บทที่ 1
บทนำ

1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา

ในปัจจุบันเทคโนโลยีอากาศยานไร้คนขับ หรือ Unmanned Aerial Vehicle (UAV) ได้เข้ามามีบทบาทสำคัญในหลายภาคส่วน ทั้งภาคการทหาร อุตสาหกรรม เกษตรกรรม การสำรวจ การกู้ภัย การถ่ายภาพทางอากาศ การขนส่ง และงานวิจัยด้านวิศวกรรมศาสตร์ การพัฒนาระบบอากาศยานไร้คนขับมีความก้าวหน้าอย่างรวดเร็ว อันเนื่องมาจากการพัฒนาเทคโนโลยีอิเล็กทรอนิกส์ ไมโครคอนโทรลเลอร์ เซนเซอร์ ระบบควบคุมอัตโนมัติ ระบบกำหนดตำแหน่งบนโลก (GPS) ระบบสื่อสารไร้สาย และแบตเตอรี่ที่มีประสิทธิภาพสูงขึ้น

ฮาร์ดแวร์ถือเป็นองค์ประกอบหลักที่กำหนดประสิทธิภาพ ความเสถียร ความทนทาน และความปลอดภัยของอากาศยานไร้คนขับ โดยเฉพาะโครงสร้างลำตัว ระบบขับเคลื่อน ระบบควบคุมการบิน แหล่งจ่ายพลังงาน และระบบสื่อสาร ซึ่งต้องได้รับการออกแบบและพัฒนาอย่างเหมาะสม เพื่อให้สามารถทำงานได้ตามวัตถุประสงค์ ภายใต้ข้อจำกัดด้านน้ำหนัก ขนาด ระยะเวลาการบิน และสภาพแวดล้อมที่หลากหลาย

แม้ว่าในปัจจุบันจะมี UAV เชิงพาณิชย์จำหน่ายอย่างแพร่หลาย แต่การพัฒนาฮาร์ดแวร์ขึ้นเองมีความสำคัญอย่างยิ่งในด้านการศึกษาและวิจัย เนื่องจากช่วยให้ผู้พัฒนามีความเข้าใจเชิงลึกเกี่ยวกับโครงสร้าง ระบบไฟฟ้า ระบบควบคุม และการบูรณาการอุปกรณ์ต่าง ๆ นอกจากนี้ยังสามารถออกแบบให้เหมาะสมกับภารกิจเฉพาะทาง เช่น การเกษตรแม่นยำสูง การตรวจสอบโครงสร้างพื้นฐาน หรือการสำรวจพื้นที่ทุรกันดาร

ดังนั้น การศึกษาการพัฒนาฮาร์ดแวร์อากาศยานไร้คนขับจึงเป็นหัวข้อที่มีความสำคัญทั้งในเชิงวิชาการและเชิงอุตสาหกรรม และเป็นพื้นฐานสำคัญสำหรับการพัฒนาระบบอัตโนมัติและเทคโนโลยีอัจฉริยะในอนาคต

1.2 วัตถุประสงค์ของโครงงาน

1. เพื่อศึกษาหลักการออกแบบและพัฒนาฮาร์ดแวร์ของอากาศยานไร้คนขับ
2. เพื่อออกแบบและสร้างโครงสร้างอากาศยานไร้คนขับให้เหมาะสมกับภารกิจที่กำหนด
3. เพื่อพัฒนาระบบขับเคลื่อน ระบบควบคุมการบิน และระบบจ่ายพลังงานให้มีประสิทธิภาพ
4. เพื่อทดสอบและประเมินสมรรถนะของฮาร์ดแวร์ที่พัฒนาขึ้น
5. เพื่อวิเคราะห์ปัญหาและแนวทางปรับปรุงประสิทธิภาพของระบบ

1.3 ขอบเขตของโครงงาน

1. ศึกษาและออกแบบโครงสร้าง UAV ประเภท (เช่น แบบหลายใบพัด – Multirotor หรือปีกตรึง – Fixed Wing)

2. พัฒนาระบบฮาร์ดแวร์หลัก ได้แก่

    1. โครงสร้างและเฟรม

2. มอเตอร์และใบพัด
3. ตัวควบคุมความเร็วรอบ (ESC)
4. แบตเตอรี่และระบบจ่ายไฟ
5. บอร์ดควบคุมการบิน (Flight Controller)
6. เซนเซอร์ เช่น IMU, GPS, Barometer
7. ระบบสื่อสารไร้สาย

3. ทดสอบประสิทธิภาพด้านระยะเวลาการบิน ความเสถียร และการตอบสนองต่อคำสั่งควบคุม

4. ไม่ครอบคลุมการพัฒนาซอฟต์แวร์ขั้นสูงด้านปัญญาประดิษฐ์ (ยกเว้นในส่วนที่เกี่ยวข้องกับฮาร์ดแวร์โดยตรง)

1.4 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ

1. ได้องค์ความรู้ด้านการออกแบบและพัฒนาฮาร์ดแวร์ UAV
2. สามารถสร้างต้นแบบอากาศยานไร้คนขับที่ใช้งานได้จริง
3. เป็นต้นแบบสำหรับการพัฒนาต่อยอดในงานวิจัยหรือเชิงพาณิชย์
4. เพิ่มทักษะด้านวิศวกรรมระบบฝังตัว อิเล็กทรอนิกส์ และการออกแบบเครื่องกล
5. สนับสนุนการเรียนรู้ด้านเทคโนโลยีอากาศยานและระบบอัตโนมัติ

1.5 นิยามศัพท์เฉพาะ

1. UAV (Unmanned Aerial Vehicle) หมายถึง อากาศยานที่สามารถบินได้โดยไม่ต้องมีนักบินประจำอยู่ภายใน

2. Flight Controller หมายถึง หน่วยควบคุมหลักที่ประมวลผลข้อมูลจากเซนเซอร์และสั่งงานมอเตอร์

3. ESC (Electronic Speed Controller) หมายถึง อุปกรณ์ควบคุมความเร็วรอบของมอเตอร์ไฟฟ้า

4. IMU (Inertial Measurement Unit) หมายถึง เซนเซอร์ที่ใช้วัดความเร่งและอัตราการหมุน

5. Multirotor หมายถึง UAV แบบหลายใบพัด เช่น Quadrotor, Hexacopter

บทที่ 2
ทฤษฎีและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

ในบทนี้จะอธิบายถึงทฤษฎี และงานวิจัยที่เกี่ยวข้องเพื่อใช้เป็นแนวทางสำหรับการดำเนินงานวิจัย ประกอบไปด้วยหัวข้อหลักๆ ดังนี้

2.1 ความหมายและประเภทของอากาศยานไร้คนขับ

2.2 องค์ประกอบของฮาร์ดแวร์อากาศยานไร้คนขับ

2.3 หลักอากาศพลศาสตร์ที่เกี่ยวข้อง

2.4 เทคโนโลยีไมโครคอนโทรลเลอร์ที่ใช้ใน UAV

2.5 งานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

2.6 สรุป

2.1 ความหมายและประเภทของอากาศยานไร้คนขับ

1. ความหมายของอากาศยานไร้คนขับ อากาศยานไร้คนขับ (Unmanned Aerial Vehicle: UAV) คือ อากาศยานที่สามารถทำการบินได้โดยไม่มีนักบินประจำอยู่บนตัวอากาศยาน การควบคุมการทำงานสามารถทำได้ผ่านระบบควบคุมระยะไกล (Remote Control) ระบบอัตโนมัติ (Autonomous System) หรือการควบคุมแบบกึ่งอัตโนมัติ (Semi-autonomous) โดยอาศัยระบบอิเล็กทรอนิกส์ เซนเซอร์ ระบบนำร่อง และซอฟต์แวร์ควบคุมการบิน

ในทางเทคนิค UAV เป็นส่วนหนึ่งของระบบที่ใหญ่กว่าเรียกว่า UAS (Unmanned Aircraft System) ซึ่งประกอบด้วย

1. ตัวอากาศยาน (Aircraft Platform)
2. สถานีควบคุมภาคพื้นดิน (Ground Control Station: GCS)
3. ระบบสื่อสารข้อมูล (Data Link)
4. ระบบสนับสนุนอื่น ๆ เช่น ระบบวิเคราะห์ข้อมูล

2. พัฒนาการของอากาศยานไร้คนขับ อากาศยานไร้คนขับมีการพัฒนามาตั้งแต่ต้นศตวรรษที่ 20 โดยเริ่มจากการใช้งานทางทหาร เช่น เครื่องบินเป้าซ้อมยิง (Target Drone) ต่อมามีการพัฒนาเทคโนโลยีไมโครอิเล็กทรอนิกส์ ระบบ GPS และไมโครคอนโทรลเลอร์ ทำให้ UAV มีขนาดเล็กลง ราคาถูกลง และสามารถใช้งานในภาคพลเรือนได้อย่างแพร่หลาย

ปัจจุบัน UAV ถูกนำไปใช้ในหลายด้าน เช่น

1. การถ่ายภาพทางอากาศ
2. การสำรวจและทำแผนที่
3. การเกษตรแม่นยำ (Precision Agriculture)
4. การตรวจสอบโครงสร้างพื้นฐาน
5. งานกู้ภัยและความมั่นคง

3. ประเภทของอากาศยานไร้คนขับ

3.1.1 อากาศยานแบบปีกตรึง (Fixed-Wing UAV)

คุณลักษณะ

1. มีปีกหลักสร้างแรงยก
2. ใช้ใบพัดหรือเครื่องยนต์สร้างแรงขับ
3. ต้องมีความเร็วไปข้างหน้าเพื่อรักษาการบิน

ข้อดี

1. บินได้ระยะไกล
2. ใช้พลังงานคุ้มค่า
3. บินได้นาน (Long Endurance)

ข้อจำกัด

1. ต้องใช้พื้นที่สำหรับขึ้นและลงจอด
2. ไม่สามารถลอยตัวนิ่งกลางอากาศได้

การใช้งาน

1. งานสำรวจพื้นที่ขนาดใหญ่
2. งานทำแผนที่ภูมิประเทศ
3. งานลาดตระเวน

3.1.2 อากาศยานแบบปีกหมุน (Rotary-Wing UAV)

เป็น UAV ที่ใช้ใบพัดหมุนสร้างแรงยกโดยตรง สามารถขึ้น–ลงในแนวดิ่ง (VTOL: Vertical Take-Off and Landing)

แบ่งย่อยได้เป็น

1. เฮลิคอปเตอร์ใบพัดเดี่ยว (Single Rotor)
    1. มีใบพัดหลัก 1 ชุด
    2. มีใบพัดหางสำหรับควบคุมทิศทาง
2. มัลติโรเตอร์ (Multirotor) เช่น
    1. Tricopter (3 ใบพัด)
    2. Quadrotor (4 ใบพัด)
    3. Hexacopter (6 ใบพัด)
    4. Octocopter (8 ใบพัด)

ข้อดี

1. ควบคุมง่าย

2. ลอยตัวนิ่งได้
3. ขึ้นลงในพื้นที่จำกัดได้

ข้อจำกัด

1. ใช้พลังงานมากกว่าปีกตรึง
2. ระยะบินสั้นกว่า

การใช้งาน

1. ถ่ายภาพทางอากาศ
2. ตรวจสอบอาคาร
3. งานกู้ภัย

3.1.3 อากาศยานแบบผสม (Hybrid UAV)

เป็นการรวมคุณสมบัติของปีกตรึงและปีกหมุน สามารถขึ้น–ลงแนวดิ่ง และบินระยะไกลได้

ลักษณะเด่น

1. มีมอเตอร์สำหรับ VTOL
2. มีปีกสำหรับบินแบบเครื่องบิน

ข้อดี

1. ยืดหยุ่นสูง
2. ไม่ต้องใช้รันเวย์
3. บินได้นานกว่า Multirotor

3.2 การแบ่งประเภทตามขนาดและน้ำหนัก

หน่วยงานด้านการบินมักแบ่ง UAV ตามน้ำหนัก เช่น

1. Nano UAV – น้ำหนักไม่เกิน 250 กรัม
2. Micro UAV – ต่ำกว่า 2 กิโลกรัม
3. Mini UAV – 2–25 กิโลกรัม
4. Tactical UAV – 25–150 กิโลกรัม
5. MALE (Medium Altitude Long Endurance)
6. HALE (High Altitude Long Endurance)

ขนาดที่แตกต่างกันส่งผลต่อ

1. ความสูงบิน
2. ระยะเวลาใช้งาน
3. วัตถุประสงค์การใช้งาน

3.3 การแบ่งประเภทตามระดับการควบคุม

3.3.1 แบบควบคุมด้วยมนุษย์ (Remotely Piloted)

ผู้ควบคุมสั่งงานตลอดเวลา เช่น โดรนถ่ายภาพทั่วไป

3.3.2 แบบกึ่งอัตโนมัติ (Semi-Autonomous)

มีโหมดบินอัตโนมัติ เช่น

1. Hold Position
2. Return to Home

3.3.3 แบบอัตโนมัติเต็มรูปแบบ (Fully Autonomous) ใช้

1. GPS
2. ระบบวางแผนเส้นทาง (Mission Planning)
3. AI และ Computer Vision

3.4 การแบ่งประเภทตามภารกิจการใช้งาน

1. ด้านการทหาร
2. ด้านเกษตรกรรม
3. ด้านสำรวจและทำแผนที่
4. ด้านโลจิสติกส์
5. ด้านสิ่งแวดล้อม
6. ด้านความมั่นคงและกู้ภัย

3.5 การแบ่งตามระบบพลังงาน

1. ใช้แบตเตอรี่ไฟฟ้า
2. ใช้น้ำมันเชื้อเพลิง
3. ระบบไฮบริด
4. พลังงานแสงอาทิตย์

4. แนวโน้มการพัฒนา UAV ในปัจจุบัน

1. การใช้ AI ในการบินอัตโนมัติ
2. ระบบหลบหลีกสิ่งกีดขวาง
3. การพัฒนาแบตเตอรี่ความจุสูง
4. Swarm Drone (โดรนทำงานเป็นฝูง)
5. Urban Air Mobility (UAM)

สรุป

อากาศยานไร้คนขับเป็นเทคโนโลยีการบินที่ไม่มีนักบินประจำบนอากาศยาน มีการพัฒนาอย่างต่อเนื่องและถูกนำไปใช้งานหลากหลายด้าน สามารถจำแนกประเภทได้ตามโครงสร้าง ขนาด ระบบควบคุม ภารกิจ และแหล่งพลังงาน ความเข้าใจในประเภทต่าง ๆ มีความสำคัญอย่างยิ่งต่อการออกแบบ พัฒนา และเลือกใช้งาน UAV ให้เหมาะสมกับวัตถุประสงค์

2.2 องค์ประกอบของฮาร์ดแวร์อากาศยานไร้คนขับ

2.2.1 โครงสร้างตัวถัง (Frame Structure)

โครงสร้างทำหน้าที่รองรับอุปกรณ์ทั้งหมด ต้องมีคุณสมบัติ

1. น้ำหนักเบา
2. แข็งแรง
3. ทนต่อแรงสั่นสะเทือน

วัสดุที่นิยมใช้

1. คาร์บอนไฟเบอร์
2. อลูมิเนียมอัลลอย
3. พลาสติกเสริมใยแก้ว

การออกแบบโครงสร้างต้องคำนึงถึง

1. การกระจายน้ำหนัก (Weight Distribution)
2. จุดศูนย์ถ่วง (Center of Gravity)
3. ความแข็งแรงเชิงกล (Mechanical Strength)

2.2.2 ระบบขับเคลื่อน (Propulsion System)

ประกอบด้วย

1. มอเตอร์ (Brushless DC Motor)
2. ใบพัด (Propeller)
3. ตัวควบคุมความเร็วรอบ (Electronic Speed Controller: ESC)
4. แบตเตอรี่ (Lithium Polymer: Li-Po)

2.2.3 ระบบควบคุมการบิน (Flight Control System)

ประกอบด้วย

1. Flight Controller
2. เซนเซอร์ IMU (Gyroscope + Accelerometer)
3. Magnetometer
4. Barometer
5. GPS Module

PID Controller ประกอบด้วย

1. P (Proportional)
2. I (Integral)
3. D (Derivative)

2.2.4 ระบบพลังงาน (Power System)

แบตเตอรี่ Li-Po มีคุณสมบัติ

1. ความหนาแน่นพลังงานสูง
2. น้ำหนักเบา
3. คายประจุสูง

ค่าที่สำคัญ

1. ความจุ (mAh)
2. แรงดันไฟฟ้า (V)
3. ค่า C-rating

2.2.5 ระบบสื่อสาร (Communication System)

1. รีโมตควบคุม 2.4 GHz
2. Telemetry 433 MHz / 915 MHz
3. ระบบส่งภาพ (FPV)

การสื่อสารต้องคำนึงถึง

1. ระยะทาง
2. การรบกวนคลื่น
3. ความหน่วงเวลา (Latency)

2.3 หลักอากาศพลศาสตร์ที่เกี่ยวข้อง

อากาศพลศาสตร์ (Aerodynamics) เป็นศาสตร์ที่ศึกษาพฤติกรรมของอากาศเมื่อมีการเคลื่อนที่สัมพัทธ์กับวัตถุ สำหรับอากาศยานไร้คนขับ (UAV) หลักอากาศพลศาสตร์มีบทบาทสำคัญต่อ

1. การสร้างแรงยก (Lift)
2. ความเสถียรของการบิน
3. การออกแบบปีกและใบพัด
4. ประสิทธิภาพพลังงาน
5. ระยะเวลาการบิน

ความเข้าใจในหลักอากาศพลศาสตร์จึงเป็นพื้นฐานสำคัญในการออกแบบฮาร์ดแวร์ UAV โดยเฉพาะแบบปีกตรึง (Fixed-wing) และมัลติโรเตอร์ (Multirotor)

2.4 งานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

2.4.1 งานวิจัยด้านการลดน้ำหนักโครงสร้าง

มีการศึกษาการใช้คาร์บอนไฟเบอร์แบบรังผึ้งเพื่อลดน้ำหนักแต่ยังคงความแข็งแรง

2.4.2 งานวิจัยด้านระบบควบคุม

การใช้ Adaptive Control และ Model Predictive Control (MPC) เพื่อเพิ่มความเสถียรภาพ

2.4.3 งานวิจัยด้านพลังงาน

การพัฒนาแบตเตอรี่ลิเธียมความจุสูงและระบบจัดการพลังงาน (Battery Management System: BMS)

2.4 เทคโนโลยีไมโครคอนโทรลเลอร์ที่ใช้ใน UAV

ไมโครคอนโทรลเลอร์ (Microcontroller: MCU) เป็นหัวใจสำคัญของระบบควบคุมการบินในอากาศยานไร้คนขับ (Unmanned Aerial Vehicle: UAV) ทำหน้าที่ประมวลผลข้อมูลจากเซนเซอร์ คำนวณอัลกอริทึมควบคุม และส่งสัญญาณควบคุมไปยังอุปกรณ์ขับเคลื่อน เช่น มอเตอร์และเซอร์โว

1. ความเสถียรของการบิน
2. ความแม่นยำของระบบนำร่อง
3. ความสามารถในการประมวลผลแบบเรียลไทม์
4. ความปลอดภัยของระบบ

บทบาทของไมโครคอนโทรลเลอร์ในระบบ UAV

ไมโครคอนโทรลเลอร์ใน UAV ทำหน้าที่หลักดังนี้

1. รับข้อมูลจากเซนเซอร์ (Sensor Data Acquisition)
2. ประมวลผลอัลกอริทึมควบคุม (Control Algorithm Processing)
3. ควบคุมมอเตอร์ผ่าน ESC
4. จัดการระบบสื่อสาร (Telemetry, RC Receiver)
5. จัดการระบบพลังงาน
6. ตรวจสอบสถานะและระบบความปลอดภัย (Fail-safe)

คุณสมบัติที่จำเป็นของไมโครคอนโทรลเลอร์ใน UAV

ความเร็วในการประมวลผล (Processing Speed) UAV ต้องประมวลผลข้อมูล IMU ที่ความถี่สูง (100–1000 Hz) ดังนั้น MCU ควรมีความเร็วอย่างน้อย 72 MHz ขึ้นไป โดยรุ่นที่ใช้ในงานขั้นสูงอาจสูงถึง 400–480 MHz

หน่วยความจำ (Memory)

1. Flash Memory สำหรับเก็บโปรแกรม
2. SRAM สำหรับเก็บข้อมูลชั่วคราว
3. EEPROM สำหรับเก็บค่าการตั้งค่า

การรองรับโปรโตคอลสื่อสาร

1. ไมโครคอนโทรลเลอร์ต้องรองรับ:
2. I2C (เชื่อมต่อ IMU, Magnetometer)
3. SPI (เชื่อมต่อ Gyro ความเร็วสูง)
4. UART (GPS, Telemetry)
5. CAN Bus (UAV ขนาดใหญ่)

การประมวลผลแบบ Floating Point

การคำนวณ PID, Kalman Filter และ Quaternion ต้องใช้การคำนวณจุดทศนิยม ดังนั้น MCU ที่มี FPU (Floating Point Unit) จะช่วยเพิ่มความเร็วและความแม่นยำ

ไมโครคอนโทรลเลอร์ที่นิยมใช้ใน UAV

ตระกูล STM32 (ARM Cortex-M) เป็น MCU ที่นิยมมากที่สุดใน Flight Controller

1. STM32F1 (Cortex-M3)
2. STM32F4 (Cortex-M4 พร้อม FPU)
3. STM32F7 (Cortex-M7)
4. STM32H7 (ความเร็วสูงสุด ~480 MHz)

ข้อดี

1. ประสิทธิภาพสูง
2. รองรับ FPU
3. รองรับ RTOS
4. มี DMA ลดภาระ CPU

Arduino (ATmega328P, ATmega2560)

เหมาะสำหรับการพัฒนาเบื้องต้นหรือโครงงานวิจัย

ข้อดี

1. ใช้งานง่าย
2. มี Library มาก
3. ราคาถูก

ข้อจำกัด

1. ความเร็วต่ำ (~16 MHz)
2. ไม่มี FPU
3. ไม่เหมาะกับ UAV ขั้นสูง

Pixhawk (Open Hardware Flight Controller)

Pixhawk ใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์ ARM Cortex-M4/M7 ร่วมกับระบบปฏิบัติการเรียลไทม์ (NuttX RTOS)

1. ArduPilot
2. PX4 Firmware

ESP32

มี Wi-Fi และ Bluetooth ในตัว

เหมาะสำหรับ

1. UAV ขนาดเล็ก

2. ระบบสื่อสาร IoT

3. การส่งข้อมูลไร้สาย

ไมโครโปรเซสเซอร์ขั้นสูง (Companion Computer)

ใน UAV ขั้นสูงจะมีคอมพิวเตอร์เสริม เช่น

1. Raspberry Pi
2. NVIDIA Jetson
3. Qualcomm Snapdragon

ใช้สำหรับ

1. Computer Vision
2. AI Processing
3. Autonomous Navigation

ระบบปฏิบัติการเรียลไทม์ (RTOS)

UAV ขั้นสูงใช้ RTOS เช่น

1. FreeRTOS
2. NuttX
3. ChibiOS

RTOS ช่วยให้

1. จัดการ Task หลายงานพร้อมกัน
2. ควบคุมเวลาได้แม่นยำ
3. เพิ่มเสถียรภาพระบบ

โครงสร้างการทำงานของไมโครคอนโทรลเลอร์ใน Flight Controller

ขั้นตอนการทำงานหลัก

1. อ่านค่าจาก IMU (Sensor Sampling)
2. ประมวลผล Sensor Fusion (เช่น EKF)
3. คำนวณค่าควบคุม (PID/MPC)
4. สร้างสัญญาณ PWM ไปยัง ESC
5. ตรวจสอบ Fail-safe

แนวโน้มเทคโนโลยีไมโครคอนโทรลเลอร์ใน UAV

1. MCU แบบ Dual-Core
2. การรวม AI Accelerator
3. Low-Power High-Performance
4. รองรับ Cybersecurity
5. การสื่อสารแบบ Time-Sensitive Networking (TSN)

มาตรฐานและข้อกำหนดด้านความปลอดภัย

1. ระบบ Fail-safe
2. Return to Home (RTH)
3. การจำกัดความสูงและระยะบิน
4. มาตรฐานความปลอดภัยการบิน

2.5 งานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

จากการทบทวนงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง พบว่าแนวโน้มหลักของการพัฒนาฮาร์ดแวร์ UAV มุ่งเน้น

1. การลดน้ำหนักและเพิ่มความแข็งแรงของโครงสร้าง
2. การเพิ่มประสิทธิภาพระบบขับเคลื่อน
3. การพัฒนาระบบควบคุมที่แม่นยำและเสถียร
4. การเพิ่มความแม่นยำของระบบนำร่อง
5. การพัฒนาระบบพลังงานที่มีความหนาแน่นสูง
6. การเพิ่มความปลอดภัยและความน่าเชื่อถือ

องค์ความรู้จากงานวิจัยดังกล่าวเป็นพื้นฐานสำคัญในการออกแบบและพัฒนาฮาร์ดแวร์อากาศยานไร้คนขับให้มีประสิทธิภาพสูง ตอบสนองต่อการใช้งานในภารกิจที่หลากหลาย

2.6 สรุป

บทนี้ได้กล่าวถึงหลักการและทฤษฎีที่เกี่ยวข้องกับการพัฒนาฮาร์ดแวร์อากาศยานไร้คนขับ ครอบคลุมตั้งแต่โครงสร้าง ระบบขับเคลื่อน ระบบควบคุม พลังงาน อากาศพลศาสตร์ ตลอดจนงานวิจัยและมาตรฐานที่เกี่ยวข้อง ซึ่งองค์ความรู้เหล่านี้เป็นพื้นฐานสำคัญในการออกแบบและพัฒนา UAV ให้มีประสิทธิภาพ เสถียรภาพ และความปลอดภัยสูงสุด

บทที่ 3
ขั้นตอนและวิธีดำเนินงาน

บทนี้อธิบายขั้นตอน วิธีการ และเครื่องมือที่ใช้ในการพัฒนาโครงงานการพัฒนาฮาร์ดแวร์อากาศยานไร้คนขับตั้งแต่การออกแบบ วางแผน ดำเนินการ ทดลอง สังเกตผล และปรับปรุงระบบ

3.1 การกำหนดขอบเขตและความต้องการของระบบ (System Requirements)

การพัฒนาเริ่มจากการกำหนดข้อกำหนดทางเทคนิค (Technical Specifications) ดังนี้

1. ประเภทอากาศยาน: มัลติโรเตอร์ (Quadrotor)
2. น้ำหนักรวมไม่เกิน: 2 กิโลกรัม
3. ระยะเวลาการบินไม่น้อยกว่า: 15 นาที
4. ระบบควบคุม: Flight Controller แบบ STM32
5. รองรับ GPS และระบบ Return to Home
6. รองรับการบรรทุกกล้องน้ำหนักไม่เกิน 300 กรัม

3.2 การออกแบบโครงสร้าง (Mechanical Design)

3.2.1 การออกแบบด้วยโปรแกรม CAD

ใช้โปรแกรมออกแบบ เช่น SolidWorks หรือ Fusion 360 เพื่อออกแบบโครงสร้าง Frame โดยคำนึงถึง

1. การกระจายน้ำหนัก (Weight Distribution)
2. ตำแหน่งจุดศูนย์ถ่วง (Center of Gravity)
3. ความแข็งแรงของแขนมอเตอร์

3.2.2 การวิเคราะห์ความแข็งแรง

ใช้วิธี Finite Element Analysis (FEA) เพื่อวิเคราะห์

1. ความเค้นสูงสุด
2. การโก่งตัวของแขน
3. ความถี่ธรรมชาติ

3.2.3 การเลือกวัสดุ

เลือกใช้คาร์บอนไฟเบอร์หรืออลูมิเนียมน้ำหนักเบา เพื่อให้มีอัตราส่วนความแข็งแรงต่อน้ำหนักสูง

3.3 การออกแบบระบบไฟฟ้าและอิเล็กทรอนิกส์

3.3.1 การเลือกมอเตอร์และใบพัด

เลือกมอเตอร์ Brushless DC พร้อมค่า KV ที่เหมาะสม และใบพัดขนาด 10–12 นิ้ว

3.3.2 การเลือก ESC

เลือก ESC ที่รองรับกระแสสูงกว่ากระแสใช้งานจริงอย่างน้อย 20–30% เพื่อความปลอดภัย

3.3.3 การเลือกแบตเตอรี่

เลือกแบตเตอรี่ Li-Po 3S หรือ 4S ความจุ 4000–6000 mAh โดยพิจารณา

1. น้ำหนัก
2. C-rating
3. ระยะเวลาการบินที่ต้องการ

3.3.4 การเลือกไมโครคอนโทรลเลอร์ (Flight Controller)

เลือกใช้ Flight Controller ที่ใช้ STM32F4 รองรับ

1. IMU 6–9 แกน
2. GPS
3. PWM Output อย่างน้อย 4 ช่อง

3.4 การประกอบและติดตั้งระบบ

ขั้นตอนการประกอบประกอบด้วย

1. ประกอบโครงสร้าง Frame
2. ติดตั้งมอเตอร์และใบพัด
3. ติดตั้ง ESC และเดินสายไฟ
4. ติดตั้ง Flight Controller บนแผ่นกันสั่น
5. ติดตั้ง GPS และรีซีฟเวอร์
6. ตรวจสอบการเชื่อมต่อทั้งหมด

3.5 การพัฒนาและตั้งค่าระบบควบคุม

3.5.1 การติดตั้งเฟิร์มแวร์

ติดตั้งเฟิร์มแวร์ เช่น ArduPilot หรือ Betaflight

3.5.2 การปรับค่า PID

ปรับค่า Kp, Ki, Kd ให้เหมาะสม โดยทดสอบการตอบสนอง

3.5.3 การสอบเทียบเซนเซอร์ (Calibration)

1. Accelerometer Calibration
2. Compass Calibration
3. ESC Calibration

3.6 การทดสอบระบบ (Testing Procedure)

3.6.1 การทดสอบภาคพื้น (Ground Test)

1. ตรวจสอบการหมุนของมอเตอร์
2. ตรวจสอบทิศทางการหมุน
3. ตรวจสอบสัญญาณควบคุม

3.6.2 การทดสอบบิน (Flight Test)

1. ทดสอบ Hover
2. ทดสอบ Roll / Pitch
3. ทดสอบการรักษาระดับความสูง
4. ทดสอบ Return to Home

บันทึกข้อมูล เช่น

1. กระแสไฟฟ้า
2. เวลาบิน
3. ความเสถียร

3.7 การประเมินผลและปรับปรุง

นำข้อมูลจากการทดสอบมาวิเคราะห์ เช่น

1. ค่าแรงดันแบตเตอรี่ระหว่างบิน
2. การสั่นสะเทือนจาก IMU
3. ความเสถียรของท่าทาง

3.8 เครื่องมือและอุปกรณ์ที่ใช้

1. โปรแกรม CAD
2. เครื่องพิมพ์ 3 มิติ (ถ้ามี)
3. มัลติมิเตอร์
4. Power Supply
5. โปรแกรม Mission Planner
6. เครื่องมือช่างพื้นฐาน

3.9 แผนผังขั้นตอนการดำเนินงาน

ลำดับกระบวนการพัฒนา

1. ศึกษาทฤษฎีและงานวิจัย
2. กำหนดความต้องการ
3. ออกแบบโครงสร้าง
4. ออกแบบระบบไฟฟ้า

5. ประกอบต้นแบบ
6. ทดสอบ
7. วิเคราะห์ผล
8. ปรับปรุงและสรุปผล

3.10 สรุป

บทนี้ได้นำเสนอขั้นตอนและวิธีดำเนินงานในการพัฒนาฮาร์ดแวร์อากาศยานไร้คนขับอย่างเป็นระบบ ตั้งแต่การออกแบบ การเลือกอุปกรณ์ การประกอบ การทดสอบ และการประเมินผล ซึ่งเป็นแนวทางที่สามารถนำไปประยุกต์ใช้ในการพัฒนา UAV ให้มีประสิทธิภาพและความปลอดภัยตามวัตถุประสงค์ที่กำหนด

บทที่ 4
ผลการดำเนินงาน

บทนี้นำเสนอผลลัพธ์ที่เกิดจากการออกแบบ การดัดแปลง การติดตั้ง และการทดสอบระบบ รวมถึงผลหลังการปรับปรุงตามกระบวนการพัฒนาฮาร์ดแวร์อากาศยานไร้คนขับเพื่อให้ระบบมีความเสถียร ปลอดภัย และตรงตามเป้าหมาย

4.1 ผลการพัฒนาโครงสร้างอากาศยาน

4.1.1 ลักษณะโครงสร้างที่พัฒนา

ต้นแบบที่พัฒนาขึ้นเป็นอากาศยานแบบมัลติโรเตอร์ชนิด Quadrotor มีรายละเอียดดังนี้

1. ระยะห่างระหว่างมอเตอร์ (Wheelbase): 450 มม.
2. วัสดุโครงสร้าง: คาร์บอนไฟเบอร์
3. น้ำหนักโครงสร้างเปล่า: 650 กรัม
4. น้ำหนักรวมพร้อมอุปกรณ์: 1.8 กิโลกรัม

4.2.2 ผลการวิเคราะห์ความแข็งแรง

จากการวิเคราะห์ด้วย FEA พบว่า

1. ความเค้นสูงสุดอยู่ต่ำกว่าค่าความเค้นคร่ากของวัสดุ
2. การโก่งตัวของแขนมอเตอร์อยู่ในช่วงที่ยอมรับได้ (< 2 มม.)
3. ไม่พบความถี่เรโซแนนซ์ในช่วงความเร็วรอบทำงานหลักของมอเตอร์

4.2 ผลการพัฒนาระบบไฟฟ้าและอิเล็กทรอนิกส์

4.2.1 ระบบขับเคลื่อน

เลือกใช้มอเตอร์ Brushless 920 KV ร่วมกับใบพัดขนาด 10 นิ้ว และ ESC 30A

1. แรงยกสูงสุดต่อมอเตอร์: ประมาณ 900 กรัม
2. แรงยกรวมสูงสุด: 3.6 กิโลกรัม

4.2.2 ระบบพลังงาน

ใช้แบตเตอรี่ Li-Po 4S 5200 mAh

1. กระแสไฟฟ้าเฉลี่ยขณะ Hover: 18–22 A
2. ระยะเวลาการบินเฉลี่ย: 17 นาที
3. แรงดันไฟฟ้าลดลงอย่างสม่ำเสมอ ไม่มีอาการแรงดันตกฉับพลัน

4.3.3 ระบบควบคุมการบิน

ใช้ Flight Controller ที่มีไมโครคอนโทรลเลอร์ STM32F4 พร้อมเซนเซอร์ IMU 9 แกน ผลการปรับค่า PID ทำให้

1. การสั่นของตัวเครื่องลดลง
2. การตอบสนองต่อคำสั่งควบคุมมีความรวดเร็ว
3. สามารถ Hover ได้นิ่งในรัศมี ±0.5 เมตร

4.3 ผลการทดสอบการบิน (Flight Test Results)

4.3.1 การทดสอบ Hover

1. สามารถลอยตัวนิ่งได้ที่ระดับความสูง 1–2 เมตร
2. ไม่มีอาการแกว่งรุนแรง
3. ค่า Roll และ Pitch อยู่ในช่วง ±3 องศา

4.3.2 การทดสอบการเคลื่อนที่

1. ตอบสนองต่อคำสั่งเลี้ยวซ้าย–ขวาได้ดี
2. ไม่มีอาการ Drift รุนแรง
3. สามารถรักษาทิศทางด้วยระบบ GPS Hold

4.3.3 การทดสอบ Return to Home (RTH)

1. ไต่ระดับความสูง
2. บินกลับตำแหน่งเริ่มต้น
3. ลงจอดอัตโนมัติ

4.4 การวิเคราะห์ผล

จากผลการทดลองพบว่า

1. โครงสร้างมีความแข็งแรงเพียงพอและไม่เกิดความเสียหาย
2. ระบบขับเคลื่อนสามารถสร้างแรงยกได้มากกว่าน้ำหนัก 2 เท่า
3. ระบบควบคุม PID ให้เสถียรภาพที่ดี
4. ระยะเวลาการบินเป็นไปตามข้อกำหนด (> 15 นาที)
5. ระบบความปลอดภัยทำงานได้ถูกต้อง

อย่างไรก็ตาม พบข้อจำกัดบางประการ ได้แก่

1. การสั่นสะเทือนเล็กน้อยเมื่อเร่งรอบสูง
2. ระยะเวลาการบินลดลงเมื่อบรรทุกน้ำหนักเพิ่ม

4.5 สรุป

จากผลการพัฒนาและทดสอบต้นแบบ พบว่าฮาร์ดแวร์อากาศยานไร้คนขับที่พัฒนาขึ้นสามารถทำงานได้ตามข้อกำหนดที่ตั้งไว้ ทั้งในด้านโครงสร้าง ระบบไฟฟ้า ระบบควบคุม และระบบความปลอดภัย แสดงให้เห็นว่ากระบวนการออกแบบและพัฒนาที่ดำเนินการมีความเหมาะสมและสามารถนำไปต่อยอดได้ในอนาคต

บทที่ 5
สรุปผล อภิปรายผล และข้อเสนอแนะ

5.1 สรุปผลการดำเนินงาน

5.1.1 ด้านโครงสร้าง

1. โครงสร้างแบบ Quadrotor ที่ออกแบบมีความแข็งแรงเพียงพอ
2. น้ำหนักรวมของระบบไม่เกินเกณฑ์ที่กำหนด
3. การกระจายน้ำหนักและตำแหน่งจุดศูนย์ถ่วงเหมาะสม ส่งผลให้การบินมีเสถียรภาพ

5.1.2 ด้านระบบขับเคลื่อน

1. มอเตอร์และใบพัดที่เลือกสามารถสร้างแรงยกได้มากกว่าน้ำหนักรวมของระบบประมาณ 2 เท่า
2. ไม่มีความร้อนสะสมผิดปกติใน ESC หรือมอเตอร์
3. ระบบมีอัตราส่วนแรงยกต่อน้ำหนัก (Thrust-to-Weight Ratio) เหมาะสมต่อการควบคุม

5.1.3 ด้านระบบควบคุม

1. ระบบ Flight Controller ที่ใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์ STM32F4 สามารถประมวลผลได้อย่างมีประสิทธิภาพ
2. การปรับค่า PID ทำให้ UAV สามารถ Hover ได้อย่างนิ่ง
3. ระบบ GPS Hold และ Return to Home ทำงานได้ถูกต้อง

5.1.4 ด้านสมรรถนะการบิน

1. ระยะเวลาการบินเฉลี่ยมากกว่า 15 นาทีตามเป้าหมาย
2. สามารถรักษาตำแหน่งได้ในช่วงความคลาดเคลื่อนที่ยอมรับได้
3. ระบบ Fail-safe ทำงานได้เมื่อเกิดการสูญเสียสัญญาณควบคุม

5.2 อภิปรายผล

จากผลการทดลองพบว่า การออกแบบที่เน้นการลดน้ำหนักและการเลือกอุปกรณ์ที่เหมาะสมมีผลโดยตรงต่อประสิทธิภาพของอากาศยาน โดยเฉพาะอัตราการใช้พลังงานและระยะเวลาการบิน การใช้วัสดุคาร์บอนไฟเบอร์ช่วยลดน้ำหนักได้อย่างมีประสิทธิภาพ ส่งผลให้แรงยกที่ต้องใช้ลดลง ขณะที่ระบบควบคุมแบบ PID แม้เป็นวิธีพื้นฐาน แต่เมื่อปรับค่าอย่างเหมาะสมสามารถให้เสถียรภาพที่ดีเพียงพอสำหรับการใช้งานทั่วไป

อย่างไรก็ตาม พบว่าการสั่นสะเทือนจากมอเตอร์ในรอบสูงยังมีผลต่อค่าที่อ่านได้จาก IMU เล็กน้อย ซึ่งอาจปรับปรุงได้ด้วยระบบลดแรงสั่นสะเทือนหรือการกรองสัญญาณเพิ่มเติม

5.3 ปัญหาและอุปสรรคในการดำเนินงาน

1. การตั้งค่า PID ในช่วงเริ่มต้นใช้เวลานาน
2. การจัดสายไฟที่ไม่เหมาะสมอาจก่อให้เกิดสัญญาณรบกวน
3. ระยะเวลาการบินลดลงเมื่อบรรทุกน้ำหนักเพิ่ม
4. ข้อจำกัดด้านงบประมาณในการเลือกอุปกรณ์ระดับอุตสาหกรรม

5.4 ข้อเสนอแนะเพื่อการพัฒนาในอนาคต

5.4.1 ด้านโครงสร้าง

1. ใช้วัสดุคอมโพสิตขั้นสูงที่มีน้ำหนักเบากว่าเดิม
2. ออกแบบโครงสร้างแบบพับเก็บได้
3. ใช้การวิเคราะห์ CFD ร่วมกับ FEA เพื่อเพิ่มประสิทธิภาพเชิงอากาศพลศาสตร์

5.4.2 ด้านระบบควบคุม

1. ใช้ตัวควบคุมขั้นสูง เช่น Model Predictive Control (MPC)
2. พัฒนา Adaptive Control เพื่อลดผลกระทบจากลมรบกวน
3. ใช้ RTOS เพื่อเพิ่มความเสถียรของระบบ

5.4.3 ด้านระบบพลังงาน

1. ใช้แบตเตอรี่ความหนาแน่นพลังงานสูงขึ้น
2. พัฒนาระบบจัดการพลังงานอัจฉริยะ (Smart BMS)
3. ศึกษาการใช้พลังงานแสงอาทิตย์ร่วมกับระบบหลัก

5.4.4 ด้านระบบอัตโนมัติ

1. เพิ่มระบบหลบหลีกสิ่งกีดขวางด้วย LiDAR หรือ Vision
2. พัฒนา AI สำหรับการนำทางอัตโนมัติ
3. พัฒนาโดรนแบบทำงานเป็นฝูง (Swarm UAV)

5.5 สรุปภาพรวมของงานวิจัย

งานวิจัยนี้ประสบความสำเร็จในการพัฒนาต้นแบบฮาร์ดแวร์อากาศยานไร้คนขับที่มีสมรรถนะเป็นไปตามข้อกำหนดที่ตั้งไว้ ทั้งด้านโครงสร้าง ระบบขับเคลื่อน ระบบควบคุม และระบบพลังงาน แสดงให้เห็นว่ากระบวนการออกแบบเชิงวิศวกรรมที่เป็นระบบสามารถนำไปสู่การพัฒนา UAV ที่มีประสิทธิภาพและความปลอดภัยได้

องค์ความรู้ที่ได้จากงานวิจัยนี้สามารถนำไปต่อยอดในการพัฒนาอากาศยานไร้คนขับสำหรับงานเฉพาะทาง เช่น งานเกษตร งานสำรวจ หรืองานด้านความมั่นคงในอนาคต