_x = g$ $a_y = 0$ $a_z = 0$	$U_{ax6} = k_{zg} + U_{ax0}$
7		180°	$g_x = 0$ $g_y = 0$ $g_z = g$	$a_x = 0$ $a_y = 0$ $a_z = -g$	$U_{ax7} = -k_{zg} + U_{ax0}$
8		270°	$g_x = g$ $g_y = 0$ $g_z = 0$	$a_x = -g$ $a_y = 0$ $a_z = 0$	$U_{ax8} = -k_{zg} + U_{ax0}$

Після зняття даних проводяться розрахунки за формулами, де g приймається за 9.8106м/с^2 для розрахування вихідного сигналу акселерометра на різних осях. Наступним кроком здійснюється обчислення оберненої матриці масштабних коефіцієнтів.

Для перевірки розрахунків проводять тести поміщаючи акселерометр на ОДГ і здійснюючи повороти на необхідну величину. При задовільних результатах матриця масштабних коефіцієнтів для калібрування акселерометра інтегрується в середовище розробки програми. Калібрування гіроскопа. Калібрування гіроскопу є одним з основних завдань, оскільки даний датчик є надзвичайно чутливим і реагує на будь-які коливання системи, та при неправильному його калібруванні або ж при не проведенні калібрування зовсім може дрейфувати.

Дрейф гіроскопу виникає через інтегрування двох складових: так званою нестабільністю зміщення нуля та шумовою складовою, що називається випадковим блуканням кута (angular random walk).

Давач кутової швидкості призначений для вимірювання швидкості зміни кута ω на вимірювальну вісь. Припустимо, що даною віссю є вісь Z, тоді вихідний сигнал $U_{\omega z}$ повинен бути пропорційним проекції кутової швидкості обертання ω на вимірювальну вісь Z.

Задачею калібрування гіроскопу є визначення його параметрів сигналу та врахування їх для визначення точної кутової швидкості.

Для проведення необхідних вимірювань давач розміщується на ОДГ, що наведені в табл. 2.3. Давачем здійснюють обороти на 90° та вимірюють дані протягом хвилини.

Після проведення всіх необхідних експериментів повторюють вимірювання з нерухомим давачем. При проведенні цього вимірювання важливо не видавати ніяких коливань стенду, голосно говорити тобто видавати будь-які вібрації.

Далі проводять розрахунок каліброваних значень та визначають похибки після чого інтегрують в код програми, де використовується даний давач [21].

Калібрування давачів акселерометра та гіроскопа можна проводити за допомогою програмного забезпечення, дані методи включають в себе велику кількість ітерацій, та займають досить велику кількість часу, але результати калібрування можна вважати задовільними для виконання практично будь-яких задач.

2.6. Методи визначення кутів нахилу моделі літака

Визначивши кути нахилу моделі літака відносно землі ми керуємо швидкістю обертання двигуна, тому їх обрахунок повинен бути максимально точним, а через використання даної комп'ютерної системи при виконанні

елементів пілотажу необхідно визначити метод, який буде визначати їх з максимальною швидкістю, поєднавши цих два параметри точність та швидкість оброти кращий [22].

Для реалізації інклінометра (пристрій за допомогою якого визначається положення тіла відносно гравітаційного поля Землі) можна використати гіроскопа або акселерометра, який забезпечить необхідні дані за допомогою дискретного інтегрування швидкості обертання. У випадку гіроскопу визначення відбувається за рівнянням:

$$a(t) = a(t-1) + gx*dt, \quad (2.4)$$

де $a(t)$ – кут шуканого нахилу;

$a(t-1)$ – кут тіла в попередній відлік часу;

gx – швидкість обертання відносно осі;

dt – час, що пройшов між теперішнім та попереднім вимірюванням.

Враховуючи дрейф нуля, та використання дискретного інтегрування, що не дає абсолютно точних результатів буде накопичуватись помилка, що негативно вплине на точність результатів.

Підводячи підсумок використання лише гіроскопу для реалізації інклінометра не задовольняє необхідну точність вимірювання.

Реалізація інклінометра за допомогою акселерометра можлива у випадку визначення кута нахилу тіла a навколо осі Xt за допомогою формули

$$a = 90 - \arccos(G_{ym}) \quad (2.5)$$

де G_{ym} – проекція прискорення вільного падіння на вісь акселерометра Xt .

Також варто враховувати, що дана величина повинна вираховуватись в одиницях, що відповідають земній гравітації, тобто поставивши давач вертикально ми маємо отримати значення $G_{ym} = 1$ (оскільки $g=9.8$).

Недоліки такого вимірювання полягають в неточності вимірювань при дії зовнішніх сил наприклад вітру, вібрації тощо. Дана похибка може бути зменшена

за допомогою фільтра низьких частот, але це сильно сповільнить роботу комп'ютерної системи, тому даний варіант не є актуальним [23].

Визначення кутів нахилу за допомогою акселерометра та гіроскопу можна отримати трьома шляхами:

- Фільтрація за допомогою комплементарного фільтру.
- Фільтрація за допомогою фільтра Калмана.
- Визначення кутів за допомогою вмонтованого в давач процесора (Digital Motion Processor).

Фільтрація за допомогою комплементарного фільтру. Не враховуючи недоліків гіроскопа та акселерометра при визначенні кутів нахилу відносно Землі поодиноці їх поєднання компенсує недоліки один іншого. Такі дії дозволяє зробити комплементарний фільтр, який вносить правки в формулу для інтегрування гіроскопу:

$$a(t) = (1-K) * (a(t-1) + gx*dt) + K * acc \quad (2.6)$$

де $a(t)$ – кут нахилу з врахуванням даних акселерометру;

acc – значення кута нахилу виміряного акселерометром;

K – коефіцієнт комплементарного фільтру.

Виходячи з формули кінцева величина кута нахилу є сумою інтегрованих даних гіроскопу і значення акселерометру в конкретний момент часу. Головною задачею комплементарного фільтру є нівелювання дрейфу гіроскопу та неточності дискретного інтегрування за допомогою даних акселерометра. Сила з якою здійснюється корекція визначається коефіцієнтом K .

Вибір величини коефіцієнта K залежить від декількох факторів серед яких величина дрейфу нуля гіроскопу, шляхи використання об'єкту дослідження та швидкості накопичення помилки. Якщо даний коефіцієнту буде встановлено завелике значення, то є можливість отримати ті недоліки використання, що властиві акселерометру тобто чутливість до вібрацій, при встановленні

недостатньо великого значення не буде компенсовано похибки гіроскопа. Зазвичай коефіцієнт K підбирається вручну для кожного інклінометру, виходячи з вимог описаних вище. Орієнтовні значення для комплементарного фільтру можуть набувати в діапазоні 0.01 – 0.05 [24].

Результати роботи комплементарного фільтру показано на рис. 2.6.

Синій графік – це графік кута, визначеного за допомогою гіроскопу. На даному графіку можна зауважити поступове відхилення з плином часу. Даний ефект пов'язано з його дрейфом.

Червоний графік – кут визначений акселерометром. На рисунку можна побачити чутливість вимірювань проаналізувавши стрибкоподібну криву.

Зеленим графіком наведено кут, що визначений за допомогою комплементарного фільтру. Кут співпадає з реальним кутом нахилу, практично немає шумів та не дрейфує.

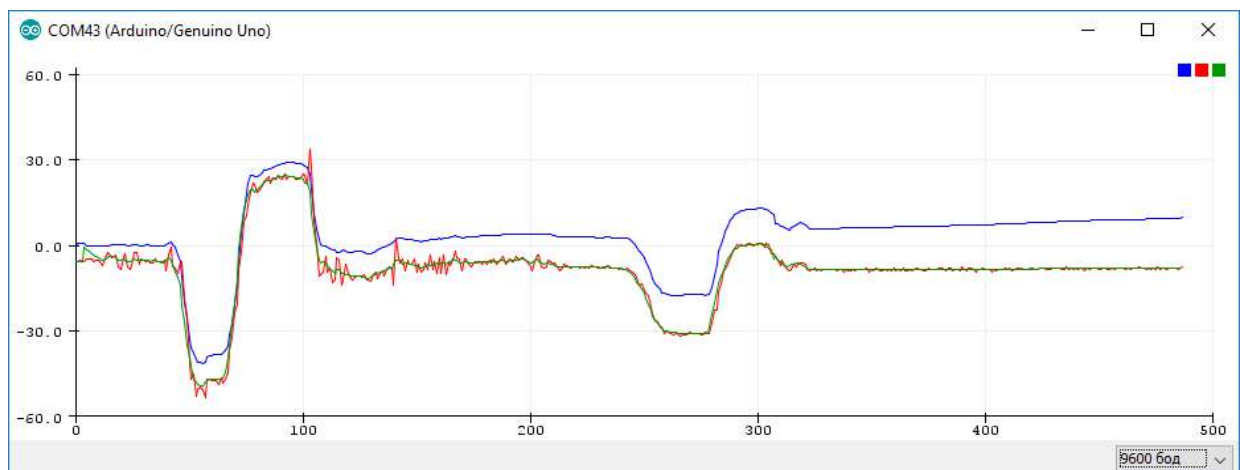


Рис. 2.6. Результат роботи комплементарного фільтру

Використання комплементарного фільтру не може забезпечити достатню точність вимірювання даних, але характерна високою швидкістю обчислення. Дані обробляються за 3 мс, що є хорошим результатом враховуючи те, що обробка даних виконується на платі Arduino.

Фільтр Калмана використовує динамічну модель системи складається з двох частин: передбачення та корекція. При виконанні першого з них виконується передбачення положення системи в наступний момент часу [25].

Графічно процес фільтрування за допомогою фільтра Калмана показано на рис. 2.7, де $\hat{x}_{k/k}$ – оцінка стану в момент часу k , $P_{k/k}$ – ковариційна матриця помилок [26].

Передбачення отримується за рахунок обчислення двох складових: передбачення системи в наступний момент часу, що враховує матрицю переходу між станами, стан системи в минулий момент часу, матрицю врахування керуючого впливу та цього ж впливу в минулий момент часу та передбачення помилки коваріації (міра мінливості двох випадкових величин), що обчислюється враховуючи матрицю переходів між станами, помилки в минулий момент часу та коваріацію шуму процесу.

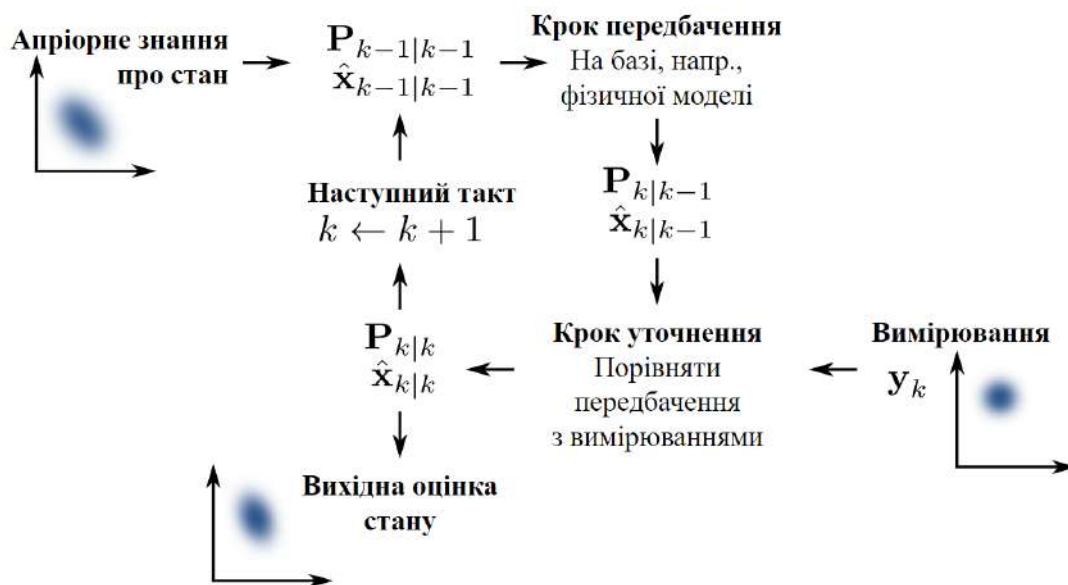


Рис. 2.7. Процес фільтрування за допомогою фільтра Калмана

Корекція визначається трьома складовими: розрахунком підсилення Калмана, оновлення оцінки з врахуванням зміни даних в даний момент часу та оновлення помилки коваріації.

Для використання фільтру необхідно визначити матриці, що визначають динаміку системи F , B , H .

Де F – змінна, що описує динаміку системи, B – змінна, що визначає залежність застосування керуючого впливу, H – матриця, що визначає відношення між вимірюваною величиною і станом системи.

Також для реалізації фільтру необхідно визначити згладжуючі властивості об'єкту. Вони описуються двома параметрами: R – помилка вимірювання, що визначається за допомогою випробовування приладів вимірювання і визначенням їх похибок та Q – визначення шуму при виконанні процесу [27].

Описавши всі необхідні кроки для реалізації фільтру Калмана, які необхідно виконати для отримання результату можна прийти до висновку, що його використання не є актуальним для реалізації на платі Arduino, оскільки потрібно виконати чималу кількість обчислень, що в свою чергу потребує значної продуктивності системи.

Третім варіантом калібрування гіроскопу та акселерометра є за допомогою Digital Motion Processor – вбудованого обладнання в плату GY-152 MPU6050, за допомогою якого є можливість обробляти дані з акселерометра та гіроскопу та на виході отримувати значення кутів нахилу [28].

2.7. Висновки до розділу 2

Розглянуто математичну модель літака, описано основні сили, що діють в процесі польоту на кожну з осей.

Описано рівняння, що характеризує ПД регулятор, та параметри, що на нього впливають.

Для визначення кращого методу оптимізації параметрів коефіцієнтів ПД регулятора було розглянуто метод Зіглера – Нікольса, модифікований метод Зіглера – Нікольса, метод Тиріуса – Луйбена та метод Астрома – Хагlund. Наведено криві регулювання для кожного методу, наведено таблицю, що описує характеристики кожної кривої. Проведено порівняння даних та визначено метод,

що найкраще підходить для реалізації в комп'ютерній системі. Розглянуто методи автоматичного налаштування, наведено характеристики.

Для покращення отримуваних даних розглянуто методи калібрування акселерометра та гіроскопу. Розглянуто метод калібрування за допомогою ОДГ, а також за допомогою програмного коду.

Для визначення кутів нахилу розглянуто комплементарний фільтр, фільтр Калмана та отримання даних про кут за допомогою вбудованого в плату обладнання.

РОЗДІЛ 3

ПРАКТИЧНА РЕАЛІЗАЦІЯ ТА ТЕСТУВАННЯ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ ОБЕРТАМИ МОДЕЛІ ЛІТАКА

3.1. Алгоритм основної програми системи керування обертами моделі літака

3.1.1. Блок схема роботи програми. Алгоритм роботи програми включає в себе деякі аспекти, що необхідно враховувати при запуску кордової моделі літака, такі як таймери при старті, таймер на виконання програми тощо. Робота даного алгоритму передбачає попередньо встановлені коефіцієнти ПІД регулятора.

Для старту програми встановлено таймер, що відраховуватиме необхідну кількість секунд для того, щоб пілоту зайняти його положення та підготуватись до старту.

Старт програми відбувається запуском двигуна на потужності, що дозволяє тримати модель літака в повітрі у горизонтальному положенні відносно землі при русі по колу, встановлюється відповідно до моделі літака.

Розпочинає роботу наступний таймер, що рахує час виконання алгоритму для виконання пілотом необхідних елементів пілотажу.

На рис. 3.1 показано блок-схему роботи програми.

Алгоритм обчислення є наступним: отримуються дані з датчиків, за допомогою обраного фільтру обчислюється значення кутів нахилу та отримуються дані по прискоренню від акселерометра відповідно до осей. Проводиться обробка отриманих даних, визначається необхідна швидкість обертання двигуна для підтримання характеристик польоту.

За допомогою ПІД регулятора відбувається коригування даних, вихідний сигнал надсилається на регулятор обертів мотору, який в свою чергу керує обертами двигуна. Даний цикл повторюється до закінчення таймеру.

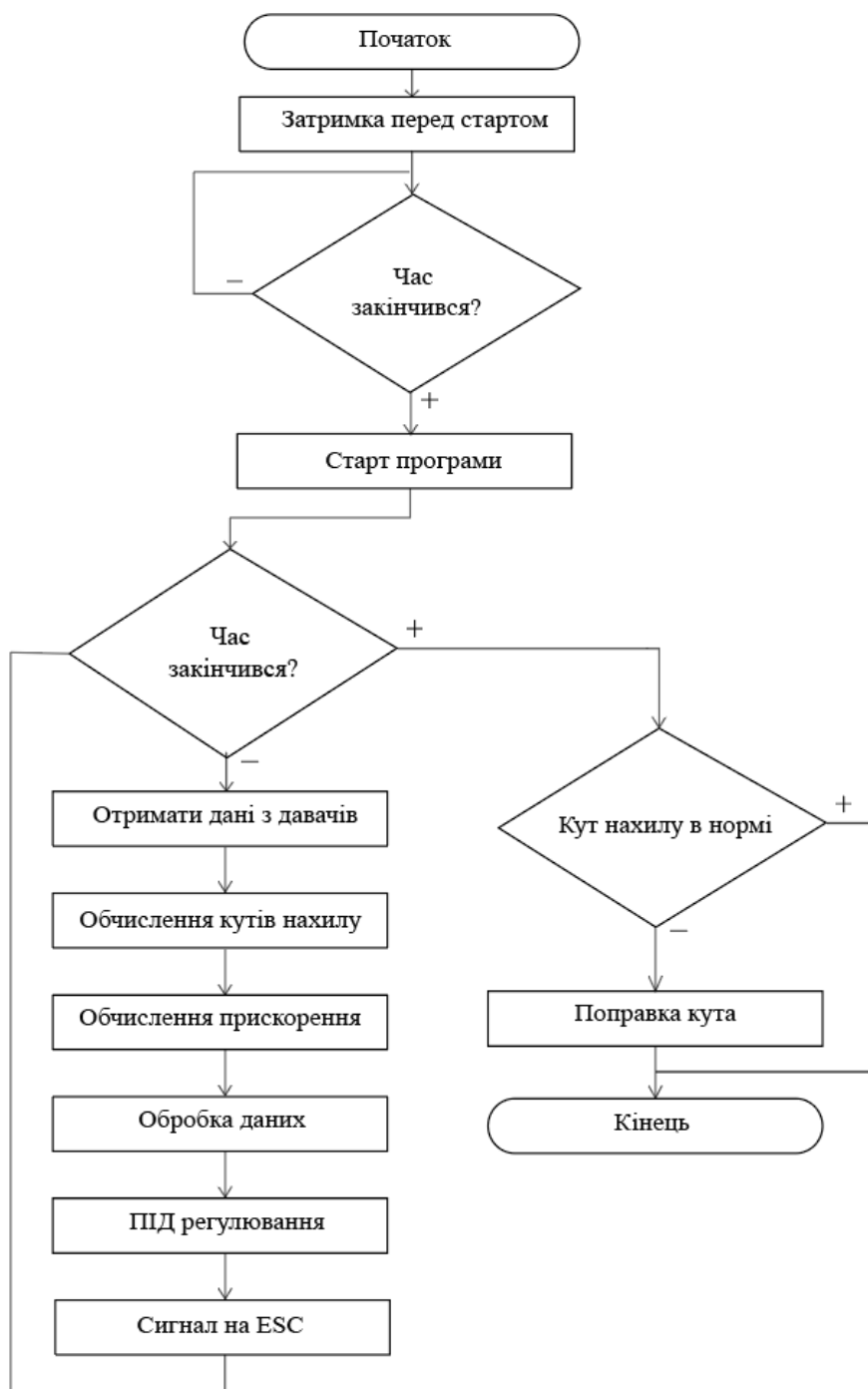


Рис. 3.1. Блок-схема роботи програми

Після завершення часу виділеного на виконання алгоритму відбувається перевірка кута нахилу літака, якщо кут не відповідає горизонтальному польоту то система чекає коли даний кут буде досягнуто і лише після виконання цього кроку завершує алгоритм поступово зменшуючи оберти двигуна.

3.1.2. Опис коду програми. Для початку роботи необхідно встановити бібліотеки та ввести глобальні змінні, а також встановити межі регулювання (рис. 3.2).

```
int setpoint = 0; // задана величина, яку повинен підтримувати регулятор
int input1 = 0; // сигнал з датчика
int input2 = 0
int output = 0; // вихід з регулятора на керуючий пристрій (наприклад величина ШІМ)
int pidMin = 0; // мінімальний вихід з регулятора
int pidMax = 1023; // максимальний вихід з регулятора
motor.attach(7); // ініціалізація піну мотору
```

Рис. 3.2. Лістинг ініціалізації основних змінних

Ініціалізуємо необхідні коефіцієнти: K_p - пропорційний коефіцієнт, K_i – коефіцієнт з інтегральною складовою та K_d - коефіцієнт диференціальної складової, а також час ітерації в секундах.

Встановлення значень кожного з коефіцієнтів: пропорційного, диференційного та інтегрального, згідно проведених раніше досліджень та визначення стійкості системи відповідно до методу Зіглера – Нікольса (рис. 3.3).

```
float Kp = 1.0;
float Ki = 1.0;
float Kd = 1.0;
float _dt_s = 0.05; // час ітерації в секундах
```

Рис. 3.3. Лістинг встановлення коефіцієнтів ПД регулятора

Визначаємо межі роботи безколекторного двигуна, встановлюємо необхідні параметри відповідно до обраної моделі (рис. 3.4).

```
int val = map(analogRead(4), 0, 255, 800, 2300); // визначення проміжку регулювання та швидкості обертів
motor.writeMicroseconds(val); // подаємо на мотор цей діапазон значень
```

Рис. 3.4. Лістинг встановлення межі роботи безколекторного двигуна

Функція, що відповідає за розрахунок сигналу, що передаватиметься на ESC, враховуючи помилку регулювання, зміну вхідного сигналу, та коефіцієнти, що були зазначені вище (рис.3.5).

```
int computePID () {
    float error = setpoint - input; // помилка регулювання
    float delta_input = prevInput - input; // зміна вхідного сигналу
    prevInput = input;
    output = 0;
    output + = (float) error * Kp; // пропорційна помилка
    регулювання
    output + = (float) delta_input * Kd / _dt_s; // диференціальна
    складова
    integral + = (float) error * Ki * _dt_s; // розрахунок
    інтегральної складової
    output + = integral; // додаємо інтегральну складову
    output = constrain (output, pidMin, pidMax); // обмежуємо вихід
    return output;
}
```

Рис. 3.5. Лістинг функції розрахунку керуючого сигналу

Закон управління регулятора встановлюється за допомогою коефіцієнтів K_p , K_i і K_d .

K_p - пропорційний коефіцієнт, вихідна величина буде збільшуватися пропорційно різниці вхідного сигналу і установки.

K_i - коефіцієнт інтегрує складовою, відповідає за накопичується помилку, дозволяє згладити пульсації і нівелювати маленьку помилку.

K_d - коефіцієнт диференціальної складової, відповідає за швидкість зміни величини, дозволяє зменшити розгойдування системи [29].

Час ітерації можна змінити в процесі роботи. Час встановлюється в мілісекундах і впливає на функцію `getResultTimer ()`, за допомогою якої визначається точність роботи, тобто швидкість читання даних з датчиків і їх опрацювання. Оскільки процес виконання елементів пілотажу потребує мінімальних затримок, ця величина встановлюється мінімальною і може бути обмежена швидкістю обчислень.

Установка параметрів ПІД регулятора. Параметри ПІД регулятора можна змінити або встановити необхідні в будь-якому місці програми, будь-яким зручним способом.

Коефіцієнти ПІД регулятора K_p , K_i і K_d можна встановити і читати або ж задати їх як члени класу. Приклад встановлення показано нижче (рис 3.6).

```
regulator.Kp = 1.5;           // встановити
regulator.Ki += 0.7;         // змінити
lcd.print(regulator.Kd);     // читати
```

Рис. 3.6. Лістинг налаштування коефіцієнтів ПІД регулятора

Зміна часу ітерації відбувається за допомогою методу `setDt ()`.

Величини регулятора (вхід, встановлення та вихід) також є членами класу і до них можна звернутись напряму для читання і запису (рис. 3.7).

```
regulator.input = 1000;      // вхід регулятора, реальна керуюча
                             // величина
regulator.setpoint = 2000;   // встановлення регулятора,
                             // потрібна величина
analogWrite(regulator.output); // вихід з регулятора можна
                             // подати напряму на ШІМ
```

Рис. 3.7. Лістинг для читання та запису величин регулятора

Принцип роботи з бібліотекою. Вводимо ПІД регулятору значення величини в `input`, потрібне значення в `setpoint`, проводимо розрахунок за допомогою `getResult ()` або `getResultTimer ()`, після цього вихідну величину `output` подаємо на керуючий пристрій. Для швидких пристроїв, як в нашому варіанті значення `dt` встановлюємо близько 10-50 мс.

Встановлення величини яку регулює ПІД регулятор, а також сигнали з давача (рис. 3.8).

```

    datatype setpoint = 0; // задана величина, яку повинен
підтримувати регулятор
    datatype input = 0; // сигнал з датчика
    datatype output = 0; // вихід з регулятора на керуючий пристрій

```

Рис. 3.8 Лістинг для встановлення величин регулювання

Наступним чином йде налаштування часу таймеру і виклики функцій при виникненні помилок тощо (рис. 3.9).

```

    datatype getResult (); // повертає нове значення при виклику
(якщо використовуємо свій таймер з періодом dt)
    datatype getResultTimer (); // повертає нове значення не
раніше, ніж через dt мілісекунд (вбудований таймер з періодом dt)
    void setDirection (boolean direction); // напрям регулювання:
NORMAL (0) або REVERSE (1)
    void setMode (boolean mode); // режим: робота по вхідній помилку
ON_ERROR (0) або по зміні ON_RATE (1)
    void setLimits (int min_output, int max_output); // ліміт
вихідної величини (наприклад для ШІМ ставимо 0-255)
    void setDt (int16_t new_dt); // установка часу дискретизації
(для getResultTimer)

```

Рис. 3.9. Лістинг налаштування таймеру і викликів функцій

Обробка помилок може відбуватись в декількох режимах та керується даними, що надходять, тобто від вхідного сигналу.

3.2. Алгоритм автоматичного налаштування коефіцієнтів ПІД регулятора

Враховуючи попереднє налаштування коефіцієнтів, автоматичне налаштування ПІД регулятора відбуватиметься в три ітерації. В першій ітерації буде регулюватися пропорційний коефіцієнт, в другій інтегральний, в третій диференціальний.

Принцип автоматичного регулювання полягає в більш точному налаштуванні коефіцієнтів ПІД регулятора методом оцінки похибок при зміні кожного коефіцієнту.

Для оцінки похибки використовуються отримані дані з датчиків. Для виконання даного процесу слід виконати послідовність фігур пілотажу. Попередньо налаштовані коефіцієнти методом Зіглера-Нікольса змінюються на певну величину, що вказується при проведенні експерименту, може вказуватись у відсотковому співвідношенні або чисельно, при виконанні елементу пілотажу обчислюються похибки та аналізуються дані, якщо система при наявних коефіцієнтах стає більш стабільною збільшення/зменшення коефіцієнту продовжується, якщо проаналізовані дані показують гірші показники, система повертається в попереднє положення та проводить уточнення коефіцієнту. Кількість таких ітерацій для кожного параметру можна встановити в кодї програми [30].

Блок схема проведення налаштування показана на рис. 3.10.

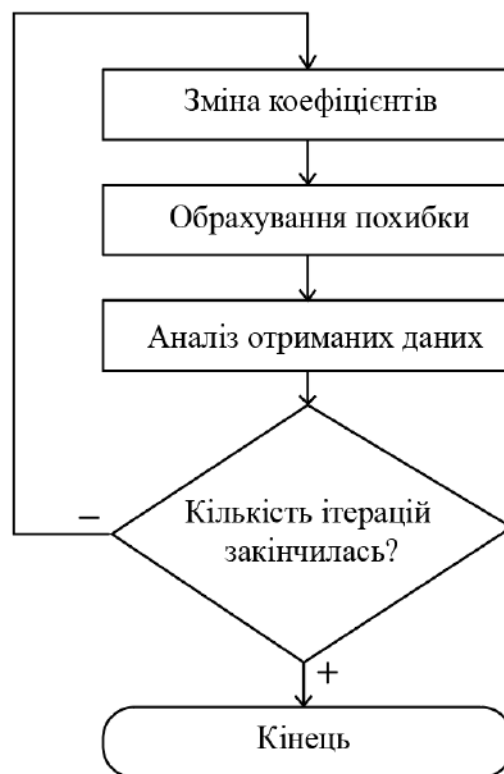


Рис. 3.10. Блок схема автоматичного налаштування коефіцієнтів

Після завершення калібрування параметрів ПД регулятора дані зчитуються з плати Arduino і встановлюються в основний алгоритм як остаточні коефіцієнти ПД регулятора.

3.3. Калібрування акселерометру та гіроскопу системи керування обертами моделі літака

Калібрування акселерометра та гіроскопу за використовуючи бібліотеки Arduino.

Щоб збільшити зрозумілість та зручність перегляду даних переведемо 16-бітні значення які надходять від датчика по кожній осі в діапазоні (-32768.. 32767) переведемо в одиниці системи СІ.

Для прикладу візьмемо прискорення, що показує акселерометр в діапазоні -2 до 2. Визначення діапазону роботи гіроскопу в діапазоні 1000 відбувається наступним кодом програми, відповідно, якщо необхідний інший діапазон замінюємо останній множник на необхідний (рис. 3.11).

```
float accX_f = accX / 32768 * 2  
float gyrX_f = gyrX / 32768 * 1000
```

Рис. 3.11. Лістинг переведення діапазонів значень в градуси

Для початку калібрування необхідно виставити діапазон чутливості акселерометра(рис 3.12) та гіроскопу.

```
setFullScaleAccelRange (MPU6050_ACCEL_FS_2); діапазон -2.. 2 g  
setFullScaleAccelRange (MPU6050_ACCEL_FS_4); діапазон -4.. 4 g  
setFullScaleAccelRange (MPU6050_ACCEL_FS_8); діапазон -8.. 8 g  
setFullScaleAccelRange (MPU6050_ACCEL_FS_16); діапазон -16..  
16 g
```

Рис. 3.12 Лістинг визначення діапазону чутливості акселерометру

Визначення діапазону значень для гіроскопу (рис. 3.13). Діапазони визначаються в мінімальних межах що дорівнює 250 град/с та максимальний 2000 град/с.

```
setFullScaleGyroRange (MPU6050_GYRO_FS_250); діапазон -250..  
250 град/с  
  
setFullScaleGyroRange (MPU6050_GYRO_FS_500); діапазон -500..  
500 град/с  
  
setFullScaleGyroRange (MPU6050_GYRO_FS_1000); діапазон -1000..  
1000 град/с  
  
setFullScaleGyroRange (MPU6050_GYRO_FS_2000); діапазон -2000..  
2000 град/с
```

Рис. 3.12 Лістинг визначення діапазону чутливості гіроскопу

Після визначення необхідних діапазонів в програмному коді задаємо як показано на рис. 3.13.

```
void setup() {  
  Wire.begin();  
  mpu.initialize();  
  mpu.setFullScaleAccelRange (MPU6050_ACCEL_FS_4);  
  mpu.setFullScaleGyroRange (MPU6050_GYRO_FS_1000);  
}
```

Рис. 3.13 – Лістинг задання діапазонів вимірювання давачів

Щоб калібрування пройшло успішно давач потрібно максимально захистити від шуму, тряски та інших фізичних взаємодій, оскільки навіть коливання повітря від звуку може призвести до отримання помилкових даних. Калібрування відбувається в кількість ітерацій залежно від методу і може досягати значень від 10-15 до 70 і більше.

Код алгоритму програми калібрування акселерометра та гіроскопу представлено в додатках.

3.4. Визначення кутів нахилу моделі літака

Визначення кутів нахилу моделі літака відносно Землі реалізовано за допомогою DMP. Реалізується наступною функцією.

Для старту роботи слід виконати ініціалізацію змінних та методів (рис. 3.14).

```
void initDMP() {  
    devStatus = mpu.dmpInitialize();  
    mpu.setDMPEnabled(true);  
    mpuIntStatus = mpu.getIntStatus();  
    packetSize = mpu.dmpGetFIFOPageSize();  
}
```

Рис. 3.14 – Лістинг ініціалізація змінних та методів

Визначення кутів реалізується за допомогою наступного методу, де за допомогою бібліотек та вбудованого контролера відбувається обчислення враховуючи дані з акселерометра та гіроскопу (рис. 3.15).

```
void getAngles() {  
    if (mpu.dmpGetCurrentFIFOPacket(fifoBuffer)) {  
        mpu.dmpGetQuaternion(&q, fifoBuffer);  
        mpu.dmpGetGravity(&gravity, &q);  
        mpu.dmpGetYawPitchRoll(ypr, &q, &gravity);  
        angleX = ypr[2] * toDeg;  
        angleY = ypr[1] * toDeg;  
        angleZ = ypr[0] * toDeg;  
    }  
}
```

Рис. 3.15. – Лістинг визначення кутів

За допомогою калібрування давачів досягнуто максимальної точності вимірювання даних, що покращує стабільність системи та правильність отриманих даних.

3.5. Тестування системи керування обертами моделі літака

Метою проведення експерименту перевірка та попереднє налаштування всіх необхідних модулів та елементів перед польовими випробуваннями. За допомогою експерименту буде визначено правильність роботи комп'ютерної системи, при виявленні неточностей та проблем з роботою їх буде усунуто згідно порядку виконання наступних кроків:

- Проведення експерименту.
- Виявлення похибки.
- Аналіз причин виникнення похибки.
- Виправлення похибки.
- Повтор експерименту.

Дані кроки будуть виконуватись до того часу, поки система не буде працювати максимально стабільно і будуть усунені всі проблеми, що можуть бути виявлені таким чином.

Робоча установка складається з наступних функціональних елементів:

- Безколекторний двигун.
- Регулятор обертів.
- Плата Arduino.
- Плата з давачами акселерометр і гіроскоп.
- Джерело живлення.

Зовнішній вигляд установки показано на рис. 3.16.

Відповідно до необхідних функціональних елементів структурна схема пристрою показана на рис. 3.17 та включає в себе п'ять функціональних блоків.

Блок «Акселерометр, гіроскоп» включає в себе датчики, за допомогою отримуюмо дані характеристики системи в реальному часі.

Блок «ПІД регулятор» містить плату Arduino, на якій реалізовано алгоритм керування обертами двигуна моделі літака.

Блок «ЕСК» представлений регулятором обертів двигуна.

Блок «Двигун. Пропелер» представлений безпосередньо двигуном і його комплектуючими для приведення в рух модель літака.

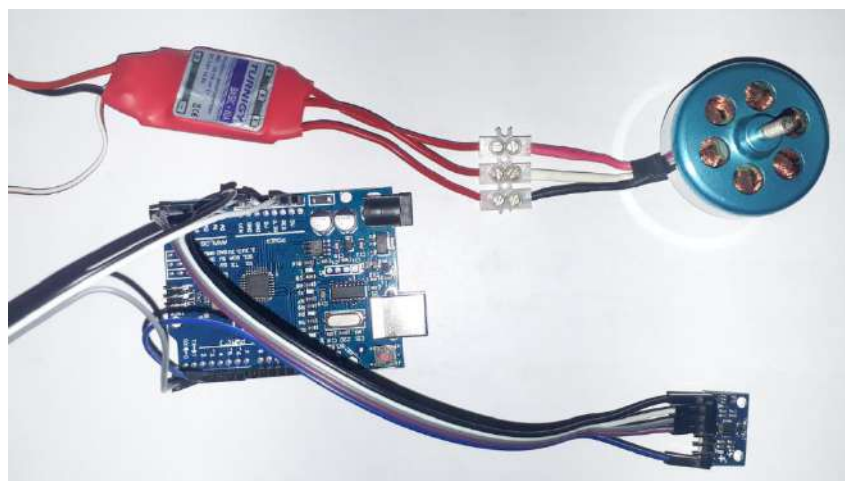


Рис. 3.16. Зовнішній вигляд установки

Блок «Параметри, коефіцієнти» повідомляє комп'ютерній системі характеристики польоту та дані, що необхідно врахувати для здійснення польоту.

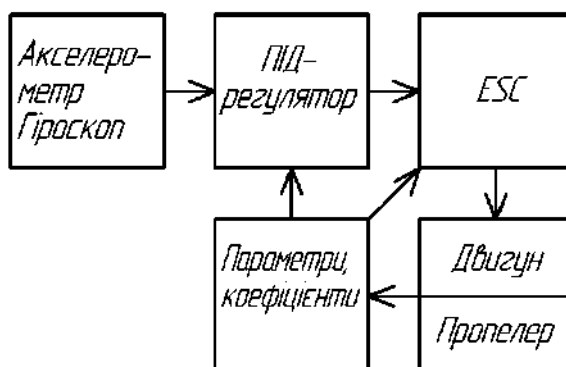


Рис. 3.17. Структурна схема роботи пристрою

На схемі електрично принциповій зображено всі складові частини електричного пристрою і зв'язки між ними. На схемі не показується фізичного розташування елементів, а лише ті елементи та зв'язки між ними на відмінну від друкованих плат [31]. Схема електрична принципова комп'ютерної системи для регулювання обертами моделі літака на базі ПІД регулятора з такими елементами як: плата Arduino, GY-152 MPU6050, ESC, безколекторний двигун (див. кресл. КСКРМ 123.263.00 ЕЗ).

Схема підключення зображена на рис. 3.18, стрілочками показано обмін інформацією, що відбувається всередині КС.

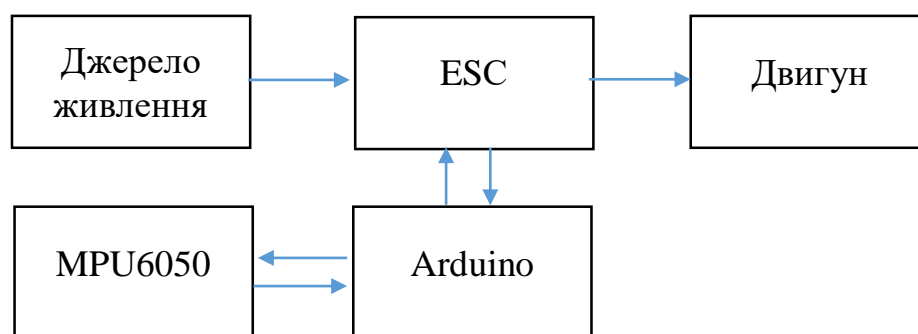


Рис. 3.18 Схема підключення модулів

На тестовій установці «Джерело живлення» представлено блоком живлення напругою 12В, струмом 6А. В реальних умовах воно буде замінено батарейним блоком необхідної ємності та амперажу відповідно до використовуваних регулятора обертів і відповідного йому двигуна.

Модуль керування включає в себе плату Arduino, на якій реалізовано алгоритм керування обертами двигуна відносно характеристик польоту отриманих з блоку датчиків, ПІД регулятор. Вимоги до цього блоку швидкість оброблення даних, своєчасне надсилання інформації про швидкість обертання двигуна до керованого модуля, що здійснює рух моделі літака враховуючи коригування ПІД регулятором.

Давачі представлені платою MPU6050, що включає в себе акселерометр та гіроскоп, та виступає елементом зчитування та надання актуальних даних про характеристики польоту. Основні висунуті вимоги – точність передачі та правильність значень, що передаються.

Керований модуль включає в себе ESK та безколекторний мотор з пропелером, які виступають основною силою, що приводить в рух модель літака.

На рис. 3.19 показано цикл обробки даних, що відбувається в КС.

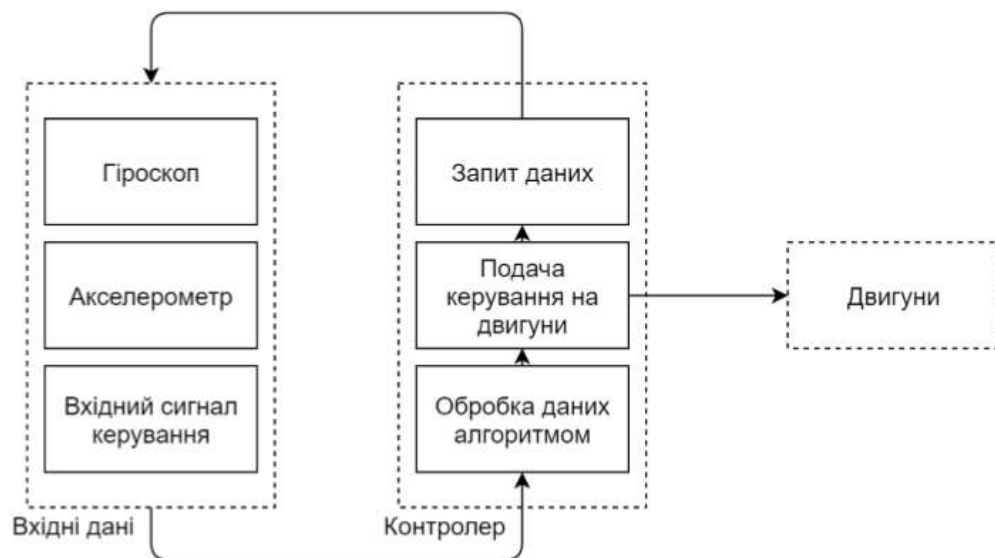


Рис. 3.19. Цикл обробки даних

Цикл розпочинає роботу з блоку «Запит даних»; зчитуються дані з гіроскопа та акселерометра, наступним кроком вони обробляються за допомогою алгоритму обробки даних сигналів, регулюються ПД регулятором, визначивши необхідну швидкість обертання двигуна, подається сигнал на ESK.

Алгоритм проведення експерименту. Щоб забезпечити правильність виконання експерименту необхідно визначити тоні технічні характеристики використовуваних елементів комп'ютерної системи для забезпечення достатньої потужності для виконання поставлених задач та дотримання вимог, а також дотримуватись певного алгоритму дій.

Першим кроком після визначення з елементною базою, що необхідно виконати це правильне підключення всіх елементів комп'ютерної системи.

Після підключення та підготовки до роботи необхідно встановити необхідне ПЗ та відповідні бібліотеки.

Виконавши попередні кроки приступаємо до встановлення потрібних коефіцієнтів, написання необхідного алгоритму роботи програми для регулювання обертами моделі літака відповідно до характеристик польоту.

Коли виконання необхідних дій завершено завантажуюмо прошивку в плату Arduino. Після розробки алгоритму керування моделлю літака при зміні крену та тангажу проводиться попереднє тестування системи.

Почитаємо тестування, виконуємо необхідні дії наприклад обертання робочої установки змінюючи режими роботи, оцінюючи візуально та за допомогою слуху коректність роботи мотору.

При виявленні помилок аналізуємо причини, вносимо правки в код програми та повторюємо дії до того часу, поки не буде виникати будь-яких помилок з боку роботи КС. Для більш точного аналізу можна використати метод спостереження за зміною регулюючих параметрів за допомогою консолі програми Arduino IDE.

Налаштування коефіцієнтів ПД регулятора відповідно до обраних компонентів системи та методу їх настройки (детальніше про методи налаштування описано в розділі 2). Щоб визначити необхідні коефіцієнти виводимо систему на критичну межу тобто границю стійкості системи. Враховуємо коефіцієнти та формули, згідно обраного методу налаштування.

Автоматичне налаштування ПД регулятора. Наступним кроком є написання коду програми для автоматичного налаштування коефіцієнтів ПД регулятора на базі методу Зіглера – Нікольса. Даний метод був обраний з причини найкращої відповідності вимогам системи.

Встановивши початкові налаштування, які задають основу роботи алгоритму програми було визначено провести додаткове налаштування при польових умовах, тобто виконуючи елементи фігур пілотажу.

Суть даного методу полягає в використанні методів наближення і комп'ютерного аналізу. Маючи початкові налаштування ми встановлюємо межі дорегулювання у відсотковому еквіваленті відповідно до потреб регулювання. Для кожної системи цей параметр може бути різним. За допомогою обраного методу наближення коригуємо наявні коефіцієнти ПІД регулятора. Здійснюємо елемент пілотажу, далі КС аналізує отримані параметри і вносить корективи.

Експеримент включає в себе виконання наступних кроків:

- Вибір елементної бази.
- Підключення всіх компонентів системи.
- Калібрування давачів.
- Написання алгоритму роботи програми.
- Попереднє та автоматичне налаштування коеф. ПІД регулятора.
- Тестування роботи.
- Внесення правок.

3.6. Результати тестування системи керування обертами моделі літака

На рис. 3.20 показано покази, що визначають кут нахилу відносно осі з гіроскопа (зелена, верхня крива), акселерометра (синя, стрибкоподібна) та результуюча, обчислена враховуючи параметри двох давачів крива (червоний колір). Дані отримані під час запуску двигуна. Покази акселерометра різко набули стрибкоподібного характеру, дані з гіроскопу також почали реагувати на зовнішню дію. Результуюча крива, що описує кут нахилу враховує дані з обох давачів і показує стабільний результат.

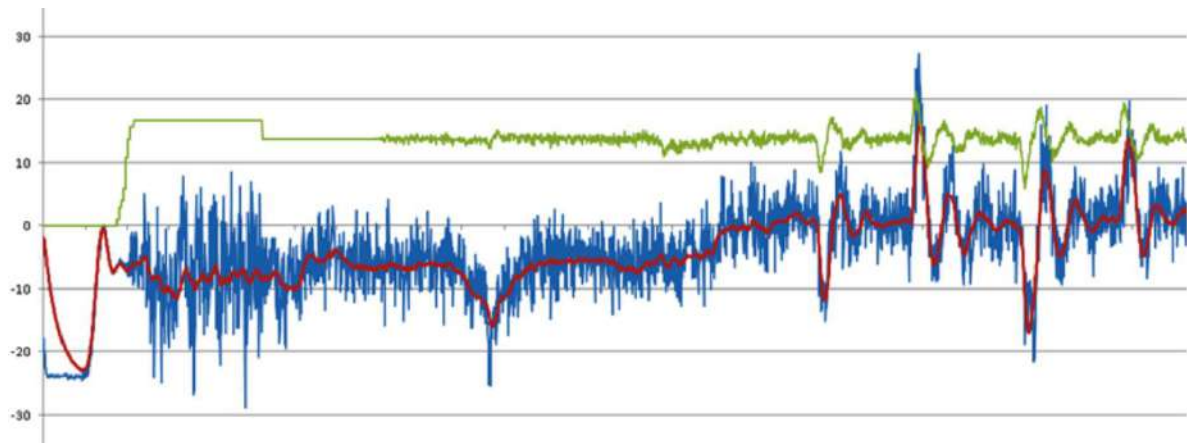


Рис. 3.20. Визначення кута нахилу

На рисунку 3.21 зображено умовну траєкторію польоту моделі літака і дані отримані з гіроскопу.

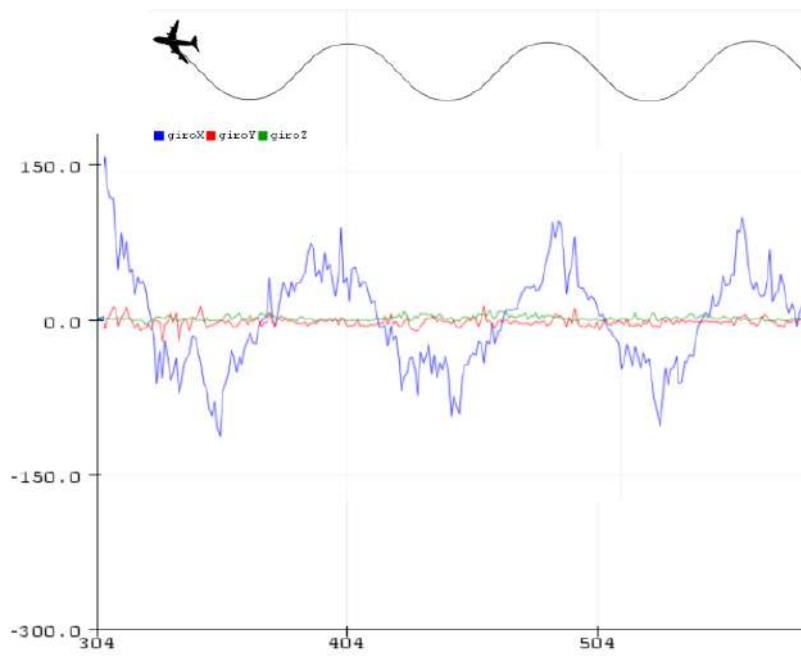


Рис. 3.21 – Дані кутового прискорення при імітації польоту

Результати експериментів. Під час проведення експериментів було протестовано поведінку при виконанні простих елементів пілотажу та реакцію на зміни параметрів системи. Проведені експерименти підтвердили працездатність комп'ютерної системи. Визначення характеристик польоту літака за допомогою давачів є точним та не потребує будь-яких додаткових

налаштувань. Розроблені алгоритми роботи програми відповідають поставленим завданням.

3.7. Висновки до розділу 3

Описано алгоритм роботи програми для виконання елементів пілотажу. Блок схема програми графічно зображує алгоритм роботи основної програми та алгоритм автоматичного налаштування коефіцієнтів ПД регулятора. Описано основні блоки коду програми.

Наведено принцип калібрування датчиків акселерометра та гіроскопу за допомогою використання бібліотек Arduino. Приведено лістинги методів та функцій.

Визначено кути нахилу моделі літака відповідно до отриманих даних з датчиків за допомогою DMP.

Описано процес проведення експерименту, де наведено елементи КС, їх підключення між собою, цикл обробки даних.

Описано умови проведення експерименту та наведено отримані результати.

РОЗДІЛ 4

ОХОРОНА ПРАЦІ ТА БЕЗПЕКА В НАДЗВИЧАЙНИХ СИТУАЦІЯХ

4.1. Охорона праці

В дипломній роботі магістра представлено комп'ютерну систему для регулювання обертами двигуна моделі літака на базі ПІД регулятора для кордових моделей літаків типу F2В. Враховуючи можливі небезпеки, що несе в собі дана КС, для їх уникнення, необхідно дотримуватись всіх правил охорони праці та техніки безпеки.

Робоче місце працівника, що проводить теоретичне дослідження, виробництво, калібрування гіроскопів та акселерометрів, можна прирівняти до робочих місць у приміщеннях конструкторських бюро (КБ).

Згідно ГОСТ 12.0.003-74, при роботі працівник може піддаватися таким небезпечним та шкідливим чинникам:

- Небезпека ураження електричним струмом.
- Підвищений рівень утворення пожежі в приміщенні.
- Незадовільні параметри мікроклімату.
- Електромагнітне випромінювання монітору.
- Неприятлива освітленість.
- Підвищений рівень шуму [32].

Електротравма - травма, яка спричинена дією на організм людини електричного струму і (або) електричної дуги.

Працюючи з електричними компонентами КС слід дотримуватись комплексу заходів щодо забезпечення електробезпеки. Основними заходами від ураження електричним струмом є:

- Забезпечення недоступності провідників, що знаходяться під напругою, від випадкового дотику.

- Усунення небезпеки ураження з появою напруги на корпусах, в кожухах та ін. частинах електроустаткування, що досягається застосуванням малих напруг, використанням подвійної ізоляції, захисним зануленням, захисним відключенням та ін.

Доцільним є застосування занулення мережі. Занулення – це навмисне з'єднання з нульовим захисним проводом металевих струмоведучих частин, що можуть виявитися під напругою.

Відповідно до ДБН В.1.1.7-2016 усі виробництва поділяють на пожежо-, і вибухонебезпечної категорії. Дане КБ відноситься до категорії Д. Приміщення побудоване з цегли, що підвищує вогнестійкість будинку.

Мікроклімат у лабораторії нормується відповідно до ДСН 3.3.6.042-99.

Умови, що визначають стан повітря робочої зони, характеризуються:

- Температурою навколишнього повітря.
- Відносною вологістю.
- Швидкістю руху повітря.

Оптимальні показники мікроклімату, які необхідно забезпечити у приміщеннях, де експлуатуються ПК у теплу пору року повинні становити: температура – 22-24 °С, відносна вологість – 40-60%, швидкість руху повітря 0,1 м/с [33].

На робочому місці необхідно забезпечити дотримання вимог НПАОП 0.00-7.15-18 «Вимоги щодо безпеки та захисту здоров'я працівників під час роботи з екранними пристроями» [34].

Основними вимогами, визначеними у цьому нормативному документі є:

- Площу та об'єм для одного робочого місця оператора визначають згідно з вимогами ДСанПіН 3.3.2-007-98. Площа має бути не менше 6,0 кв.м, об'єм - не менше 20,0 куб.м.

- Заземлені конструкції, що знаходяться в приміщеннях, де розміщені робочі місця операторів (батареї опалення, водопровідні труби, кабелі із заземленим відкритим екраном), мають бути надійно захищені діелектричними

щитками або сітками з метою недопущення потрапляння працівника під напругу.

– Приміщення, де розміщені робочі місця операторів, крім приміщень, у яких розміщені робочі місця операторів великих ЕОМ загального призначення (сервер), повинні бути оснащені системою автоматичної пожежної сигналізації .

Заходи для захисту від випромінювань:

- Застосування захисних екранів.
- Застосування спеціальних екранів зі слабким випромінюванням.
- Застосування монохромних або рідкокристалічних екранів.

У освітленні лабораторії бере участь природне освітлення, що здійснюється бічним світлом через світлові пройми в зовнішніх стінках (вікна), штучне, утворюване електричними лампами і суміщене, при якому у світлий час доби недостатнє по нормам природне освітлення додається тучним.

Для забезпечення високої освітленості на робочих поверхнях застосовують комбіноване освітлення, якщо застосування загального освітлення неекономічне.

Виробниче освітлення нормується ДБН В.2.5-28-2018. Використовуване приміщення належить до приміщень І групи за зоровою роботою.

При пайці деталей використовують різні припої і флюси, які містять шкідливі для здоров'я працюючих елементи – свинець, цинк, літій, калій, натрій, кадмій та ін. Ці елементи і їх окисли у вигляді пилу, пару і аерозолей забруднюють повітря в приміщенні. Тому, крім загальної вентиляції, робочі місця паяльщиків повинні бути обладнанні місцевими відсмоктувачами, для захисту рук від попадання на них кислотних флюсів, а також від опіків.

При пайці методом занурення, щоб уникнути розтопленого припою, деталі необхідно підігріти до температури ПО 120°C. Промити деталі від залишків кислотних флюсів потрібно у спеціальних ваннах. Злив води із ванної в каналізацію допускається тільки після очищення води.

При роботі паяльником обов'язково потрібно дотримуватись таких правил: ручка електричного паяльника повинна бути сухою; гарячий паяльник кладуть на спеціальну металеву підставку; перегрітий паяльник не 120 охолоджують в рідині; заборонено здійснювати паяння деталей, в яких знаходяться легкозаймісті матеріали без попередньої очистки і промивання деталей, а також поблизу легкозаймістих матеріалів, при відсутності місцевої вентиляції; ретельно миють руки після роботи [32].

4.2. Безпека в надзвичайних ситуаціях

Створення і функціонування системи моніторингу довкілля з метою інтеграції екологічних інформаційних систем, що охоплюють певні території.

Державна система моніторингу довкілля — це система спостережень, збирання, оброблення, передачі, зберігання й аналізу інформації про стан навколишнього природного середовища, прогнозування його змін і розроблення науково обґрунтованих рекомендацій для прийняття управлінських рішень про запобігання негативним змінам довкілля та дотримання вимог екологічної безпеки. Вона створюється з дотриманням міжнародних вимог і є сумісною з аналогічними міжнародними системами [35].

Система моніторингу повинна в інформаційному плані забезпечити організацію необхідних інформаційних потоків і поліпшити спостереження за основними процесами та явищами в біосфері. Для прийняття раціональних управлінських рішень необхідною умовою є наявність якісного інформаційного забезпечення щодо динаміки різних показників, які характеризують стан навколишнього середовища. При цьому, всі негативні тенденції, що відбуваються в розвитку складної системи «людина – природа – суспільство», підвищують актуальність як екологічного, так і соціально-економічного моніторингу.

Постанова Кабінету Міністрів України від 30 березня 1998 р. № 391 «Положення про державний моніторинг довкілля» визначала такі види моніторингу довкілля, які стали загальноприйнятими: загальний (стандартний), оперативний (кризовий), фоновий (науковий).

Створення і функціонування Державної системи моніторингу здійснюється на принципах:

- узгодженості нормативно-правового та організаційно-методичного забезпечення, сумісності технічного, інформаційного і програмного забезпечення її складових частин;

- систематичності спостережень за станом довкілля та техногенними об'єктами, що впливають на нього;

- своєчасності отримання, комплексності оброблення та використання екологічної інформації, що надходить і зберігається в системі моніторингу;

- об'єктивності первинної, аналітичної і прогнозної екологічної інформації та оперативності її доведення до органів державної влади, органів місцевого самоврядування, громадських організацій, засобів масової інформації, населення України, зацікавлених міжнародних установ та світового співтовариства;

- сумісності технічного, інформаційного та програмного забезпечення її складових частин;

- оперативності доведення інформації до органів державного управління, інших зацікавлених адміністративних органів, підприємств, організацій, установ;

- доступності екологічної інформації населенню України та світовій спільноті.

Система моніторингу ґрунтується на використанні існуючих організаційних структур суб'єктів моніторингу і функціонує на основі єдиного нормативного, організаційного, методологічного і метрологічного забезпечення, об'єднання складових частин та уніфікованих компонентів цієї системи.

Координацію діяльності суб'єктів державної системи моніторингу довкілля здійснює Міжвідомча комісія з питань моніторингу довкілля, утворена відповідно до Постанови Кабінету Міністрів України від 17.11.2001р., № 1551 «Про утворення Міжвідомчої комісії з питань моніторингу довкілля»

Інфраструктура системи моніторингу, її складові частини, системоутворювальні та уніфіковані компоненти створюються на підставі відповідних технічних завдань і проектів, затверджених у встановленому порядку. Такі технічні завдання і проекти підлягають реєстрації в Міністерстві охорони НПС. Прийняті проектні рішення реалізуються в межах щорічних заходів загальнодержавної і регіональних (місцевих) програм екологічного моніторингу довкілля.

Фінансування робіт зі створення і забезпечення постійного функціонування системи моніторингу та її складових частин здійснюється відповідно до порядку фінансування природоохоронних заходів за рахунок коштів, передбачених у державному та місцевих бюджетах згідно з законодавством [36].

Висновки: створення та функціонування системи моніторингу довкілля з метою інтеграції екологічних інформаційних систем, що охоплюють певні території має сприяти збереженню сприятливого середовища життєдіяльності суспільства, розв'язанню проблем, що виникають в наслідок забруднення довкілля, небезпечних природних явищ, техногенних аварій та катастроф, сприяти розвитку міжнародного співробітництва щодо збереження біорізноманіття природи, охорони озонового шару атмосфери, відновлення та збереження природного стану лісів та водойм України.

ВИСНОВКИ

В кваліфікаційній роботі магістра було досліджено методи та засоби цифрового ПД регулювання системою керування обертами двигуна моделі літака.

1. Проаналізовано існуючі системи управління кордовими моделями літаків, визначено основні компоненти та вимоги до комп'ютерної системи керування обертами моделі літака, що уможливило вибір методів і засобів його реалізації.

2. Розроблено структуру комп'ютерної системи керування обертами двигуна моделі літака. Визначено метод налаштування параметрів ПД регулятора, що якнайкраще відповідає вимогам КС, визначено метод калібрування датчиків акселерометра та гіроскопу, а також метод визначення кутів нахилу моделі літака.

3. Розроблено алгоритм роботи програми комп'ютерної системи керування обертами двигуна моделі літака. Запропоновано метод автоматичного налаштування коефіцієнтів ПД регулятора. Проведено калібрування датчиків акселерометра та гіроскопу.

4. Проведено тестування комп'ютерної системи при імітації польоту, наведено результати проведення експерименту які підтвердили ефективність використання вибраних методів та засобів для реалізації комп'ютерної системи для керування обертами двигуна моделі літака.

СПИСОК ВИКОРИСТАНИХ ДЖЕРЕЛ

1. Авіамоделізм. Wikipedia. URL: <https://www.wikiwand.com/uk/%D0%90%D0%B2%D1%96%D0%B0%D0%BC%D0%BE%D0%B4%D0%B5%D0%BB%D1%96%D0%B7%D0%BC> (дата звернення: 05.11.2020).
2. Введение в кордовые модели. Кордовые модели F2B URL: <https://clstunt.ru/index.php/books/v-vozdukhe-pilotazhnye-modeli/25-vvedenie-v-kordovye-modeli> (дата звернення: 22.11.2020).
3. Кордова авіа модель. Wikipedia. 2019. URL: https://uk.wikipedia.org/wiki/%D0%9A%D0%BE%D1%80%D0%B4%D0%BE%D0%B2%D0%B0_%D0%B0%D0%B2%D1%96%D0%B0%D0%BC%D0%BE%D0%B4%D0%B5%D0%BB%D1%8C (дата звернення: 09.06.2020).
4. Лецишин Ю.З., Романишин Н.Р., Наконечний В.В., Паламарчук А.О. Розробка системи зв'язку як інтегрованого елемента роботизованих систем. Проблеми створення, розвитку та застосування високотехнологічних систем спеціального призначення з урахуванням досвіду антитерористичної операції. Збірник тез доповідей XXI Всеукраїнської науково-практичної конференції. – Житомир, 2016. 102 с.
5. Гироскоп. Виды и устройство. Работа и применение. Особенности. URL: <https://electrosam.ru/glavnaja/slabotochnye-seti/oborudovanie/giroskop/> (дата звернення: 17.11.2020).
6. Акселерометр. Виды и типы. Работа и применение. Особенности. URL: <https://electrosam.ru/glavnaja/slabotochnye-seti/oborudovanie/akselerometr/> (дата звернення: 17.11.2020).
7. Что такое регулятор оборотов двигателя (ESC) и на что обращать внимание при выборе. URL: https://www.rc-hobby.com.ua/infocenter/obzory-i-stati/chto-takoe-regulyator-oborotov-dvigatelya-_esc_-i-na-chto-obrashchat-vnimanie-pri-vybore/ (дата звернення: 12.10.2020).

8. Лещишин Ю. З., Чепис О. В., Наконечний В. В. Вбудована система підтримання швидкості пілотажних моделей літаків. Актуальні задачі сучасних технологій. Збірник тез доповідей ІХ Міжнародної науково-технічної конференції молодих учених та студентів. Том II. Тернопіль, 2020. 37 с.
9. Безколекторний двигун 120100 KV 50 25 Квт. URL: <http://greenchip.com.ua/152-0-1166-1.html> (дата звернення: 01.10.2020).
10. Ступницький А. О. Програмно-апаратний модуль зв'язку і управління рухомим об'єктом. Київ, 2019. с. 23–26.
11. Кількість публікацій безколекторний двигун. Безколекторний двигун постійного струму. AVR492: Управління безколекторним електродвигуном постійного струму за допомогою AT90PWM3 URL: <https://rallystore.ru/uk/kolichestvo-publikacii-beskollektornyi-dvigatel-beskollektornyi-dvigatel-postoyannogo-toka-avr492.html> (дата звернення: 01.10.2020).
12. ЧТО ТАКОЕ KV У МОТОРА? Владимир Терентьев. 2016. URL: <https://rccopter.ru/blogs/knowledge/что-такое-kv-u-motora> (дата звернення: 15.11.2020).
13. П-, ПИ-, ПД-, ПИД – регуляторы. АСУТП. URL: <https://automation-system.ru/main/15-regulyator/type-of-control/90-408-p-pi-pid.html> (дата звернення: 11.09.2020).
14. Что такое ПИД-регулятор. URL: <http://elektrik.info/main/automation/1289-что-такое-pid-regulyator.html> (дата звернення: 22.09.2020).
15. Types of Requirements URL: <https://www.quality-assurance-group.com/requirement-types/> (дата звернення: 08.10.2020).
16. АНАЛІЗ ВИМОГ ДО ПРОГРАМНОГО ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ URL: http://baklaniv.at.ua/ANALIZ_VYMOG/lekcija_1-2.pdf (дата звернення: 22.11.2020).

17. Дипа С. Н., Судха Г. Продольное регулирование динамики самолета на основе оптимизации параметров пропорционально-интегральнодифференциального регулирования. Теплофизика и аэромеханика. Университет Анна, Региональный центр, Коимбатор. 2016. С.193–202.
18. Бондаренко, О. В., Сангінова С. Г. Автоматизація та комп'ютерно-інтегровані технології. Київ, 2013. 102 с.
19. Характеристики ОУ URL: <https://studfile.net/preview/1871882/page:3/#7> (дата звернення: 12.10.2020).
20. Безхмельнов В. Д., Солнцев В. И., Сухов Ж. С. Использование методов настройки и автоподстройки систем автоматического управления температурой на основе программируемого логического контроллера фирмы V&R. Инженерный вестник. 2017. С. 16–25.
21. Калібрування датчиків системи орієнтації. Дослідження в напрямку галузі безплатформових систем орієнтації. 2015. С. 63–80.
22. Лецишин Ю. З., Ворошак В.О. Побудова і моделювання цифрового узгодженого фільтру для виявлення складних сигналів. Збірник тез доповідей VI Міжнародної науково-технічної конференції молодих учених та студентів „Актуальні задачі сучасних технологій“. Том 2. ТНТУ, 2017. С. 203.
23. Комплементарный фильтр для оценки угла с использованием микроэлектромеханической системы гироскопа и акселерометра. Инженерный вестник Дона. 2020. URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/komplementarnyy-filtr-dlya-otsenki-ugla-s-ispolzovaniem-mikroelektromehanicheskoy-sistemy-giroskopa-i-akselerometra/viewer> (дата звернення: 07.10.2020).
24. Комплементарный фильтр. Олег Евсегнеев. 2017. URL: <https://robotclass.ru/articles/complementary-filter/> (дата звернення: 30.10.2020).
25. Tymkiv P., Leschyshyn Y. Algorithm Reliability of Kalman Filter Coefficients Determination for Low-Intensity Electroretinosignal. 15th International Conference on the Experience of Designing and Application of CAD Systems

(CADSM 2019). Polyana (Svalyava), UKRAINE 2019. P. 7/14-7/18. ISBN: 978-1-7281-0053-1

26. Фільтр Калмана URL: https://uk.wikipedia.org/wiki/%D0%A4%D1%96%D0%BB%D1%8C%D1%82%D1%80_%D0%9A%D0%B0%D0%BB%D0%BC%D0%B0%D0%BD%D0%B0 (дата звернення: 24.10.2020).

27. Фильтр Калмана — Введение. Хабр. 2012. URL: <https://habr.com/ru/post/140274/> (дата звернення: 24.10.2020).

28. ARDUINO И ДАТЧИК MPU6050 URL: <https://alexgyver.ru/arduino-mpu6050/> (дата звернення: 27.08.2020).

29. PID РЕГУЛЯТОР НА ARDUINO URL: <https://alexgyver.ru/gyverpid/> (дата звернення: 05.05.2020).

30. Лещин Ю. З., канд. техн. наук, Чепис О. В., Наконечний В. В. Алгоритм оптимізації параметрів під регулятора. Інформаційні моделі, системи та технології. Матеріали VIII науково-технічної конференції. Тернопіль, 2020. С. 130.

31. Схема електрична принципова URL: https://wiki.tntu.edu.ua/%D0%A1%D1%85%D0%B5%D0%BC%D0%B0_%D0%B5%D0%BB%D0%B5%D0%BA%D1%82%D1%80%D0%B8%D1%87%D0%BD%D0%B0_%D0%BF%D1%80%D0%B8%D0%BD%D1%86%D0%B8%D0%BF%D0%BE%D0%B2%D0%B0 (дата звернення: 19.09.2020).

32. Кузнецов О. В. Дослідження в напрямку галузі безплатформових систем орієнтації.

33. Охорона праці в офісі. Вимоги до робочого місця офісного працівника. URL: <https://gs.ua/uk/oxorona-praci-v-ofisi-vimogi-do-robochogo-misca-ofisnogo-pracivnika/> (дата звернення: 26.11.2020).

34. НПАОП 0.00-1.28-10. Про затвердження правил охорони праці під час експлуатації електронно-обчислювальних машин (31562). URL: <https://dnaop.com/html/31562/doc->

%D0%9D%D0%9F%D0%90%D0%9E%D0%9F_0.00-1.28-10 (дата звернення: 01.12.2020).

35. Державна система моніторингу навколишнього природного середовища в Україні URL: https://pidru4niki.com/12560607/ekologiya/derzhavna_sistema_monitoringu_navkolishnogo_prirodnogo_seredovischa_ukrayini (дата звернення: 29.11.2020).

36. Боголюбов В. М. Інформаційні технології у системі моніторингу довкілля. Моніторинг довкілля. Київ, 2018.

Додаток А

Опубліковані тези конференції за темою дипломної роботи магістра

МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
Тернопільський національний технічний університет імені Івана Пулюя (Україна)
Національна академія наук України
Університет імені П'єра і Марії Кюрі (Франція)
Маріборський університет (Словенія)
Технічний університет у Кошице (Словаччина)
Вільнюський технічний університет ім. Гедимінаса (Литва)
Шяуляйська державна колегія (Литва)
Жешувський політехнічний університет ім. Лукасевича (Польща)
Білоруський національний технічний університет (Республіка Білорусь)
Міжнародний університет цивільної авіації (Марокко)
Національний університет біоресурсів і природокористування України (Україна)
Наукове товариство ім. Шевченка
ГО «Асоціація випускників Тернопільського національного технічного університету імені Івана Пулюя»

АКТУАЛЬНІ ЗАДАЧІ СУЧАСНИХ ТЕХНОЛОГІЙ

Збірник

тез доповідей

Том II

**IX Міжнародної науково-технічної
конференції молодих учених та студентів**

25-26 листопада 2020 року



**УКРАЇНА
ТЕРНОПІЛЬ – 2020**

13.	С.С. Заверуха ВИКОРИСТАННЯ БІНАРНИХ N-ВИМІРНИХ ВЕКТОРІВ ДЛЯ ВСТАНОВЛЕННЯ МІРИ ПОДІБНОСТІ КОРИСТУВАЧІВ ІНФОРМАЦІЙНИХ СИСТЕМ	20
14.	О.А. Загорулько, Е.О. Чернишова СПОСОБИ ВЗАЄМОДІЇ КОРИСТУВАЧІВ ІЗ ВЕБСАЙТАМИ	21
15.	М. П. Зінюк, М. О. Яцюк, Ю. Р. Пелехатий, А. Д. Сибидло, М. Р. Лешук ДОСЛІДЖЕННЯ СИСТЕМИ АВТОМАТИЗОВАНОГО ДИСПЕТЧЕРСЬКОГО КЕРУВАННЯ КОМУТАЦІЙНИМИ МОДУЛЯМИ	23
16.	І.В. Катеринюк, С.А. Лупенко, Р.А. Буцій АУДИОІНТЕРФЕЙСНИ ТА НЕЙРОІНТЕРФЕЙСНИ ТЕХНОЛОГІЇ ВВОДУ ДІАГНОСТИЧНОЇ ІНФОРМАЦІЇ В ІНФОРМАЦІЙНУ СИСТЕМУ «ІМІДЖ-ТЕРАПЕВТ» ДЛЯ НАРОДНОЇ МЕДИЦИНИ	24
17.	С.А. Лупенко, І.М. Кивацький ПРОБЛЕМА ДОСТУПНОСТІ ІНТЕРНЕТУ ДЛЯ ЛЮДЕЙ З ОСОБЛИВИМИ ПОТРЕБАМИ	26
18.	М.А. Книш, Т.Б. Чукас, В.І. Денека ОСОБЛИВОСТІ КОНСТРУЮВАННЯ ФРАКТАЛЬНОЇ АНТЕНИ У ВИГЛЯДІ СНІЖИНКИ	27
19.	О.С. Коваленко ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ КОМП'ЮТЕРНОЇ МЕРЕЖІ НА ОСНОВІ ТОПОЛОГІЇ MESH	29
20.	М.П. Комар, Р.М. Перевізіник, Д.Б. Неспляк, Р.С. Комарницький, Т.М. Червоняк, В.Р. Вигнанець, В.Р. Деньчук, О.М. Голодюк, Д.В. Гатенюк ПРОЕКТУВАННЯ ПРИКЛАДНИХ СИСТЕМ ОБРОБКИ ТА АНАЛІЗУ ВЕЛИКИХ ДАНИХ НА ОСНОВІ ГЛИБОКИХ НЕЙРОННИХ МЕРЕЖ	30
21.	Н.В. Куліш, Г.П. Химич АЛГОРИТМ ОРГАНІЗАЦІЇ СИСТЕМИ КЕРУВАННЯ НА ОСНОВІ СМАРТ - ТЕХНОЛОГІЙ	32
22.	І.В. Бойко, В.В. Куніц АНАЛІЗ ОСОБЛИВОСТЕЙ ТЕХНОЛОГІЙ FRONT END РОЗРОБКИ	34
23.	В.М. Лесів, Л.П. Дмитроца ЦИФРОВИЙ ПРОФІЛЬ МАЛИХ ТА СЕРЕДНІХ ПІДПРИЄМСТВ ЄВРОПИ	35
24.	Ю.З. Лещини, О.В. Чепис, В.В. Наконечний ВБУДОВАНА СИСТЕМА ПІДТРИМАННЯ ШВИДКОСТІ ПЛЮТАЖНИХ МОДЕЛЕЙ ЛІТАКІВ	37

УДК 004.031.6

Ю.З. Лещишин, О.В. Чепис, В.В. Наконечний

Тернопільський національний технічний університет імені Івана Пулюя, Україна

ВБУДОВАНА СИСТЕМА ПІДТРИМАННЯ ШВИДКОСТІ ПІЛОТАЖНИХ МОДЕЛЕЙ ЛІТАКІВ

Y.Z. Leshchyshyn, O.V. Chepys, V.V. Nakonechnyy

THE EMBEDDED AEROBATIC AIRCRAFTS SPEED MAINTENANCE SYSTEM

Одним з ключових параметрів польоту літака є його швидкість, від якої залежить обтікання крила потоком повітря, що впливає на стабільність польоту літака. На низьких швидкостях можливий зрив потоку повітря і звалювання, що у багатьох випадках призводить до аварії. Особливо це актуально для пілотажних кордових моделей, оскільки швидкість моделі літака залежить лише від обертів пропелера та маневрів у вертикальній площині. Отже для забезпечення стабільності польоту при наборі висоти, її зниженню, а також поворотах, важливу роль відіграє алгоритм регулювання швидкості, що відповідає за оберти пропелера, які змінюються в залежності від показів акселерометра і гіроскопа. Також алгоритм регулювання повинен налаштовуватись під параметри літака (маса, габарити та ін.), параметри двигуна та пропелера, а також під параметри які необхідні пілоту для виконання фігур. Отже необхідно побудувати комп'ютерну систему яка б врахувала ці особливості керування пілотажними моделями літаків.

Така комп'ютерна система будується на базі пропорційно-інтегрально-диференціального (ПІД) регулятора, який є складовою частиною вбудованої системи підтримання швидкості пілотажних моделей літаків. Вхідними даними для ПІД регулятора є дані з акселерометра та гіроскопа.

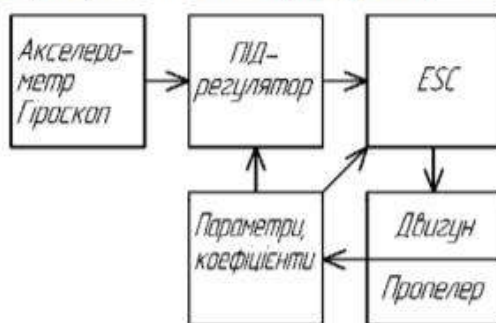


Рисунок 1. Структурна схема вбудованої системи підтримання швидкості моделей літаків.

Коефіцієнти ПІД регулятора та параметри регулятора швидкості ESC задаються користувачем в залежності від параметрів літака, типу мотора і пропелера, необхідних режимів польоту та ін. Всі ці параметри задаються користувачем за допомогою спеціалізованої програми при під'єднанні вбудованої системи до ноутбука. Вибір діапазону значень коефіцієнтів ПІД регулятора та параметрів регулятора швидкості ESC визначається на базі комп'ютерного моделювання.

Розроблена вбудована система підтримання швидкості пілотажних моделей літаків спростить процес конструювання та випробування БПЛА, а також підвищить ефективність навчання пілотів. Однак потребує перевірки ефективності комп'ютерного моделювання на різних моделях літаків з різними двигунами та пропелерами.

**МІНІСТЕРСТВО ОСВІТИ І НАУКИ УКРАЇНИ
ТЕРНОПІЛЬСЬКИЙ НАЦІОНАЛЬНИЙ ТЕХНІЧНИЙ УНІВЕРСИТЕТ
ІМЕНІ ІВАНА ПУЛЮЯ**

МАТЕРІАЛИ

VIII НАУКОВО-ТЕХНІЧНОЇ КОНФЕРЕНЦІЇ

**«ІНФОРМАЦІЙНІ МОДЕЛІ,
СИСТЕМИ ТА ТЕХНОЛОГІЇ»**



9–10 грудня 2020 року

**ТЕРНОПІЛЬ
2020**

В. Яцишин, А. Сеньків «МЕТОДИ ТА ЗАСОБИ ІНТЕЛЕКТУАЛЬНОЇ АУТЕНТИФІКАЦІЇ НОМЕРНИХ ЗНАКІВ АВТОМОБІЛІВ ПРИ КЕРУВАННІ АВТОМАТИЧНИМ ШЛАГБАУМОМ»	
V. Yatsyshyn, A. Senkiv METHODS AND TOOLS OF INTELLIGENT AUTHENTICATION OF CAR LICENSE PLATES AT AUTOMATIC BARRIER CONTROL	119
М. Тимчук ОСОБЛИВОСТІ ВИКОРИСТАННЯ ORACLE GOLDENGATE ДЛЯ РОЗРОБКИ ВІДМОВОСТІЙКОЇ АРХІТЕКТУРИ БАЗ ДАНИХ	
M. Timchuk PECULIARITIES OF USING THE ORACLE GOLDEN GATE TO DEVELOP A FAULT-TOLERANT DATABASE ARCHITECTURE	121
В. Яцишин, В. Степчук ТРЕНДИ ТА ЇХ РОЛЬ В АНАЛІЗІ МАРКЕТИНГОВИХ ДАНИХ	
V. Yatsyshyn, V. Stepchuk TRENDS AND THEIR ROLE IN THE ANALYSIS OF MARKETING DATA	122
І. Чорняк ОПТИМІЗАЦІЯ ТА МОДЕЛЮВАННЯ БЕЗДРОТОВОЇ МЕРЕЖІ LTE В СЕРЕДОВИЩІ «FORSK ATOLL»	
I. Chorniak OPTIMIZATION AND MODELING LTE WIRELESS NETWORK IN «FORSK ATOLL»	123
В. Яцишин, В. Хацюр ПЕРЕВАГИ КОМПОНЕНТНО-ОРІЄНТОВАНОГО ПРОГРАМУВАННЯ	
V. Yatsyshyn, V. Khatsiur BENEFITS OF COMPONENT-ORIENTED PROGRAMMING	124
Ю. Лещишин, І. Міська, Т. Назаревич СТРУКТУРНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ЦИФРОВИХ КАНАЛІВ ЗВ'ЯЗКУ	
Y. Leshchyshyn, I. Mis'ka STRUCTURAL MODELING OF DIGITAL COMMUNICATION CHANNELS	126
Ю. Лещишин, І. Міська, Т. Назаревич СТВОРЕННЯ ВБУДОВАНИХ СИСТЕМ НА БАЗІ СТРУКТУРНО- ПАРАМЕТРИЧНИХ МОДЕЛЕЙ ЦИФРОВИХ КАНАЛІВ ЗВ'ЯЗКУ	
Y. Leshchyshyn, I. Mis'ka EMBEDED SYSTEMS CREATION ON THE BASIS OF STRUCTURAL - PARAMETRIC MODELS OF DIGITAL COMMUNICATION CHANNELS	127
Р. Поліщук ІНФОРМАЦІЙНА СИСТЕМА РОБОТИ З БАЗАМИ ДАНИХ В ОПТИМІЗАЦІЇ РОБОТИ ПІДПРИЄМСТВА	
R. Polishchuk INFORMATION SYSTEM OF WORK WITH DATABASES IN OPTIMIZATION OF WORK OF THE ENTERPRISE	128
Р. Поліщук СТВОРЕННЯ ІНФОРМАЦІЙНОЇ СИСТЕМИ ОБРОБКИ БАЗИ ДАНИХ	
R. Polishchuk CREATION OF INFORMATION SYSTEM OF DATABASE PROCESSING	129
Ю. Лещишин, О. Чепис, В. Наконечний АЛГОРИТМ ОПТИМІЗАЦІЇ ПАРАМЕТРІВ ПІД РЕГУЛЯТОРА	
Y. Leshchyshyn, O. Chepys, V. Nakonechnyy PARAMETER OPTIMIZATION ALGORITHM OF PID CONTROLLER	130

УДК 004.031.6

Ю.З. Лещин, канд. техн. наук, О.В. Чепис, В.В. Наконечний
(Тернопільський національний технічний університет імені Івана Пулюя)

АЛГОРИТМ ОПТИМІЗАЦІЇ ПАРАМЕТРІВ ПІД РЕГУЛЯТОРА

UDC 004.031.6

Y.Z. Leshchyn, Ph.D., O.V. Chepys, V.V. Nakonechnyy

PARAMETER OPTIMIZATION ALGORITHM OF PID CONTROLLER

Правильне налаштування і оптимізація параметрів ПІД регулятора комп'ютерної системи (КС) забезпечує стабільність роботи двигуна пілотажної моделі літака та забезпечує стійкість системи під час виконання елементів пілотажу [1, 2].

Існує велика кількість методів за якими можна проводити налаштування параметрів ПІД регулятора. Відмінність полягає в визначенні методу аналізу та коефіцієнтів використовуваних при налаштуванні параметрів.

Визначивши кращий метод для налаштування параметрів ПІД регулятора виникає питання про автоматичне налаштування забезпечивши можливість використання для різних моделей літаків незалежно від типу конструкції та розмірів. Автоматизація цього процесу допоможе досягти універсальності КС та розширить користувацькі можливості, забезпечить зменшення кількості часу та зусиль при налаштуванні параметрів ПІД регулятора.

Розроблений метод передбачає попереднє налаштування параметрів ПІД регулятора для конкретної системи, точне налаштування відбувається в автоматичному режимі при виконанні елементів пілотажу в режимі автоналаштування. Таке налаштування параметрів ПІД регулятора забезпечать точність роботи КС при виконанні літаком маневрів.

Автоматичне налаштування відбувається в процесі польоту при виконанні певного елемента пілотажу та складається з трьох ітерацій для налаштування кожного параметру ПІД регулятора окремо.

В першій ітерації відбувається оптимізація пропорційного коефіцієнту, в другій – інтегрального, в третій – диференційного.

При здійсненні елемента пілотажу аналізуються дані, що характеризують криву регулювання, відповідно до отриманого результату за допомогою методу наближення коригуємо відповідний коефіцієнт. При повторенні уточнюємо коефіцієнти, при виникненні ситуації коли попереднє налаштування показує кращі результати, поточне налаштування скидається до попередньої ітерації.

Автоматичне налаштування коефіцієнтів ПІД регулятора дає змогу точнішого їх визначення, забезпечивши надійну роботу двигуна моделі літака, що допомагає досягти кращого та чіткого виконання елементів пілотажу.

Література.

1. Лещин Ю. З. Вбудована система підтримання швидкості пілотажних моделей літаків / Ю. З. Лещин, О. В. Чепис, В. В. Наконечний // Актуальні задачі сучасних технологій. Збірник тез доповідей ІХ Міжнародної науково-технічної конференції молодих учених та студентів. Том II. – Тернопіль, 2020. – С. 37.
2. Лещин Ю. З. Розробка системи зв'язку як інтегрованого елемента роботизованих систем / Ю. З. Лещин, Н.Р. Романишин, В. В. Наконечний, А.О. Паламарчук// Проблеми створення, розвитку та застосування високотехнологічних систем спеціального призначення з урахуванням досвіду антитерористичної операції. Збірник тез доповідей XXI Всеукраїнської науково-практичної конференції. – Житомир, 2016. – С. 102.

Додаток Б

Лістинг програми

Лістинг програми для калібрування датчиків акселерометра та гіроскопу плати GY-152 MPU6050.

```
#include "Wire.h"
#include "I2Cdev.h"
#include "MPU6050.h"
MPU6050 mpu;
#define BUFFER_SIZE 100
int16_t ax, ay, az;
int16_t gx, gy, gz;
void setup() {
  Wire.begin();
  Serial.begin(9600);
  mpu.initialize();
  mpu.setXAccelOffset(0);
  mpu.setYAccelOffset(0);
  mpu.setZAccelOffset(0);
  mpu.setXGyroOffset(0);
  mpu.setYGyroOffset(0);
  mpu.setZGyroOffset(0);
  Serial.println(F("Send any character to start sketch"));
  delay(100);
  while (1) { //зациклювання
    if (Serial.available() > 0) { //якщо нажата кнопка
      Serial.read(); //прочитати
      break; //вийти з циклу
    }
  }
  delay(1000);
}

void loop() {
  // виводимо початкові значення
  mpu.getMotion6(&ax, &ay, &az, &gx, &gy, &gz);
  Serial.print(ax); Serial.print(" ");
  Serial.print(ay); Serial.print(" ");
  Serial.print(az); Serial.print(" ");
  Serial.print(gx); Serial.print(" ");
  Serial.print(gy); Serial.print(" ");
  Serial.println(gz);
  calibration();

  // виводимо значення після калібрування
  mpu.getMotion6(&ax, &ay, &az, &gx, &gy, &gz);
```

```

Serial.print(ax); Serial.print(" ");
Serial.print(ay); Serial.print(" ");
Serial.print(az); Serial.print(" ");
Serial.print(gx); Serial.print(" ");
Serial.print(gy); Serial.print(" ");
Serial.println(gz);
delay(20);
while (1);
}

// ===== Функція калібрування =====
void calibration() {
long offsets[6];
long offsetsOld[6];
int16_t mpuGet[6];
// використовуємо стандартну точність
mpu.setFullScaleAccelRange(MPU6050_ACCEL_FS_2);
mpu.setFullScaleGyroRange(MPU6050_GYRO_FS_250);
// обнулюємо офсети
mpu.setXAccelOffset(0);
mpu.setYAccelOffset(0);
mpu.setZAccelOffset(0);
mpu.setXGyroOffset(0);
mpu.setYGyroOffset(0);
mpu.setZGyroOffset(0);
delay(10);
Serial.println("Calibration start. It will take about 5 seconds");
for (byte n = 0; n < 10; n++) { // 10 ітерацій калібрування
for (byte j = 0; j < 6; j++) { // обнулюємо калібрувальний масив
offsets[j] = 0;
}
for (byte i = 0; i < 100 + BUFFER_SIZE; i++) { // робимо
BUFFER_SIZE змін для усереднення mpu.getMotion6(&mpuGet[0],
&mpuGet[1], &mpuGet[2], &mpuGet[3], &mpuGet[4], &mpuGet[5]); if (i
>= 99) // пропускаємо перші 99 вимірювань
for (byte j = 0; j < 6; j++) {
offsets[j] += (long)mpuGet[j]; // записуємо в калібровочний масив
}
}
for (byte i = 0; i < 6; i++) {
offsets[i] = offsetsOld[i] - ((long)offsets[i] / BUFFER_SIZE); //
враховуємо попередню калібровку
if (i == 2) offsets[i] += 16384; // якщо вісь Z, калібруємо в
16384
offsetsOld[i] = offsets[i];
}

// встановлюємо нові офсети
mpu.setXAccelOffset(offsets[0] / 8);
mpu.setYAccelOffset(offsets[1] / 8);
mpu.setZAccelOffset(offsets[2] / 8);
mpu.setXGyroOffset(offsets[3] / 4);

```

```

mpu.setYGyroOffset(offsets[4] / 4);
mpu.setZGyroOffset(offsets[5] / 4);
delay(2);
}

/*
// для виводу в порт:
Serial.println("Calibration end. Your offsets:");
Serial.println("accX accY accZ gyrX gyrY gyrZ");
Serial.print(mpu.getXAccelOffset()); Serial.print(", ");
Serial.print(mpu.getYAccelOffset()); Serial.print(", ");
Serial.print(mpu.getZAccelOffset()); Serial.print(", ");
Serial.print(mpu.getXGyroOffset()); Serial.print(", ");
Serial.print(mpu.getYGyroOffset()); Serial.print(", ");
Serial.print(mpu.getZGyroOffset()); Serial.println(" ");
Serial.println(" ");
*/
}

```

Лістинг програми реалізації ПІД регулятора.

```

#include "I2Cdev.h"
#include "MPU6050_6Axis_MotionApps_V6_12.h"
#include "GyverPID.h"
#include "Wire.h"
MPU6050 mpu;

float angleX = 0;
float angleY = 0;
float angleZ = 0;

int input = 0;
int output = 0;
int pidMin = 0;
int pidMax = 255;
float _dt_s = 0.1;
int prevInput = 0;
float integral = 0.0;

// встановлення або визначення коефіцієнтів ПІД регулятора
regulator.Kp = 5.2;
regulator.Ki += 0.5;
regulator.Kd = 0;

void setup() {

    Wire.begin();
    Wire.setClock(400000);
    Serial.begin(115200);
    mpu.initialize();
}

```

```

    initDMP();

    regulator.setDirection(NORMAL);
    regulator.setLimits(0, 255);
    regulator.setpoint = 50;           // встановлення значення
    величини що регулюється

    Wire.begin();
    mpu.initialize();
    mpu.setFullScaleAccelRange(MPU6050_ACCEL_FS_4);
    mpu.setFullScaleGyroRange(MPU6050_GYRO_FS_1000);

    delay(3000);
}

void loop() {

    getAngles();
    Serial.print(angleX); Serial.print(',');
    Serial.print(angleY); Serial.print(',');
    Serial.println(angleZ);
    delay(20);

    int computePID() {
        float error = setpoint - input;
        float delta_input = prevInput - input;
        prevInput = input;
        output = 0;
        output += (float)error * Kp;
        output += (float)delta_input * Kd / _dt_s;
        integral += (float)error * Ki * _dt_s;
        output += integral;
        output = constrain(output, pidMin, pidMax);
        return output;
    }

    const float toDeg = 180.0 / M_PI;
    uint8_t mpuIntStatus;
    uint8_t devStatus;
    uint16_t packetSize;
    uint16_t fifoCount;
    uint8_t fifoBuffer[64];
    Quaternion q;
    VectorFloat gravity;
    float ypr[3];

    void initDMP() {
        devStatus = mpu.dmpInitialize();
        mpu.setDMPEnabled(true);
        mpuIntStatus = mpu.getIntStatus();
        packetSize = mpu.dmpGetFIFOPacketSize();
    }
}

```

```
void getAngles() {  
    if (mpu.dmpGetCurrentFIFOPacket(fifoBuffer)) {  
        mpu.dmpGetQuaternion(&q, fifoBuffer);  
        mpu.dmpGetGravity(&gravity, &q);  
        mpu.dmpGetYawPitchRoll(ypr, &q, &gravity);  
        angleX = ypr[2] * toDeg;  
        angleY = ypr[1] * toDeg;  
        angleZ = ypr[0] * toDeg;  
    }  
}
```


Поз. позначення	Найменування	Кіл.	Примітка
	Конденсатори		
	CAP CER 1UF 6.3V 10% X5R 0603	1	
	CAP CER 0.1UF 50V 10% X7R 0603	1	
	CAP CER 1UF 6.3V 10% X5R 0603	1	
C5	CAP CER 22PF 50V 5% NP0 0603	2	
	CAP CER 1UF 6.3V 10% X5R 0603	1	
C8	CAP CER 0.1UF 50V 10% X7R 0603	2	
C10	CAP CER 0.1UF 50V 10% X7R 0603	2	
1, C12	CAP CER 1UF 6.3V 10% X5R 0603	2	
1, PC2	CAP ALUM 47UF 25V 20% SMD	2	
	Роз'єми		
1	CONN RECEPT 4POS .100 VERT GOLD	1	
SP, ICSP1	CONN HEADER 6POS .100 STR TIN	2	
1, P2	08-WAY SIL VERT SOCKET L/FREE	2	
3, P6	10-WAY SIL VERT SOCKET L/FREE	4	
7, P8	08-WAY SIL VERT SOCKET L/FREE	2	
1	CONN USB TYPE B R/A WHITE	1	
2	CONN PWR JACK 2.1X5.5 HIGH CUR	1	
	Кварцові резонатори		
1	CER RESONATOR 16.0MHZ SMD	1	
2	CRYSTAL 16MHZ 18PF THRU	1	
	Діоди		
D1, D2	DIODE SMALL SIG 100V 0.15A 1206	2	
D3	GEN PURPOSE 1000V 1.5A SMB	1	
	Котушка індуктивності		
L1	FERRITE CHIP 220 OHM 0805	1	
	Інтегральні мікросхеми		
ZU1	DIL28-3 ATMEGA328P-	1	
U1	IC ATMEGA16U2-MU(R)	1	
U2	IC LP2985-33DBVR	1	
U3A, U3B, U3	IC MSOP08 LMV358IDGKR	3	
U4	GY-152	1	

КСКРМ 123.263.00 ПЕ

Арк	№ докум	Підпис	Дата	Лім	Аркуш	Аркушів
Розроб.	Ченус О. В.	<i>Ченус</i>	11.12.20	н	1	2
Перевір.	<i>Лещенко</i>	<i>Лещенко</i>	11.12.20	Система керування обертами двигуна моделі літака Перелік елементів ТНТУ, ФІС, гр. Сім-61		
Консульт.						
Ч. контр.	Тимощук В. В.	<i>Тимощук</i>	18.12			
Зав. каф.	Суховенко	<i>Суховенко</i>	18.12			

<i>Поз. позначення</i>	<i>Найменування</i>	<i>Кіл.</i>	<i>Примітка</i>
U5	LOGIC FOR MOTOR	1	
<i>Світлодіоди</i>			
LED1...LED3	LED 2X1.2MM 588NM YW WTR CLR SMD	3	
LED4	LED CHIPLED 570NM GREEN 0805 SMD	1	
<i>Запобіжник</i>			
F1	L1812 MF-MSMF050-2 500mA	1	
<i>Резистори</i>			
R1, R2	1M OHM RESISTOR SMT 5% 1/10W	2	
RN1	RES ARRAY 22 OHM 4 RES 1206	4	
RN2	RES ARRAY 10K OHM 4 RES 1206	2	
RN3	RES ARRAY 1K OHM 4 RES 1206	3	
RN4	RES ARRAY 1K OHM 4 RES 1206	4	
RN5	RES ARRAY 1.5K OHM 4 RES 1206	2	
<i>Перемикачі</i>			
RES	TS42 TS42031-160R-TR-7260	1	
SW1	SW2-5.0-6.0X3.0X4.3MM TS-1101F	1	
<i>Транзистор</i>			
T1	SOT-23 FDN340P	1	
<i>Варистор</i>			
Z1, Z2	CTCN0603 CG0603MLC-05E	2	
<i>Мотор</i>			
M1	COLLECTORLESS MOTOR	1	