

ระบบช่วยรักษาเสถียรภาพสำหรับรักษาสมดุลอากาศยานสี่ใบพัด
ที่มีการเคลื่อนจุดศูนย์ถ่วง

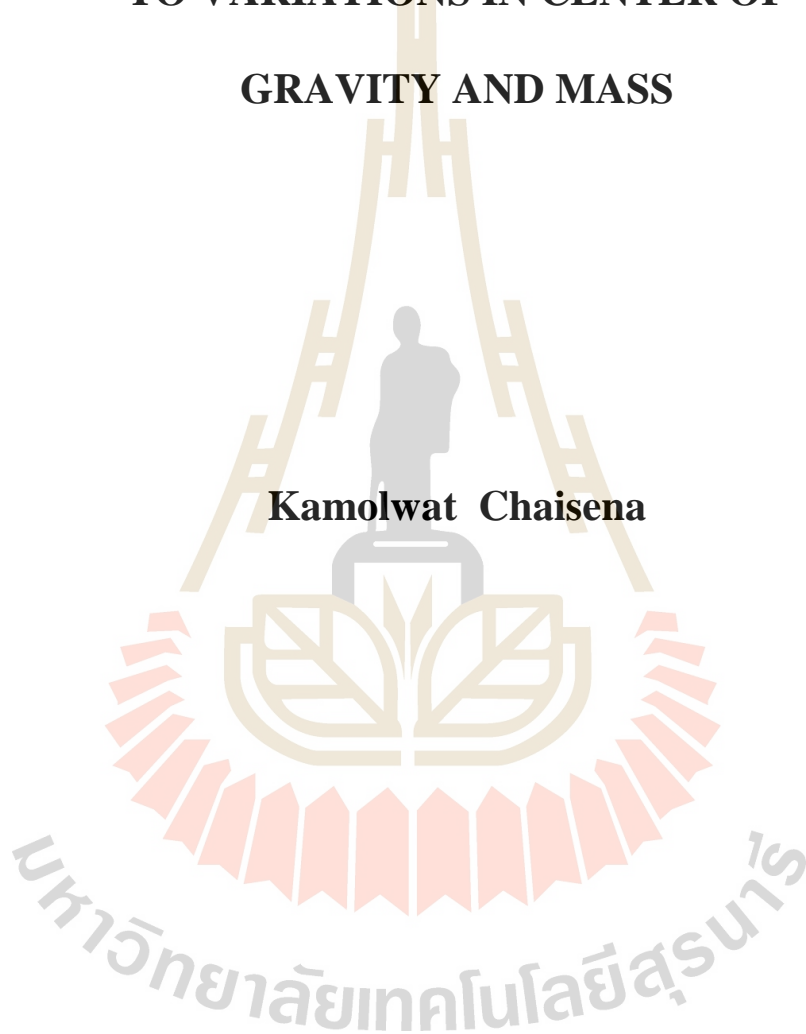


นายกมลวัชร ไชยเสนา

วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต
สาขาวิชาวิศวกรรมเมคคาทรอนิกส์
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี
ปีการศึกษา 2560

**AN AUTOMATIC STABILIZING SYSTEM FOR
BALANCING A QUAD – ROTOR SUBJECT
TO VARIATIONS IN CENTER OF
GRAVITY AND MASS**

Kamolwat Chaisena



**A Thesis Submitted in Partial Fulfillment of the Requirement for the
Degree of Master of Engineering in Mechatronics Engineering**

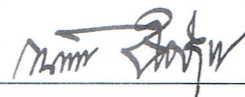
Suranaree University of Technology

Academic Year 2017

ระบบช่วยรักษาเสถียรภาพสำหรับรักษาสมดุลอากาศยานสี่ใบพัด
ที่มีการเคลื่อนจุดศูนย์ถ่วง

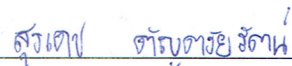
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี อนุมัติให้นักวิทยานิพนธ์ฉบับนี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษา
ตามหลักสูตรปริญญาวิทยาศาสตรบัณฑิต

คณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์



(รศ. ร.อ. ดร.กนต์ธร ชำนิประศาสน์)

ประธานกรรมการ



(อ. ดร.สุรเดช ตัญตริยรัตน์)

กรรมการ (อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์)



(อ. ดร.โสธรา แจ็งการ)

กรรมการ



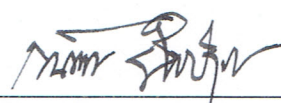
(ดร.สุพัฒน์ กลิ่นเขียว)

กรรมการ



(ศ. ดร.สันติ แม้นศิริ)

รองอธิการบดีฝ่ายวิชาการและพัฒนาความเป็นสากล



(รศ. ร.อ. ดร.กนต์ธร ชำนิประศาสน์)

คณบดีสำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์

กมลวัชร ไชยเสนา : ระบบช่วยรักษาเสถียรภาพสำหรับรักษาสมดุลอากาศยานสี่ใบพัด
ที่มีการเคลื่อนจุดศูนย์กลาง (AN AUTOMATIC STABILIZING SYSTEM FOR
BALANCING A QUAD – ROTOR SUBJECT TO VARIATIONS IN CENTER
OF GRAVITY AND MASS) อาจารย์ที่ปรึกษา : อาจารย์ ดร.สุรเดช ตัญจรัยรัตน์,
104 หน้า.

งานวิจัยนี้มีวัตถุประสงค์เพื่อออกแบบและสร้างอากาศยานสี่ใบพัดที่มีระบบในการรักษาเสถียรภาพ เนื่องจากการเคลื่อนตัวของจุดศูนย์กลางไปทางด้านหน้าของลำตัว ในปัจจุบันอากาศยานหลายใบพัดกำลังเป็นที่นิยมใช้งานเนื่องจากมีน้ำหนักเบาและให้แรงยกสูง แต่อย่างไรก็ตาม การใช้งานที่มีการบรรทุกสิ่งของหรือติดตั้งอุปกรณ์บางอย่างเข้าไป อาจมีผลต่อการเคลื่อนตัวของจุดศูนย์กลางในระหว่างทำการบิน ซึ่งอาจก่อให้เกิดการเสียเสถียรภาพในการควบคุม ในงานวิจัยนี้ผู้วิจัยได้ทำการออกแบบและสร้างอากาศยานสี่ใบพัดที่มีระบบรักษาเสถียรภาพอัตโนมัติ โดยอาศัยการเคลื่อนที่ด้วยมวลของส่วนประกอบของอากาศยานที่ถูกติดตั้งไว้ เพื่อถ่วงสมดุลเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงจุดศูนย์กลาง ความไม่สมดุลของสัญญาณอินพุตระหว่างมอเตอร์ด้านหน้าและด้านหลังลำตัว จะถูกใช้เป็นคำสั่งป้อนสำหรับระบบรักษาเสถียรภาพแบบป้อนกลับ เพื่อถ่วงให้จุดศูนย์กลางอยู่ในตำแหน่งที่เหมาะสม โดยระบบรักษาเสถียรภาพดังกล่าวถูกใช้กับอากาศยานสี่ใบพัดโครงรุ่น Firefly 450 และรุ่น S500 – PCB multi-rotor frame และผลที่จะได้รับคือได้ระบบการรักษาเสถียรภาพอัตโนมัติของอากาศยานสี่ใบพัด เพื่อให้การควบคุมมีประสิทธิภาพและมีเสถียรภาพ

สาขาวิชา วิศวกรรมเครื่องกล
ปีการศึกษา 2560

ลายมือชื่อนักศึกษา กมลวัชร
ลายมือชื่ออาจารย์ที่ปรึกษา สุรเดช ตัญจรัยรัตน์

KAMOLWAT CHAISENA : AN AUTOMATIC STABILIZING SYSTEM
FOR BALANCING A QUAD - ROTOR SUBJECT TO VARIATIONS IN
CENTER OF GRAVITY AND MASS. THESIS ADVISOR : SURADET
TANTRAIRATN, Ph.D., 104 PP.

QUAD - ROTOR/PID/BALANCING

The objectives of this study are to design and construct a multi-rotor helicopter along with the automatic stabilizing system due to center of gravity moving forward to in front of its frame. Nowadays a multi - rotor helicopter is popularly using on account of lightweight and high lift force. However, it is utilized to load or install some device that affect to center of gravity moving during flight that it may lead to be unstable in control. In this paper, the quad - rotor helicopter has been designed and constructed with automatic stabilizing system. The stabilizing system depends on automatic movement of mass of some aircraft component installed to counterbalance when center of gravity is changed. An unbalanced signal between observe motor inputs in front and rear side is assigned to be input command for feedback control of stabilizing system in order to counterbalance in the suitable center of gravity. The mentioned stabilizing system is implemented with Flyfire 450 and S500 - PCB Multi - rotor frame. A result illustrates that the additionally automatic stabilizing system of quad-rotor helicopter aids to control effectively and stable.

School of Mechanical Engineering

Academic Year 2017

Student's Signature Kamolwat

Advisor's Signature สุรเดช ตัญญูธรรมรัตน์

กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาในหลักสูตรวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล หลักสูตรวิศวกรรมเมคคาทรอนิกส์ ผู้จัดทำได้รับการอนุเคราะห์จาก บุคคลหลายฝ่ายที่ให้คำปรึกษา การแนะนำแนวคิดการทำวิจัยและการช่วยเหลืออย่างดี ดังนี้

รองศาสตราจารย์ เรืออากาศเอก ดร.กนต์ธร ชำนิประศาสน์ คณบดีสำนักวิชา วิศวกรรมศาสตร์ ผู้ให้โอกาสทางการศึกษาระดับบัณฑิตศึกษา คอยให้คำแนะนำและการสนับสนุน ในการทำงานมาโดยตลอด

อาจารย์ ดร.สุรเดช ตัญญูรัตน์ อาจารย์ประจำสาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล หลักสูตรวิศวกรรมอากาศยาน อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์ ที่คอยให้คำแนะนำ คำปรึกษาและ แนวคิดต่างๆ ในการแก้ปัญหาตลอดการทำงานวิจัยรวมทั้งการตรวจทานและแก้ไขเล่มวิทยานิพนธ์ นี้จนเสร็จสมบูรณ์

รองศาสตราจารย์ ดร.จิระพล ศรีเสริฐผล อาจารย์ ดร.โสภณา แข็งการ และ ดร.สุพัฒน์ กลิ่นเขียว ที่ได้เสียสละเวลาให้ความรู้และให้คำปรึกษา แนะนำแนวทางการทำวิจัย รวมทั้ง ตรวจสอบแก้ไขให้งานวิจัยมีความถูกต้องและสมบูรณ์มากยิ่งขึ้น ทำให้งานวิจัยสำเร็จลุล่วงตาม วัตถุประสงค์ทุกประการ

คุณภาณุพงศ์ ลอยสูงเนิน คุณวัชรพล แสงเพชร และคุณสรวิศ สกุดทอง ที่ได้เสียสละเวลา ช่วยเหลือ ให้คำแนะนำและการแก้ปัญหาทางเทคนิคต่างๆ ที่เกิดขึ้นตลอดการทำงานวิจัย

ขอขอบคุณสถาบันวิจัยแสงซินโครตรอน (องค์การมหาชน) ที่มอบทุนการศึกษาระดับ บัณฑิตศึกษา และบุคลากรทุกท่านที่ให้ความรู้และคำแนะนำในการทำวิจัย และบุคคลอื่นๆ ที่ไม่ได้ กล่าวนามทุกท่านที่ให้คำแนะนำ และช่วยเหลือในเรื่องต่างๆ ที่เป็นประโยชน์และสามารถทำให้ งานวิจัยนี้สำเร็จลุล่วงไปด้วยดี ทำให้ได้รับความรู้ ประสบการณ์และทักษะต่างๆ ในการทำงานวิจัย

ขอกราบขอบพระคุณบิดา มารดา ที่ให้การอบรมเลี้ยงดูสั่งสอน สนับสนุนทางการศึกษา รวมทั้งให้กำลังใจเป็นอย่างดีมาตลอด จนทำให้ผู้วิจัยประสบความสำเร็จเสมอมา

สุดท้ายนี้ขออาราธนา ลี้ภัยสิ่งชั่วร้ายทั้งหลายจงลดบั่นดาลให้บุคคลทั้งหลายที่ได้กล่าวนาม และไม่ได้กล่าวนาม จงมีแต่ความสุขและความเจริญในชีวิตตลอดไป

กมลวัชร ไชยเสนา

สารบัญ

หน้า

บทคัดย่อ (ภาษาไทย).....	ก
บทคัดย่อ (ภาษาอังกฤษ).....	ข
กิตติกรรมประกาศ.....	ค
สารบัญ.....	ง
สารบัญตาราง.....	ช
สารบัญรูป.....	ฉ
คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ.....	๓
บทที่	
1 บทนำ.....	1
1.1 ที่มาและความสำคัญของปัญหาการวิจัย.....	1
1.2 วัตถุประสงค์ของการวิจัย.....	2
1.3 ขอบเขตของการวิจัย.....	2
1.4 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ.....	4
1.5 สถานที่ดำเนินงานวิจัย.....	4
2 ปรัชญาวรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง.....	5
2.1 การใช้งานของโครน.....	5
2.2 พื้นฐานเกี่ยวกับอากาศยานสี่ใบพัด.....	6
2.2.1 แรงทางอากาศพลศาสตร์.....	6
2.2.2 ลักษณะการเคลื่อนที่ของอากาศยานสี่ใบพัด.....	7
2.2.3 แบบจำลองทางพลศาสตร์การบิน.....	10
2.3 ส่วนประกอบและอุปกรณ์ของโครน.....	14
2.3.1 ส่วนหุ่นหรือลำตัวของโครน.....	14

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
2.3.2 ส่วนอุปกรณ์กำลังและสร้างแรงยก.....	16
2.3.2.1 มอเตอร์ (Motors).....	16
2.3.2.2 ชุดวงจรอิเล็กทรอนิกส์ควบคุมความเร็วรอบ (ESCs).....	20
2.3.2.3 แบตเตอรี่.....	20
2.3.2.4 ไบพัด.....	21
2.3.3 ส่วนวงจรอิเล็กทรอนิกส์ควบคุม.....	22
2.3.3.1 ชุดควบคุมการบิน (Flight Controller).....	22
2.3.3.2 ระบบควบคุมระดับความสูงและระบบกันชน.....	24
2.3.3.3 อุปกรณ์รับ-ส่งสัญญาณวิทยุ (Radio Receiver-Transmitter).....	24
2.4 พื้นฐานของระบบควบคุม.....	26
2.4.1 ระบบควบคุมแบบเปิด.....	27
2.4.2 ระบบควบคุมแบบป้อนกลับ.....	27
2.4.3 การควบคุมแบบพีไอดี.....	29
2.4.4 การปรับจูนการควบคุมแบบ PID.....	31
2.4.5 ระบบควบคุมการบินแบบ PID.....	33
2.5 การรักษาเสถียรภาพและการรักษาสมดุลอากาศยานหลายไบพัด.....	34
3 วิธีดำเนินการวิจัย.....	41
3.1 กล่าวนำ.....	41
3.2 การออกแบบและสร้างอากาศยานสี่ไบพัด.....	42
3.2.1 อากาศยานสี่ไบพัดลำแรก.....	42
3.2.2 อากาศยานสี่ไบพัดลำที่สอง.....	44
3.3 การลงโปรแกรมควบคุมการบิน.....	44
3.4 การติดตั้งมวลถ่วงและอุปกรณ์รักษาสมดุล.....	46
3.4.1 มวลถ่วงและอุปกรณ์รักษาสมดุลลำแรก.....	46
3.4.2 มวลถ่วงและอุปกรณ์รักษาสมดุลลำที่สอง.....	47
3.5 การออกแบบระบบการรักษาสมดุล.....	49

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
3.5.1 การเชื่อมต่ออุปกรณ์.....	49
3.5.2 การออกแบบโปรแกรมควบคุมการรักษาสมดุล.....	57
4 การวิเคราะห์ผลของการศึกษาวิจัย.....	59
4.1 การบินทดสอบระบบรักษาสมดุลเบื้องต้น.....	59
4.1.1 การบินทดสอบในสถานะสมดุล.....	59
4.1.2 การบินทดสอบสถานะขาดสมดุล.....	61
4.1.3 การบินทดสอบระบบรักษาสมดุล.....	62
4.2 การทดสอบอากาศยานลำที่สองและปรับปรุงระบบรักษาสมดุล.....	63
4.2.1 การบินทดสอบในสถานะสมดุล.....	63
4.2.2 การบินทดสอบในสถานะขาดความสมดุล.....	65
4.2.3 การทดสอบระบบรักษาสมดุล.....	68
4.2.4 การทดสอบมุมเอียงบนเครื่องทดสอบ.....	76
5 บทสรุปและข้อเสนอแนะ.....	80
5.1 สรุปผลการวิจัย.....	80
5.2 ข้อเสนอแนะ.....	80
รายการอ้างอิง.....	83
ภาคผนวก	
ภาคผนวก ก. โปรแกรม Arduino และการเขียน โปรแกรมพีไอดี.....	84
ภาคผนวก ข. อุปกรณ์เพิ่มเติมในการทดลอง.....	89
ภาคผนวก ค. การพับของขาตั้งอากาศยาน.....	92
ภาคผนวก ง. บทความวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่.....	96
ประวัติผู้เขียน.....	104

สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
2.1	ลักษณะการตอบสนองการจูนแบบแมนนวล.....32
2.2	การหาค่าเกณฑ์ด้วยวิธี Ziegler - Nichols.....33
3.1	รายละเอียดของลำแรก.....42
3.2	รายละเอียดของลำที่สอง.....44
3.3	รายละเอียดของบอร์ด Arduino Uno R3.....50
3.4	รายละเอียดของเซอร์โวมอเตอร์ Tower Pro MG996.....52
4.1	ค่า k_p ที่ใช้ในการทดสอบ.....69
4.2	ค่า k_i ที่ใช้ในการทดสอบ.....72
4.3	ผลการวัดค่ามุมเอียงที่ระยะ 15 เซนติเมตร.....78
4.4	ผลการวัดค่ามุมเอียงที่ระยะ 17.5 เซนติเมตร.....79
4.5	ผลการวัดค่ามุมเอียงที่ระยะ 20 เซนติเมตร.....79

สารบัญรูป

รูปที่	หน้า
1.1 การติดตั้งกล้องบันทึกภาพกับลำตัวอากาศยาน.....	2
1.2 การติดตั้งสิ่งของไว้ด้านหน้าลำตัว.....	2
2.1 การใช้โรตอรีใบพัดพ่นสารเคมีทางการเกษตร.....	5
2.2 การบินขนส่งสิ่งของ.....	6
2.3 ความแตกต่างความดันระหว่างด้านบนและใต้ของปีก.....	7
2.4 ทิศทางการหมุนของมอเตอร์และใบพัด.....	8
2.5 การเคลื่อนที่แบบ Pitch ไปทางด้านหน้า.....	9
2.6 การเคลื่อนที่แบบ Roll ไปทางด้านขวา.....	9
2.7 การเคลื่อนที่แบบ Yaw ให้หมุนไปทางซ้าย.....	10
2.8 ระบบพิกัดแกนของอากาศยานสี่ใบพัด.....	11
2.9 การเคลื่อนที่ของอากาศยานสี่ใบพัด.....	11
2.10 โครงของอากาศยานสี่ใบพัด.....	15
2.11 การทำงานของมอเตอร์ไฟฟ้า.....	17
2.12 มอเตอร์แบบไม่มีแปรงถ่าน.....	19
2.13 ESC SKYWALKER 40A.....	20
2.14 แบตเตอรี่ชนิด Lithium Polymer แบบสามเซลล์.....	21
2.15 ใบพัดของอากาศยานสี่ใบพัด.....	21
2.16 ชุดควบคุมการบินแบบ Pixhawk.....	22
2.17 บอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ Arduino ATMEGA1560.....	23
2.18 บอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ AMP2.6.....	23
2.19 Ultrasonic Sensor.....	24
2.20 การควบคุม Quadcopter ด้วยอุปกรณ์รับส่งสัญญาณวิทยุ.....	25
2.21 อุปกรณ์รับส่งสัญญาณวิทยุรุ่น Radiolink AT9S.....	25
2.22 ผลการตอบสนองของเอาต์พุตของระบบควบคุม.....	26

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
2.23 ระบบควบคุมแบบเปิด.....	27
2.24 ระบบควบคุมแบบปิด.....	28
2.25 ระบบควบคุมแบบ PID Controller.....	29
2.26 การควบคุมค่าอัตราขยายสัดส่วน.....	30
2.27 การควบคุมค่าปริพันธ์.....	30
2.28 การควบคุมค่าอนุพันธ์.....	31
2.29 การหาค่า Oscillation Period.....	32
2.30 การควบคุมแบบ PID สำหรับอากาศยานสี่ใบพัด.....	33
2.31 รายละเอียดของการควบคุมแบบ PID.....	34
2.32 การตอบสนองของอากาศยาน.....	35
2.33 MATLAB Simulink.....	36
2.34 การตอบสนองของมุม Pitch.....	36
2.35 ติดตามด้านข้างลำตัวเพื่อรบกวนระบบ.....	37
2.36 เปรียบเทียบการตอบสนองของระบบควบคุม.....	38
2.37 การเคลื่อนตัวของจุดศูนย์กลางถ่วงมีผลต่อความเร็วมอเตอร์.....	39
2.38 การถ่วงน้ำหนักเพื่อปรับความสมดุล.....	40
3.1 ขั้นตอนการทำวิจัย.....	41
3.2 การประกอบและวางตำแหน่งอุปกรณ์.....	43
3.3 ติดตั้งชุดบอร์ดควบคุมการบินแบบ PIXHAWK.....	43
3.4 อากาศยานลำแรก.....	43
3.5 อากาศยานลำที่สอง.....	44
3.6 หน้าต่างของโปรแกรม Qgroundcontrol.....	45
3.7 ตำแหน่งและลำดับของมอเตอร์ทั้งสี่.....	45
3.8 แท่งอลูมิเนียมและมวลถ่วงของลำแรก.....	46
3.9 อุปกรณ์ปรับความสมดุล.....	47
3.10 ติดตั้งมวลถ่วงและอุปกรณ์ปรับสมดุล.....	47

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
3.11 ขาดังอากาศยานรุ่น PCB500.....	48
3.12 การปรับขาตั้งไปทางด้านหลังลำตัวจากตำแหน่งเริ่มต้น.....	48
3.13 การติดตั้งมวลถ่วงและขาตั้ง.....	49
3.14 บอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ Arduino UNO R3.....	50
3.15 เซอร์โวมอเตอร์ Tower Pro MG996.....	51
3.16 ขนาดของ Tower Pro MG996.....	51
3.17 บอร์ดควบคุมการบิน Pixhawk.....	52
3.18 การรับสัญญาณ PWM จากชุดควบคุมการบิน.....	53
3.19 ชุดควบคุมความเร็วรอบรุ่น HOBBYWING 40A.....	53
3.20 การเชื่อมต่อโดยรวมของอากาศยาน.....	54
3.21 ช่องสัญญาณของ Pixhawk.....	54
3.22 สาย Servo (Y) splitter.....	55
3.23 การเชื่อมต่อระบบรักษาความสมดุลลำแรก.....	56
3.24 การเชื่อมต่อระบบรักษาสมดุลลำที่สอง.....	56
3.25 แผนภาพบล็อกของระบบรักษาสมดุล.....	57
3.26 ลำดับการทำงานของระบบรักษาความสมดุล.....	58
4.1 การบินในสถานะสมดุล.....	60
4.2 สัญญาณ PWM ในสถานะสมดุล.....	60
4.3 บินทดสอบโดยติดตั้งมวลถ่วง.....	61
4.4 การตอบสนองหลังจากติดตั้งมวลถ่วง.....	61
4.5 การทำงานของระบบรักษาสมดุล.....	62
4.6 การตอบสนองของระบบรักษาสมดุล.....	63
4.7 การออกแบบให้ปรับตำแหน่งแบตเตอรี่ด้านข้างได้.....	64
4.8 พฤติกรรมของ PWM หลังจากปรับตำแหน่งแบตเตอรี่ด้านข้าง.....	64
4.9 การเคลื่อนมวลถ่วงด้านหน้าสุด.....	65
4.10 พฤติกรรมสัญญาณ PWM ในสถานะขาดสมดุล.....	65

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.11 ความผิดพลาดระหว่างการทดลอง.....	66
4.12 เปลี่ยนเป็นใช้แท่งอลูมิเนียมในการทดลอง.....	67
4.13 การบินทดสอบสภาวะขาดสมดุล.....	67
4.14 การตอบสนองของสัญญาณ PWM สภาวะขาดสมดุล.....	68
4.15 การสังเกตขาค้างเบื้องต้น.....	69
4.16 การทดลองที่ k_p เท่ากับ 0.01.....	70
4.17 การทดลองที่ k_p เท่ากับ 0.02.....	70
4.18 การทดลองที่ k_p เท่ากับ 0.03.....	71
4.19 การทดลองที่ k_p เท่ากับ 0.0375.....	71
4.20 การทดลองที่ k_p เท่ากับ 0.04.....	72
4.21 พฤติกรรมของสัญญาณ PWM เมื่อ k_i เท่ากับ 0.0075.....	73
4.22 พฤติกรรมของสัญญาณ PWM เมื่อ k_i เท่ากับ 0.01.....	73
4.23 พฤติกรรมของสัญญาณ PWM เมื่อ k_i เท่ากับ 0.0125.....	74
4.24 พฤติกรรมของสัญญาณ PWM เมื่อ k_i เท่ากับ 0.015.....	74
4.25 พฤติกรรมของสัญญาณ PWM เมื่อ k_i เท่ากับ 0.0175.....	75
4.26 พฤติกรรมของสัญญาณ PWM เมื่อ k_i เท่ากับ 0.02.....	75
4.27 การติดตั้งบนเครื่องทดสอบ.....	76
4.28 สภาวะสมดุลบนเครื่องทดสอบมุมเอียง.....	78
4.29 สภาวะขาดสมดุลบนเครื่องทดสอบมุมเอียง.....	78
4.30 การปรับตั้งบนเครื่องทดสอบมุมเอียง.....	78
ก.1 โปรแกรม Arduino.....	85
ข.1 โมดูล MPU6050.....	90
ข.2 การเชื่อมต่อ MPU6050 กับ Arduino UNO.....	90
ข.3 การต่อบอร์ด Micro SD Card กับ Arduino.....	91

คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ

PID	คือ	การควบคุมชนิดป้อนกลับแบบสัดส่วน – ปริพันธ์ – อนุพันธ์
K_p	คือ	ค่าอัตราการขยายแบบสัดส่วน
K_i	คือ	ค่าอัตราการขยายแบบปริพันธ์
K_d	คือ	ค่าอัตราการขยายแบบอนุพันธ์
PWM	คือ	สัญญาณที่มีการปรับความกว้างของพัลส์
ESC	คือ	ชุดอิเล็กทรอนิกส์ควบคุมความเร็วรอบ
RPM	คือ	ความเร็วรอบในการหมุน (Rev/m)

บทที่ 1

บทนำ

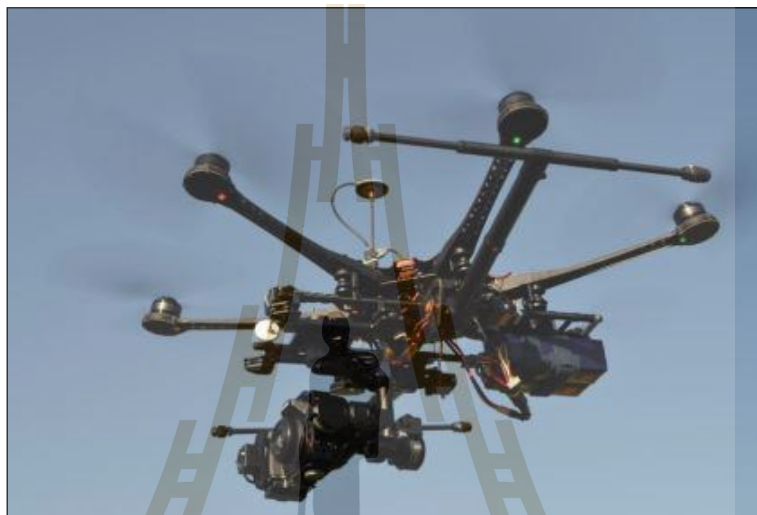
1.1 ที่มาและความสำคัญของปัญหาการวิจัย

อากาศยานหลายใบพัดมีการทดลองใช้ครั้งแรกในปี ค.ศ. 1907 โดยสองพี่น้องชาวฝรั่งเศส และหลังจากนั้นประมาณปี ค.ศ. 1920 ได้มีการนำไปใช้ในกองทัพของสหรัฐอเมริกา โดยในขณะนั้นอากาศยานมีขนาดค่อนข้างใหญ่ทำให้มีน้ำหนักมากและขาดเสถียรภาพในการบิน แต่ด้วยวิทยาการและเทคโนโลยีที่ถูกพัฒนาไปอย่างรวดเร็วในไม่กี่ทศวรรษ อากาศยานหลายใบพัดได้ถูกพัฒนาให้มีขนาดที่เล็กลงให้เหมาะสมกับการนำไปใช้งานและไม่ได้มีใช้แต่เฉพาะในกองทัพอีกต่อไป แต่มีการนำมาใช้ในส่วนของพลเรือนมากขึ้น และมีการวิจัยและพัฒนาอยู่อย่างต่อเนื่อง จึงมีการนำไปใช้งานหลากหลายรูปแบบ

ในปัจจุบันนี้ได้มีการนำเทคโนโลยีหุ่นยนต์และโดรนมาใช้งานแทนมนุษย์กันมากขึ้น เนื่องจากงานบางอย่างมีความอันตรายหรือเกินขีดจำกัดความสามารถของมนุษย์เอง อากาศยานหลายใบพัดขนาดเล็กเป็นหนึ่งในเทคโนโลยีของโดรนที่นิยมใช้กันอย่างแพร่หลายทั้งในกองทัพและกลุ่มพลเรือน สามารถนำไปปฏิบัติการกิจในพื้นที่ที่มีสภาพแวดล้อมเลวร้ายและอันตรายได้ และเนื่องจากมีขนาดเล็กจึงสามารถปฏิบัติการกิจทั้งภายในและภายนอกอาคารได้อย่างคล่องตัวเคลื่อนที่ได้อย่างรวดเร็ว ควบคุมง่าย และมีเสถียรภาพในการบิน เนื่องจากการพัฒนาระบบควบคุมให้ดีขึ้นจากในอดีต อีกทั้งยังไม่ต้องใช้พื้นที่ขนาดใหญ่ในการขึ้นบินเพราะสามารถขึ้นบินในแนวดิ่งได้ นอกจากนี้ยังให้แรงยกที่สูงเมื่อเทียบกับขนาดและน้ำหนักเนื่องจากมีหลายใบพัดที่ช่วยในการสร้างแรงยก จึงสามารถบรรทุกสิ่งของสัมภาระขึ้นไปได้

ดังนั้นการปฏิบัติการกิจที่มีการใช้โดรนในรูปแบบอากาศยานหลายใบพัดล้วนแล้วแต่เป็นภารกิจที่มีการติดตั้งอุปกรณ์ เครื่องมือหรือสัมภาระขึ้นไปด้วยทั้งสิ้น ไม่ว่าจะเป็นการใช้ในการบินเพื่อขนส่งสิ่งของตามพิกัดที่กำหนด การบินสำรวจพื้นที่และถ่ายภาพทางอากาศที่ ต้องมีการติดตั้งกล้องถ่ายภาพกับลำตัวอากาศยาน ดังรูปที่ 1.1 โดยตัวอย่างการใช้งานดังกล่าวเพื่อให้การควบคุมการบินมีประสิทธิภาพและมีเสถียรภาพ ผู้ใช้งานจะติดตั้งสิ่งของสัมภาระที่บรรทุกขึ้นไปบริเวณจุดศูนย์กลางลำตัวของอากาศยานให้จุดศูนย์กลางอยู่บริเวณกึ่งกลางลำตัว เพื่อรักษาเสถียรภาพในการบิน แต่อย่างไรก็ตาม การใช้งานบางอย่างจำเป็นต้องติดตั้งอุปกรณ์ที่ด้านใดด้านหนึ่งของลำตัว ดังรูปที่ 1.2 หรือบางครั้งอุปกรณ์ที่ติดตั้งแม้จะอยู่ตรงกลางแต่สามารถเคลื่อนที่

ไปได้ในทิศทางใดด้านหนึ่งของลำตัวอากาศยานได้ เช่น การติดตั้งแขนหุ่นยนต์เพื่อใช้หยิบจับและเคลื่อนย้ายสิ่งของ ซึ่งงานดังกล่าวส่งผลให้จุดศูนย์ถ่วงมีการเคลื่อนที่และอาจทำให้มีการเสียเสถียรภาพระหว่างทำการบิน จึงอาจทำให้ยากต่อการควบคุมและอาจเกิดความเสี่ยงต่ออุปกรณ์ต่างๆ ได้



รูปที่ 1.1 การติดตั้งกล้องบันทึกภาพกับลำตัวอากาศยาน (J.Molina และ S.Hirai, 2017)



รูปที่ 1.2 การติดตั้งสิ่งของไว้ด้านหน้าลำตัว (J.Molina และ S.Hirai, 2017)

จากปัญหาดังกล่าวข้างต้นจึงมีงานวิจัยมากมายที่ศึกษาระบบควบคุมการบิน เพื่อรักษาเสถียรภาพการบินภายใต้การถูกรบกวนต่างๆ ที่ทำให้จุดศูนย์กลางถ่วงเกิดการเคลื่อนตัว ระบบควบคุมแบบ PID เป็นระบบควบคุมแบบป้อนกลับชนิดหนึ่งที่มีนิยมนำใช้กันอย่างแพร่หลายในอากาศยานหลายใบพัด เนื่องจากเป็นระบบควบคุมที่มีประสิทธิภาพและมีค่าความผิดพลาดน้อย โดยอาศัยหลักการจำลองระบบทางพลศาสตร์การบินของอากาศยาน เพื่อศึกษาการตอบสนองของระบบ ผู้วิจัยจึงมีแนวคิดในการออกแบบและสร้าง โครนในรูปแบบอากาศยานสี่ใบพัด (Quad-rotor หรือ Quadcopter) เนื่องจาก Quad-rotor เป็นอากาศยานที่ให้แรงยกที่สูงจึงสามารถบรรทุกสัมภาระได้มากและติดตั้งอุปกรณ์ต่างๆ ได้ง่าย โดยผู้วิจัยได้จำลองเหตุการณ์หรืออุปกรณ์ที่ติดตั้งไปกับอากาศยานที่ทำให้จุดศูนย์กลางถ่วงมีการเคลื่อนตัวด้วยก๊อนมวลทางด้านหน้าของลำตัวอากาศยาน และทำการออกแบบระบบควบคุมแบบ PID เพื่อใช้ในการรักษาเสถียรภาพการบิน โดยอาศัยอุปกรณ์ที่เป็นส่วนประกอบของอากาศยานเองเป็นมวลที่ใช้สำหรับถ่วงในทิศฝั่งตรงข้าม เพื่อให้การควบคุมการบินกลับมามีเสถียรภาพเหมือนเดิม

1.2 วัตถุประสงค์ของการวิจัย

- 1.2.1 เพื่อออกแบบและสร้างอากาศยานสี่ใบพัดที่สามารถปรับตำแหน่งจุดศูนย์กลางถ่วงได้
- 1.2.2 เพื่อออกแบบและสร้างระบบควบคุมในการรักษาเสถียรภาพ เพื่อรักษาสมดุลอากาศยานได้อย่างอัตโนมัติ

1.3 ขอบเขตของการวิจัย

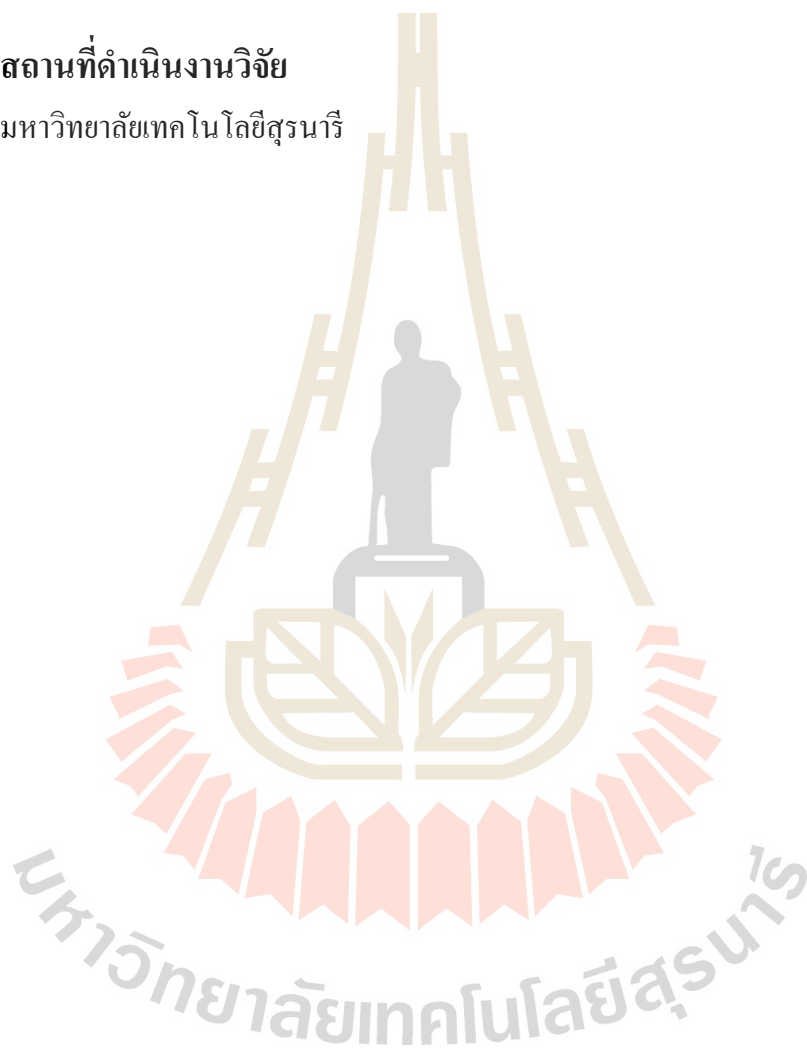
- 1.3.1 ใช้ชุดควบคุมการบิน PIXHAWK เป็นอุปกรณ์ประมวลผลกลาง
- 1.3.2 ใช้ซอฟต์แวร์ Qground Control สังเกตผลกระทบการเคลื่อนที่ของจุดศูนย์กลางถ่วง
- 1.3.3 ใช้ลำตัวอากาศยานสี่ใบพัด โมเดลขนาด Firefly-450 และ PCB-500 Multi-Rotor
- 1.3.4 มวลภาระที่บรรทุกขึ้นไปมีขนาด 330 กรัม
- 1.3.5 มวลสำหรับถ่วงสมดุล แบตเตอรี่ขนาด 235 กรัม และขาตั้ง 240 กรัม รวม 475 กรัม
- 1.3.6 พิจารณาการเคลื่อนจุดศูนย์กลางถ่วงในแกนตามยาวของลำตัว (Longitudinal Axis) เท่านั้น
- 1.3.7 ให้เวลาในการรักษาสมดุลไม่เกิน 3 วินาที
- 1.3.8 ไม่พิจารณาการรบกวนที่เกิดจากลม

1.4 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ

- 1.4.1 ได้อากาศยานสี่ใบพัดต้นแบบที่สามารถจำลองการเคลื่อนที่ของจุดศูนย์กลางวงไปทางด้านหน้า
- 1.4.2 ทำให้ได้ระบบที่สามารถรักษาสมดุลอากาศยานได้อย่างอัตโนมัติ
- 1.4.3 สามารถใช้ระบบที่ได้มาเพื่อศึกษาหลักการระบบควบคุมอัตโนมัติ

1.5 สถานที่ดำเนินงานวิจัย

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี



บทที่ 2

ปรัชญาบรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

2.1 การใช้งานของโดรน

ในปัจจุบันโดรนกลายเป็นเครื่องมือที่มีประสิทธิภาพสูงในหลายภารกิจ เริ่มตั้งแต่ภารกิจด้านความมั่นคง การรักษาความปลอดภัยหรือภารกิจการบินที่ก่อกวนจากมุมสูงหรือมุมอับที่มนุษย์ไม่อาจทำได้ ในอดีตเทคโนโลยีวิทยุบังคับอาจพบเจอในรูปแบบเครื่องบินหรือเฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุ แต่สำหรับโดรนเป็นอากาศยานไร้คนขับรูปแบบใหม่ที่เริ่มมาเป็นที่นิยมใช้งาน โดยมีหลายบริษัทผู้ผลิตต่างแข่งขันกันพัฒนาสินค้าเพื่อครองตลาดทุกระดับ โดยเฉพาะผู้ที่ทำงานด้านการผลิตสื่อมัลติมีเดียร์เพื่อตัดต่อเป็นโฆษณา รายการโทรทัศน์หรือถ่ายทำภาพยนตร์ และละครโทรทัศน์ โดรนมีส่วนสำคัญที่ทำให้ได้มุมมองภาพที่แปลกใหม่ นอกจากนี้โดรนยังมีประโยชน์อย่างอื่นที่มนุษย์พยายามประยุกต์ใช้งานให้มีประสิทธิภาพในภารกิจต่างๆ ดังต่อไปนี้ (กฤษณ์ อินทรนนท์, 2560)

1) ภารกิจกู้ชีพ โดรนสามารถบินค้นหาผู้ประสบภัยในเหตุการณ์ภัยพิบัติต่างๆ ได้อย่างมีประสิทธิภาพ ไม่ว่าจะเป็นการสำรวจสถานการณ์ในเหตุการณ์เพลิงไหม้บนตึกสูง “ค้นหาทางเข้าระดับต้นเพลิงและค้นหาผู้รอดชีวิต” หรือการค้นหาผู้ประสบภัยน้ำท่วม ผู้รอดชีวิตจากเหตุการณ์แผ่นดินไหว นักปีนเขาที่หายตัวไป นักท่องเที่ยวที่หลงป่า ซึ่งเหตุการณ์ทั้งหมดนี้โดรนสามารถเข้าถึงพื้นที่อันตรายได้ง่าย และสามารถเก็บข้อมูลให้หน่วยกู้ชีพทำการวางแผนเข้าช่วยเหลือเพื่อลดและป้องกันความเสี่ยงต่างๆ ที่อาจเกิดขึ้น

2) ภารกิจเตือนภัยพิบัติทางธรรมชาติ โดรนสามารถบินตรวจสอบการก่อตัวของพายุ ซึ่งแน่นอนว่ามนุษย์ไม่สามารถเข้าไปใกล้ต้นเหตุของการเกิดพายุได้เหมือนโดรน โดยโดรนจะทำการเก็บข้อมูลและส่งไปยังผู้เชี่ยวชาญ เพื่อประเมินความรุนแรงของพายุที่กำลังจะเกิดขึ้น มีข้อมูลมากพอเพื่อการตัดสินใจอย่างรวดเร็ว สามารถพยากรณ์สถานการณ์ได้อย่างแม่นยำ รวมถึงการวางแผนรับมือกับภัยพิบัติได้อย่างทันทั่วทั้ง และที่สำคัญที่สุดโดรนช่วยลดความเสี่ยงที่จะเกิดอันตรายกับคน ทั้งคนที่ทำหน้าที่ป้องกันและเตือนการเกิดภัยพิบัติรวมถึงคนที่อาศัยอยู่ในพื้นที่ที่เกิดภัยพิบัติด้วย

3) ภารกิจทางการเกษตร การฉีดสารป้องกันกำจัด โรคพืชที่ได้ผลมากที่สุดคือ การฉีดพ่นสารเคมีทางอากาศให้ตกลงมาสู่พืช ในสมัยก่อนเกษตรกรนิยมจากเครื่องบินเพื่อฉีดพ่นสารเคมี

ป้องกันและกำจัดโรคพืชหรือสารเคมีกำจัดศัตรูพืช ซึ่งการว่าจ้างต่อครั้งมีต้นทุนที่สูงมาก แต่ในปัจจุบันได้มีการพัฒนาให้โดรนสามารถบรรทุกสารเคมีขึ้นไปฉีดพ่นบนอากาศได้แทนเครื่องบินที่มีนักบิน ซึ่งช่วยลดต้นทุนในการดำเนินการได้มากและช่วยประหยัดเวลารวมถึงประหยัดพลังงานอีกด้วย นอกจากนี้โดรนยังมีความสามารถในการฉีดเฉพาะจุด เพราะสามารถบังคับให้หยุดนิ่งๆ ได้ ซึ่งเป็นข้อได้เปรียบหากเปรียบเทียบกับเครื่องบินพ่นสารเคมีทั่วไป เพราะเครื่องบินทั่วไปไม่สามารถหยุดเคลื่อนที่บนอากาศได้เหมือนโดรน



รูปที่ 2.1 การใช้โดรนสเปรย์ฉีดพ่นสารเคมีทางการเกษตร (ที่มา: <https://diydrone.com>)

4) การกิจตรวจสอบโครงสร้าง สิ่งปลูกสร้างที่เป็นอาคารสูงหรือเสาไฟฟ้าแรงสูง สำหรับการเข้าตรวจโครงสร้างเพื่อตรวจสอบมาตรฐานหรือประเมินความแข็งแรงของโครงสร้าง ผู้เชี่ยวชาญที่เข้าตรวจสอบจะมีความเสี่ยงที่จะเกิดอันตรายและไม่มีความสะดวกในการเข้าถึงพื้นที่ที่ต้องเข้าทำการตรวจสอบ โดยเฉพาะปัญหาด้านการเชื่อมสภาพของโครงสร้างต่างๆ ที่อยู่ในที่สูง เช่น ตึกสูง สะพานหรือเสาไฟฟ้าแรงสูง เพราะฉะนั้นการใช้โดรนเพื่อบินสำรวจโครงสร้างจึงเป็นวิธีที่สะดวกที่สุดในการตรวจสอบและประเมินเพื่อหาจุดเชื่อมสภาพนั้น

5) การกิจบินขนส่ง โดรนสามารถบรรทุกของ เอกสารสำคัญหรือสิ่งของต่างๆ ไปส่งถึงมือผู้รับได้อย่างรวดเร็ว ไม่ต้องเผชิญกับปัญหาการติดหรือเสี่ยงกับอุบัติเหตุบนท้องถนน ซึ่งในบาง

บริษัทกำลังพัฒนาโครงการขนส่งสินค้าด้วยโดรน โดยตอนนี้กำลังอยู่ในขั้นทดลองเพื่อทดสอบว่าการขนส่งสินค้าด้วยโดรนจะประสบอุบัติเหตุมากน้อยแค่ไหน



รูปที่ 2.2 การบินขนส่งสิ่งของ (ที่มา: <http://palmbeachdrone.com/store>)

6) การกิจสร้างแผนที่ 3 มิติ ภาพถ่ายที่ได้จากโดรนสามารถนำมาประมวลผลเพื่อสร้างแผนที่สามมิติ โดยใช้ระบบคอมพิวเตอร์ในการออกแบบแผนที่ที่มีความสมจริงและมีมาตราส่วนตามขนาดจริง ทั้งนี้โดรนสามารถบินสำรวจพื้นที่ต่างๆ เพื่อเก็บข้อมูลได้อย่างละเอียด โดยเฉพาะกล้องที่มีประสิทธิภาพสูงสามารถเก็บภาพที่มีรายละเอียดครบถ้วนและชัดเจน

2.2 พื้นฐานเกี่ยวกับอากาศยานสี่ใบพัด

ในส่วนนี้จะกล่าวถึงหลักการทำงานของอากาศยานสี่ใบพัด แรงทางอากาศพลศาสตร์ที่กระทำต่อตัวอากาศยาน ได้แก่ แรงต้าน แรงขับ แรงยก และแรงจากน้ำหนักของอากาศยาน การควบคุมให้เกิดท่าทางการบินแบบต่างๆ ได้แก่ การเคลื่อนที่แบบ Pitch Roll และ Yaw การลอยค้างตัวกลางอากาศ รวมทั้งกล่าวถึงพลศาสตร์การบิน การประยุกต์ใช้สมการนิวตัน-ออยเลอร์กับสมการการเคลื่อนที่ของอากาศยาน และส่วนประกอบที่สำคัญของอากาศยาน

2.2.1 แรงทางอากาศพลศาสตร์

แรงทางอากาศพลศาสตร์เป็นแรงที่กระทำต่ออากาศยานที่กำลังเคลื่อนที่ผ่านอากาศ ประกอบไปด้วยแรง 4 ชนิด ดังนี้

1) แรงต้าน (Drag) เป็นแรงทางอากาศพลศาสตร์ที่ต่อต้านการเคลื่อนที่ของวัตถุผ่านของไหล แรงต้านที่กระทำต่ออากาศยานเกิดจากการที่ความเร็วของอากาศยานกับความเร็วของอากาศมีค่าไม่เท่ากัน ดังนั้นแรงต้านนี้จะเกิดขึ้นก็ต่อเมื่ออากาศยานกำลังเคลื่อนที่ ถ้าอากาศยานอยู่นิ่งจะไม่เกิดแรงต้าน

2) แรงขับ (Thrust) แรงขับนี้เกิดจากใบพัดทั้งสี่ของอากาศยานสี่ใบพัด แรงขับนี้ไม่ใช่แรงหลักที่ทำให้เกิดการยกตัวของอากาศยาน แต่เป็นแรงที่ทำให้อากาศยานเคลื่อนที่ไปมาในอากาศได้ โดยแรงนี้จะต้องเอาชนะแรงต้านที่กระทำกับตัวอากาศยาน

3) แรงยก (Lift) เป็นแรงที่เกิดจากการหมุนของใบพัดทั้งสี่ ทำให้อากาศยกตัวขึ้นสู่อากาศ การสร้างแรงยกของใบพัดใช้หลักการเดียวกันกับการสร้างแรงยกของปีกเครื่องบิน ดังรูปที่ 2.3 เมื่อเกิดความแตกต่างของความดันระหว่างด้านบนและด้านล่างของปีก ตามทฤษฎีของเบอร์นูลลี และแรงยกต้องมากกว่าน้ำหนักของอากาศยานจึงจะสามารถยกตัวขึ้นสู่อากาศได้

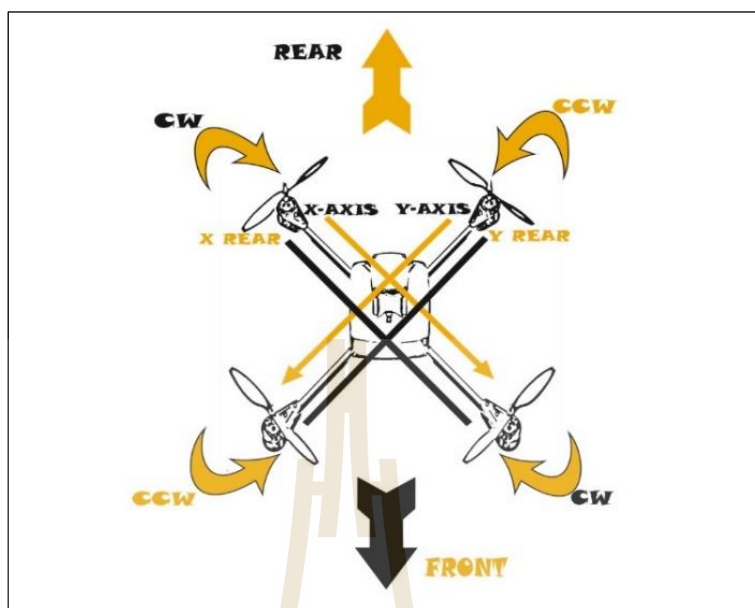


รูปที่ 2.3 ความแตกต่างความดันระหว่างด้านบนและใต้ของปีก (V.Kadamatt, 2017)

4) น้ำหนัก (Weight) เป็นแรงที่กระทำต่ออากาศยานอยู่ที่บริเวณจุดศูนย์กลางมวลของอากาศยาน มีทิศพุ่งเข้าสู่พื้นโลกในแนวตั้ง

2.2.2 ลักษณะการเคลื่อนที่ของอากาศยานสี่ใบพัด

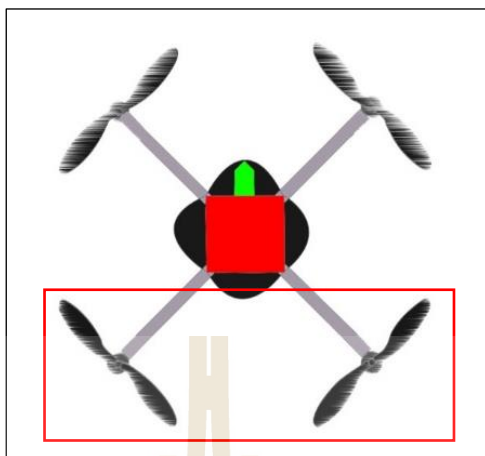
อากาศยานแบบ Quad-copter ประกอบไปด้วยมอเตอร์สี่ตัวที่ปลายแขน ในขณะที่สองตัวหมุนในทิศตามเข็มนาฬิกา และอีกสองตัวที่เหลือหมุนในทิศทวนเข็มนาฬิกา ดังรูปที่ 2.4 โดยคู่ของใบพัดที่หมุนต่างทิศกันจะทำหน้าที่หักล้างโมเมนต์ซึ่งกันและกัน การหมุนของใบพัดทั้งสี่นี้จะสร้างแรงยกให้กับตัวของอากาศยานและก่อให้เกิดการเคลื่อนที่แบบ Pitch Roll และ Yaw การลอยค้างตัวกลางอากาศ (Hovering) รวมทั้งการขึ้นบินและลงจอด



รูปที่ 2.4 ทิศทางการหมุนของมอเตอร์และใบพัด (V Kadamatt, 2017)

การขึ้นบิน (Take-off) การลงจอด (Landing) และการลอยค้างตัวในอากาศ มอเตอร์และใบพัดทั้งสี่จะต้องหมุนด้วยความเร็วที่เท่ากันเป็นการควบคุมด้วย Throttle สำหรับการขึ้นบินแรงยกจากใบพัดทั้งสี่รวมกันกันต้องมีค่ามากกว่าน้ำหนักของอากาศยาน ในขณะที่การลงจอดแรงยกจากใบพัดทั้งสี่จะค่อยๆ ลดลงเพื่อลดระดับลงสู่พื้น และสำหรับการลอยค้างตัวกลางอากาศสามารถทำได้โดยการควบคุมให้แรงยกจากใบพัดทั้งสี่มีค่าเท่ากับน้ำหนักตัวของอากาศยาน นอกจากนี้การเคลื่อนของอากาศยานสี่ใบพัดยังมีการเคลื่อนที่แบบ Pitch Roll และ Yaw ที่ทำให้เกิดการเคลื่อนที่แบบต่างๆ สามารถอธิบายได้ดังนี้

1) การเคลื่อนที่แบบ Pitch เป็นการควบคุมให้อากาศยานเคลื่อนที่ไปทางด้านหน้าหรือด้านหลัง โดยตัวอย่างถ้าหากต้องการควบคุมอากาศยานให้เคลื่อนที่ไปทางด้านหน้าสามารถทำได้โดยการเพิ่มความเร็วของมอเตอร์ด้านหลังทั้งสองตัวด้วยความเร็วเท่ากันและพร้อมกัน และลดความเร็วของมอเตอร์ด้านหน้าทั้งสองตัว ดังรูปที่ 2.5 ด้านท้ายลำตัวจะยกสูงขึ้นและด้านหน้าลำตัวจะลดต่ำลง ส่งผลให้อากาศยานเคลื่อนที่ไปทางด้านหน้า ในทางตรงกันข้ามถ้าต้องการควบคุมให้อากาศยานเคลื่อนที่ไปด้านหลัง สามารถทำได้โดยเพิ่มความเร็วมอเตอร์ด้านหน้าทั้งสองตัวและลดความเร็วมอเตอร์ด้านหลังทั้งสองตัว



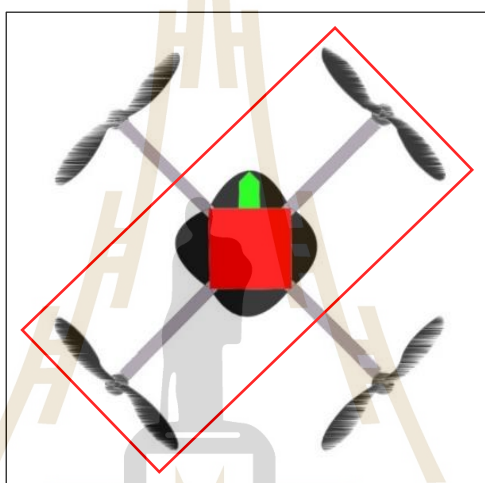
รูปที่ 2.5 การเคลื่อนที่แบบ Pitch ไปทางด้านหน้า

2) การเคลื่อนที่แบบ Roll เป็นการควบคุมให้อากาศยานเคลื่อนที่ไปทางด้านข้าง มีหลักการทำงานเหมือนกับการควบคุมการเคลื่อนที่แบบ Pitch สำหรับตัวอย่างถ้าหากต้องการควบคุมให้อากาศยานเคลื่อนที่ไปทางด้านขวาสามารถทำได้โดยการเพิ่มความเร็วของมอเตอร์ทางด้านซ้ายทั้งสองตัวด้วยความเร็วเท่ากันและพร้อมกัน พร้อมกับลดความเร็วของมอเตอร์ด้านขวาทั้งสองตัว ดังรูปที่ 2.6 ในทางกลับกันถ้าต้องการควบคุมให้เคลื่อนที่ไปทางด้านซ้ายสามารถทำได้โดยการเพิ่มความเร็วของมอเตอร์ด้านขวาทั้งสองตัวและลดความเร็วของมอเตอร์ด้านซ้ายทั้งสองตัว



รูปที่ 2.6 การเคลื่อนที่แบบ Roll ไปทางด้านขวา

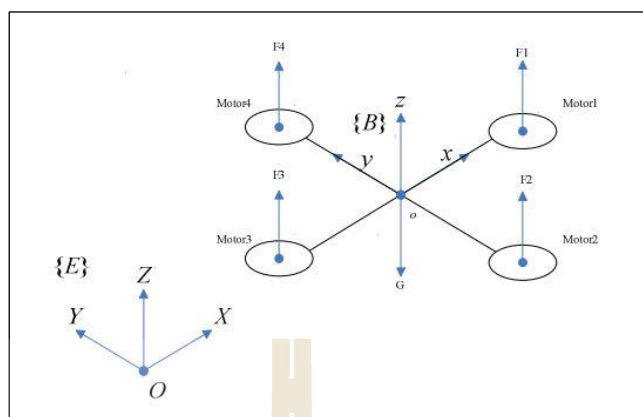
3) การเคลื่อนที่แบบ Yaw เป็นการควบคุมให้อากาศยานหมุนซ้ายหรือหมุนขวา สามารถทำได้โดยการเพิ่มความเร็วของกลุ่มมอเตอร์ที่อยู่ในแนวเส้นทะแยงเดียวกันและลดความเร็วของกลุ่มมอเตอร์ในอีกแนวเส้นทะแยง เนื่องจากมอเตอร์ที่อยู่ในแนวเส้นทะแยงเดียวกันจะมีทิศการหมุนเดียวกัน ดังรูปที่ 2.4 จากตัวอย่างถ้าหากต้องการให้อากาศยานหมุนไปทางซ้ายสามารถทำได้โดยการเพิ่มความเร็วของกลุ่มมอเตอร์ในแนวทะแยงเดียวกันและลดความเร็วของมอเตอร์ในอีกแนวทะแยง ดังรูปที่ 2.7



รูปที่ 2.7 การเคลื่อนที่แบบ Yaw ให้อากาศยานหมุนไปทางซ้าย

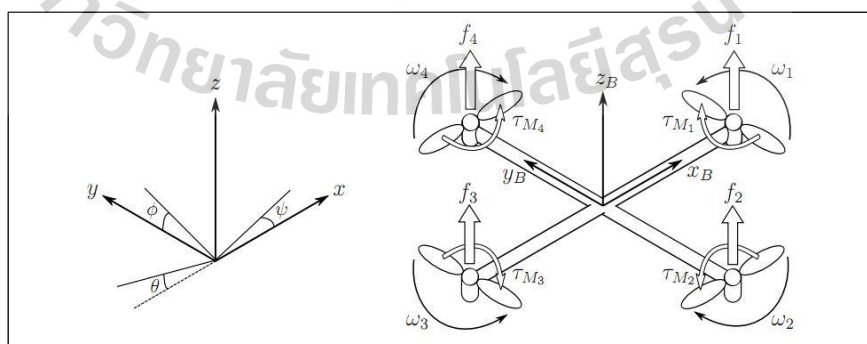
2.2.3 แบบจำลองทางพลศาสตร์การบิน

การเคลื่อนที่ของอากาศยานสี่ใบพัดเกิดจากแรงยกเมื่อมีการหมุนของมอเตอร์และใบพัดทั้งสี่ ไม่ว่าจะเป็นการขึ้นบิน การลงจอด การลอยค้ำตัวกลางอากาศ และการเคลื่อนที่แบบอื่นๆ ดังกล่าวในหัวข้อก่อนหน้านี้ ซึ่งการเคลื่อนที่ของอากาศยานสี่ใบพัดมีทั้งหมด 6 องศาอิสระ (Degree of Freedom) ประกอบไปด้วย การเคลื่อนที่แบบไถล (Translation) 3 ทิศทาง และการเคลื่อนที่แบบหมุนรอบแกน (Rotation) 3 ทิศทาง ซึ่งต้องพิจารณาระบบพิกัดแกน 2 ระบบ ได้แก่ พิกัดแกนเริ่มต้น (Inertial Frame: E) เป็นตำแหน่งเริ่มต้นของอากาศยานและพิกัดแกนของลำตัวอากาศยาน (Body Frame: B) ที่มีจุด Origin อยู่ที่จุดศูนย์กลางของอากาศยานและมีทิศทางการเคลื่อนที่ตามแกนและรอบแกน X Y และ Z ดังรูปที่ 2.8



รูปที่ 2.8 ระเบียบพิกัดแกนของอากาศยานสี่ใบพัด (J.Li และ Y.Li, 2011)

สำหรับระบบพิกัดแกนของอากาศยานสี่ใบพัดจะตั้งสมมุติฐานได้ว่าพิกัดแกนเริ่มต้น (Inertial Frame: E) จะไม่มีการเคลื่อนที่และไม่พิจารณาความเร่งที่เกิดจากพื้นผิวของโลกที่เป็นตำแหน่งจุดเริ่มต้น ดังนั้นจึงพิจารณาแต่ความเร่งของพิกัดแกนของลำตัวอากาศยาน (Body Frame: B) เพื่อระบุทั้งตำแหน่งและทิศทางของอากาศยานในระหว่างทำการบินเทียบกับพิกัดแกนเริ่มต้น สามารถกำหนดเวกเตอร์ของตัวแปรต่างๆ ดังนี้ โดยตำแหน่งของอากาศยานเทียบกับพิกัดเริ่มต้นเป็น $\xi = [X \ Y \ Z]^T$ และให้เวกเตอร์ของทิศทางในการเคลื่อนที่แทนด้วยมุมของออยเลอร์เป็น $\eta = [\theta \ \psi]^T$ ซึ่งเป็นมุมของการเคลื่อนที่แบบ Roll Pitch และ Yaw ตามลำดับ ดังรูปที่ 2.9 สำหรับเวกเตอร์ของตัวแปรความเร็วในการเคลื่อนที่ของอากาศยานกำหนดให้ความเร็วเชิงเส้นเป็น $\gamma = [u \ v \ w]^T$ และให้ความเร็วเชิงมุมเป็น $\Omega = [p \ q \ r]^T$



รูปที่ 2.9 การเคลื่อนที่ของอากาศยานสี่ใบพัด (P.Wang และคณะ, 2016)

และสามารถอธิบายความสัมพันธ์ของเวกเตอร์ตำแหน่งและทิศทางการเคลื่อนที่ได้ดังนี้

$$\dot{\xi} = R\gamma \quad (2.1)$$

$$\dot{\eta} = J\Omega \quad (2.2)$$

$$R = \begin{bmatrix} C\theta C\psi & C\psi S\theta S\psi - S\psi C\theta & C\psi S\theta C\psi + S\psi S\theta \\ C\theta S\psi & S\psi S\theta S\psi - C\psi C\theta & S\psi S\theta C\psi + C\psi S\theta \\ -S\theta & C\theta S\psi & C\theta C\psi \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

$$J = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -S\theta \\ 0 & C\theta & S\theta C\theta \\ 0 & -S\theta & C\theta C\theta \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

เมื่อ R คือ Rotational Matrix และ J คือ Transformation Matrix ของความเร็วเชิงมุม โดยทั้ง R และ J เป็นเมตริกซ์ที่ใช้แปลงลักษณะท่าทางการบินและความเร็วเชิงมุมของลำตัวอากาศยาน (Body Frame: B) เทียบต่อพิกัดแกนเริ่มต้น (Inertial Frame: E) เมื่อ C และ S คือ ฟังก์ชัน Cosine และ Sine ตามลำดับ

การพิจารณาพลศาสตร์การบินของอากาศยานสี่ใบพัดจะสมมุติฐานว่าโครงของอากาศยานเป็นวัตถุของแข็งเกร็งและมีความสมมาตร มีจุดศูนย์กลางอยู่บริเวณกึ่งกลางของลำตัว และไม่พิจารณาผลกระทบของอากาศพลศาสตร์จะได้ว่าแรงยก (f_i) และ โมเมนต์ (τ_i) เป็นสัดส่วนของความเร็วในการหมุนของใบพัดทั้งสองดังนี้

$$f_i = k_f \omega_i^2 \quad (2.5)$$

$$\tau_i = k_m \omega_i^2 \quad (2.6)$$

เมื่อ k_f และ k_m คือ ค่าคงที่ของแรงทางอากาศพลศาสตร์และค่าคงที่โมเมนต์ตามลำดับ ซึ่งค่าคงที่เหล่านี้จะได้อมาจากการทดลอง

สำหรับการควบคุมลักษณะท่าทางการบินและความสูงของอากาศยานสี่ใบพัด สามารถทำได้โดยการควบคุมความเร็วในการหมุนของมอเตอร์และใบพัดอย่างอิสระต่อกัน ดังนั้น แรงขับ (T) และ โมเมนต์ (τ) ทั้งหมดล้วนเกิดจากการหมุนของใบพัดทั้งสิ้น แสดงได้ดังนี้

$$T = k_f[\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2] \quad (2.7)$$

$$\tau_\phi = ik_f[(\omega_2^2 + \omega_3^2) - (\omega_1^2 + \omega_4^2)] \quad (2.8)$$

$$\tau_\theta = ik_f[(\omega_1^2 + \omega_2^2) - (\omega_3^2 + \omega_4^2)] \quad (2.9)$$

$$\tau_\psi = k_m[(\omega_1^2 + \omega_3^2) - (\omega_2^2 + \omega_4^2)] \quad (2.10)$$

กำหนดให้ $[u_1 \ u_2 \ u_3 \ u_4]^T = [T \ \tau_\phi \ \tau_\theta \ \tau_\psi]^T$ และใช้วิธีการนิวตัน-ออยเลอร์ (Newton-Euler method) จะได้สมการการเคลื่อนที่แบบหมุนรอบแกน (Rotational Motion) ของอากาศยานสี่ใบพัดดังนี้

$$\ddot{\theta} = \frac{u_2}{I_{xx}} + \frac{I_{yy}}{I_{xx}} \dot{\theta} \dot{\psi} - \frac{I_{zz}}{I_{xx}} \dot{\theta} \dot{\psi} \quad (2.11)$$

$$\ddot{\theta} = \frac{u_3}{I_{yy}} + \frac{I_{zz}}{I_{yy}} \dot{\psi} \dot{\theta} - \frac{I_{xx}}{I_{yy}} \dot{\psi} \dot{\theta} \quad (2.12)$$

$$\ddot{\psi} = \frac{u_4}{I_{zz}} + \frac{I_{xx}}{I_{zz}} \dot{\theta} \dot{\theta} - \frac{I_{xx}}{I_{zz}} \dot{\theta} \dot{\theta} \quad (2.13)$$

และสมการการเคลื่อนที่แบบไถล (Translation Motion) สามารถประยุกต์จากกฎข้อที่สองของนิวตันได้ดังนี้

$$\ddot{x} = \frac{-u_1}{m}(\sin\vartheta\sin\psi + \cos\vartheta\cos\psi\sin\theta) \quad (2.14)$$

$$\ddot{y} = \frac{-u_1}{m}(\cos\vartheta\sin\psi\sin\theta - \cos\psi\sin\vartheta) \quad (2.15)$$

$$\ddot{z} = g - \frac{-u_1}{m}(\cos\vartheta\cos\theta) \quad (2.16)$$

2.3 ส่วนประกอบและอุปกรณ์ของโดรน

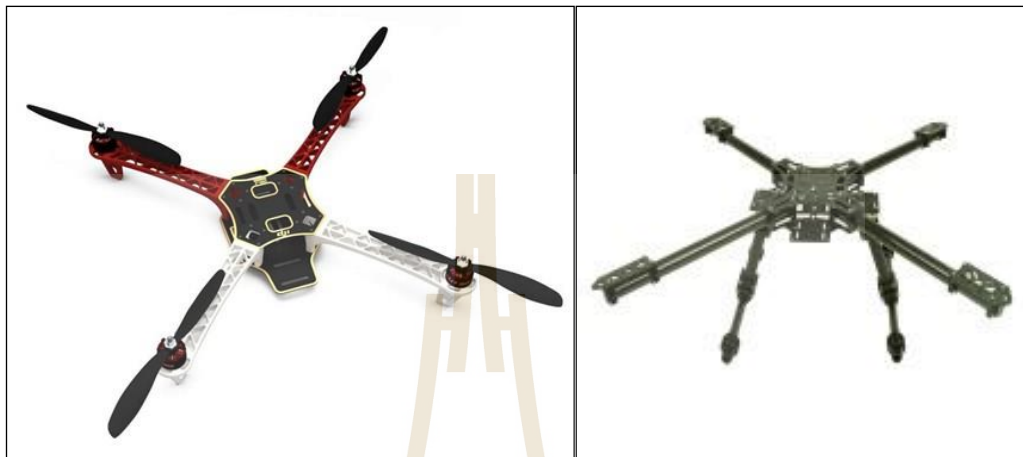
สำหรับอากาศยานหลายใบพัดหรือโดรนจะมีอยู่หลายรูปแบบ ซึ่งแต่ละแบบย่อมจะมีรูปทรงและขนาดที่แตกต่างกันออกไปตามลักษณะการนำไปใช้งาน หรือตามความเหมาะสมของภารกิจที่โดรนจะต้องเข้าปฏิบัติการ แต่โดรนที่ได้รับความนิยมใช้งานกันมากที่สุดในปัจจุบันคือ มัลติโรเตอร์แบบ 4 ใบพัดและ 6 ใบพัด ซึ่งโดรนรูปแบบนี้ถือเป็นอากาศยานไร้คนขับที่มีหลักการทำงานอย่างง่าย ไม่ซับซ้อน สามารถออกแบบและประกอบชิ้นส่วนเองได้ อุปกรณ์ที่เป็นส่วนประกอบหาซื้อตามท้องตลาดได้ง่าย อีกทั้งโดรนแบบอากาศยานสี่ใบพัดหลายยี่ห้อที่วางขายตามท้องตลาดยังมีราคาถูกเริ่มตั้งแต่ 1,500 บาท ไปจนถึงหลักแสน ซึ่งแน่นอนว่าคุณภาพย่อมแตกต่างกันไปตามราคา

ส่วนประกอบที่สำคัญของโดรนหรืออากาศยานหลายใบพัด ที่จะนำมาประกอบให้เป็นอากาศยานไร้คนขับ ภายใต้การควบคุมป่านรีโมทคอนโทรล ซึ่งรีโมทจะส่งสัญญาณคำสั่งไปยังตัวโดรนผ่านทางคลื่นวิทยุ โดยส่วนประกอบต่างๆ ของโดรนจะมีอยู่สี่ส่วนหลักๆ ดังนี้

2.3.1 ส่วนหุ่นหรือลำตัวของโดรน

ส่วนหุ่นหรือลำตัวของโดรนจะประกอบไปด้วย โครงหรือแผ่นเฟรม แขน และขาตั้ง ซึ่งโดยทั่วไปแล้วเฟรมของโดรนจะมีขายแบบสำเร็จรูปไม่รวมอุปกรณ์ในส่วนอื่นๆ โดยเฟรมส่วนใหญ่จะผลิตจากวัสดุ เช่น คาร์บอนไฟเบอร์ อลูมิเนียม อลูมิเนียมคอมโพสิต อะคริลิก หรือพลาสติก หรือในลำตัวบางรุ่นอาจใช้วัสดุหลายชนิดในแต่ละส่วนซึ่งแตกต่างกันที่กัน

1) โครง (Frame)



รูปที่ 2.10 โครงของอากาศยานสี่ใบพัด (ที่มา: <https://www.amainhobbies.com>)

โครง คือ จุดที่ใช้ติดตั้งอุปกรณ์กำลังและอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ต่างๆ โดยปกติแผ่นเฟรมของโดรนจะมีอยู่ด้วยกันสองแผ่นคือ แผ่นบนและแผ่นล่าง เพื่อมีประโยชน์ต่อการเก็บอุปกรณ์กำลังและอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ เช่น บอร์ดคอนโทรลเลอร์ สปีดคอนโทรลเลอร์ วิทยุ แบตเตอรี่ และกล้อง เป็นต้น โดยทั้งนี้แผ่นเฟรมจะผลิตจากวัสดุ เช่น อลูมิเนียมคอมโพสิต คาร์บอนไฟเบอร์ อะคริลิก หรือพลาสติก ซึ่งจะมีราคาที่แตกต่างกันออกไปตามคุณภาพและความแข็งแรงของวัสดุ

2) แขนของโดรน

แขนของโดรนจะเป็นจุดที่ใช้ติดตั้งมอเตอร์ ถ้าเป็นโดรนแบบอากาศยานสี่ใบพัดจะต้องมีแขนทั้งหมดสี่แขน เพื่อติดตั้งมอเตอร์จำนวนสี่ตัว โดยมอเตอร์จะติดตั้งที่บริเวณปลายแขนของโดรน ซึ่งจะมีรูยึดมอเตอร์พร้อมติดตั้งตัวมอเตอร์และใบพัด โดยทั่วไปแล้วส่วนแขนของโดรนจะผลิตจากวัสดุ เช่น อลูมิเนียม คาร์บอนไฟเบอร์ชนิดท่อ ส่วนปลายแขนที่ใช้ติดตั้งมอเตอร์จะใช้วัสดุอย่างพลาสติกแข็ง เพื่อยึดและรองรับแผ่นคาร์บอนไฟเบอร์ที่ใช้ยึดกับตัวมอเตอร์

3) ขาตั้งโดรน

ขาตั้งโดรนคือส่วนที่ใช้รับน้ำหนักทั้งหมดของลำตัวโดรน รวมถึงอุปกรณ์กำลังและอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ทั้งหมดในขณะที่โดรนตั้งไว้บนพื้นและในขณะที่ลงจอด

ส่วนใหญ่ของ โครนจะผลิตจากวัสดุ เช่น คาร์บอนไฟเบอร์ อลูมิเนียมคอมโพสิต เพื่อการรับน้ำหนักและความแข็งแรงในขณะที่ยังคงน้ำหนัก นอกจากนี้ในบางรุ่นยังปรับระยะทางของขาตั้งได้

2.3.2 ส่วนอุปกรณ์กำลังและสร้างแรงยก

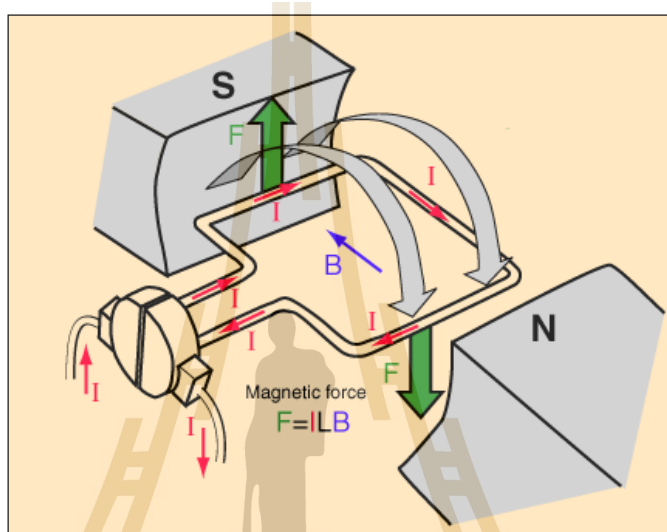
ส่วนอุปกรณ์กำลังของ โครนหรืออุปกรณ์สร้างแรงยกและแรงเคลื่อนที่ของ โครนมีหน้าที่สร้างแรงบิดหรือ โมเมนต์บิดเพื่อให้ โครนลอยขึ้น เคลื่อนที่ไปข้างหน้า ข้างหลัง เอียงซ้าย เอียงขวา และหยุดนิ่งบนอากาศ ซึ่งเกิดจากแรงหมุนของมอเตอร์ที่ทำงานโดยพลังงานไฟฟ้าจากแบตเตอรี่ส่งต่อไปยังส่วนควบคุม โดยอุปกรณ์ทั้งหมดจะทำงานภายใต้โปรแกรมคำสั่งที่ได้กำหนดเอาไว้

2.3.2.1 มอเตอร์ (Motors)

มอเตอร์ คือ อุปกรณ์ที่มีหน้าที่เปลี่ยนจากพลังงานไฟฟ้าให้เป็นพลังงานทางกล เป็นที่นิยมใช้กันอย่างแพร่หลายในโรงงานอุตสาหกรรม เพื่อใช้ในการควบคุมเครื่องจักรกลต่างๆ มอเตอร์ไฟฟ้าแต่ละชนิดจะมีคุณสมบัติที่แตกต่างกันออกไปตามความต้องการใช้งาน เช่น มอเตอร์บางชนิดต้องการความเร็วรอบ บางชนิดต้องการกำลังงาน เป็นต้น ดังนั้นผู้ใช้งานจึงจำเป็นต้องเลือกใช้ชนิดและขนาดของมอเตอร์ให้เหมาะสมกับงานเพื่อให้เกิดประสิทธิภาพสูงสุด มอเตอร์ไฟฟ้ามีส่วนประกอบที่สำคัญอยู่สองส่วนคือ ส่วนที่หยุดนิ่ง (Stator) ประกอบไปด้วยแม่เหล็กถาวรสองขั้วที่วางสลับกันตามแนวรัศมีของมอเตอร์และส่วนที่มีการหมุน (Rotor) ซึ่งเป็นส่วนที่ให้กำลังงานแก่โหลดต่างๆ ส่วนประกอบของส่วนที่มีการหมุน (Rotor) มีดังนี้

- แกนเพลา (Shaft) เป็นส่วนที่ให้กำลังในการขับเคลื่อนจากการหมุนของมอเตอร์
- แกนอาร์เมเจอร์ (Armature Core) เป็นแกนที่มีไว้สำหรับพันขดลวดอาร์เมเจอร์เพื่อสร้างแรงบิดให้กับเพลา
- คอมมิวเตเตอร์ (Commutator) ทำจากทองแดงที่อัดติดอยู่กับแกนเพลา มีหน้าที่เป็นหน้าสัมผัสกับแปรงถ่านเพื่อส่งผ่านกระแสไฟฟ้าไปยังขดลวดอาร์เมเจอร์เพื่อสร้างสนามแม่เหล็ก
- ขดลวดอาร์เมเจอร์ (Armature Winding) มีหน้าที่สร้างสนามแม่เหล็กขึ้นมา เพื่อไปผลักดันกับสนามแม่เหล็กถาวร
- แปรงถ่าน (Brushes) ทำจากแกรไฟต์ มีรูปร่างเป็นสี่เหลี่ยมผืนผ้ามีสปริงติดอยู่ด้านบน เพื่อให้แปรงถ่านสามารถสัมผัสกับคอมมิวเตเตอร์ได้ตลอดเวลา

หลักการการทำงานของมอเตอร์ คือ เมื่อมีการจ่ายแรงดันไฟฟ้าจากแหล่งจ่ายผ่านแปรงถ่านไปยังคอมมิวเตเตอร์ ซึ่งมีหน้าที่สัมผัสกับขดลวดอาร์เมเจอร์ เมื่อกระแสไฟฟ้าไหลผ่านไปยังขดลวดอาร์เมเจอร์จะทำให้เกิดสนามแม่เหล็กไฟฟ้าขึ้นมาจึงมีการผลักกันกับขั้วแม่เหล็กถาวรที่อยู่ใกล้ๆ ทำให้แกนอาร์เมเจอร์หมุน ดังรูปที่ 2.11



รูปที่ 2.11 การทำงานของมอเตอร์ไฟฟ้า (ที่มา: <https://th.wikipedia.org>)

มอเตอร์ไฟฟ้าสามารถแบ่งได้เป็น 2 ประเภทตามการใช้กระแสไฟฟ้า ดังนี้

1. มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสสลับ (Alternating Current Motor)

มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสสลับ (Alternating Current Motor) หรือ A.C.Motor เป็นมอเตอร์ที่ต้องใช้กับไฟฟ้ากระแสสลับ มีใช้กันอย่างแพร่หลายในโรงงานอุตสาหกรรม ใช้งานง่าย เนื่องจากสามารถต่อใช้กับไฟฟ้ากระแสสลับได้โดยตรง มีความเร็วรอบที่คงที่ อาศัยหลักการดูดและผลักกันของแม่เหล็กถาวรกับแม่เหล็กไฟฟ้าจากขดลวดตัวนำ จึงทำให้เกิดการหมุนของมอเตอร์

2. มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง (Direct Current Motor)

มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง (Direct Current Motor) หรือ D.C motor เป็นมอเตอร์ไฟฟ้าที่ต้องใช้กับไฟฟ้ากระแสตรง มีการใช้งานอย่างแพร่หลายในโรงงานอุตสาหกรรม เช่น โรงงานทอผ้า โรงรถเหล็ก ใช้ในรถไฟฟ้า เป็นต้น นอกจากนี้ใช้ในอุตสาหกรรมดังกล่าวแล้ว มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงยังถูกใช้ในวงการวิทยุบังคับ เช่น อากาศยานวิทยุบังคับ รถวิทยุบังคับ

เรือวิทยุบังคับ เป็นต้น มีข้อดีคือสามารถปรับความเร็วรอบตั้งแต่รอบต่ำไปจนถึงความเร็วรอบสูงสุดได้ มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบ่งเป็น 3 ชนิด ได้แก่

1) มอเตอร์ไฟฟ้าแบบอนุกรม (Series Motor) เป็นมอเตอร์ที่ขดลวดของสนามแม่เหล็กต่ออนุกรมกับขดลวดอาร์เมเจอร์ ให้แรงบิดสูงจึงนิยมนำไปใช้กับงานที่ต้องการกำลังสูง เช่น ขับเคลื่อนรถไฟ ลิฟต์ เมื่อไม่มีโหลดจะหมุนด้วยความเร็วรอบที่สูงมาก และอาจเป็นอันตรายต่อมอเตอร์ แต่ถ้าหากมีโหลดความเร็วรอบจะลดลงตามขนาดของโหลด ดังนั้นมอเตอร์ชนิดนี้ควรใช้งานในขณะที่มีโหลดตลอดเวลา

2) มอเตอร์ไฟฟ้าแบบอนุขนาน (Shunt Motor) เป็นมอเตอร์ที่ขดลวดของสนามแม่เหล็กต่อขนานกับขดลวดอาร์เมเจอร์และต่อคร่อมกับแหล่งจ่ายจากภายนอกโดยตรง ทำให้กระแสไฟฟ้าที่ไหลผ่านขดลวดสนามที่ค่าคงที่ตลอด ดังนั้นเมื่อมีการใช้งานทั้งแบบมีโหลดและไม่มีโหลดความเร็วรอบจะไม่ต่างกันมาก และค่าความต้านทานที่ขดลวดสนามสูง มอเตอร์ไฟฟ้าแบบขนานจึงเป็นมอเตอร์ที่เหมาะสมกับการใช้งานที่ความเร็วรอบคงที่ เช่น พัดลม เป็นต้น

3) มอเตอร์ไฟฟ้าแบบผสม (Compound Motor) เป็นมอเตอร์ที่มีขดลวดสนามสองชุด ชุดหนึ่งต่ออนุกรมกับขดลวดอาร์เมเจอร์ และอีกชุดหนึ่งต่อขนานกับขดลวดอาร์เมเจอร์ จะให้แรงบิดมากกว่าแบบขนานแต่น้อยกว่าแบบอนุกรม เป็นการนำคุณสมบัติของแบบอนุกรมและขนานมารวมกัน

จากคุณสมบัติของมอเตอร์แต่ละชนิดดังกล่าวข้างต้น อากาศยานวิทยุบังคับไม่ว่าจะเป็นเครื่องบินวิทยุบังคับ เฮลิคอปเตอร์ และอากาศยานหลายใบพัดต่างก็ใช้มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงเป็นอุปกรณ์ต้นกำลังทั้งหมด โดยมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงที่กล่าวไว้ก่อนหน้านี้เป็นมอเตอร์แบบมีแปรงถ่าน แต่ในอากาศยานวิทยุบังคับจะใช้เป็นมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไม่มีแปรงถ่าน หรือ Brushless DC Motor (BLDC) มอเตอร์ชนิดนี้ไม่มีแปรงถ่านที่เป็นหน้าสัมผัส ดังนั้นจึงสามารถหมุนได้อย่างอิสระ ข้อดีของมอเตอร์ชนิดนี้คือสลับการทำงานของชุดขดลวดที่ละสองเฟสจากทั้งหมดสามเฟสได้อย่างแม่นยำ มีการตอบสนองทางพลวัตที่รวดเร็วและมีประสิทธิภาพมากกว่ามอเตอร์แบบมีแปรงถ่าน ผลที่ตามมาคือ มีราคาสูงและมีวงจรรควบคุมที่ซับซ้อนกว่า มอเตอร์แบบไม่มีแปรงถ่าน (BLDC) สามารถแบ่งตามโครงสร้างในการขับเคลื่อนได้ 2 แบบ คือแบบอินรันเนอร์และเอาท์รันเนอร์ ความแตกต่างระหว่าง 2 แบบนี้คือ แบบอินรันเนอร์ ส่วนที่เป็นโรเตอร์จะอยู่ภายในตัวมอเตอร์โดยที่ปลอกดำนอกจะเป็นสเตเตอร์ ในทางตรงกันข้ามมอเตอร์แบบเอาท์รันเนอร์ ส่วนที่เป็นโรเตอร์คือ ปลอกดำนอกของมอเตอร์ ซึ่งแบบอินรันเนอร์มักจะใช้สำหรับรถวิทยุบังคับและสามารถหมุนได้เร็วกว่าแบบเอาท์รันเนอร์ อย่างไรก็ตามมอเตอร์แบบ

เอาที่รันเนอร์สามารถสร้างแรงบิดที่สูงกว่า จึงเหมาะกับการนำไปใช้ในอากาศยานวิทยุบังคับ ดังรูปที่ 2.12 เนื่องจากใบพัดมีขนาดใหญ่เมื่อเทียบกับแกนเพลลาของมอเตอร์จึงต้องการแรงบิดที่สูง



รูปที่ 2.12 มอเตอร์แบบ ไม่มีแปรงถ่าน (ที่มา: <https://www.maisonudrone.com>)

ค่า KV ที่พบเห็นในมอเตอร์แต่ละรุ่นหมายถึง ความเร็วรอบของมอเตอร์ต่อการจ่ายแรงดัน จากแบตเตอรี่ โดยอ้างอิงจากความเร็วรอบสูงสุดในขณะที่ไม่มีโหลดตามความสัมพันธ์ดังนี้

$$\text{RPMs} = \text{KV} \times \text{Voltage} \quad (2.17)$$

เช่นมอเตอร์รุ่น XK 2212-1400 KV จากรูปที่ ก.3 ถ้าใช้แบตเตอรี่ 3 เซลล์ที่มีแรงดัน 11.1 V จะได้มอเตอร์ที่มีความเร็วรอบสูงสุดเท่ากับ 15,540 รอบต่อนาที อากาศยานวิทยุบังคับที่มีขนาดใหญ่และมีน้ำหนักมากควรจะเลือกใช้มอเตอร์ที่ความเร็วรอบต่ำ เนื่องจากต้องการแรงบิดที่สูงเพื่อสร้างแรงขับหรือแรงยกและมีขนาดใบพัดที่ใหญ่ แต่สำหรับอากาศยานที่มีน้ำหนักเบาและต้องการความเร็วสูงควรใช้มอเตอร์ที่มีความเร็วรอบสูงและใช้ใบพัดขนาดเล็ก

2.3.2.2 ชุดวงจรอิเล็กทรอนิกส์ควบคุมความเร็วรอบ (ESCs)

ESC หรือชุดวงจรอิเล็กทรอนิกส์ควบคุมความเร็วรอบ มีหน้าที่ใช้ในการเปลี่ยนความเร็วรอบของมอเตอร์ไฟฟ้า และมีความต้านทานเบรกอยู่ในตัวเพื่อทำให้มอเตอร์หยุดหมุนได้เร็วขึ้น ส่วนมากจะใช้ในการควบคุมมอเตอร์ไม่มีแปรงถ่าน (Brushless Motor) สำหรับโมเดลวิทยุบังคับ โดยจะผลิตกำลังไฟฟ้าแบบสามเฟสออกมาให้กับมอเตอร์ ซึ่ง ESC จะมีชุดสายไฟอยู่สามชุด ชุดสายไฟหนึ่งจะใช้ต่อเข้ากับแบตเตอรี่เพื่อรับพลังงานไฟฟ้า ชุดที่สองต่อเข้ากับช่องควบคุม Throttle ในตัวรับสัญญาณวิทยุ และชุดที่สามมีหน้าที่ให้กำลังไฟฟ้าแก่มอเตอร์ ESC สามารถแบ่งได้เป็นสองประเภท ได้แก่ Brushed ESC ซึ่งเป็น ESC ที่ผลิตมาใช้กับรถวิทยุบังคับในยุคแรก มีราคาถูก และ Brushless ESC ซึ่งถูกพัฒนาในยุคต่อมาเพื่อใช้กับมอเตอร์แบบไม่มีแปรงถ่าน ซึ่งแบบ Brushless ESC ให้กำลังไฟฟ้าและมีประสิทธิภาพมากกว่าแบบ Brushed ESC ดังรูปที่ 2.13 แสดงตัวอย่างของ ESC ขนาด 40 A



รูปที่ 2.13 ESC SKYWALKER 40A (ที่มา: <https://www.kdsmodelsusa.com>)

2.3.2.3 แบตเตอรี่

แบตเตอรี่ประเภท Lithium Polymer (Lipo) เป็นแหล่งเก็บพลังงานไฟฟ้าที่นิยมใช้ในอากาศยานวิทยุบังคับ มีขนาดที่พอดีและมีน้ำหนักเบา บนตัวแบตเตอรี่จะมีค่าคุณสมบัติต่างๆ บอกไว้เช่น ความจุของแบตเตอรี่ใช้หน่วยเป็น milliamperere – hours (mAh) ซึ่งเป็นตัวชี้วัดว่าอากาศยานจะสามารถบินได้นานแค่ไหน แบตเตอรี่แบบ Lipo จะมีจำนวนเซลล์ที่แตกต่างกันออกไป เช่น 2S 3S เป็นต้น ตัวอักษร S หมายถึง แต่ละเซลล์ต่อกันแบบอนุกรม โดยปกติแล้วแต่ละเซลล์จะมีแรงดันไฟฟ้าประมาณ 3.7 โวลต์ ค่า C-rating หมายถึง ค่าอัตราการคายประจุของ

แบตเตอรี่ เช่น 10C ตัวอย่างดังรูปที่ 2.14 แบตเตอรี่จะมีคุณสมบัติดังนี้ 4000 mAh 3S 11.1V 10C Discharge หมายความว่า เป็นแบตเตอรี่ 3 เซลล์แต่ละเซลล์ต่อกันแบบอนุกรมและแต่ละเซลล์ มีแรงดัน 3.7 โวลต์ และจ่ายกระแสไฟฟ้าขนาด $4000 \text{ mAh} \times 10\text{C} = 40 \text{ Ampere}$



รูปที่ 2.14 แบตเตอรี่ชนิด Lithium Polymer แบบสามเซลล์ (ที่มา: <https://www.bhphotovideo.com>)

2.3.2.4 ใบพัด

ใบพัดของอากาศยานสี่ใบพัดมีหลากหลายขนาดขึ้นอยู่กับจุดประสงค์การนำไปใช้ ถ้าเป็นใบพัดขนาดเล็กที่มีขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางต่ำกว่า 8 นิ้ว เหมาะกับอากาศยานที่มีความเร็วสูงและใช้มอเตอร์ขนาดเล็กที่มีค่า KV สูง ส่วนใบพัดที่มีขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางตั้งแต่ 8 นิ้วขึ้นไป ควรใช้กับมอเตอร์ที่มีค่า KV ต่ำ และเหมาะกับอากาศยานที่ไม่ต้องใช้ความเร็วสูง เน้นการบรรทุกสิ่งของสัมภาระ ใบพัดของอากาศยานสี่ใบพัดทำได้จากหลายวัสดุ เช่น พลาสติก พลาสติกเสริมแรง คาร์บอนไฟเบอร์ เป็นต้น และคู่ของใบพัดเดียวกันตามแนวทะแยงจะหมุนทิศเดียวกัน คู่หนึ่งหมุนทวนเข็มนาฬิกา และอีกคู่หนึ่งหมุนตามเข็มนาฬิกา ตัวอย่างของใบพัดของอากาศยานสี่ใบพัดแสดงดังรูปที่ 2.15



รูปที่ 2.15 ใบพัดของอากาศยานสี่ใบพัด (ที่มา: <https://hobbysquare.com.sg>)

2.3.3 ส่วนวงจรอิเล็กทรอนิกส์ควบคุม

ส่วนวงจรอิเล็กทรอนิกส์ของโดรนถือว่าเป็นส่วนหัวใจสำคัญของโดรน เนื่องจากส่วนนี้ถือเป็นศูนย์กลางในการควบคุมการรับสัญญาณจากรีโมทคอนโทรล และส่งคำสั่งสัญญาณไปยังสปีดคอนโทรลเลอร์ เพื่อควบคุมการหมุนของมอเตอร์ทุกตัวของโดรน นอกจากนี้ยังเป็นส่วนของการเชื่อมต่ออุปกรณ์ต่างๆ เช่น หน่วยความจำ (Micro SD card) กล้องถ่ายภาพ และจุดเชื่อมต่อ USB

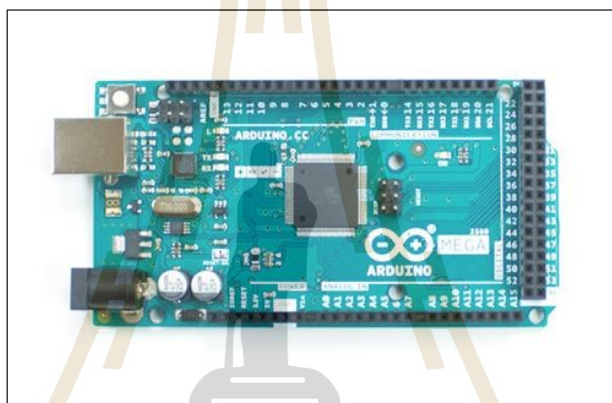
2.3.3.1 ชุดควบคุมการบิน (Flight Controller)



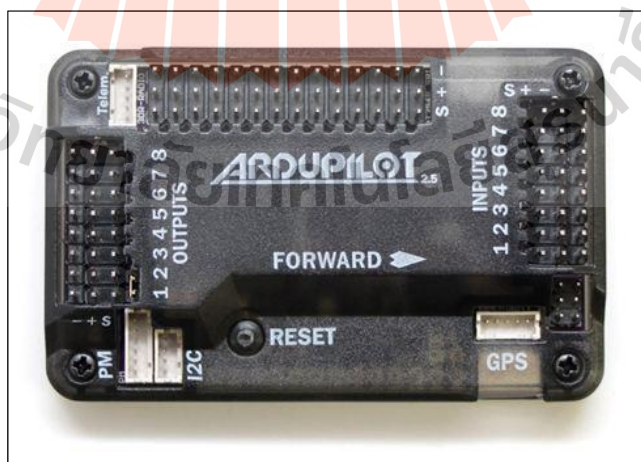
รูปที่ 2.16 ชุดควบคุมการบินแบบ Pixhawk (ที่มา: <https://docs.px4.io>)

ชุดอุปกรณ์ควบคุมการบินเปรียบเสมือนเป็นสมองส่วนกลางในการควบคุมการบินของอากาศยาน จะมีหน้าที่รับสัญญาณอินพุตผ่านตัวรับสัญญาณ (Receiver) เพื่อส่งสัญญาณ PWM ในการควบคุมความเร็วของมอเตอร์ผ่าน ESCs โดยระบบควบคุมการบินของอุปกรณ์ชุดนี้จะมีเซนเซอร์ต่างๆ ที่ใช้ในการรักษาเสถียรภาพการบิน เช่น Gyroscope, Accelerometer และ Barometer รวมทั้งสามารถติด GPS sensor เพิ่มเข้าไปเพื่อส่งสัญญาณข้อมูลทางพิกัด ตัวอย่างของชุดควบคุมการบินแสดงดังรูปที่ 2.1 นอกจากนี้บอร์ดควบคุมการบินแบบสำเร็จรูปแล้วยังมีบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ทั่วไปที่สามารถนำมาประยุกต์ใช้เป็นบอร์ดควบคุมการบินได้ ไมโครคอนโทรลเลอร์คือสมองควบคุมและสั่งการทำงานขอโดรน การสั่งมอเตอร์ให้ทำงานเร่งการหมุนและลดการหมุนของมอเตอร์หรือหยุดการทำงานของมอเตอร์ โดยบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์จะส่งสัญญาณดิจิทัลไปยังเซอร์โวมอเตอร์หรือสปีดคอนโทรลเลอร์เพื่อควบคุมการทำงานของมอเตอร์ นอกจากนี้บอร์ดยังสามารถควบคุมการทำงานของกล้องที่ถูก

ติดตั้งบนลำตัวของโดรนจะมีการเขียนโปรแกรม เพื่อรับสัญญาณจากรีโมทคอนโทรลในการควบคุมการทำงานทั้งหมดของโดรน ส่วนใหญ่แล้วบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ที่นิยมนำมาใช้ควบคุมและสั่งการทำงานของโดรนจะใช้บอร์ด Arduino ATMEGA2560 และบอร์ด APM2.6 ซึ่งเป็นบอร์ดอเนกประสงค์สามารถเขียนโปรแกรมให้ส่งสัญญาณดิจิทัลไปยัง pin ที่มีมากกว่า 40 pin (Digital Input/Output) เพื่อควบคุมการทำงานทั้งหมดของโดรน โดยบอร์ดจะรับและส่งสัญญาณข้อมูลผ่านระบบรับส่งสัญญาณวิทยุกับ Signal transmitter ที่ติดตั้งในรีโมทคอนโทรลที่อยู่ภาคพื้นผ่านเครื่องรับสัญญาณวิทยุ



รูปที่ 2.17 บอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ Arduino ATMEGA1560 (ที่มา: <https://store.arduino.cc>)



รูปที่ 2.18 บอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ AMP2.6 (ที่มา: <http://ardupilot.org/copter>)

2.3.3.2 ระบบควบคุมระดับความสูงและระบบกันชน

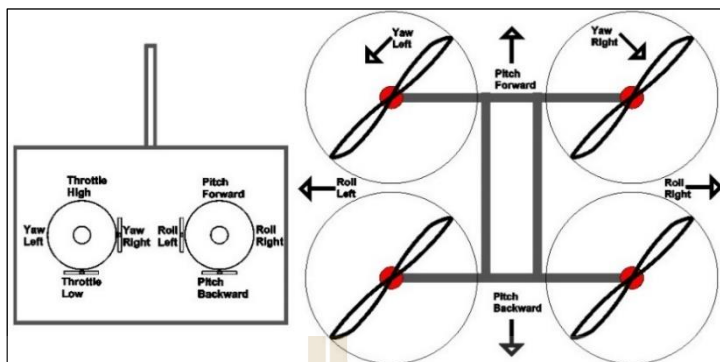
สำหรับระบบควบคุมความสูงและระบบกันชนของโดรนจะมีอุปกรณ์ เช่น เซนเซอร์อย่าง Ultrasonic Height Sensing และ Optical Flow ซึ่งมีความสามารถในการวัดระดับความสูงซึ่งเป็นเทคนิคที่สำคัญในขั้นตอนการลงจอดของโดรนและการตรวจจับสิ่งกีดขวาง เช่น เซนเซอร์ Ultrasonic จะมีการปล่อยคลื่นเสียงออกไปโดยรอบของโดรนเมื่อคลื่นเสียงไปกระทบผิวของตัวกลาง เช่น พื้นดินหรือสิ่งกีดขวาง ซึ่งเป็นของแข็งหรือของเหลว คลื่นนั้นจะสะท้อนกลับมายังตัวเซนเซอร์ จากนั้นระบบจะทำการส่งสัญญาณไปที่บอร์ดควบคุมการบินเพื่อประมวลผลระยะห่างระหว่างโดรนกับวัตถุ และส่งสัญญาณแจ้งเตือนไปยังรีโมทคอนโทรลเลอร์ภายใต้การควบคุมของมนุษย์ หรือในโดรนบางรุ่นจะมีระบบหลบหลีกสิ่งกีดขวางแบบอัตโนมัติ ซึ่งโดรนจะสามารถเคลื่อนที่ได้โดยไม่กระทบหรือชนสิ่งกีดขวางหรือสามารถคำนวณการหมุนของมอเตอร์เพื่อเตรียมลงจอด



รูปที่ 2.19 Ultrasonic Sensor (ที่มา: <https://www.indiamart.com>)

2.3.3.3 อุปกรณ์รับ-ส่งสัญญาณวิทยุ (Radio Receiver - Transmitter)

อุปกรณ์รับส่งสัญญาณวิทยุใช้ในการควบคุมการบินของอากาศยานวิทยุบังคับ เพื่อให้อากาศยานใช้งานได้จำเป็นต้องใช้อย่างน้อยสี่ช่องสัญญาณ (Channel) ได้แก่ ช่องสัญญาณควบคุม Throttle ช่องควบคุมการบินแบบ Roll Pitch และ Yaw ดังแสดงในรูปที่ 2.20 ตัวส่งสัญญาณจะมีหกดหรือแปดช่องสัญญาณแล้วแต่รุ่นของวิทยุบังคับเพื่อรองรับฟังก์ชันที่ติดเพิ่มเติมเข้าไป



รูปที่ 2.20 การควบคุม Quadcopter ด้วยอุปกรณ์รับส่งสัญญาณวิทยุ
(ที่มา: <https://radhesh.wordpress.com>)

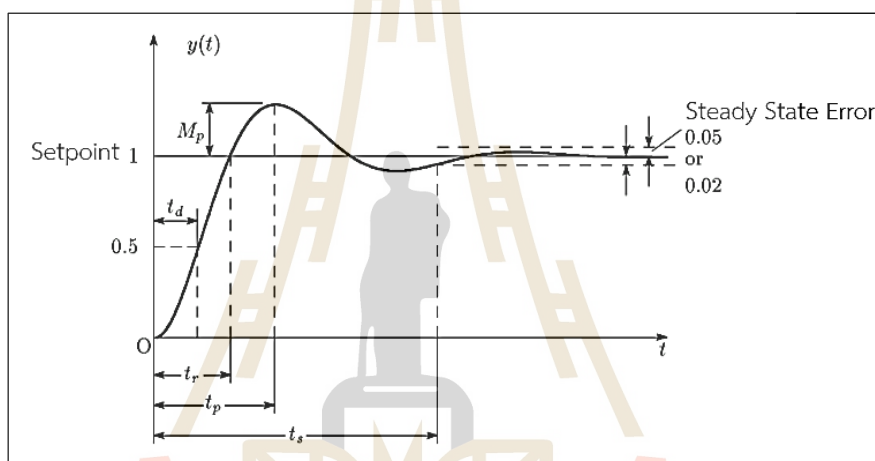
อากาศยานสี่ใบพัดสามารถเขียน โปรแกรมและสั่งการควบคุมได้หลายรูปแบบ แต่อย่างไรก็ตามการควบคุมด้วยอุปกรณ์รับส่งสัญญาณปกติแล้วจะมีการควบคุมอยู่ 2 รูปแบบ ได้แก่ แบบ Acrobatic Mode และ Stabilize Mode โดยการใช้แบบ Acrobatic Mode เซนเซอร์ Gyroscope จะทำหน้าที่รักษาเสถียรภาพการบินแต่จะไม่รักษาความสูงของระดับเพดานบินไว้ แต่ถ้าปรับไปสู่ Stabilize Mode จะทำให้เซนเซอร์ Accelerometer ทำงาน เพื่อช่วยรักษาเสถียรภาพการบินของอากาศยานสี่ใบพัดทั้งท่าทางการบินและความสูงของเพดานบิน ความเร็วในการหมุนของมอเตอร์ทั้งสี่จะถูกปรับอย่างอัตโนมัติเพื่อรักษาเสถียรภาพ นอกจากนั้นตัวส่งสัญญาณสามารถติดหน้าจอ FPV เข้าไปได้เพื่อรับภาพมุมมองจากกล้องที่ติดไปกับลำตัวอากาศยาน ตัวอย่างของอุปกรณ์รับส่งสัญญาณวิทยุเพื่อใช้ในการควบคุมการบินแสดงในรูปที่ 2.21



รูปที่ 2.21 อุปกรณ์รับส่งสัญญาณวิทยุรุ่น Radiolink AT9S (ที่มา: <https://www.banggood.com>)

2.4 พื้นฐานของระบบควบคุม

ระบบควบคุม (Control System) หมายถึง ระบบบังคับการหรือสั่งการเพื่อควบคุมกระบวนการทำงานให้เป็นไปตามวัตถุประสงค์ที่ต้องการ ระบบควบคุมที่ดีควรมีเสถียรภาพ สามารถตอบสนองได้รวดเร็ว สัญญาณเอาต์พุตเป็นไปตามค่าที่ต้องการ ไม่แกว่ง และมีความผิดพลาดน้อย ในการควบคุมถ้าใช้มนุษย์เป็นผู้ควบคุมอินพุตของระบบเรียกว่า การควบคุมด้วยมนุษย์ (Manual Control) แต่ถ้าหากการควบคุมเกิดขึ้นจากกลไกหรือสัญญาณที่มนุษย์ไม่ได้ควบคุมเองเรียกว่า การควบคุมแบบอัตโนมัติ (Automatic Control)



รูปที่ 2.22 ผลการตอบสนองของเอาต์พุตของระบบควบคุม (ที่มา: <http://shiwasu.ee.ous.ac.jp>)

ในอดีตของการควบคุมอัตโนมัติจะพบได้ในงานเชิงปฏิบัติดังเช่นในปี ค.ศ. 1769 เมื่อ เจมส์ วัตต์ ได้ประดิษฐ์คิดค้นเครื่องจักรไอน้ำที่มีการควบคุมด้วยตัวบังคับแบบฟลายบอลล์ และหลังจากนั้นได้มีการนำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์มาวิเคราะห์และออกแบบระบบควบคุม เพื่อให้ได้การตอบสนองตามวัตถุประสงค์ ดังรูปที่ 2.22 และมีการประยุกต์ใช้ในงานวิศวกรรมหลายแขนง เช่น เครื่องกล เคมี ไฟฟ้า สิ่งแวดล้อม โทรคมนาคม รวมทั้งวิศวกรรมอากาศยาน

จากรูปที่ 2.22 แสดงการตอบสนองเอาต์พุตของระบบ สิ่งที่ต้องพิจารณาจากกราฟการตอบสนองนี้ จำเป็นที่จะต้องเข้าใจตัวแปรหรือพารามิเตอร์ต่างๆ ดังนี้ (คอนสัน ปงผาบ, 2560)

Set-point คือ ค่าเป้าหมายที่กำหนดหรือตั้งค่าไว้ เช่น ตั้งค่าความเร็วในการหมุนของมอเตอร์ไว้ที่ 300 รอบต่อนาที

Rise Time คือ เวลาที่สัญญาณเอาต์พุตเปลี่ยนจาก 10 % เป็น 90 % เป็นช่วงเวลาที่ไต่ขึ้นเพื่อเข้าสู่ค่าที่ตั้งไว้

Peak Time คือ เวลาที่สัญญาณเอาต์พุตของระบบมีค่าสูงสุดเกินค่าที่ตั้งไว้

Settling Time คือ ช่วงเวลาที่สัญญาณเอาต์พุตเข้าสู่สภาวะคงตัว

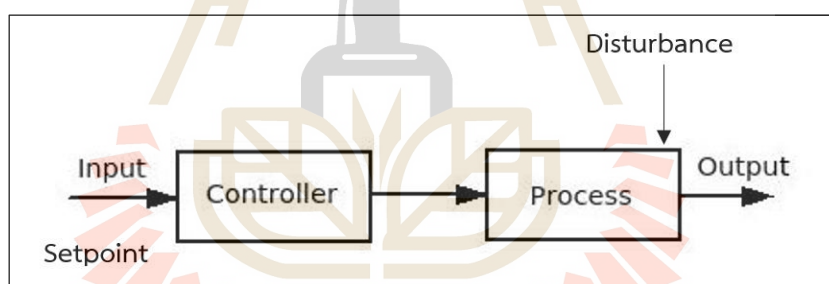
Maximum Overshoot คือ สัญญาณเอาต์พุตที่พุ่งเกินค่าที่ตั้งไว้

Steady State Error คือ ค่าความผิดพลาดเมื่อเข้าสู่สภาวะคงตัว

Disturbance คือ สัญญาณรบกวน

2.4.1 ระบบควบคุมแบบเปิด

ระบบควบคุมแบบเปิด (Open Loop Control System) เป็นระบบควบคุมแบบทิศทางเดียว โดยมีการส่งสัญญาณอินพุตไปยังตัวควบคุม (Controller) เพื่อไปควบคุมกระบวนการ โดยไม่มีการป้อนกลับของสัญญาณเอาต์พุต เพื่อมาเปรียบเทียบหรือตรวจสอบความถูกต้องกับสัญญาณอินพุต ดังรูปที่ 2.23 ระบบแบบเปิดนี้มีข้อดีคือ ควบคุมง่ายและไม่ซับซ้อน แต่มีข้อเสียคือ ยังขาดเสถียรภาพ

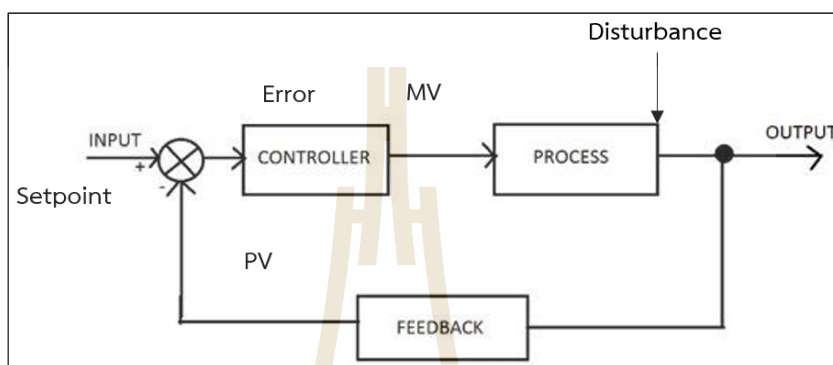


รูปที่ 2.23 ระบบควบคุมแบบเปิด

2.4.2 ระบบควบคุมแบบป้อนกลับ

ระบบควบคุมแบบป้อนกลับ (Feedback Control System) เป็นระบบที่มีการป้อนกลับของสัญญาณเอาต์พุต เพื่อนำมาเปรียบเทียบหรือตรวจสอบความถูกต้องกับสัญญาณอินพุต ดังรูปที่ 2.24 แล้วส่งสัญญาณให้กับตัวควบคุม (Controller) เพื่อปรับกระบวนการให้ถูกต้องตามที่ตั้งค่าไว้ ระบบควบคุมแบบปิดหรือป้อนกลับมีข้อดีคือ สามารถควบคุมของถูกต้องของสัญญาณเอาต์พุตได้ดีกว่าระบบควบคุมแบบเปิด แต่ข้อเสียคือ มีกระบวนการทำงานที่ค่อนข้างซับซ้อน ยกตัวอย่างเช่น การควบคุมเครื่องปรับอากาศเป็นระบบควบคุมแบบปิด โดยมีการ

ป้อนกลับของสัญญาณเอาต์พุตคือ ความเย็นของอุณหภูมิของอากาศ เพื่อมาเปรียบเทียบหรือตรวจสอบความถูกต้องกับค่าที่ตั้งไว้ แล้วให้ตัวควบคุมสั่งงานกระบวนการปรับอุณหภูมิให้ได้ตามค่าที่ตั้งไว้



รูปที่ 2.24 ระบบควบคุมแบบปิด

Set-point คือ อุณหภูมิที่ต้องการ เช่นต้องการควบคุมอุณหภูมิไว้ที่ 25 องศาเซลเซียส สามารถสั่งงานผ่านอุปกรณ์อินพุตหรือรีโมทคอนโทรล

Controller คือ วงจรควบคุม ส่วนใหญ่จะเป็นไมโครคอนโทรลเลอร์และวงจรไฟฟ้าทำหน้าที่ควบคุมกระบวนการที่ทำให้อุณหภูมิลดลงหรือทำให้อากาศในห้องเย็นลง

Manipulate Variable หรือ MV คือ สัญญาณควบคุมให้คอมเพรสเซอร์ทำงาน

Process คือ กระบวนการที่ทำให้อากาศเย็นหรือทำให้คอมเพรสเซอร์ทำงาน

Output คือ อุณหภูมิหรือความเย็นของอากาศ

Measurement หรือ Feedback คือ ตัววัดอุณหภูมิที่ติดตั้งในเครื่องปรับอากาศ

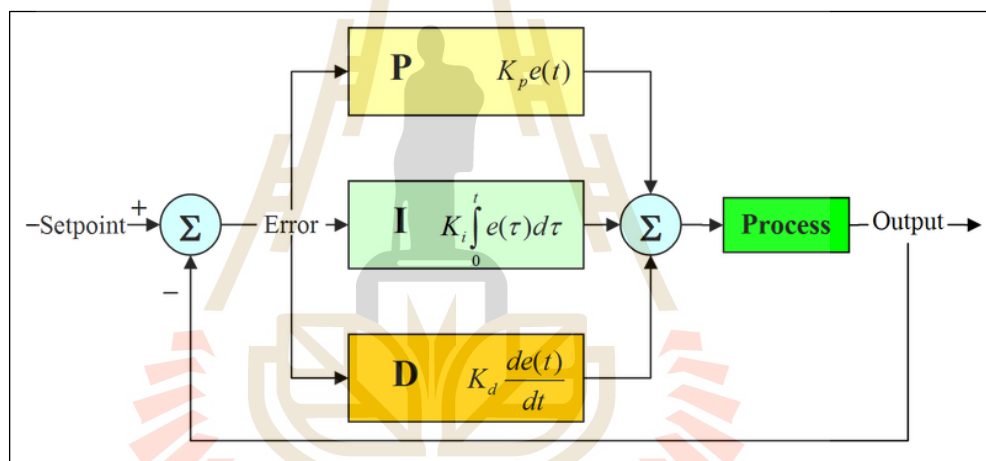
Process Variable หรือ PV คือ ค่าของอุณหภูมิที่วัดได้ เช่น 28 องศาเซลเซียส

Error คือ ค่าความผิดพลาดของอุณหภูมิ เช่นตั้งไว้ที่ 25 องศา แต่วัดได้ 28 องศาเซลเซียส ทำให้เกิดค่าความผิดพลาด -3 องศาเซลเซียส ระบบจะส่งสัญญาณให้คอนโทรลเลอร์รับรู้เพื่อควบคุมกระบวนการให้เป็นไปตามค่าที่กำหนดไว้

Disturbance คือ สัญญาณรบกวนเช่น ในฤดูร้อนอุณหภูมิภายนอกจะสูงและทำให้อากาศเย็นช้า การเข้าถึง Set-point จึงใช้เวลานาน

2.4.3 การควบคุมแบบพีไอดี

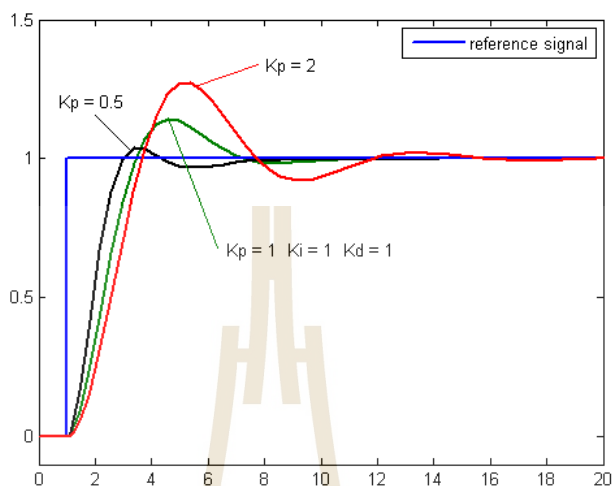
ระบบควบคุมแบบ PID หรือระบบควบคุมแบบสัดส่วน-ปริพันธ์-อนุพันธ์ เป็นระบบควบคุมแบบป้อนกลับชนิดหนึ่งที่ได้รับคามนิยมและมีใช้งานทั่วไป เนื่องจากเป็นวิธีที่มีประสิทธิภาพมาก เช่น ใช้ควบคุมอุณหภูมิ ควบคุมตำแหน่งและความเร็ว หลักการของระบบควบคุมแบบ PID จะเป็นการนำค่าความผิดพลาดที่เกิดขึ้น $e(t)$ ไปปรับปรุงผ่านฟังก์ชันทั้งสามตัว ได้แก่ ฟังก์ชัน P ฟังก์ชัน I และฟังก์ชัน D แล้วนำสัญญาณที่ผ่านการปรับปรุงแล้วทั้งหมดมารวมกัน เพื่อส่งไปควบคุมกระบวนการต่อไป ดังรูปที่ 2.25 โดยระบบควบคุมแบบ PID นี้จะลดค่าความผิดพลาดให้เหลือน้อยที่สุดตามการปรับค่าอัตราการขยาย เพื่อให้เอาต์พุตของระบบเป็นไปตามที่ตั้งค่าไว้ ซึ่งฟังก์ชันทั้งสามดังกล่าวข้างต้นมีรายละเอียดดังนี้



รูปที่ 2.25 ระบบควบคุมแบบ PID Controller (ที่มา: <https://electronics.stackexchange.com>)

1) การควบคุมแบบ P (Proportional) เป็นการปรับแบบขยายสัดส่วน ทำหน้าที่ปรับอัตราการขยายของสัญญาณความผิดพลาด มีค่าคงที่ K_p เป็นตัวคูณในการปรับค่าการขยายสัดส่วน ถ้าค่า K_p มีค่ามากอาจส่งผลให้สัญญาณเอาต์พุตเกิดค่าพุ่งเกินค่าที่ตั้งไว้ แต่ถ้าหากค่า K_p มีค่าน้อยอาจทำให้ใช้เวลานานในการเข้าสู่ค่าเป้าหมายที่ตั้งไว้

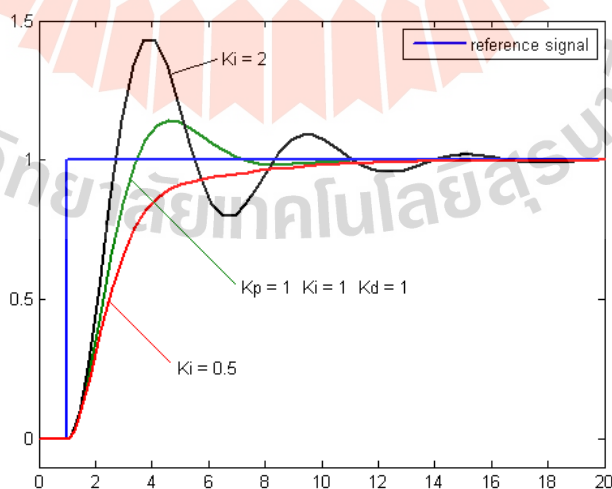
ค่าความผิดพลาด $e_p(t) = \text{Setpoint} - \text{Process Variable}$ จะได้ว่า การควบคุมแบบ P = $k_p x_{e_p}(t)$



รูปที่ 2.26 การควบคุมค่าอัตราขยายสัดส่วน (ที่มา: <https://en.wikipedia.org>)

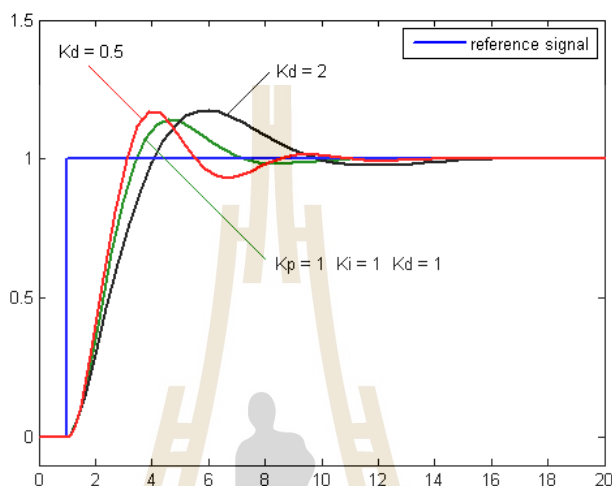
2) การควบคุมแบบ I (Integral) เป็นการอินทิเกรตค่าสัญญาณความผิดพลาด มีค่าคงที่ K_i เป็นตัวคูณ เพื่อเร่งเวลาในการลู่เข้าสู่ค่าเป้าหมายที่ตั้งไว้และลดค่าความผิดพลาดที่เหลือจากการใช้การควบคุมแบบ P

ค่าความผิดพลาด $e_d(t) = \frac{de(t)}{dt}$ จะได้ว่า การควบคุมแบบ D = $K_d x_{e_d}(t)$



รูปที่ 2.27 การควบคุมค่าปริพันธ์ (ที่มา: <https://en.wikipedia.org>)

3) การควบคุมแบบ D (Derivative) เป็นการหาค่าความแตกต่างของค่าสัญญาณความผิดพลาดปัจจุบันกับค่าความผิดพลาดที่สะสมแล้วคูณกับค่าคงที่ K_d เพื่อลดความผิดพลาดในการเข้าสู่สภาวะคงตัว



รูปที่ 2.28 การควบคุมค่าอนุพันธ์ (ที่มา: <https://en.wikipedia.org>)

และผลรวมของการควบคุมแบบพีไอดีคือ การนำเทอม สัดส่วน ปริพันธ์ และอนุพันธ์มารวมกันเป็นสัญญาณขาออกของระบบควบคุม โดยกำหนดให้ $U(t)$ เป็นสัญญาณขาออก และสมการสุดท้ายของการควบคุมแบบพีไอดีคือ

$$U(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{d}{dt} e(t) \quad (2.18)$$

2.4.4 การปรับจูนการควบคุมแบบ PID

การปรับจูนค่าเกณฑ์ของการควบคุมพีไอดีในกรณีที่ไม่มีแบบจำลองทางคณิตศาสตร์หรือฟังก์ชันถ่ายโอนของระบบสามารถทำได้หลายวิธี ตัวอย่างเช่น

1) วิธีจูนแบบแมนนวล (Manual) หรือ Trial and Error

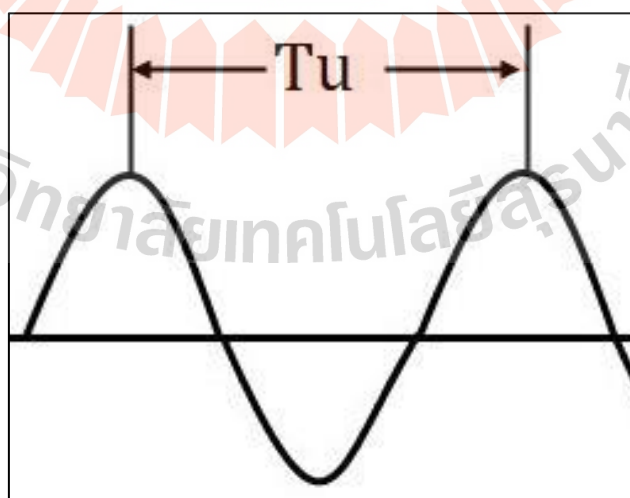
การจูนด้วยวิธีนี้เริ่มจากปรับค่า k_i และ k_d ให้เป็นศูนย์ก่อน แล้วเพิ่มค่า k_p จนกระทั่งเอาท์พุทของระบบเริ่มมีการแกว่ง แล้วให้ปรับค่า k_p ให้เหลือครึ่งหนึ่งของค่าดังกล่าวนี้ในสำหรับการตอบสนองแบบ Quarter Amplitude Decay แล้วทำการเพิ่มค่า k_i จนกระทั่งการชดเชย

ใดๆมีความถูกต้องและเพียงพอต่อความต้องการของกระบวนการ แต่อย่างไรก็ตาม ค่า k_d ที่มากเกินไปจะทำให้ระบบขาดเสถียรภาพ สุดท้ายให้เพิ่มค่า k_d ถ้าต้องการจรรยาบรรณรับได้และมีความรวดเร็วเพียงพอ แต่ถ้า k_d มากเกินไปจะทำให้การตอบสนองและเกิดการพุ่งเกิน (Overshoot) เกินค่าที่ยอมรับได้ โดยปกติการจูนพีไอดีถ้าเกิดโอเวอร์ชูตเล็กน้อยจะทำให้ระบบเข้าสู่จุดที่ต้องการได้เร็วขึ้นแต่ถ้ามากเกินไปก็ยอมรับไม่ได้

ตารางที่ 2.1 ลักษณะการตอบสนองการจูนแบบแมนนวล

ค่าเกน	ช่วงเวลาไต่ขึ้น (Rise time)	โอเวอร์ชูต (Overshoot)	เวลาสู่สภาวะคงตัว (Settling time)	ความผิดพลาดสถานะคงตัว (Steady-state error)	เสถียรภาพ
K_p	ลด	เพิ่ม	เปลี่ยนแปลงเล็กน้อย	ลด	ลด
K_i	ลด	เพิ่ม	เพิ่ม	ลดลงอย่างมีนัยสำคัญ	ลด
K_d	ลดลงเล็กน้อย	ลดลงเล็กน้อย	ลดลงเล็กน้อย	ตามทฤษฎีไม่มีผล	ดีขึ้นถ้า K_d มีค่าน้อย

2) วิธี Ziegler – Nichols



รูปที่ 2.29 การหาค่า Oscillation Period (ที่มา: <https://www.electronicshub.org>)

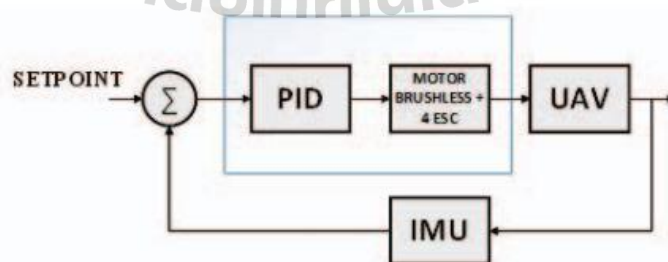
ในการจูนค่าเกณฑ์ของการควบคุมพีไอดีทั้ง k_p , k_i และ k_d ด้วยวิธีนี้นำเสนอโดย John G. Ziegler และ Nathaniel B. Nichols ในปี ค.ศ. 1940 ในวิธีนี้ให้เริ่มโดยการให้ค่า k_p , k_i และ k_d เป็นศูนย์ แล้วให้เพิ่มค่า k_p จนกระทั่งเอาต์พุตของระบบเกิดการแกว่งเรียกว่า Ultimate gain หรือ k_u ที่ตำแหน่งนี้จะต้องหาค่า Oscillation period หรือ T_u

ตารางที่ 2.2 การหาค่าเกณฑ์ด้วยวิธี Ziegler - Nichols

Control Type	K_p	K_i	K_d
P	$0.50K_u$	-	-
PI	$0.45K_u$	$1.2K_p/T_u$	-
PID	$0.60K_u$	$1.2K_p/T_u$	$K_p T_u/8$

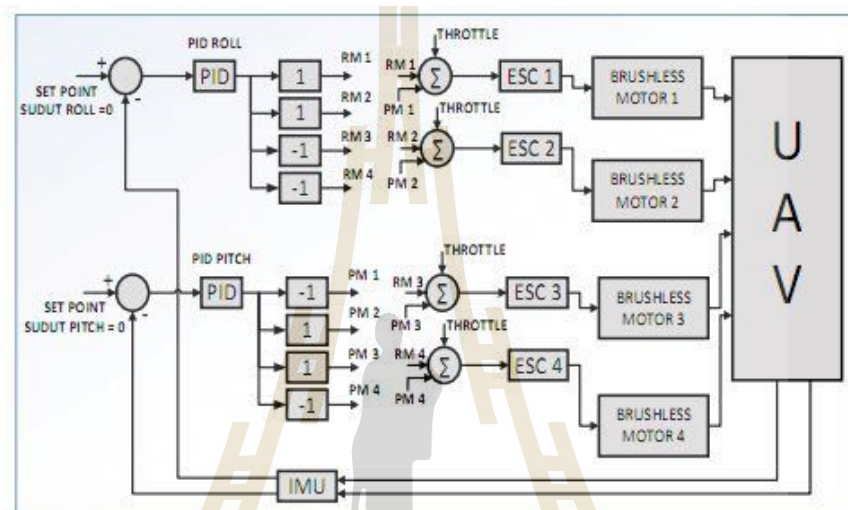
2.4.5 ระบบควบคุมการบินแบบ PID

อากาศยานสี่ใบพัดจะบินได้ต้องอาศัยแรงยกจากใบพัดทั้งสี่ที่ขับเคลื่อนด้วยมอเตอร์แบบไม่มีแปรงถ่าน การควบคุมอากาศยานสี่ใบพัดคือ การควบคุมเพื่อปรับความเร็วเชิงมุมในการหมุนของมอเตอร์ ดังนั้นระบบควบคุมอากาศยานที่ใช้จึงเป็นระบบในการปรับความเร็วในการหมุนของมอเตอร์ เพื่อให้เกิดการเคลื่อนที่ตามที่ผู้ใช้ต้องการ ระบบควบคุมที่นิยมนำมาใช้กับอากาศยานสี่ใบพัดคือ การควบคุมแบบ PID เพื่อใช้ในการรักษาเสถียรภาพของอากาศยานให้เป็นไปตามตำแหน่งที่ตั้งไว้ โดยหลักการคือ การนำค่าความผิดพลาดที่เกิดขึ้นที่เป็นผลต่างระหว่างค่าที่ตั้งไว้กับค่าที่ได้ออกมาเทียบกับค่าเป้าหมายที่ตั้งไว้เป็นอินพุตของระบบมาเปรียบเทียบกับค่าที่ตั้งไว้เพื่อลดความผิดพลาดให้เหลือน้อยที่สุด ดังรูปที่ 2.30 แสดงแผนภาพบล็อกพื้นฐานของการควบคุมแบบ PID เมื่อนำมาประยุกต์ใช้ในการควบคุมอากาศยานสี่ใบพัดจะได้ดังรูปที่ 2.31



รูปที่ 2.30 การควบคุมแบบ PID สำหรับอากาศยานสี่ใบพัด (M.Qasim และคณะ, 2017)

จากแผนภาพบล็อกดังรูปที่ 2.30 การทำงานของระบบควบคุม PID คือ การควบคุมการส่งสัญญาณ PWM (Pulse Width Modulation) ให้กับชุดวงจรถอนิกส์ควบคุมความเร็วรอบ (ESCs) ในการควบคุมมอเตอร์ทั้งสี่ และรายละเอียดของการควบคุมแบบ PID สำหรับมอเตอร์ทั้งสี่จะแสดงดังรูปที่ 2.31



รูปที่ 2.31 รายละเอียดของการควบคุมแบบ PID (M.Qasim และคณะ, 2017)

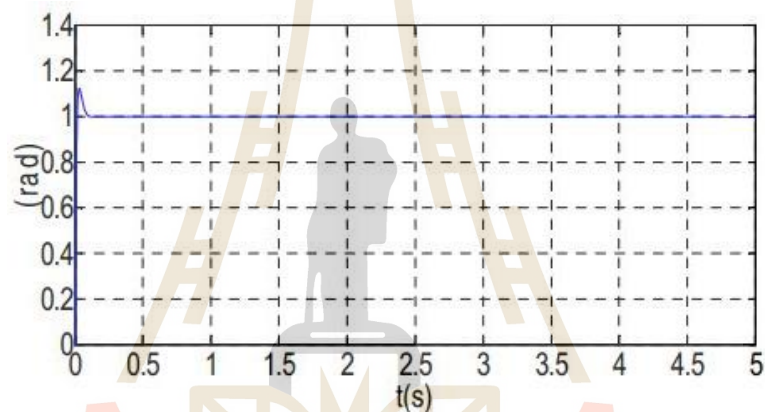
จากรูปที่ 2.31 แสดงให้เห็นถึงรายละเอียดภายในแผนภาพบล็อกของการควบคุมแบบ PID จะเห็นว่าค่าตำแหน่งที่ตั้งไว้ (Setpoint) ที่เป็นอินพุทของระบบคือ ให้ค่ามุมการเคลื่อนที่แบบ Roll และ Pitch เป็นศูนย์ เพื่อรักษาเสถียรภาพในการบินและเอาที่พุงของระบบคือชุดวงจรถอนิกส์ควบคุมความเร็วรอบเพื่อควบคุมมอเตอร์ทั้งสี่ โดยมีสัญญาณป้อนกลับเพื่อใช้เปรียบเทียบกับค่าที่ตั้งไว้คือค่าที่ได้จาก IMU (Inertia Measurement Unit) ที่ประกอบไปด้วย Accelerometer และ Gyroscope Sensor

2.5 การรักษาเสถียรภาพและการรักษาสมดุลอากาศยานหลายใบพัด

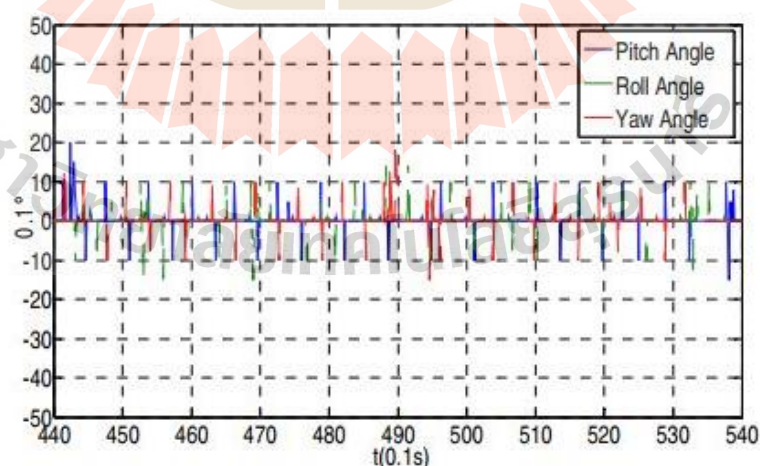
ผู้วิจัยได้ศึกษาค้นคว้าวรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้องเพื่อนำแนวคิดและหลักการต่างๆ มาเป็นแนวทางในการศึกษาและวิจัย โดยแบ่งออกเป็น 2 หมวดหมู่ที่เกี่ยวข้อง ได้แก่ งานวิจัยที่การศึกษาระบบควบคุมอากาศยานหลายใบพัดด้วยการควบคุมแบบ PID เพื่อการรักษาเสถียรภาพ

การบิน และงานวิจัยที่ศึกษาผลกระทบต่อการเคลื่อนตัวของจุดศูนย์กลางของอากาศยานหลายใบพัด และระบบควบคุมในการรักษาเสถียรภาพเนื่องจากการเคลื่อนตัวของจุดศูนย์กลาง

Jun Li และ Yuntang Li (2011) ได้ทำการวิเคราะห์แบบจำลองทางพลศาสตร์ของอากาศยาน สี่ใบพัดจากการประยุกต์ใช้สมการนิวตัน ออยเลอร์ เพื่อนำไปสร้างฟังก์ชันถ่ายโอนของระบบ แล้วใช้การควบคุมแบบ PID เพื่อรักษาเสถียรภาพการบินทั้งตำแหน่งและท่าทางการบิน เพื่อดูผลการตอบสนองจากการจำลองด้วย MATLAB และสร้างอากาศยานสี่ใบพัดเพื่อทดลองด้วยระบบควบคุมดังกล่าว พบว่ามีการตอบสนองเข้าสู่สภาวะคงตัวอย่างรวดเร็ว มีการพุ่งเกินเพียงเล็กน้อย และความผิดพลาดเกือบจะเป็นศูนย์ ดังรูปที่ 2.32



(ก).การตอบสนองจากการจำลอง

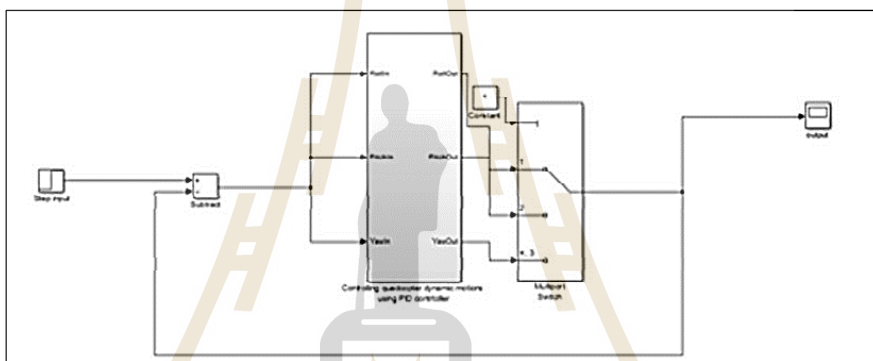


(ข).การตอบสนองจากการทดลอง

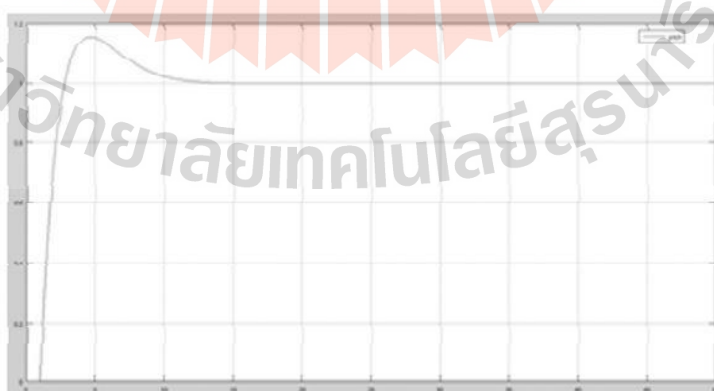
รูปที่ 2.32 การตอบสนองของอากาศยาน (Jun Li และ Yuntang Li , 2011)

จากรูปที่ 2.32 แสดงผลการตอบสนองของอากาศยานสี่ใบพัด โดยรูป (ก) แสดงการตอบสนองของมุม Yaw โดยใส่อินพุตเป็นขั้นบันไดหนึ่งหน่วยและรูป (ข) แสดงการตอบสนองจากการทดลองด้วยอากาศยานจริงพบว่า ทั้งมุม Roll Pitch และ Yaw มีการเปลี่ยนไม่เกิน 5 องศา

นอกจากนี้ยังมีงานวิจัยในลักษณะคล้ายกัน A.L.Salih และคณะ (2010) , V.Praveen และ A.S.Pillai (2016) ได้ทำการศึกษาการควบคุมแบบ PID ในการควบคุมเพื่อรักษาเสถียรภาพสำหรับอากาศยานสี่ใบพัดด้วยการสร้างแบบจำลองทางพลศาสตร์การบินแล้วนำแบบจำลองที่ได้ไปสร้าง Simulink ใน โปรแกรม MATLAB ดังรูปที่ 2.33 เพื่อศึกษาผลการตอบสนองของอากาศยาน ดังรูปที่ 2.34



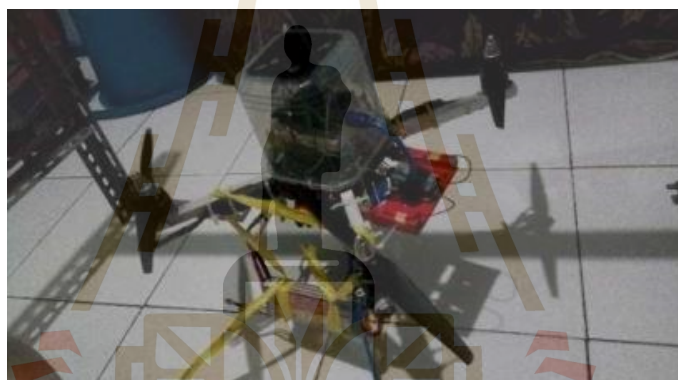
รูปที่ 2.33 MATLAB Simulink (V.Praveen และ A.S.Pillai , 2016)



รูปที่ 2.34 การตอบสนองของมุม Pitch (V.Praveen และ A.S.Pillai , 2016)

จากรูปที่ 2.33 เป็นการสร้างระบบควบคุมแบบ PID ด้วย MATLAB Simulink ด้วยแบบจำลองทางพลศาสตร์ที่ประยุกต์จากสมการนิวตัน ออยเลอร์ และรูปที่ 2.34 แสดงการตอบสนองของมุม Pitch

M.Qasim และคณะ (2017) ได้นำแบบจำลองทางพลศาสตร์จากการประยุกต์ใช้สมการนิวตัน ออยเลอร์ของ V.Praveen และ A.S.Pillai (2016) มาทดลองใช้กับอากาศยานสี่ใบพัด การควบคุมการบินใช้บอร์ด Arduino ในการควบคุมเพื่อส่งสัญญาณ Pulse Width Modulation (PWM) ในการควบคุมความเร็วรอบของมอเตอร์ ในการทดลองได้นำมวลขนาด 300 กรัมมาติดด้านขวาของลำตัวให้มุมเริ่มต้นเท่ากับ 15 องศา เพื่อดูการตอบสนองของมุม Roll และทดลองแบบเดียวกันด้วยการติดมวลด้านหลังลำตัวเพื่อดูการตอบสนองของมุม Pitch ดังรูปที่ 2.35

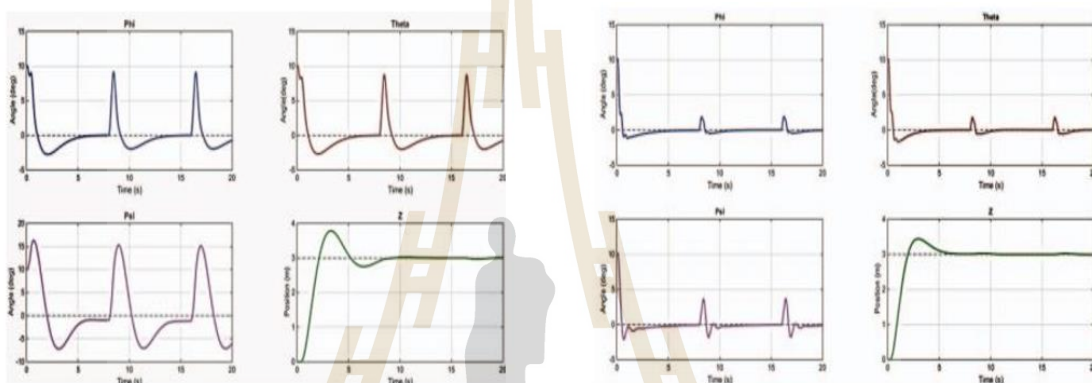


รูปที่ 2.35 ติดมวลด้านหลังลำตัวเพื่อรบกวนระบบ (M.Qasim และคณะ, 2017)

จากระบบควบคุมแบบ PID เมื่อตั้งค่าอินพุทให้มุม Roll และ Pitch เป็นศูนย์องศาและมีสัญญาณป้อนกลับจากมุมที่วัดได้ด้วย IMU เพื่อเทียบกับอินพุทของระบบ พบว่าอากาศยานสามารถเข้าสู่สภาวะสมดุลอย่างรวดเร็วและเกิดการพุ่งเกินเพียงเล็กน้อย

จากตัวอย่างงานวิจัยที่กล่าวข้างต้นเป็นการใช้ระบบควบคุม PID รูปแบบทั่วไปหรือรูปแบบขนานในการควบคุมเพื่อรักษาเสถียรภาพ ซึ่งเป็นระบบควบคุมที่มีประสิทธิภาพและมีเสถียรภาพ P.Wang และคณะ (2016) ได้เสนอการใช้ระบบควบคุมอากาศยานสี่ใบพัดอีกรูปแบบหนึ่งคือการควบคุมแบบ Cascade PID ซึ่งเป็นระบบควบคุมที่มีสองกระบวนการต่ออนุกรมกันและมีสัญญาณป้อนกลับสองวง โดยให้เหตุผลว่าการควบคุม PID แบบทั่วไป ถ้าระบบมีการถูกรบกวนที่ทำให้เกิดค่าความผิดพลาดสูงการตอบสนองชั่วคราวจะไม่ราบเรียบและเกิดการพุ่งเกินที่มากเกินไป

จึงมีการนำการควบคุมแบบ Cascade PID มาใช้เพื่อลดผลกระทบจากการถูกรบกวนของระบบจากภายนอกและลดการพุ่งเกินของระบบและยังได้จำลองระบบจากการประยุกต์ใช้สมการนิวตัน ออยเลอร์ เพื่อดูผลการตอบสนองและเปรียบเทียบผลการตอบสนองจากการควบคุมแบบ PID ทั่วไปกับการควบคุมแบบ Cascade PID พบว่า การควบคุมแบบ Cascade PID มีการตอบสนองเข้าสู่สภาวะคงตัวเร็วกว่าและลดผลกระทบจากการถูกรบกวนของระบบจากภายนอกได้ดีกว่าการควบคุม PID แบบทั่วไป ดังรูปที่ 2.36



(ก).การตอบสนองของ PID Control

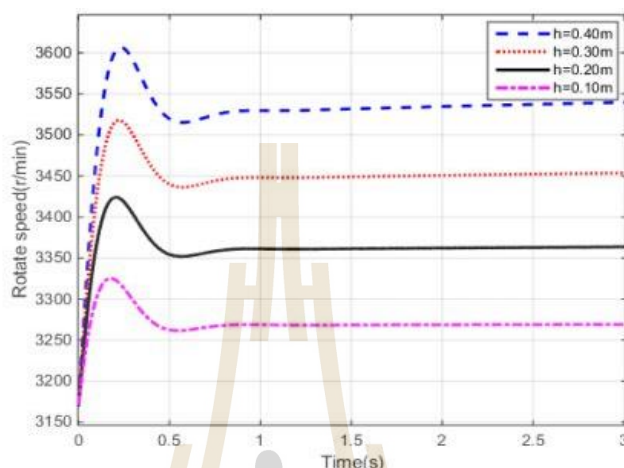
(ข).การตอบสนองของ Cascade PID Control

รูปที่ 2.36 เปรียบเทียบการตอบสนองของระบบควบคุม (P.Wang และคณะ, 2016)

จากตัวอย่างงานวิจัยที่กล่าวข้างต้นเป็นการศึกษาระบบควบคุม เพื่อรักษาเสถียรภาพของอากาศยานหลายใบพัดในสภาวะการลอยตัวนิ่งกลางอากาศที่ไม่ได้กล่าวถึงการถูกรบกวนของระบบจากการเคลื่อนตัวของจุดศูนย์กลาง ผู้วิจัยได้สำรวจและศึกษางานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการศึกษาผลกระทบจากการเคลื่อนตัวของจุดศูนย์กลาง การสร้างระบบควบคุมอากาศยานหลายใบพัดที่มีการเคลื่อนตัวของจุดศูนย์กลางรวมทั้งหลักการและวิธีการรักษาเสถียรภาพของอากาศยานหลายใบพัดพบว่ามีข้อมูลที่น่าสนใจดังนี้

X.Xu และคณะ (2016) ได้ศึกษาผลกระทบจากการเคลื่อนตัวของจุดศูนย์กลางของอากาศยานหลายใบพัด โดยการจำลองระบบด้วยโปรแกรม MATLAB โดยกล่าวว่าผลกระทบเมื่ออากาศยานเคลื่อนตัวแบบ Pitch และแบบ Roll จะเหมือนกัน เนื่องจากโครงสร้างของลำตัวมีความสมมาตร การจำลองระบบอาศัยการประยุกต์ใช้สมการนิวตัน ออยเลอร์ร่วมกับสมการที่เกี่ยวข้องกับแรงและทอร์กที่เกิดจากการเคลื่อนตัวของจุดศูนย์กลาง ผลกระทบจากการเคลื่อนตัวของ

จุดศูนย์ถ่วงส่งผลให้ความเร็วการหมุนของมอเตอร์แต่ละตัวมีการเปลี่ยนแปลง ดังรูปที่ 2.37 และส่งผลต่อสมรรถนะและประสิทธิภาพการทำงานของมอเตอร์



รูปที่ 2.37 การเคลื่อนตัวของจุดศูนย์ถ่วงมีผลต่อความเร็วมอเตอร์ (X.Xu และคณะ, 2016)

มีงานวิจัยที่กล่าวถึงการใช้ระบบควบคุมเพื่อรักษาเสถียรภาพของอากาศยานและศึกษาผลการตอบสนองของอากาศยานที่มีการเคลื่อนตัวของจุดศูนย์ถ่วง M. Ariyanto และคณะ (2016) ได้ใช้การควบคุมแบบ PID มาควบคุมการรักษาเสถียรภาพของอากาศยานสี่ใบพัดที่มีการเคลื่อนตัวของจุดศูนย์ถ่วงเนื่องจากการบรรทุกสัมภาระ โดยจำลองระบบทางพลศาสตร์ด้วยสมการนิวตัน ออยเลอร์ร่วมกับสมการที่เกี่ยวข้องกับการเปลี่ยนแปลงและตำแหน่งของจุดศูนย์ถ่วงผลการตอบสนองจากการจำลองด้วย SimMechanics อากาศยานสามารถเข้าสู่ค่าที่ตั้งไว้ได้ทั้งความสูงและท่าทางการบิน เช่นเดียวกับ S. Lee และคณะ (2017) ได้ศึกษาการตอบสนองและผลกระทบการเคลื่อนตัวของจุดศูนย์ถ่วงที่มีการแกว่งคล้ายลักษณะการแกว่งของลูกตุ้มที่ติดอยู่ใต้ลำตัวอากาศยาน การควบคุมใช้ระบบควบคุมแบบ PD พบว่าการตอบสนองของอากาศยานมีการแกว่งทั้งตำแหน่งและท่าทางการบินตามการแกว่งของจุดศูนย์ถ่วงและสามารถเข้าสู่สภาวะคงตัวตามที่ตั้งค่าไว้ได้

สำหรับงานวิจัยที่กล่าวถึงวิธีการรักษาเสถียรภาพของอากาศยานหลายใบพัดที่เกิดการเสียสมดุลระหว่างการบินเนื่องจากการบรรทุกสิ่งของ ด้วยการใช้ระบบทางกล J. Molina และ S. Hirai (2017) ได้กล่าวว่าการใช้งานอากาศยานหลายใบพัดปัจจุบันนิยมใช้ติดตั้งสิ่งของสัมภาระ การติดตั้งเครื่องมือและอุปกรณ์ต่างๆ เช่น กล้องถ่ายภาพ แขนกล (Manipulator) เพื่อให้เคลื่อนย้ายสิ่งของ

ซึ่งงานบางงานจำเป็นต้องติดตั้งอุปกรณ์หรือสิ่งของด้านใดด้านหนึ่งของลำตัว จึงได้ทำการทดลองติดมวลสัมภาระด้านหน้าของลำตัว พบว่าเมื่อมวลมีขนาดมากขึ้นอากาศยานจะเริ่มสั่นและมีการไถลไปด้านหลังเนื่องจากจุดศูนย์ถ่วงเคลื่อนมาทางด้านหน้าลำตัว หลักการปรับสมดุลกรณีนี้คือการใช้เบตเตอร์ติดตั้งที่ปลาย Landing Gear ข้างหนึ่ง โดย Landing Gear ทั้งสองสามารถพับเก็บได้ด้วยการใช้ Servo Motor ข้างหนึ่งพับไปทางด้านหน้าลำตัว อีกข้างหนึ่งพับไปทางด้านหลังลำตัว ซึ่งเป็นข้างที่มีเบตเตอร์ติดไว้ดังกล่าว เมื่อทำการทดสอบบินอากาศยานจะเสถียรสมดุลไปทางด้านหน้าเนื่องจากติดสัมภาระทางด้านหน้าลำตัว จึงทำการพับ Landing Gear ที่มีเบตเตอร์ติดไว้ไปทางด้านหลังเพื่อสำหรับถ่วงน้ำหนัก ดังรูปที่ 2.38 เพื่อหักล้างโมเมนต์ที่เกิดจากการเสถียรสมดุลไปทางด้านหน้าลำตัวและดูผลการทดสอบการปรับความสมดุลด้วยค่ามุม Roll และ Pitch ผ่านเซนเซอร์ Inertial Measurement Unit (IMU) งานวิจัยนี้ไม่ได้ทำการสร้างระบบควบคุมขึ้นมาเนื่องจากใช้บอร์ดควบคุมสำเร็จรูปซึ่งไม่ได้ตัดแปลงหรือแก้ไขข้อมูล



รูปที่ 2.38 การถ่วงน้ำหนักเพื่อปรับความสมดุล (J. Molina และ S. Hirai, 2017)

จากการศึกษางานวิจัยที่เกี่ยวข้องสรุปได้ว่า งานวิจัยที่ทำการจำลองระบบเพื่อควบคุมเสถียรภาพด้วยการควบคุมแบบ PID และแบบอื่นๆ เป็นระบบควบคุมที่มีเสถียรภาพ สามารถตอบสนองได้อย่างรวดเร็ว แต่มีข้อเสียอยู่ที่ไม่สามารถใช้ได้ดีกับระบบที่มีการรบกวนที่ทำให้เกิดค่าความผิดพลาดสูงได้ และการสร้างแบบจำลองทางพลศาสตร์ของอากาศยานที่มีการรบกวนระบบจากการเคลื่อนตัวของจุดศูนย์ถ่วงทำให้ได้สมการที่ยากและซับซ้อน มีหลายตัวแปร แต่สำหรับงานวิจัยที่ใช้หลักการรักษาเสถียรภาพด้วยระบบทางกล ของอากาศยานที่มีการเคลื่อนตัวของจุดศูนย์ถ่วง ด้วยการใช้น้ำหนักถ่วงให้เกิดความสมดุลโดยไม่มีระบบควบคุมเข้ามาเกี่ยวข้อง มีข้อดีคือ

เป็นหลักการทำได้ง่าย เห็นภาพได้ชัดเจน ใช้กับการติดตั้งสัมภาระหรืออุปกรณ์ที่มีน้ำหนักเยอะได้ แต่มีข้อเสียคือไม่มีการป้องกันของข้อมูลเพื่อนำไปเปรียบเทียบกับความต้องการของระบบจึงทำให้วิธีนี้ยังขาดเสถียรภาพ

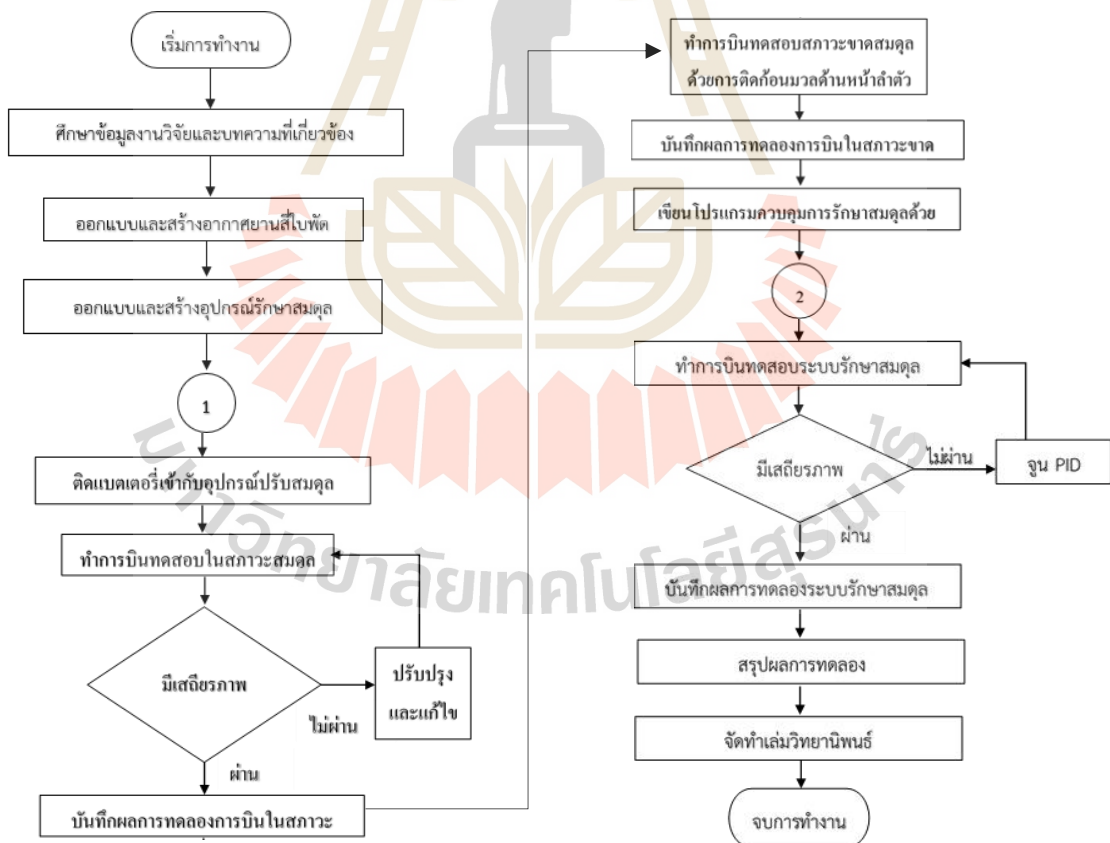


บทที่ 3

วิธีดำเนินการวิจัย

3.1 กล่าวนำ

งานวิจัยนี้นำเสนอการรักษาเสถียรภาพของอากาศยานสี่ใบพัดที่มีการเคลื่อนตัวของจุดศูนย์กลางไปทางด้านหน้าของลำตัว โดยเริ่มจากการออกแบบและสร้างอากาศยานสี่ใบพัดด้วยอุปกรณ์พื้นฐานต่างๆ และระบบควบคุมการบิน จากนั้นทำการออกแบบการติดตั้งมวลภาระทางด้านหน้าลำตัวเพื่อจำลองการเคลื่อนตัวของจุดศูนย์กลาง แล้วจึงทำการออกแบบและติดตั้งระบบการรักษาเสถียรภาพเพื่อปรับสมดุลอากาศยาน โดยได้สร้างอากาศยานสี่ใบพัดทั้งหมดสองลำตลอดระยะเวลาการทำวิจัย



รูปที่ 3.1 ขั้นตอนการทำวิจัย

โดยในลำแรกถูกสร้างเพื่อใช้ทดสอบวิธีการทำงานและหลักการในการปรับสมดุลเท่านั้น โดยมีขนาดเส้นทะแยงมุม 450 มิลลิเมตร มีการติดตั้งมวลขนาด 230 กรัม ด้านหน้าลำตัวเพื่อจำลองการเคลื่อนตัวของจุดศูนย์กลางถ่วงและใช้แบตเตอรี่ติดตั้งกับลูกปืนรางสไลด์ให้เคลื่อนที่ไปทางด้านหลังลำตัวได้เพื่อถ่วงสมดุล และอากาศยานลำที่สองถูกสร้างเพื่อใช้ทำงานวิจัย มีขนาดเส้นทะแยงมุม 500 มิลลิเมตร มีการติดตั้งก้อนมวลขนาด 350 กรัม เข้ากับลูกปืนรางสไลด์เพื่อให้เคลื่อนที่ได้ทางด้านหน้าลำตัวเพื่อจำลองการเคลื่อนตัวของจุดศูนย์กลางถ่วงและนำแบตเตอรี่ไปติดเข้ากับขาตั้งที่ออกแบบให้สามารถพับไปทางด้านหลังลำตัวเพื่อถ่วงสมดุล โดยการรักษามวลได้นำระบบการควบคุมแบบ PID มาใช้เพื่อให้ระบบมีประสิทธิภาพและเสถียรภาพมากที่สุด ระบบดังกล่าวถูกควบคุมโดยใช้บอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ Arduino UNO เป็นตัวประมวลผลกลาง ซึ่งขั้นตอนการทำงานแสดงดังแผนผังดังรูปที่ 3.1

3.2 การออกแบบและสร้างอากาศยานสี่ใบพัด

จากการศึกษาการสร้างอากาศยานสี่ใบพัดในลำที่หนึ่งนี้ผู้วิจัยได้เลือกใช้โครงขนาดเส้นทะแยงมุม 450 มิลลิเมตรรุ่น Firefly 450 Quad-Rotor Frame และในลำที่สองได้เลือกใช้โครงขนาดเส้นทะแยงมุม 500 มิลลิเมตรรุ่น S-500 PCB Multi-Rotor Frame ซึ่งทั้งสองลำเป็นโครงลักษณะตัวเอ็กซ์รวมทั้งอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์และไฟฟ้าต่างๆ ที่จำเป็นต่ออากาศยานสี่ใบพัด

3.2.1 อากาศยานสี่ใบพัดลำแรก

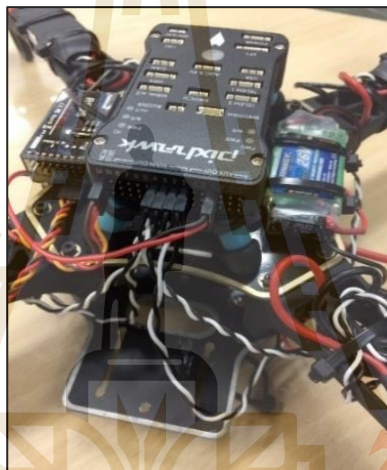
การสร้างอากาศยานเริ่มจากการประกอบอุปกรณ์พื้นฐานต่างๆ รวมทั้งบอร์ดควบคุมการบินเข้าด้วยกัน ในการวางตำแหน่งอุปกรณ์แต่ละชิ้นจะต้องคำนึงถึงเสถียรภาพในการควบคุมการบิน ดังนั้นจึงต้องติดตั้งเพื่อให้จุดศูนย์กลางถ่วงอยู่ที่บริเวณกลางลำตัวอากาศยานด้วย และนอกจากนั้นยังต้องคำนึงถึงความสะดวกในการถอดประกอบชิ้นส่วนต่างๆ เพื่อปรับปรุงเมื่อเวลาเกิดปัญหาด้วย

ตารางที่ 3.1 รายละเอียดของลำแรก

อุปกรณ์	ขนาด	หน่วย
น้ำหนักขึ้นบิน	1510	กรัม
แบตเตอรี่ 3 เซลล์	235	กรัม
ใบพัด	10	นิ้ว
มอเตอร์ Brushless	810	KV
ESC	40	แอมป์
มวลภาระ	230	กรัม



รูปที่ 3.2 การประกอบและวางตำแหน่งอุปกรณ์



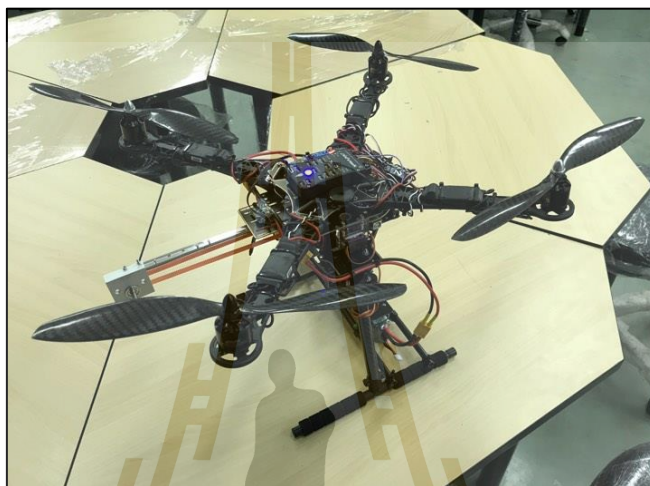
รูปที่ 3.3 ติดตั้งชุดบอร์ดควบคุมการบินแบบ PIXHAWK



รูปที่ 3.4 อากาศยานลำแรก

3.2.2 อากาศยานสี่ใบพัดลำที่สอง

ในการสร้างอากาศยานสี่ใบพัดลำที่สองจะมีขนาดใหญ่กว่าลำแรกเล็กน้อย แต่อุปกรณ์ต่างๆ และชุดบอร์ดควบคุมการบินจะเหมือนกับลำแรกแต่เพิ่มขนาดของใบพัดเป็น 11 นิ้ว เพื่อให้ได้แรงยกที่เพิ่มขึ้น



รูปที่ 3.5 อากาศยานลำที่สอง

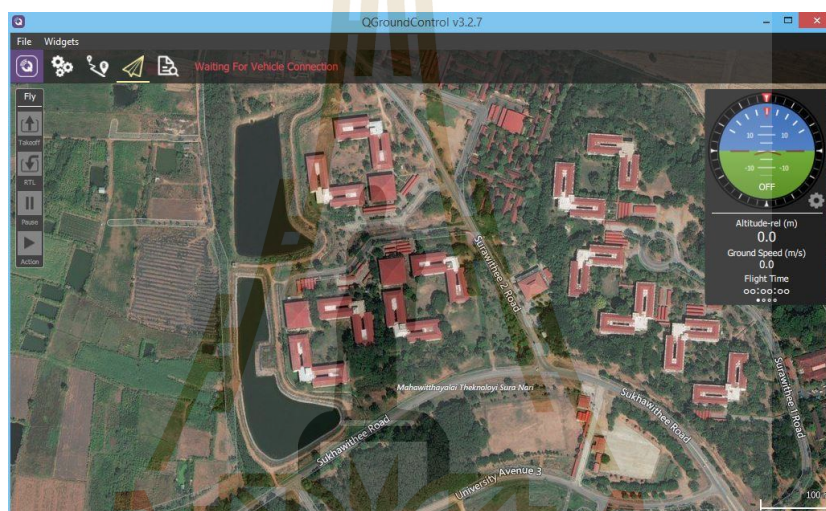
ตารางที่ 3.2 รายละเอียดของลำที่สอง

อุปกรณ์	ขนาด	หน่วย
น้ำหนักขึ้นบิน	1,695	กรัม
แบตเตอรี่ 3 เซลล์	235	กรัม
ใบพัด	11	นิ้ว
มอเตอร์ Brushless	810	KV
ESC	40	แอมป์
มวลถวาระ	330	กรัม

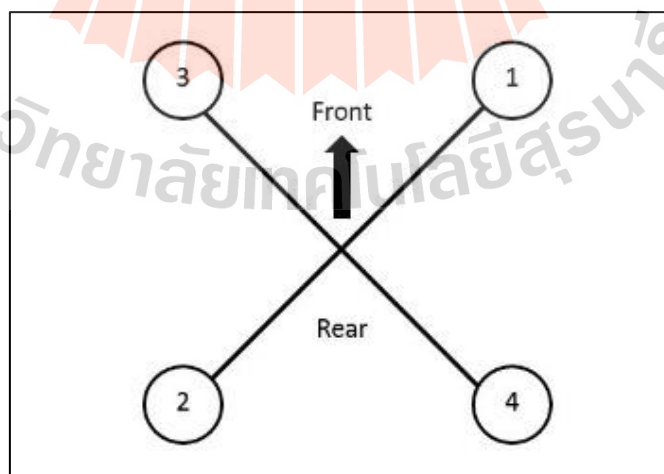
3.3 การลงโปรแกรมควบคุมการบิน

สำหรับการติดตั้งโปรแกรมควบคุมการบินได้ใช้ซอฟต์แวร์ Qgroundcontrol เข้ามาช่วยในการติดตั้งระบบควบคุมการบิน การตั้งค่าอุปกรณ์ต่างๆ และการโหลดเฟิร์มแวร์ ซึ่งเป็นโปรแกรมควบคุมแบบ Opensource ให้กับบอร์ดควบคุมการบิน โดยการลงโปรแกรมและการตั้งค่า

ให้กับอากาศยานต้องเลือกรูปแบบให้ถูกต้องกับอากาศยานที่จะใช้ เนื่องจากเฟรม Firefly 450 และ S500-PCB Multi-rotor เป็นรูปทรงตัวเอ็กซ์จึงต้องเลือกรูปแบบให้ถูกต้องและด้วยโปรแกรมควบคุมสำหรับบอร์ดควบคุมการบิน Pixhawk ทำให้ลำดับของมอเตอร์ทั้งสี่ตัวแสดงดังรูปที่ 3.7 โดยมอเตอร์ลำดับที่ 1 และ 3 อยู่ด้านหน้าลำตัว ในขณะที่มอเตอร์ลำดับที่ 2 และ 4 อยู่ทางด้านหลังลำตัว และเพื่อให้มีเสถียรภาพในการควบคุม มอเตอร์ลำดับที่ 1 และ 2 จะหมุนทิศทวนเข็มนาฬิกา และสำหรับมอเตอร์ลำดับที่ 3 และ 4 จะหมุนทิศตามเข็มนาฬิกาเพื่อหักล้างโมเมนต์ที่เกิดขึ้นรอบแกนกลางลำตัวอากาศยาน



รูปที่ 3.6 หน้าต่างของโปรแกรม Qgroundcontrol



รูปที่ 3.7 ตำแหน่งและลำดับของมอเตอร์ทั้งสี่

3.4 การติดตั้งมวลถ่วงและอุปกรณ์รักษาสมดุล

เนื่องจากงานวิจัยนี้เป็นการใช้ระบบควบคุมในการปรับสมดุลอากาศยานสี่ใบพัดที่มีการเคลื่อนตัวของจุดศูนย์กลางถ่วง ดังนั้นจึงได้ทำการจำลองการเคลื่อนตัวของจุดศูนย์กลางถ่วงด้วยการติดตั้งก้อนมวลทางด้านหน้าลำตัวอากาศยาน และได้ทำการออกแบบและสร้างอุปกรณ์ในการปรับสมดุลโดยใช้น้ำหนักของแบตเตอรี่เป็นมวลสำหรับถ่วงสมดุลในทิศฝั่งตรงกันข้ามกับมวลถ่วง เพื่อให้จุดศูนย์กลางถ่วงอยู่ในตำแหน่งที่เหมาะสมและไม่ต้องเพิ่มมวลอื่นเข้ามา

3.4.1 มวลถ่วงและอุปกรณ์รักษาสมดุลลำแรก

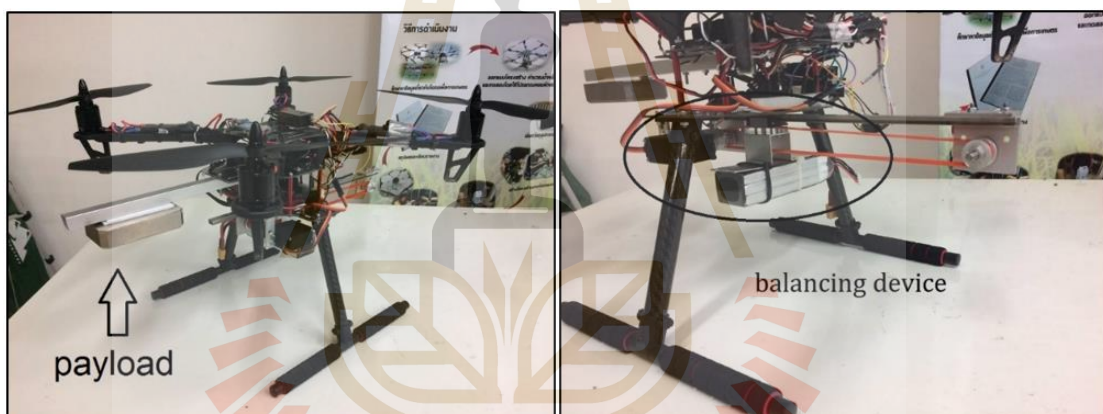
สำหรับอากาศยานสี่ใบพัดลำนี้ การติดตั้งมวลถ่วงจะใช้ก้อนอลูมิเนียมขนาด 230 กรัม ติดเข้ากับแท่งอลูมิเนียมที่มีน้ำหนักเบาแสดงในรูปที่ 3.8 แล้วนำชุดนี้ไปติดบริเวณด้านหน้าลำตัวอากาศยาน ซึ่งก้อนอลูมิเนียมดังกล่าวจะติดเข้ากับแท่งอลูมิเนียมด้วยเทปกาวสองหน้าจึงทำให้ก้อนอลูมิเนียมนี้ไม่สามารถเคลื่อนที่ได้ในระหว่างทำการบินและสำหรับอุปกรณ์ปรับสมดุลได้ออกแบบโดยใช้ลูกปืนรางสไลด์หรือ Linear Guide SSEB10 เนื่องจากเหมาะกับการนำไปใช้กับงานทางกลที่ต้องการควบคุมให้เกิดการเคลื่อนที่เชิงเส้น เพื่อให้แบตเตอรี่ที่ติดเข้ากับตัวตลับลูกปืนสามารถเคลื่อนที่ไปทางด้านหลังของลำตัวอากาศยาน เพื่อชดเชยก้อนมวลที่ติดอยู่ด้านหน้าได้ โดยตัวตลับลูกปืนสามารถเคลื่อนที่ได้โดยยึดเข้ากับสายพานไทม์มิ่ง ซึ่งที่บริเวณปลายทั้งสองด้านจะมีเฟืองสายพานเป็นจุดหมุนและมีฝั่งหนึ่งที่มีหน้าที่ส่งกำลังขับเคลื่อนโดยใช้เซอร์โวมอเตอร์แบบหมุนต่อเนื่องรุ่น Tower Pro MG996R ซึ่งจะกล่าวในหัวข้อที่ 3.5.1



รูปที่ 3.8 แท่งอลูมิเนียมและมวลถ่วงของลำแรก



รูปที่ 3.9 อุปกรณ์ปรับความสมดุล



รูปที่ 3.10 ติดตั้งมวลภาระและอุปกรณ์ปรับสมดุล

3.4.2 มวลภาระและอุปกรณ์รักษาสมดุลลำที่สอง

สำหรับอากาศยานสี่ใบพัดลำที่สอง การติดตั้งมวลภาระจะแตกต่างไปจากลำแรก เนื่องจากลำที่สองนี้จะออกแบบให้สามารถควบคุมตำแหน่งของก้อนมวลได้ โดยกลไกที่ใช้จะมีลักษณะเดียวกับอุปกรณ์รักษาความสมดุลในอากาศยานลำแรกคือ การใช้ลูกปืนรางสไลด์ แต่มีขนาดเล็กกว่าและส่งกำลังขับเคลื่อนโดยเซอร์โวมอเตอร์แบบหมุนต่อเนื่องรุ่น Tower Pro MG90S และมีการนำมวลโลหะขนาด 350 กรัม ยึดติดเข้ากับตับลูกปืน เพื่อให้ก้อนมวลโลหะนี้สามารถควบคุมการเคลื่อนที่ได้เพื่อจำลองการเคลื่อนตัวของจุดศูนย์กลางถ่วงอากาศยานเนื่องจากการบรรทุกสิ่งของหรืออุปกรณ์ต่างๆ

ในการออกแบบอุปกรณ์รักษาความสมดุลในอากาศยานลำนี้จะใช้การพับของขาตั้งอากาศยาน (Landing Gear) ไปทางด้านหลังของลำตัวเพื่อถ่วงสมดุล โดยใช้มวลของแบตเตอรี่เป็นมวลถ่วงเหมือนกับลำแรก ขาตั้งนี้สามารถพับไปด้านหลังได้โดยการขับเคลื่อนด้วยเซอร์โวมอเตอร์แบบมาตรฐานรุ่น Tower Pro MG996R จำนวนสองชิ้น ติดตั้งในทิศทางเดียวกันเพื่อให้มีแรงยกที่มากขึ้น และออกแบบให้สามารถทำมุมพับได้มากที่สุด 80 องศาจากตำแหน่งเริ่มต้น เพราะถ้าหากพับได้มากกว่านี้ส่วนหนึ่งของขาตั้งอาจจะไปชนใบพัดในระหว่างทำการบินได้และนอกจากนี้ยังออกแบบการวางตำแหน่งของแบตเตอรี่ให้สามารถปรับตำแหน่งด้วยมือทางด้านข้างลำตัวได้อีกด้วย



รูปที่ 3.11 ขาตั้งอากาศยานรุ่น PCB500



รูปที่ 3.12 การพับขาตั้งไปทางด้านหลังลำตัวจากตำแหน่งเริ่มต้น



รูปที่ 3.13 การติดตั้งมวลถ่วงและขาตั้ง

3.5 การออกแบบระบบการรักษาสมดุล

3.5.1 การเชื่อมต่ออุปกรณ์

ระบบควบคุมการปรับความสมดุลของอากาศยานสี่ใบพัดทั้งสองลำจะใช้อุปกรณ์เหมือนกันและมีอุปกรณ์ที่เกี่ยวข้องกับระบบ ได้แก่

1) บอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ Arduino UNO R3

บอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ Arduino เป็นบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ยอดนิยมและใช้กันอย่างแพร่หลาย สามารถนำไปพัฒนาโปรเจกต์ได้หลากหลาย เรียนรู้ได้ง่าย และเหมาะสำหรับผู้เริ่มต้น ไมโครคอนโทรลเลอร์ Arduino ใช้ชิป AVR เป็นหลักในไมโครคอนโทรลเลอร์ทุกรุ่น เนื่องจากไมโครคอนโทรลเลอร์ตระกูล AVR มีความทันสมัย ในชิปบางตัวสามารถเชื่อมต่อผ่าน USB ได้โดยตรงและสามารถใช้กับคอมพิวเตอร์ได้เป็นอย่างดี และในไมโครคอนโทรลเลอร์ตระกูล AVR ยังมีส่วนของโปรแกรมพิเศษที่เรียกว่า Boot Loader โดยจะเป็นส่วนโปรแกรมที่จะถูกเรียกขึ้นมาก่อนการเรียกโปรแกรมปกติทำให้สามารถเขียนสั่งการทำงานได้ก่อนการเรียกโปรแกรมปกติทำให้ไมโครคอนโทรลเลอร์ Arduino นั้นอาศัยส่วนโปรแกรมพิเศษนี้ในการทำให้ชิปสามารถโปรแกรมผ่านพอร์ตอนุกรมชนิด UART ได้ จึงทำให้การเขียนโปรแกรมลงไปในชิปใช้เพียง USB ติดต่อกับ UART ก็จะสามารถทำงานได้

บอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ Arduino UNO R3 เป็นบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ตระกูล AVR โดยมีขาเชื่อมต่อในการทำงานทั้งหมด 14 ขา คือ 0-13 โดยแต่ละขามีการทำงานที่แตกต่างกันออกไป เช่น ขาสัญญาณที่ติดต่อทางพอร์ตอนุกรม (Serial Port) คือ Pin 0,1 เป็นขา Rx,Tx ส่วนขาสัญญาณที่ใช้ติดต่อสัญญาณอินพุตและเอาต์พุต คือ Pin 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11, 12, 13 และบางขาสัญญาณยังทำหน้าที่นอกเหนือจากขาสัญญาณอินพุตและเอาต์พุต

เช่น Pin 3, 5, 6, 9, 10, 11 ซึ่งสามารถทำหน้าที่เป็นขาสัญญาณพัลส์วidthที่มอดูเลชั่น (Pulse Width Modulation) หรือที่เรียกกันทั่วไปคือ PWM และยังมีขาที่รับสัญญาณแอนะล็อกอีก 6 ขา คือ Pin A0, A1, A2, A3, A4 และ A5



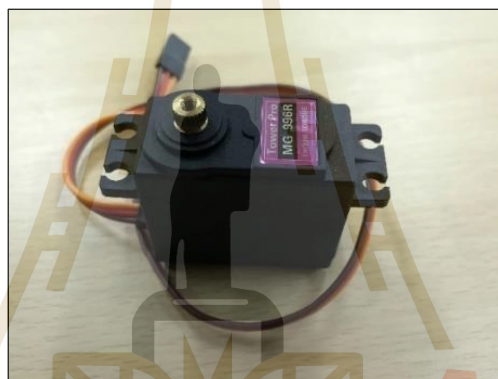
รูปที่ 3.14 บอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ Arduino UNO R3
(ที่มา: <https://store.arduino.cc/usa/arduino-uno-rev3>)

ตารางที่ 3.3 รายละเอียดของบอร์ด Arduino Uno R3

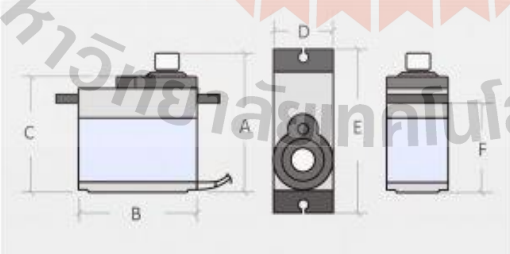
ไมโครคอนโทรลเลอร์	ATmega328P
แรงดันไฟฟ้า	5 V
แรงดันไฟฟ้าอินพุต (แนะนำ)	7-12 V
แรงดันไฟฟ้าเอาต์พุต (จำกัด)	6-20 V
ดิจิทัลอินพุตและเอาต์พุต	14 บิต (6 เอาต์พุต PWM)
แอนะล็อกอินพุต	6 บิต
แรงดันและกระแสไฟฟ้าที่จ่ายได้ในแต่ละบิต	5 V, 40 mA
แรงดันและกระแสไฟฟ้าที่จ่ายได้ในแต่ละบิต	3.3 V, 50 mA
หน่วยความจำแฟลช (Flash)	32 KB (500B Boot Loader)
หน่วยความจำแรม (RAM)	3 KB
หน่วยความจำรอม (ROM)	1 KB
ความถี่	16 MHz
ขนาด	68.6 x 53.4 mm
น้ำหนัก	25 กรัม

2) เซอร์โวมอเตอร์ รุ่น Tower Pro MG996R

เซอร์โวมอเตอร์คือมอเตอร์ที่สามารถควบคุมความเร็ว ตำแหน่งและอัตราเร่งได้ โดยเซอร์โวมอเตอร์จะมีส่วนของวงจรป้อนกลับเพื่อตรวจสอบการทำงาน มีลักษณะการควบคุมแบบป้อนกลับ เซอร์โวมอเตอร์แบ่งได้หลายชนิด ซึ่ง RC เซอร์โวมอเตอร์เป็นเซอร์โวมอเตอร์ชนิดหนึ่งที่มีขนาดเล็ก น้ำหนักเบา มีแรงบิดสูง ตัวถังเป็นสีเหลืองสามารถติดตั้งได้ง่าย RC เซอร์โวมอเตอร์จะมีสายสัญญาณ 3 เส้น ประกอบไปด้วยสายสัญญาณไฟ (สีแดง) สายกราวด์ (น้ำตาล) และสายสัญญาณพัลส์ (สีเขียว) ควบคุมการทำงานของเซอร์โวมอเตอร์ โดยในงายวิชัยนี้อากาศยานสี่ใบพัดลำแรกจะใช้เป็นแบบหมุนต่อเนื่อง ในขณะที่ลำที่สองจะใช้เป็นแบบมาตรฐาน คือมีมุมในการหมุนที่จำกัด



รูปที่ 3.15 เซอร์โวมอเตอร์ Tower Pro MG996

	Weight(g)	55
	Torque(kg)(4.8v)	9.4
	Speed(sec/60deg)	0.17
	A(mm)	42.7
	B(mm)	40.9
	C(mm)	37
	D(mm)	20
	E(mm)	54
	F(mm)	26.8

PRODUCT CONFIGURE TABLE

รูปที่ 3.16 ขนาดของ Tower Pro MG996 (ที่มา: <https://www.aliexpress.com>)

ตารางที่ 3.4 รายละเอียดของเซอร์โวมอเตอร์ Tower Pro MG996

Weight	55 g
Dimension	40 x 19.7 x 42.9 mm
Stall torque	9.4 kg/cm (4.8V) , 11 kg/cm (6V)
Operating speed	0.19 sec/60 degree (4.8V)
Operating speed	0.15 sec/60 degree (6V)
Operating voltage	4.8 ~ 6.6 v
Gear Type	Metal Gear
Temperature range	0 – 55 deg
Servo Plug	JR (Fits JR and FUTABA)
Dead band width	1 us
Servo wire length	32 cm
Current draw at idle	10 mA
No load operating current draw	170 mA
Stall current draw	1400

3) ชุดบอร์ดควบคุมการบินแบบ PIXHAWK

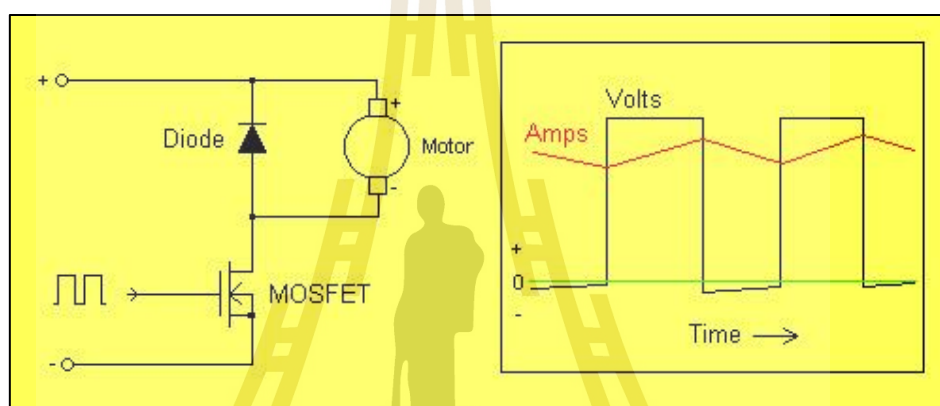
Pixhawk ทำหน้าที่เป็นตัวประมวลผลกลางของการควบคุมการบินมีช่องสัญญาณ Servo Output ทั้งหมด 14 ช่อง แบ่งเป็น Main output 8 ช่อง และแบบ Auxiliary output อีก 6 ช่อง มีการประมวลผลแบบ 32bit Cortex M4 ความถี่ 168 MHz ขนาด RAM 256 KB ประกอบไปด้วยเซ็นเซอร์ ได้แก่ Gyroscope, Accelerometer และ Barometer นอกจากนั้นยังมี SD-card ไว้ทำหน้าที่บันทึกและเก็บข้อมูลการบินอีกด้วย



รูปที่ 3.17 บอร์ดควบคุมการบิน Pixhawk

4) ชุดวงจรควบคุมความเร็วรอบ (Electronic Speed Controller หรือ ESC)

ชุดวงจรควบคุมความเร็วรอบมีหน้าที่ปรับความเร็วรอบในการหมุนของมอเตอร์ซึ่งทำตามการรับสัญญาณควบคุมจากรีโมทคอนโทรลเพื่อเร่งความเร็ว Throttle ของอากาศยาน มีสายไฟทั้งหมดสามเส้นในการให้กำลังกับมอเตอร์ และชุดสายไฟสัญญาณอีกสามเส้น ได้แก่ ไฟเลี้ยงขั้วบวกและขั้วลบ และสายสัญญาณ PWM โดยจะรับสัญญาณ PWM ในการควบคุมความเร็วรอบจากชุดควบคุมการบิน Pixhawk และสำหรับงานวิจัยนี้เลือกใช้ ESC รุ่น HOBBY WING ขนาด 40 A

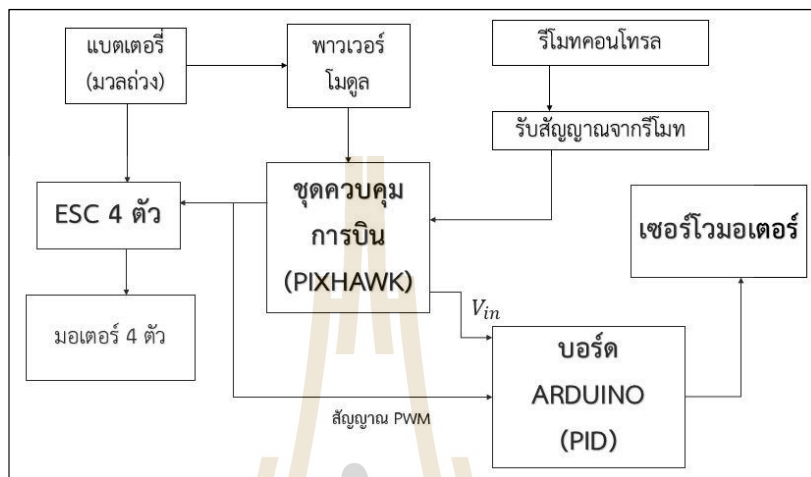


รูปที่ 3.18 การรับสัญญาณ PWM จากชุดควบคุมการบิน (ที่มา: <https://www.elprocus.com>)



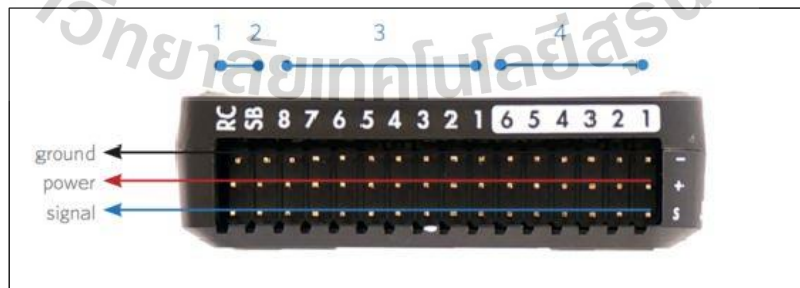
รูปที่ 3.19 ชุดควบคุมความเร็วรอบรุ่น HOBBYWING 40A

ดังนั้นแล้วจากอุปกรณ์ดังกล่าวข้างต้นได้นำมาเชื่อมต่อกันเพื่อสร้างระบบปรับความสมดุล และเพื่อให้เห็นถึงการเชื่อมต่ออุปกรณ์โดยรวมของอากาศยาน สามารถอธิบายได้ดังรูปที่ 3.20



รูปที่ 3.20 การเชื่อมต่อโดยรวมของอากาศยาน

จากรูปที่ 3.20 แสดงการเชื่อมต่ออุปกรณ์โดยรวมของอากาศยาน แบตเตอรี่แบบลิเทียมพอลิเมอร์ 3 เซลล์ แรงดัน 11.1 โวลท์ น้ำหนัก 230 กรัม ซึ่งในงานวิจัยนี้ทำหน้าที่เป็นมวลถ่วงสมดุล และให้พลังงานไฟฟ้าทั้งระบบ ชุดควบคุมการบิน Pixhawk มีหน้าที่ควบคุมเสถียรภาพและการเคลื่อนที่ของอากาศยานโดยการส่งสัญญาณ PWM จากช่องสัญญาณ Main output ที่ 1 ถึง 4 ให้กับชุดควบคุมความเร็วรอบ(ESC) ทั้ง 4 เพื่อควบคุมความเร็วการหมุนของมอเตอร์ตามการควบคุมผ่านรีโมทคอนโทรล



รูปที่ 3.21 ช่องสัญญาณของ Pixhawk (ที่มา: <http://ardupilot.org>)

หมายเลข 1 – 2 คือ RC และ SB เป็นช่องสัญญาณอินพุตจากรีโมทคอนโทรลและ S-Bus output ตามลำดับ

หมายเลข 3 คือ ช่องสัญญาณ main output มีทั้งหมด 8 pin ได้แก่ pin 1 – 8

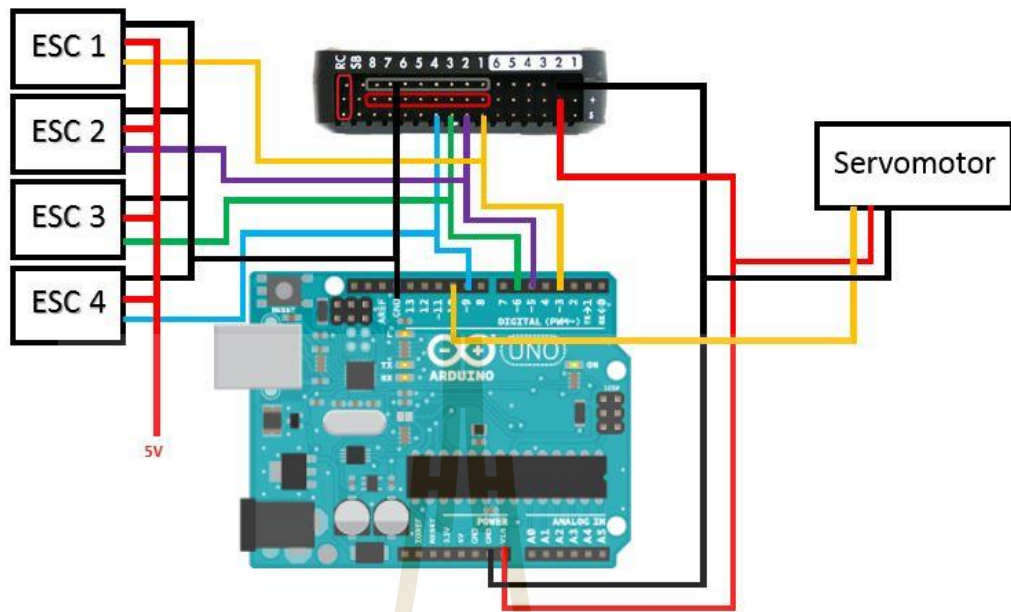
หมายเลข 4 คือ ช่องสัญญาณ Auxiliary output มีทั้งหมด 6 pin ได้แก่ pin 1 – 6

สำหรับระบบการปรับความสมดุลจะใช้บอร์ด Arduino เป็นตัวประมวลผล โดยการเขียนโปรแกรมการควบคุม PID ในรูปแบบภาษาซี เพื่อควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ให้แบตเตอรี่มีการเคลื่อนที่เพื่อชดเชยมวลภาระทางด้านหน้าลำตัวอากาศยาน บอร์ด Arduino ได้รับไฟเลี้ยงด้วยการต่อสายไฟจากช่อง Auxiliary output ของบอร์ด Pixhawk เข้ามาที่ช่อง Vin ในบอร์ด Arduino และต้องต่อกราวด์ร่วมด้วยเพื่อให้ครบวงจร

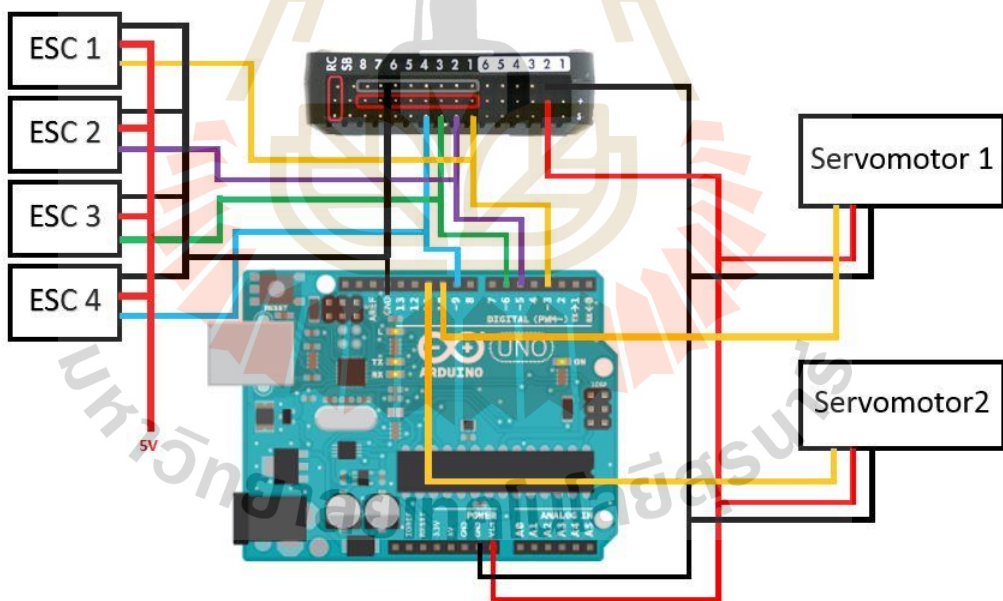
ในการต่อสายสัญญาณจากช่อง main output ของบอร์ด Pixhawk เข้ากับสายสัญญาณของ ESC จะใช้สายไฟ Servo(Y) splitter ในการเชื่อมต่อ เนื่องจากสายดังกล่าวจะมีคุณสมบัติการรับค่าอินพุต 1 ทางแล้วจะส่งสัญญาณเอาต์พุตออก 2 ช่องทาง ดังนั้นแล้วจึงให้สัญญาณเอาต์พุตข้างหนึ่งของสาย Servo (Y) splitter ต่อเข้ากับช่องสัญญาณ Digital pin ที่เป็น PWM บนบอร์ด Arduino ได้แก่ ช่อง pin 3 , 5, 6 และ 9 เพื่อรับค่าสัญญาณ PWM และนำสัญญาณ PWM ที่ส่งเข้า ESC ทั้งสี่เป็นตัวกำหนดเงื่อนไขในการปรับความสมดุลด้วย PID controller



รูปที่ 3.22 สาย Servo (Y) splitter



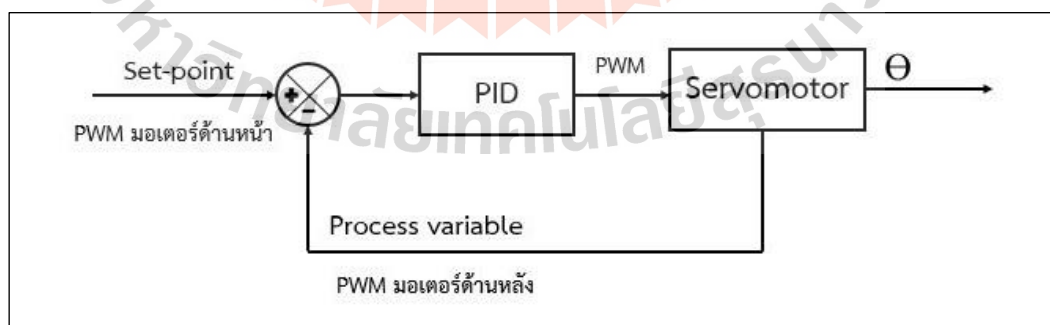
รูปที่ 3.23 การเชื่อมต่อระบบรักษาความสมดุลลำแรก



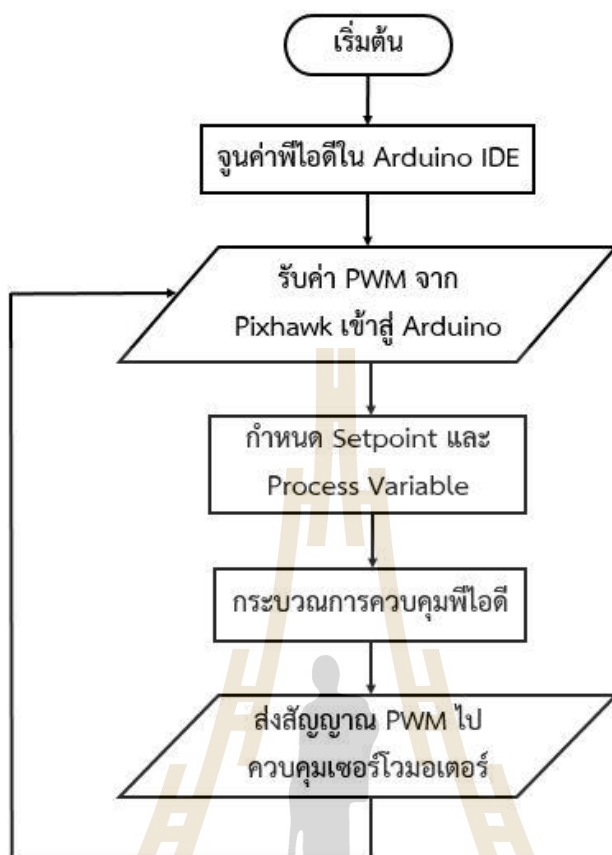
รูปที่ 3.24 การเชื่อมต่อระบบรักษาสมดุลลำที่สอง

3.5.2 การออกแบบโปรแกรมควบคุมการรักษาสมดุล

เนื่องด้วยอากาศยานสี่ใบพัดสามารถควบคุมการเคลื่อนที่ด้วยการควบคุมความเร็วในการหมุนของมอเตอร์ทั้งสี่ ซึ่งการควบคุมความเร็วรอบของมอเตอร์ดังกล่าวจะใช้สัญญาณ PWM ที่ส่งมาจากบอร์ดควบคุมการบิน โดยในงานวิจัยนี้ได้ตั้งเงื่อนไขว่า ถ้าหากอากาศยานทั้งลำมีจุดศูนย์กลางอยู่ที่บริเวณศูนย์กลางลำตัว จะทำให้การควบคุมการบินมีเสถียรภาพและอยู่ในสภาวะสมดุล เมื่ออากาศยานสี่ใบพัดกำลังลอยค้างตัวในอากาศจะทำให้ความเร็วในการหมุนของมอเตอร์ทั้งสี่เท่ากัน ซึ่งหมายถึงสัญญาณ PWM ที่ส่งออกมาจากบอร์ดควบคุมการบินมีค่าเท่ากัน แต่เมื่อไรก็ตามเมื่อมีการรบกวนจากภายนอกที่ส่งผลให้ขาดเสถียรภาพหรือขาดความสมดุลในการบิน เช่น มีการติดตั้งมวลภาระต่างๆ ซึ่งไม่ได้อยู่บริเวณศูนย์กลางลำตัวจะทำให้อากาศยานหนักไปทางด้านที่ติดตั้งของเหล่านั้นติดตั้งอยู่ ระบบควบคุมการบินภายในบอร์ดควบคุมการบินจะทำหน้าที่รักษาเสถียรภาพให้กับอากาศยาน ในงานวิจัยนี้จึงได้ออกแบบระบบการปรับความสมดุลเพื่อให้สัญญาณ PWM ที่ควบคุมมอเตอร์ทั้งสี่ตัวมีค่าเท่ากัน และเนื่องจากการติดตั้งให้มวลภาระยื่นออกไปทางด้านหน้าลำตัวระหว่างมอเตอร์ด้านหน้าทั้งสอง จึงส่งผลให้ค่าสัญญาณ PWM ที่ควบคุมมอเตอร์ด้านหน้ามีค่าสูงกว่ามอเตอร์ด้านหลังทั้งสอง และเมื่อถ่วงสมดุลไปทางด้านหลังจะส่งผลให้สัญญาณ PWM ของมอเตอร์ด้านหน้าทั้งสองลดลงและสัญญาณ PWM ของมอเตอร์ด้านหลังจะเพิ่มขึ้น ตำแหน่งที่ค่าสัญญาณ PWM ของมอเตอร์ด้านหน้าและด้านหลังมีค่าเท่ากันหมายถึงตำแหน่งที่มีความสมดุลและมีเสถียรภาพ ดังนั้นจึงได้กำหนดให้ค่าเฉลี่ยของสัญญาณ PWM มอเตอร์ด้านหน้าเป็น Setpoint ของระบบ และให้ค่าเฉลี่ยของสัญญาณ PWM มอเตอร์ด้านหลังเป็น Process variable ซึ่งระบบนี้มีหน้าที่ทำให้ Process variable คู่เข้าสู่ Setpoint อย่างมีประสิทธิภาพ ซึ่งแผนภาพบล็อกของระบบแสดงดังรูปที่ 3.25



รูปที่ 3.25 แผนภาพบล็อกของระบบรักษาสมดุล



รูปที่ 3.26 ลำดับการทำงานของระบบรักษาความสมดุล

จากรูปที่ 3.26 แสดงการทำงานของกระบวนการระบบรักษาสมดุล ซึ่งเขียนในรูปของภาษาซีด้วยซอฟต์แวร์ Arduino IDE โดยเริ่มจากการปรับค่าเกนของพีไอดีก่อน จากนั้นจะทำการอ่านค่าสัญญาณ PWM ที่ควบคุมความเร็วรอบมอเตอร์ทั้งสี่เข้ามาที่บอร์ด Arduino ด้วยการใช้ฟังก์ชัน pulseIn() ซึ่งฟังก์ชันนี้จะทำหน้าที่วัดความกว้างของสัญญาณพัลส์ หลักการคือจะวัดเวลาสัญญาณจากสถานะ HIGH จนกระทั่งเปลี่ยนเป็น LOW หรือวัดจาก LOW จนกระทั่งเปลี่ยนเป็น HIGH และได้นำค่าสัญญาณ PWM นี้มากำหนด Setpoint และ Process Variable ให้กับระบบแล้วจากนั้นจะเข้าสู่กระบวนการของพีไอดีคอนโทรลเลอร์เพื่อควบคุมการหมุนของเซอร์โวมอเตอร์

บทที่ 4

การวิเคราะห์ผลของการศึกษาวิจัย

หลังจากที่ได้สร้างอากาศยานสี่ใบพัดและติดตั้งระบบควบคุมเสถียรภาพในการรักษาสมดุลเรียบร้อยแล้ว ขั้นตอนถัดมาคือการทดสอบบินในสภาวะต่างๆ ได้แก่ การบินในสภาวะสมดุล การบินในสภาวะขาดความสมดุล และการบินทดสอบระบบรักษาสมดุล เพื่อสังเกตพฤติกรรมของสัญญาณ PWM ที่ควบคุมมอเตอร์แต่ละตัว โดยอาศัยซอฟต์แวร์ Flight Plotter เข้ามาช่วยในการวิเคราะห์และแสดงผลข้อมูล โดยข้อมูลการบินทั้งหมดจะถูกบันทึกและเก็บไว้โดย SD card ภายในบอร์ดควบคุมการบิน อากาศยานทั้งสองลำได้ถูกนำมาบินทดสอบ ซึ่งลำแรกเป็นเพียงการสร้างขึ้นเพื่อทดสอบระบบเบื้องต้นเท่านั้น และหลังจากนั้นจึงได้ทำการบินทดสอบในลำที่สองเพื่อปรับปรุงระบบการรักษาความสมดุลให้มีประสิทธิภาพ

4.1 การบินทดสอบระบบรักษาสมดุลเบื้องต้น

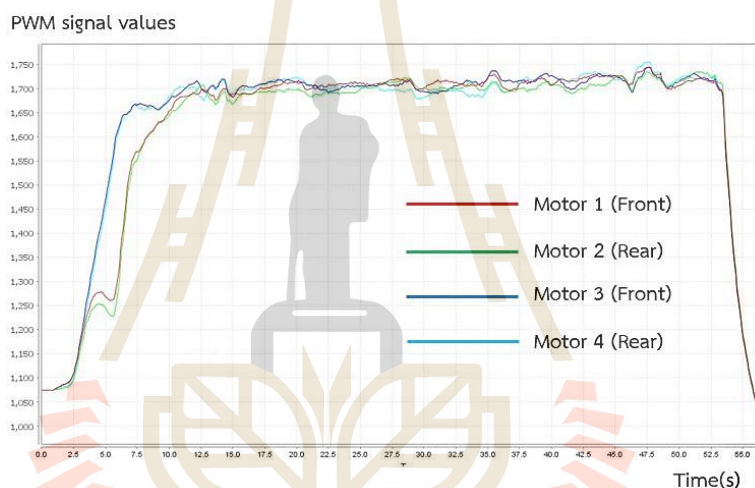
หลังจากที่สร้างอากาศยานลำแรกเสร็จและติดตั้งอุปกรณ์ต่างๆ เข้าไปแล้ว จึงได้ทำการนำไปบินทดสอบระบบควบคุมการรักษาสมดุล โดยเป็นการทดสอบเบื้องต้นและไม่ได้มีการปรับปรุงระบบแต่อย่างใด และการทดสอบมีเพื่อสังเกตพฤติกรรมของสัญญาณ PWM ที่ควบคุมความเร็วมอเตอร์ทั้งสี่ ในสภาวะการบินต่างๆ โดยใช้ซอฟต์แวร์ Flight plotter ช่วยในการวิเคราะห์และทำการทดสอบและปรับปรุงระบบการรักษาความสมดุลด้วยการควบคุมแบบฟีดแบ็ค ดังนี้

4.1.1 การบินทดสอบในสภาวะสมดุล

การทดสอบนี้เป็นการบินในสภาวะสมดุล โดยไม่มีการติดตั้งมวลภาระด้านหน้า ลำตัวอากาศยาน แบตเตอรี่สำหรับใช้เป็นมวลถ่วงสมดุลติดตั้งที่จุดศูนย์กลางด้านใต้ลำตัว ดังรูปที่ 4.1 และผลการตอบสนองของสัญญาณ PWM แสดงดังรูปที่ 4.2



รูปที่ 4.1 การบินในสภาวะสมดุล



รูปที่ 4.2 สัญญาณ PWM ในสภาวะสมดุล

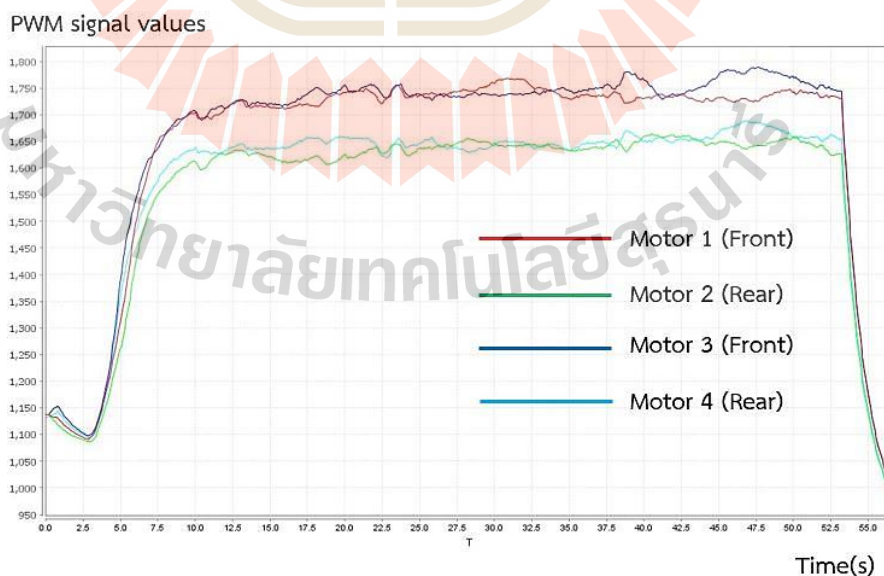
จากรูปที่ 4.2 แสดงการตอบสนองของสัญญาณ PWM ที่ควบคุมมอเตอร์ในสภาวะการบินที่สมดุล โดยเส้นข้อมูลสีแดงและน้ำเงินคือสัญญาณ PWM ของมอเตอร์ที่ 1 และ 3 ตามลำดับ ซึ่งเป็นมอเตอร์ที่อยู่ด้านหน้าของอากาศยาน และเส้นข้อมูลสีเขียวและสีฟ้าคือ สัญญาณ PWM ของมอเตอร์ที่ 2 และ 4 ตามลำดับ ซึ่งเป็นมอเตอร์ด้านหลังลำตัวอากาศยาน และผลการทดสอบจะเห็นว่าค่าสัญญาณ PWM ทั้ง 4 เส้นมีความใกล้เคียงกันที่ประมาณ 1700 (ค่าบนแกนแนวดิ่งคือค่าสัญญาณ PWM ที่ถูกปรับสัดส่วนมาจาก 0 ถึง 100 % Duty Cycle ของสัญญาณ PWM จึงไม่มีหน่วย และแกนแนวนอนคือ เวลา) หมายความว่า บอร์ดควบคุมการบินส่งสัญญาณ PWM ด้วยค่าที่ใกล้เคียงกันไปควบคุมมอเตอร์ทั้งสี่ เนื่องจากมอเตอร์ทั้งสี่ตัวรับภาระที่ใกล้เคียงกันไม่ได้หนักไปที่ตัวใดตัวหนึ่งหรือด้านใดด้านหนึ่ง

4.1.2 การบินทดสอบสถานะขาดสมดุล

หลังจากการบินทดสอบสถานะสมดุลแล้ว ในการทดลองนี้จึงทำการบินทดสอบเพื่อสังเกตพฤติกรรมตอบสนองของสัญญาณ PWM ในสถานะขาดสมดุล โดยการติดตั้งก้อนมวลภาระทำจากอลูมิเนียมขนาด 230 กรัม ด้านหน้าลำตัวเป็นระยะ 15 เซนติเมตรจากจุดศูนย์กลางลำตัวอากาศยาน ดังรูปที่ 4.3 เพื่อจำลองการเคลื่อนตัวของจุดศูนย์กลางถ่วงให้มาทางด้านหน้าลำตัวอากาศยาน โดยที่แบตเตอรี่ยังถูกติดตั้งไว้ที่ศูนย์กลางใต้ลำตัวเช่นเดียวกับการทดลองสถานะสมดุล และผลการตอบสนองของค่าสัญญาณ PWM แสดงดังรูปที่ 4.4 การบินทดสอบในสถานะสมดุล



รูปที่ 4.3 บินทดสอบโดยติดตั้งมวลภาระ



รูปที่ 4.4 การตอบสนองหลังจากติดตั้งมวลภาระ

จากรูปที่ 4.4 เห็นได้ชัดว่าเส้นข้อมูลสีแดงและสีน้ำเงิน ซึ่งเป็นค่าสัญญาณ PWM ของมอเตอร์ด้านหน้าทั้งสองตัวจะมีค่าที่ใกล้เคียงกันอยู่ที่ประมาณ 1750 และมีค่าสูงกว่าเส้นสีเขียวและสีฟ้าซึ่งเป็นสัญญาณของมอเตอร์ด้านหลังทั้งสองตัวซึ่งอยู่ที่ประมาณ 1650 ทั้งนี้เนื่องจากบอร์ดควบคุมการบินมีหน้าที่รักษาเสถียรภาพการบิน ซึ่งการติดตั้งก่อนมวลภาระด้านหน้าลำตัวอากาศยานส่งผลให้มอเตอร์ด้านหน้าต้องรับภาระที่มากกว่าด้านหลัง บอร์ดควบคุมการบินจึงต้องส่งสัญญาณ PWM ที่มีความกว้างของสัญญาณที่มากกว่าไปควบคุมมอเตอร์ด้านหน้า ทำให้มีแรงยกที่มากกว่า เพื่อให้อากาศยานสามารถทรงตัวอยู่ในแนวระดับได้

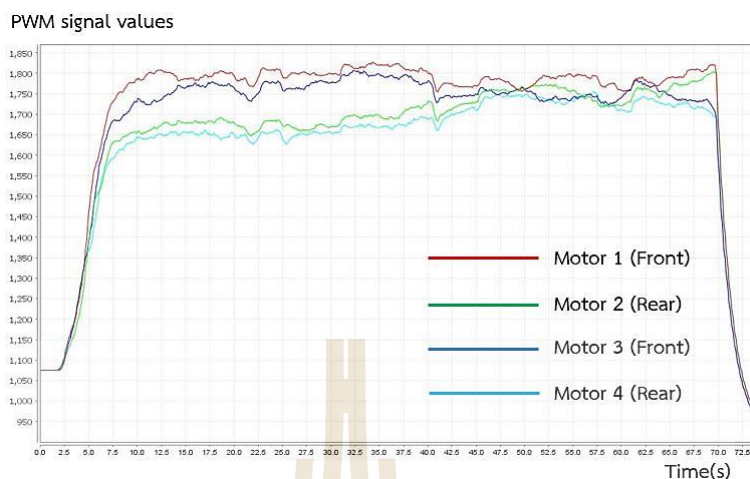
4.1.3 การบินทดสอบระบบรักษาสมดุล

หลังจากที่ได้บินทดสอบเพื่อสังเกตพฤติกรรมของสัญญาณ PWM ในสถานะสมดุลและขาดความสมดุลแล้ว การทดลองนี้จะทำการทดสอบระบบรักษาสมดุลโดยใช้แบตเตอรี่เป็นมวลสำหรับถ่วงสมดุล เพื่อชดเชยมวลภาระทางด้านหน้าลำตัว ดังรูปที่ 4.5 โดยเริ่มจากบินในสถานะขาดความสมดุลก่อน ระบบรักษาสมดุลจะทำงานเมื่อมีการกดสวิทช์ตามโปรแกรมที่เขียนไว้ที่รีโมท

เนื่องจากระบบดังกล่าวใช้การควบคุมแบบพีไอดีซึ่งเขียนในรูปแบบภาษาซีด้วยโปรแกรม Arduino และใช้วิธีการปรับค่าพีไอดีด้วยวิธีเพิ่มค่าจากน้อยแล้วเพิ่มทีละเล็กละน้อย โดยเริ่มจากการกำหนด k_p ขึ้นมาค่าหนึ่ง แล้วให้ k_i และ k_d เป็นศูนย์ แล้วทำการบินทดสอบเพื่อสังเกตพฤติกรรมของสัญญาณ PWM การปรับค่าพีไอดีเริ่มจากเพิ่มค่า k_p จนกระทั่งระบบเกิดการแกว่งแล้ว แล้วให้เพิ่มค่า k_i เพื่อลดความผิดพลาดเมื่อเข้าสู่สถานะคงตัว และการทดลองได้เลือกใช้ค่า k_p , k_i และ k_d เป็น 3, 0.01 และ 0.5 ตามลำดับ จะได้ผลการตอบสนองดังรูปที่ 4.6



รูปที่ 4.5 การทำงานของระบบรักษาสมดุล



รูปที่ 4.6 การตอบสนองของระบบรักษาสมดุล

จากรูปที่ 4.6 จะเห็นว่าค่าสัญญาณ PWM ตั้งแต่เริ่มต้นขึ้นบินจนถึงเวลาประมาณ 40 วินาทีจะมีความต่างกันเนื่องจากยังไม่ใช้งานระบบรักษาสมดุล แต่หลังจาก 40 วินาทีเป็นต้นไป ระบบรักษาสมดุลถูกสั่งให้ทำงาน แบตเตอรี่จะเคลื่อนไปทางด้านหลังลำตัว ส่งผลให้ค่าสัญญาณ PWM ของมอเตอร์คู่หน้าและคู่หลังคู่เข้าหากันและมีค่าใกล้เคียงกัน ซึ่งหมายความว่ามอเตอร์ทั้งสองคู่รับภาระการทำงานที่ใกล้เคียงกัน เนื่องจากมอเตอร์ด้านหลังรับภาระที่มากขึ้นและด้านหน้ารับภาระน้อยลง แต่การตอบสนองของระบบก่อนข้างจะช้าเนื่องจากการเคลื่อนตัวของแบตเตอรี่ ต้องมีการเปลี่ยนแปลงจากการหมุนของเซอร์โวมอเตอร์เป็นการเคลื่อนที่เชิงเส้น ซึ่งใช้เวลาประมาณ 8 วินาที ในการเข้าสู่จุดสภาวะคงตัวของระบบซึ่งเกินขอบเขตที่กำหนดไว้ จึงได้ยุติการทำ และหลังจากนั้นได้ทำการสร้างอากาศยานลำที่สองขึ้นมาเพื่อใช้ทดลองและปรับปรุงระบบให้มีประสิทธิภาพและมีเสถียรภาพมากยิ่งขึ้น โดยจะกล่าวถัดไปในหัวข้อที่ 4.2 เป็นต้นไป

4.2 การทดสอบอากาศยานลำที่สองและปรับปรุงระบบรักษาสมดุล

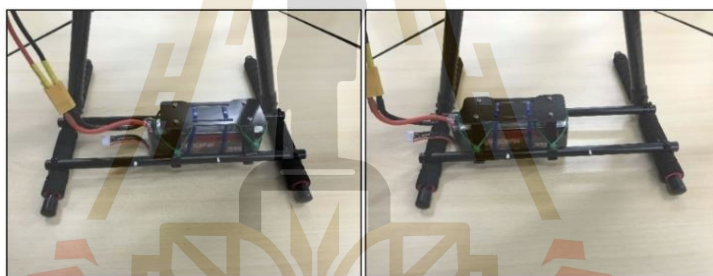
หลังจากที่ได้ยุติการทดลองในอากาศยานลำแรกแล้ว เนื่องจากการตอบสนองที่ช้า อากาศยานลำที่สองจึงถูกสร้างขึ้นเพื่อให้การตอบสนองมีความรวดเร็วยิ่งขึ้นตามขอบเขตที่กำหนดไว้ โดยได้ทำการทดลองบินสภาวะสมดุลและสภาวะขาดสมดุลเหมือนกับการทดลองลำแรก และการทดสอบระบบรักษาสมดุลด้วยตัวควบคุมพีไอดี

4.2.1 การบินทดสอบในสภาวะสมดุล

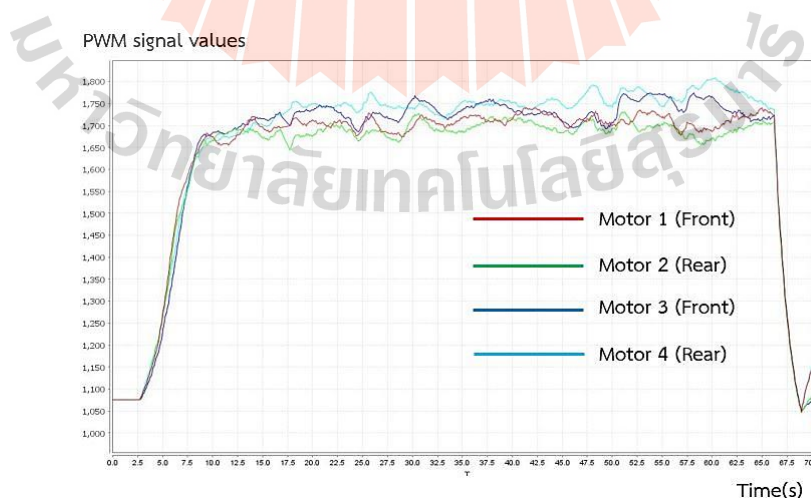
ในขั้นตอนการสร้างอากาศยานสี่ใบพัดจำเป็นต้องคำนึงถึงเสถียรภาพในการควบคุมการบิน ดังนั้นการวางตำแหน่งของอุปกรณ์ต่างๆ จะมีผลต่อสัญญาณ PWM ที่ควบคุม

มอเตอร์ทั้งสี่ ซึ่งในการทดลองนี้เป็นการบินเพื่อทดสอบเสถียรภาพและสังเกตพฤติกรรมของสัญญาณ PWM ในสภาวะการบินที่มีความสมดุลเช่นเดียวกับลำแรก หมายความว่าก่อนมวลภาระที่ติดตั้งขึ้นไปจะอยู่บริเวณกลางลำตัว เพื่อรักษาตำแหน่งของจุดศูนย์กลางให้อยู่ในตำแหน่งที่เหมาะสม ซึ่งผลการบินทดลองในตอนแรกพบว่าสัญญาณ PWM ทั้งสี่ยังไม่มีค่าใกล้เคียงกัน ซึ่งสาเหตุเกิดจากการติดตั้งตำแหน่งของอุปกรณ์ต่างๆ อาจจะยังไม่ดีพอหรือการลงโปรแกรมให้กับบอร์ดควบคุมการบิน ไม่มีความเที่ยงตรงในระหว่างการตั้งค่าโปรแกรม

ดังนั้นจึงได้ทำการออกแบบให้สามารถปรับความสมดุลในทิศทางด้านข้างลำตัวได้ โดยออกแบบให้สามารถปรับตำแหน่งของแบตเตอรี่ด้วยมือในทิศทางด้านข้างลำตัวได้ ดังรูปที่ 4.7 และได้ทำการบินทดลองใหม่หลังจากปรับตำแหน่งแบตเตอรี่ทางด้านข้างลำตัวให้อยู่ในตำแหน่งที่เหมาะสมแล้วพบว่าค่าสัญญาณ PWM ของมอเตอร์ทั้งสี่มีความใกล้เคียงกันมากขึ้น โดยมีค่าอยู่ที่ประมาณ 1700 ทั้งสี่เส้น ดังรูปที่ 4.8



รูปที่ 4.7 การออกแบบให้ปรับตำแหน่งแบตเตอรี่ด้านข้างได้



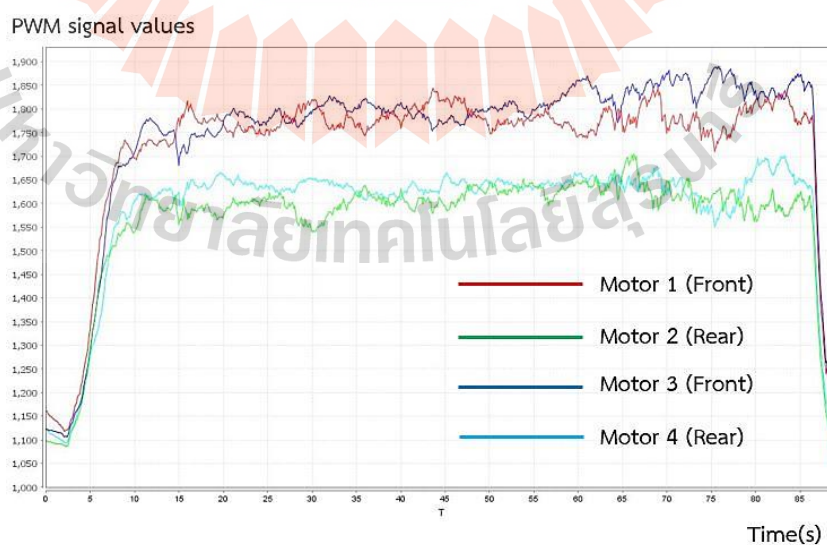
รูปที่ 4.8 พฤติกรรมของ PWM หลังจากปรับตำแหน่งแบตเตอรี่ด้านข้าง

4.2.2 การบินทดสอบในสภาวะขาดความสมดุล

หลังจากที่มั่นใจแล้วว่า การติดตั้งอุปกรณ์ต่างๆ ได้อยู่ในตำแหน่งที่ทำให้อากาศยานมีความสมดุลและการควบคุมการบินมีเสถียรภาพ การทดลองต่อมาคือ การทำให้มวลภาระเคลื่อนมาอยู่บริเวณด้านหน้าสุดของอากาศยานตามระยะที่ได้ออกแบบไว้คือประมาณ 20 เซนติเมตรจากกลางลำตัว ดังรูปที่ 4.9 เพื่อจำลองสถานการณ์ที่ทำให้จุดศูนย์ถ่วงเคลื่อนตัวมาทางด้านหน้าลำตัวอากาศยาน เนื่องจากการบรรทุกสิ่งของหรืออุปกรณ์ต่างๆ และจากการทดลองทำให้ได้ผลการตอบสนองของค่าสัญญาณ PWM ของมอเตอร์ทั้ง 4 ตัว ดังรูปที่ 4.10



รูปที่ 4.9 การเคลื่อนมวลภาระด้านหน้าสุด



รูปที่ 4.10 พฤติกรรมสัญญาณ PWM ในสภาวะขาดสมดุล

จากรูปที่ 4.10 แสดงพฤติกรรมของค่าสัญญาณ PWM ของมอเตอร์ทั้งสี่ จะเห็นได้ชัดว่ามีความแตกต่างกันระหว่างสัญญาณของมอเตอร์คู่หน้าและคู่หลัง โดยคู่หน้าอยู่ที่ประมาณ 1800 และคู่หลังอยู่ที่ประมาณ 1600 เนื่องจากมวลภาระที่ติดตั้งอยู่ด้านหน้าลำตัวส่งผลให้บอร์ดควบคุมการบินต้องส่งสัญญาณ PWM ให้มอเตอร์ด้านหน้ามากกว่าเพื่อรักษาเสถียรภาพการบิน ซึ่งในการทดลองนี้เนื่องจากก้อนมวลภาระมีขนาดถึง 330 กรัม และชุดขับเคลื่อนก้อนมวลภาระก็มีน้ำหนักมาก จึงทำให้เกิดความผิดพลาดในระหว่างลงจอด อากาศยานเกิดการคว่ำไปทางด้านหน้า ส่งผลให้ชุดขับเคลื่อนมวลภาระพังเสียหาย ดังรูปที่ 4.11



รูปที่ 4.11 ความผิดพลาดระหว่างการทดลอง

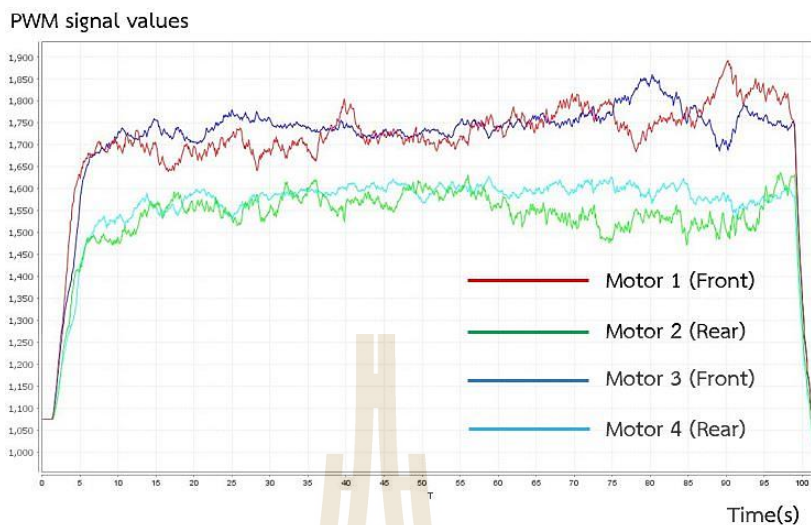
ดังนั้นแล้วจึงได้เปลี่ยนรูปแบบการติดตั้งมวลภาระใหม่ โดยใช้เป็นแท่งอลูมิเนียม น้ำหนักเบาติดกับลำตัวอากาศยานให้ยื่นออกมาทางด้านหน้า ซึ่งไม่มีผลต่อการเปลี่ยนจุดศูนย์ถ่วง และการติดตั้งมวลภาระจะติดเข้ากับแท่งอลูมิเนียมดังกล่าวเหมือนกับอากาศยานลำแรก ดังรูปที่ 4.12 และเนื่องด้วยการออกแบบให้ขาตั้งสำหรับถ่วงสมดุลพับไปด้านหลังได้มากที่สุด 80 องศา ซึ่งจะสามารถถ่วงมวลภาระได้มากที่สุดที่ระยะ 20 เซนติเมตรไปทางด้านหน้าลำตัว เมื่อวัดจากกลางลำตัว ดังนั้นจึงได้ติดตั้งมวลภาระที่ระยะ 15 เซนติเมตรจากกลางลำตัว เพื่อเพื่อระยะในการพับขาตั้ง และผลการทดลองบินเพื่อสังเกตพฤติกรรมของสัญญาณ PWM แสดงดังรูปที่ 4.14



รูปที่ 4.12 เปลี่ยนเป็นใช้แท่งอลูมิเนียมในการทดลอง



รูปที่ 4.13 การบินทดสอบสภาวะขาดสมดุล



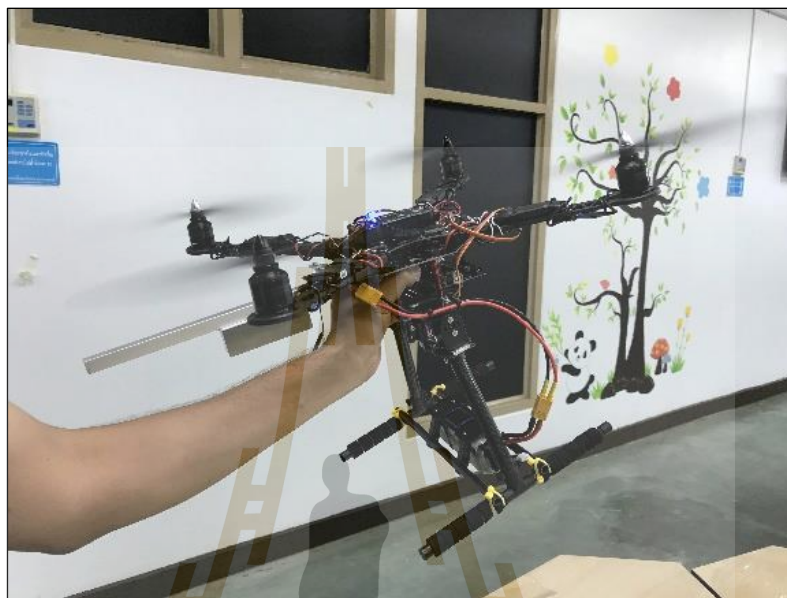
รูปที่ 4.14 การตอบสนองของสัญญาณ PWM สภาวะขาดสมดุล

4.2.3 การทดสอบระบบรักษาสมดุล

หลังจากที่ได้ทำการบินทดสอบเพื่อสังเกตพฤติกรรมการตอบสนองของสัญญาณ PWM ที่ควบคุมมอเตอร์ทั้งสี่ในสถานะต่างๆ แล้ว พบว่าการเคลื่อนตำแหน่งของจุดศูนย์กลางเนื่องมาจากการบรรทุกสิ่งของหรืออุปกรณ์ต่างๆ ด้านหน้าลำตัว มีผลต่อสัญญาณ PWM อย่างชัดเจน ซึ่งในการทดลองนี้จะเป็นการบินพร้อมกับการใช้งานระบบรักษาสมดุลที่ได้ออกแบบไว้ และเนื่องจากระบบดังกล่าวใช้การควบคุมแบบพีไอดีในการรักษาเสถียรภาพและใช้วิธีการปรับค่าเกนด้วยวิธี Manual หรือ Trial and error จึงไม่มีแบบจำลองทางคณิตศาสตร์หรือการวิเคราะห์ด้วยฟังก์ชันถ่ายโอนเข้ามาเกี่ยวข้อง

ในการปรับค่าเกนด้วยวิธี Manual หรือ Trial and error เริ่มต้นจากการให้ค่า k_i และ k_d เป็นศูนย์ การปรับค่าเกนเริ่มจากปรับค่า k_p ให้เริ่มจากค่าน้อยๆ แล้วค่อยๆ ปรับเพิ่มขึ้นทีละเล็กละน้อย จนระบบจะเกิดการแกว่ง และเนื่องจากเซอร์โวมอเตอร์ที่ใช้ในการพับขาตั้งเป็นรุ่น Tower Pro MG996R ซึ่งมีคุณสมบัติด้านความเร็วเท่ากับ 60 องศา ในเวลา 0.16 วินาที เมื่อใช้ไฟเลี้ยงขนาด 4.8 – 5 โวลต์ ถ้าขาตั้งพับด้วยความเร็วดังกล่าวจะเกิดการแกว่งอย่างรุนแรงและอาจเป็นอันตรายต่อการทดสอบบิน ดังนั้นการกำหนดค่า k_p ในตอนแรกจะต้องให้มีค่าน้อยมากๆ เพื่อป้องกันการเกิดการแกว่งที่รุนแรง โดยผู้วิจัยได้ทดสอบเพื่อหาช่วงของค่า k_p ที่จะทำการทดสอบโดยใช้วิธีการใช้มือจับลำตัวอากาศยานไว้พร้อมกับการเร่งความเร็วมอเตอร์ด้วยรีโมทคอนโทรลเล็กละน้อย และใช้วิธีการเอียงลำตัวโดยการกดด้านหน้าให้ต่ำลงเพื่อให้สัญญาณ PWM ที่ถูกส่งไปควบคุมมอเตอร์ด้านหน้ามีค่ามากกว่าด้านหลัง ดังรูปที่ 4.15 แล้วสังเกตการณ์เคลื่อนไหวของขาตั้ง ซึ่งพบว่าขาตั้งเริ่มมีการ

เคลื่อนไหวโดยพับไปด้านหลังเล็กน้อยเมื่อ k_p มีค่าเท่ากับ 0.01 ดังนั้นจึงได้ทำการทดลองบินจริง โดยให้ค่า k_p เริ่มต้นเท่ากับ 0.01



รูปที่ 4.15 การสังเกตขาตั้งเบื้องต้น

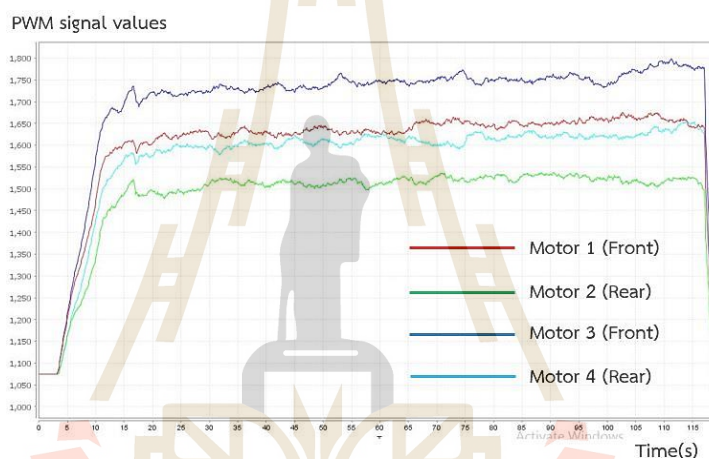
1) การปรับการขยายแบบสัดส่วน

การปรับจูนค่าเกณฑ์ของการควบคุมพีไอดีนี้ เริ่มจากการปรับค่าการขยายแบบสัดส่วนหรือ k_p เพื่อปรับอัตราการขยายของความผิดพลาดและเร่งเวลาในการเข้าสู่สภาวะคงตัว โดยการทดลองได้ทดลองบินด้วยค่า k_p ในช่วงดังตารางที่ 4.1

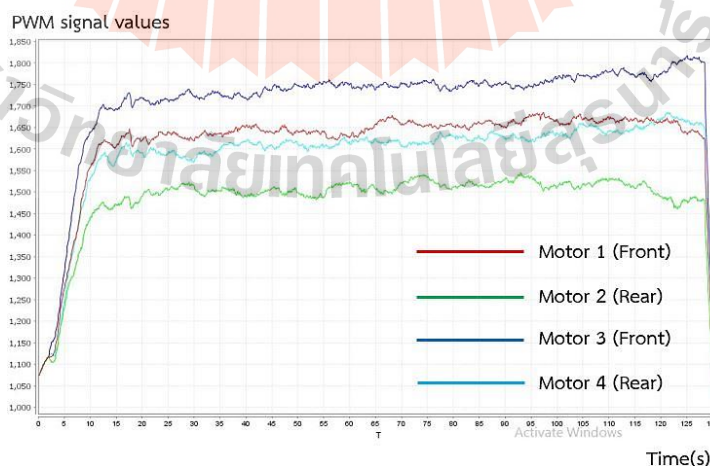
ตารางที่ 4.1 ค่า k_p ที่ใช้ในการทดสอบ

การทดสอบครั้งที่	k_p	k_i	k_d
1	0.01	0	0
2	0.02	0	0
3	0.03	0	0
4	0.0375	0	0
5	0.04	0	0

จากตารางที่ 4.1 เป็นค่า k_p ที่ผู้วิจัยได้ทำการทดลองโดยเริ่มตั้งแต่เป็น 0.01 และพบว่าค่า k_p ตั้งแต่ 0.01 จนถึง 0.03 การตอบสนองจะไม่มีแกว่ง ซึ่งสังเกตได้จากขาตั้งจะพับไปด้านหลังในมุมที่น้อยมากจนแทบจะสังเกตไม่ถึงการพับของขาตั้ง ซึ่งหมายถึงมีความคลาดเคลื่อน (Steady-State Error) ที่สูง และเมื่อให้ k_p เป็น 0.04 พบว่าการตอบสนองเริ่มมีการแกว่งโดยการสังเกตจากขาตั้งพบว่ามีการพับไปด้านหลังเล็กน้อยและส่ายไปส่ายมาเล็กน้อย และเนื่องด้วยผู้วิจัยไม่ต้องการให้ระบบเกิดการแกว่งหรือ โอเวอร์ชูตจึงได้ทำการลดค่า k_p ลงมาเหลือ 0.0375 แล้วทำการบิณฑสอบอีกครั้งพบว่าระบบไม่เกิดการแกว่ง ดังนั้นจึงตัดสินใจเลือกใช้ค่า k_p เท่ากับ 0.0375 ซึ่งผลการตอบสนองของค่า k_p แต่ละค่าที่ทดลองแสดงดังรูปที่ 4.16 – 4.20

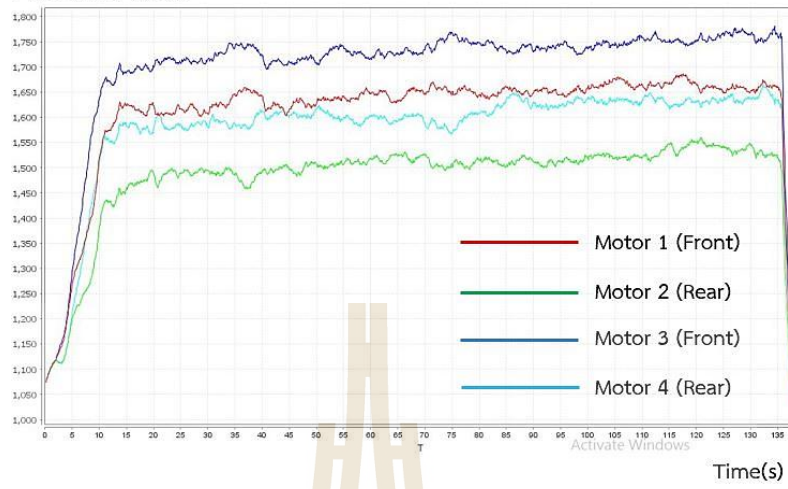


รูปที่ 4.16 การทดลองที่ k_p เท่ากับ 0.01

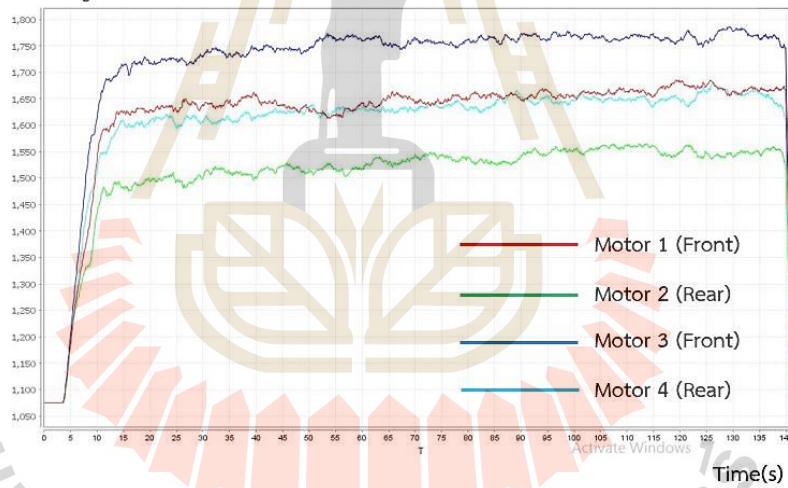


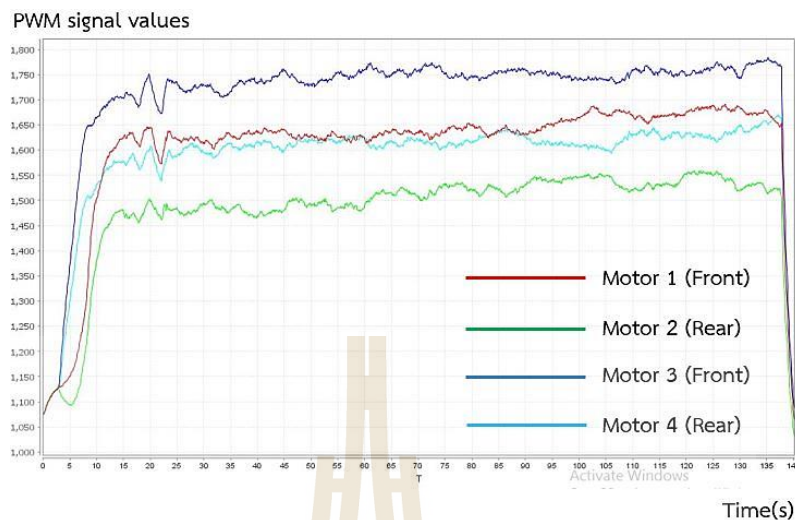
รูปที่ 4.17 การทดลองที่ k_p เท่ากับ 0.02

PWM signal values

รูปที่ 4.18 การทดลองที่ k_p เท่ากับ 0.03

PWM signal values

รูปที่ 4.19 การทดลองที่ k_p เท่ากับ 0.0375



รูปที่ 4.20 การทดลองที่ k_p เท่ากับ 0.04

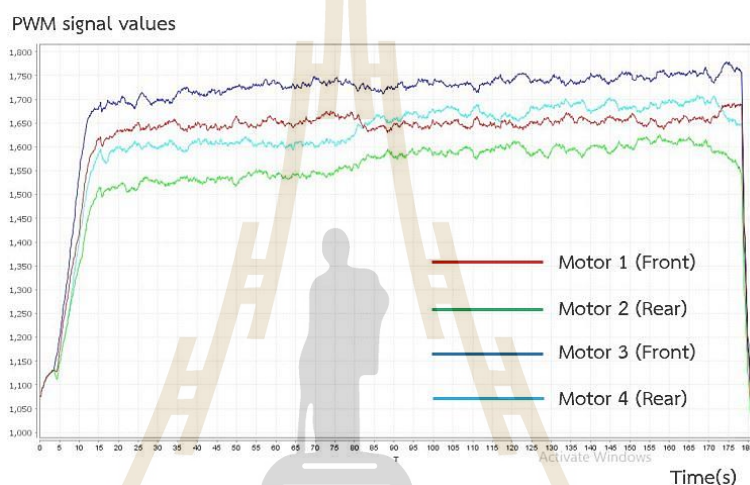
2) การปรับค่าแบบปริพันธ์

หลังจากที่ได้ค่า k_p ที่เหมาะสมแล้ว ขั้นตอนถัดไปคือการปรับค่าแบบปริพันธ์ หรือ k_i ซึ่งจะช่วยลดค่าความผิดพลาดในสถานะคงตัวที่หลงเหลือจากการปรับค่า k_p และช่วยลดเวลาเข้าสู่สถานะคงตัว โดยในขั้นตอนนี้ต้องเริ่มจากการกำหนดค่า k_i ขึ้นมาก่อน โดยเริ่มจากค่าน้อยๆ แล้วเพิ่มจนระบบเริ่มเกิดการแกว่งแล้วลดลงจนไม่มีการแกว่ง และจากการบิณฑสอบพบว่าขาตั้งเริ่มมีการพับไปด้านหลังลำตัวอากาศยานมากขึ้นเมื่อที่ค่า k_i เท่ากับ 0.0075 ดังนั้นจึงให้เป็นค่าเริ่มต้นและปรับเพิ่มขึ้นดังตารางที่ 4.2

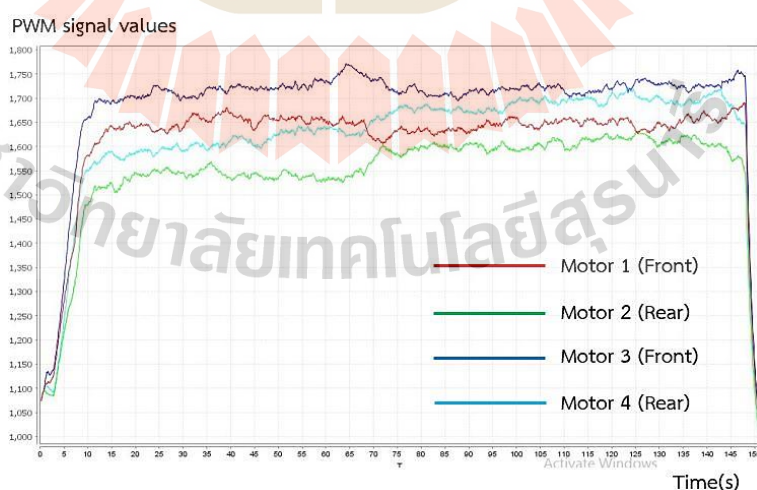
ตารางที่ 4.2 ค่า k_i ที่ใช้ในการทดสอบ

การทดสอบครั้งที่	k_p	k_i	k_d
1	0.0375	0.0075	0
2	0.0375	0.0100	0
3	0.0375	0.0125	0
4	0.0375	0.0150	0
5	0.0375	0.0175	0
6	0.0375	0.0200	0

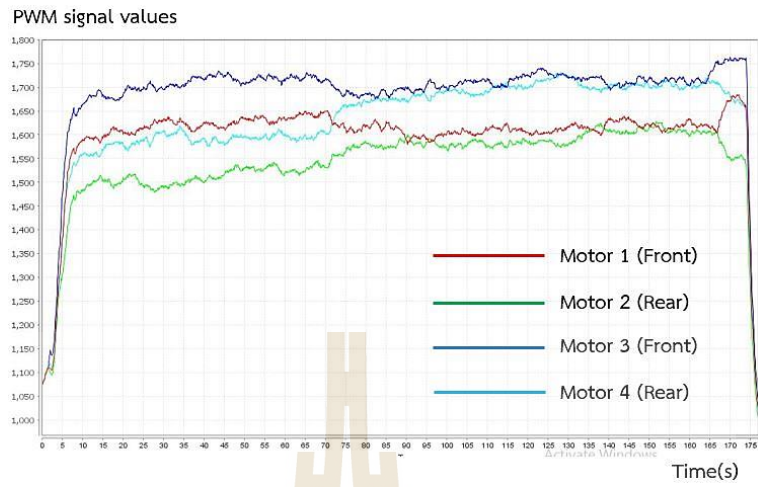
จากการทดลองจะพบว่าเมื่อค่า k_i เริ่มต้นเท่ากับ 0.0075 ขาดังจะพับไปด้านหลังเพียงเล็กน้อย และผลการตอบสนองของสัญญาณ PWM จะพบว่ามีกรลู่เข้าหากันระหว่างสัญญาณ PWM ของมอเตอร์ด้านหน้าและด้านหลัง แต่ยังคงมีความผิดพลาดที่สูงเมื่อเข้าสู่ภาวะคงตัว ดังรูปที่ 4.21 แล้วเมื่อเพิ่มค่า k_i ขึ้นจะพบว่าค่าความผิดพลาดจะมีค่าลดลงเรื่อยๆ ดังรูปที่ 4.22 – 4.26 เนื่องจากขาดังได้พับท่ามุมที่มากขึ้นตามการปรับเพิ่มค่า k_i ซึ่งสามารถดูการพับของขาดังได้ที่ภาคผนวก ก



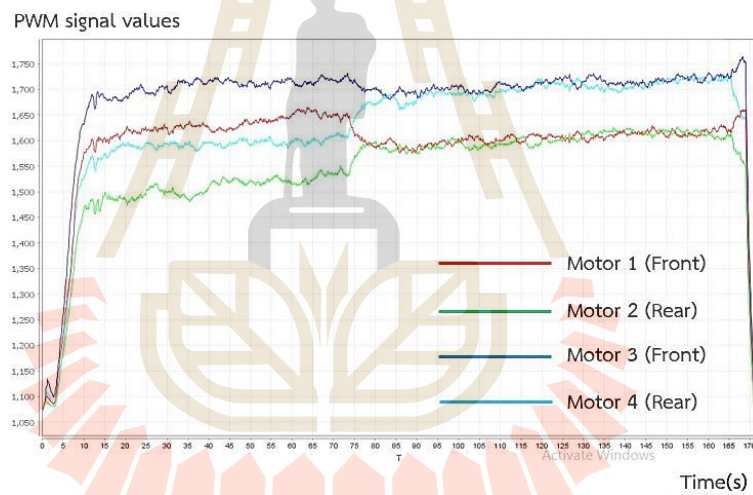
รูปที่ 4.21 พฤติกรรมของสัญญาณ PWM เมื่อ k_i เท่ากับ 0.0075



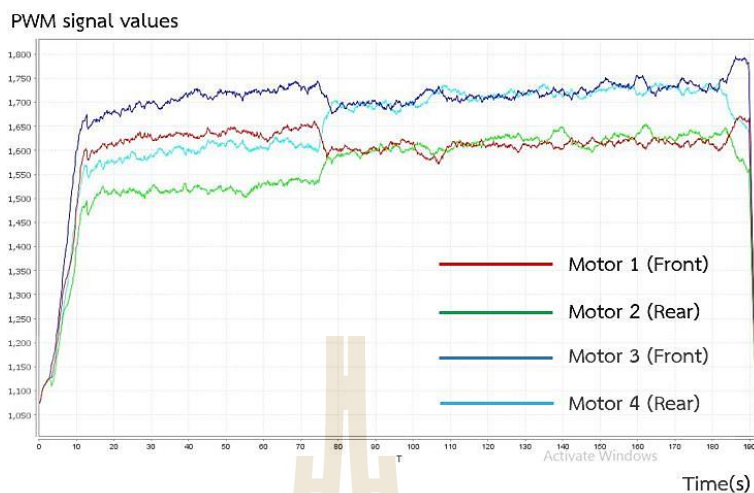
รูปที่ 4.22 พฤติกรรมของสัญญาณ PWM เมื่อ k_i เท่ากับ 0.01



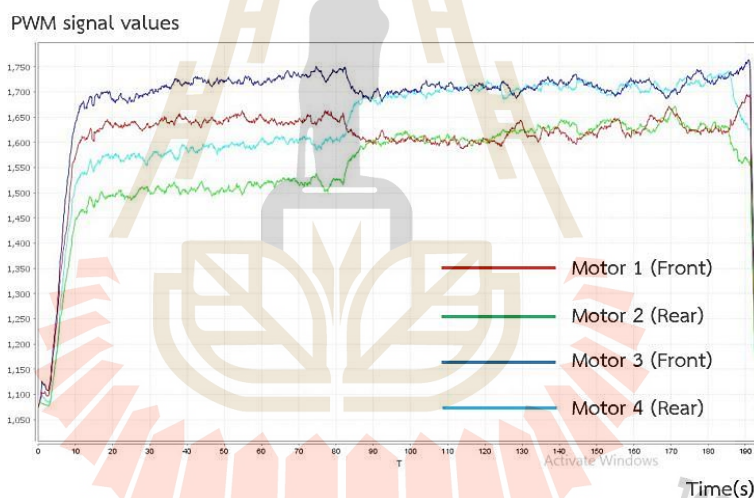
รูปที่ 4.23 พฤติกรรมของสัญญาณ PWM เมื่อ k_f เท่ากับ 0.0125



รูปที่ 4.24 พฤติกรรมของสัญญาณ PWM เมื่อ k_f เท่ากับ 0.015



รูปที่ 4.25 พฤติกรรมของสัญญาณ PWM เมื่อ k_f เท่ากับ 0.0175



รูปที่ 4.26 พฤติกรรมของสัญญาณ PWM เมื่อ k_f เท่ากับ 0.02

จากรูปที่ 4.25 เมื่อปรับค่าเกน k_f เท่ากับ 0.0375 และ k_i เท่ากับ 0.0175 จะพบว่าค่าสัญญาณ PWM ที่ควบคุมมอเตอร์ด้านหน้าและด้านหลังที่อยู่ในเส้นทะแยงเดียวกันบนลำตัวอากาศยานจะมีค่าใกล้เคียงกันและมีค่าใกล้เคียง และเพื่อให้มั่นใจต่อผลการทดลองจึงได้ทดสอบบินด้วยค่าเกนค่าเดิมนี้ จะพบว่าเวลาเข้าสู่สภาวะคงตัวใช้เวลาไม่เกิน 3 วินาที ตลอดการทดลอง และไม่มีการเกิดการแกว่งของเซอร์โวมอเตอร์ในการปรับค่าตั้ง และหลังจากนั้นจึงได้ทดสอบโดยเพิ่มค่า k_f เป็น 0.02 แล้วบินทดสอบเพื่อดูพฤติกรรมของสัญญาณ PWM พบว่ามีค่า

ใกล้เคียงเช่นเดิม ดังรูปที่ 4.26 แต่ในระหว่างบินทดสอบพบว่าเริ่มเกิดการแกว่งของเซอร์โวมอเตอร์ที่ใช้ควบคุมการพับของขาตั้ง ดังนั้นจึงเลือกใช้ค่า k_f เท่ากับ 0.0175

เมื่อได้ค่า k_p และ k_f ที่เหมาะสมในการรักษาเสถียรภาพของระบบแล้วจึงได้ทำการทดสอบเพิ่มค่า k_d แต่จากการทดสอบพบว่าระบบเกิดการแกว่งอย่างรุนแรงทำให้ขาดเสถียรภาพในการควบคุมการบินและอาจเป็นอันตรายต่ออากาศยานได้ดังนั้นจึงให้ค่า k_d เท่ากับศูนย์ จึงได้ว่าค่าเกณฑ์ของการควบคุมแบบพีไอดีมีค่า k_p , k_f และ k_d เป็น 0.0375, 0.0175 และ 0 ตามลำดับ หรือเรียกว่าได้ใช้การควบคุมแบบพีไอ

4.2.4 การทดสอบมุมเอียงบนเครื่องทดสอบ

หลังจากที่ได้ทำการบินทดสอบสภาวะต่างๆ และปรับปรุงระบบรักษาสมดุลเพื่อสังเกตพฤติกรรมของสัญญาณ PWM ของมอเตอร์ทั้งสี่แล้ว เพื่อให้มั่นใจว่าค่าเกณฑ์ของการควบคุมแบบพีไอดังกล่าวสามารถรักษาสมดุลของอากาศยานได้จริง จึงทำการสร้างเครื่องทดสอบมุมเอียงของอากาศยาน โดยเครื่องทดสอบดังกล่าวจะมีคานที่ใช้สำหรับติดตั้งเข้ากับลำตัวอากาศยานและมีข้อต่อที่เป็นจุดหมุนที่ปลายทั้งสองฝั่ง การติดตั้งลำตัวอากาศยานเข้ากับเครื่องทดสอบจะติดตั้งให้ต่ำกว่าจุดหมุนลงมาประมาณ 10 เซนติเมตร เพื่อให้อากาศยานสามารถทรงตัวอยู่ได้ ดังรูปที่ 4.27



รูปที่ 4.27 การติดตั้งบนเครื่องทดสอบ

เครื่องทดสอบนี้สามารถบอกมุมเอียงของอากาศยานได้โดยใช้โมดูล MPU6050 ร่วมกับ Arduino UNO ในการเขียนโปรแกรมเพื่อวัดมุมเอียง เนื่องจากโมดูล MPU6050 ประกอบไปด้วย Accelerometer sensor และ Gyroscope sensor ที่สามารถบอกความเอียงของแกนต่างๆ ได้ ดังนั้นการทดสอบบนเครื่องทดสอบนี้จึงได้ดำเนินการทั้งสามรูป ได้แก่ การทดสอบในสภาวะ

สมมูล การทดสอบสภาวะขาดสมมูลเมื่อติดตั้งมวลภาระด้านหน้าลำตัว และการทดสอบหลังจากใช้งานระบบรักษาสมมูล เพื่อวัดมุมเอียงที่ระยะการติดตั้งมวลภาระที่แตกต่างกัน ซึ่งได้ผลการทดลองมุมเอียงของอากาศยานที่ระยะติดตั้งมวลภาระเท่ากับ 15 เซนติเมตรด้านหน้าลำตัว ดังตารางที่ 4.3

ตารางที่ 4.3 ผลการวัดค่ามุมเอียงที่ระยะ 15 เซนติเมตร

ค่า K_p	ค่า K_i	ไม่ติดมวลภาระ (องศา)	ติดมวลภาระ (องศา)	รักษาสมมูล (องศา)	คลาดเคลื่อน (องศา)	มุมกางขาตั้ง (องศา)
0.0375	0.0075	0.91	15.09	9.04	8.13	20.24
0.0375	0.0100	0.91	15.09	8.26	7.35	25.88
0.0375	0.0125	0.91	15.09	5.96	5.05	31.08
0.0375	0.0150	0.91	15.09	3.82	2.91	38.57
0.0375	0.0175	0.91	15.09	2.70	1.78	44.95

จากข้อมูลในตารางที่ 4.3 เป็นการทดสอบมุมเอียงของอากาศยานบนเครื่องทดสอบ โดยจะเริ่มจากการบินเพื่อเก็บข้อมูลและบันทึกค่ามุมของขาตั้งที่กางออกเพื่อถ่วงสมดุลด้วย SD Card ในการบินทดสอบจะใช้ค่า k_p เท่ากับ 0.0375 ตลอดการทดลองและจะเพิ่มค่า k_i ตามที่ได้เลือกทดสอบไปก่อนหน้า จะพบว่าเมื่อยังไม่ติดตั้งมวลภาระด้านหน้าลำตัว มุมเอียงของอากาศยานเมื่อนำไปติดตั้งบนเครื่องทดสอบจะมีค่าประมาณ 0.91 องศา ดังรูปที่ 4.28 และเมื่อติดตั้งมวลภาระด้านหน้าลำตัวห่างจากศูนย์กลางลำตัว 15 เซนติเมตร จะได้มุมเอียงของลำตัวประมาณ 15.09 องศา ดังรูปที่ 4.29

หลังจากได้ค่าเฉลี่ยมุมของขาตั้งในการบินทดสอบในแต่ละครั้งตามการปรับค่าพิไอแล้ว จึงนำไปสั่งขาตั้งให้กางด้วยมุมดังกล่าวบนเครื่องทดสอบเพื่อสังเกตและเก็บค่ามุมเอียงของลำตัวอากาศยาน ซึ่งพบว่าเมื่อเพิ่มค่า k_i จะทำให้มุมกางขาตั้งมีค่ามากขึ้นซึ่งทำให้ลำตัวอากาศยานมีมุมเอียงลดลงและส่งผลให้ความคลาดเคลื่อนลดน้อยลง โดยที่ค่า k_p , k_i และ k_d เป็น 0.0375, 0.0175 และ 0 ตามลำดับ จะทำให้ขาตั้งกางที่ 44.95 องศา ดังรูปที่ 4.30 และลำตัวอากาศยานจะเอียงเหลือประมาณ 2.7 องศา ซึ่งมีความคลาดเคลื่อนไป 1.78 องศา เมื่อเทียบกับมุมที่สภาวะสมดุล



รูปที่ 4.28 สภาวะสมดุลบนเครื่องทดสอบมุมเอียง



รูปที่ 4.29 สภาวะขาดสมดุลบนเครื่องทดสอบมุมเอียง



รูปที่ 4.30 การปรับขาตั้งบนเครื่องทดสอบมุมเอียง

หลังจากที่ได้ค่ามุมเอียงจากการทดสอบบนเครื่องทดสอบมุมเอียงแล้ว จึงได้ทำการเพิ่มระยะการติดตั้งมวลภาระจากเดิม 15 เซนติเมตร เป็นระยะ 17.5 เซนติเมตร และ 20 เซนติเมตร เพื่อทดสอบว่าค่าการควบคุมแบบพีไอที่ปรับปรุงไว้สามารถรักษาสมดุลอากาศยานที่ระยะการติดตั้งมวลภาระเป็นค่าอื่นได้หรือไม่ ซึ่งได้ผลการวัดค่ามุมเอียงดังตารางที่ 4.4 และ 4.5 ตามลำดับ

ตารางที่ 4.4 ผลการวัดค่ามุมเอียงที่ระยะ 17.5 เซนติเมตร

ค่า K_p	ค่า K_i	ไม่ติดมวลภาระ (องศา)	ติดมวลภาระ (องศา)	รักษาสมดุล (องศา)	คลาดเคลื่อน (องศา)	มุมกางขาตั้ง (องศา)
0.0375	0.0075	0.93	17.88	12.71	11.78	22.95
0.0375	0.0100	0.93	17.88	9.77	8.84	27.98
0.0375	0.0125	0.93	17.88	7.31	6.38	33.76
0.0375	0.0150	0.93	17.88	5.31	4.38	39.86
0.0375	0.0175	0.93	17.88	1.86	0.92	45.58

ตารางที่ 4.5 ผลการวัดค่ามุมเอียงที่ระยะ 20 เซนติเมตร

ค่า K_p	ค่า K_i	ไม่ติดมวลภาระ (องศา)	ติดมวลภาระ (องศา)	รักษาสมดุล (องศา)	คลาดเคลื่อน (องศา)	มุมกางขาตั้ง (องศา)
0.0375	0.0075	0.54	20.54	8.52	7.98	51.66
0.0375	0.0100	0.54	20.54	5.48	4.94	58.06
0.0375	0.0125	0.54	20.54	4.64	4.10	65.06
0.0375	0.0150	0.54	20.54	3.24	2.70	71.12
0.0375	0.0175	0.54	20.54	1.60	1.06	76.08

สำหรับข้อมูลในตารางที่ 4.4 และ 4.5 เป็นผลการทดลองในลักษณะเดียวกันกับตารางที่ 4.3 เมื่อเพิ่มค่า k_i ขึ้นจะส่งผลให้มุมของขาตั้งกางมากขึ้นและลดค่าความคลาดเคลื่อนของมุมเอียงลง ดังนั้นจึงสรุปได้ว่าค่าเกณฑ์ของการควบคุมแบบพีไอดีมีค่า k_p , k_i และ k_d เป็น 0.0375, 0.0175 และ 0 ตามลำดับ เป็นค่าที่เหมาะสมสำหรับอากาศยานในการรักษาสมดุลด้วยการควบคุมแบบพีไอ

บทที่ 5

บทสรุปและข้อเสนอแนะ

5.1 สรุปผลการวิจัย

งานวิจัยนี้นำเสนอการสร้างอากาศยานไร้คนขับแบบสี่ใบพัดที่จำลองการเคลื่อนตัวของจุดศูนย์กลางทางดิ่งหน้าลำตัวซึ่งทำให้เกิดการขาดความสมดุลในระหว่างบิน และได้ทำการออกแบบและติดตั้งระบบช่วยรักษาเสถียรภาพในการรักษาสมดุลโดยการใช่มวลของแบตเตอรี่เป็นมวลสำหรับถ่วงสมดุล โดยติดตั้งไว้กับขาตั้งให้พับไปด้านหลังลำตัวเพื่อถ่วงสมดุล ระบบดังกล่าวใช้การควบคุมแบบ PID Controller ในการรักษาเสถียรภาพ โดยมีรายละเอียดของข้อสรุปดังนี้

1. อากาศยานมีน้ำหนัก 1,695 กรัม มวลภาระหนัก 330 กรัม และมวลถ่วงสมดุลหนัก 475 กรัม
2. การบินทดสอบในสถานะที่มีความสมดุลส่งผลให้สัญญาณ PWM ที่ควบคุมความเร็วของมอเตอร์ทั้งสี่ค่าใกล้เคียงกันตลอด
3. การบินทดสอบในสถานะการขาดความสมดุลส่งผลให้สัญญาณ PWM ที่ควบคุมความเร็วมอเตอร์ทั้งสี่มีความแตกต่างกัน เนื่องจากมวลภาระที่ติดด้านหลังลำตัวส่งผลให้มอเตอร์ด้านหน้าทั้งสองต้องรับภาระมากกว่ามอเตอร์ด้านหลัง โดยค่าสัญญาณ PWM ที่ควบคุมความเร็วมอเตอร์ด้านหน้าจะมีค่าสูงกว่ามอเตอร์ด้านหลัง

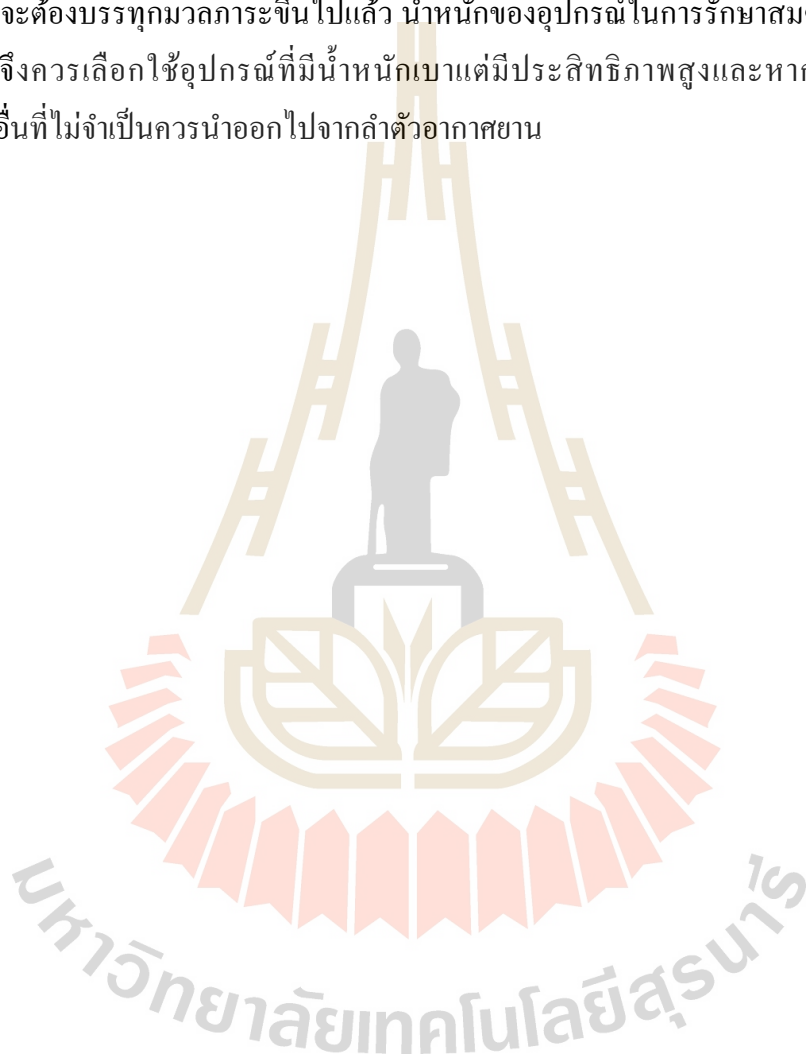
ผลจากการทดสอบระบบรักษาสมดุลโดยใช้การควบคุมแบบพีไอ การปรับค่าเกนมีผลต่อความผิดพลาดและเวลาเข้าสู่สภาวะคงตัว ซึ่งค่าที่ทำให้ระบบมีเสถียรภาพเมื่อ k_p , k_i และ k_d เท่ากับ 0.0375, 0.0175 และ 0 ตามลำดับ โดยใช้เวลาในการเข้าสู่สภาวะคงตัวที่เวลาไม่เกิน 3 วินาที และไม่มีแกว่งของขาตั้ง

5.2 ข้อเสนอแนะ

1. เนื่องจากงานวิจัยนี้มุ่งเน้นการสังเกตพฤติกรรมการตอบสนองของสัญญาณ PWM ของมอเตอร์ทั้งสี่ ซึ่งโครงสร้างของอากาศยานมีผลโดยตรงต่อการเปลี่ยนแปลงสัญญาณ PWM ดังนั้นควรตรวจสอบสภาพของโครงสร้างอย่างสม่ำเสมอให้มีความสมบูรณ์และสมมาตรทุกด้าน

2. การใช้งานเซอร์โวมอเตอร์ไม่ควรใช้ไฟเลี้ยงจากบอร์ด Arduino เนื่องจากมีการจ่ายกระแสไฟฟ้าที่ค่อนข้างต่ำจึงอาจทำให้ได้แรงบิดที่ต่ำตามไปด้วย จึงควรใช้ไฟเลี้ยงจากแหล่งจ่ายอื่น เช่น จากแบตเตอรี่ โดยลดแรงดันให้เหลือ 5V ผ่าน โมดูลลดแรงดันหรือใช้ไฟเลี้ยงจากช่อง Auxiliary Output ของบอร์ดควบคุม Pixhawk แทน

3. น้ำหนักที่มากเกินไปเป็นปัญหาของงานวิจัยนี้ ซึ่งทำให้ได้ระยะเวลาในการบินที่น้อย นอกจากจะต้องบรรทุกมวลภาระขึ้นไปแล้ว น้ำหนักของอุปกรณ์ในการรักษาสมดุลก็มีน้ำหนักมากเช่นกัน จึงควรเลือกใช้อุปกรณ์ที่มีน้ำหนักเบาแต่มีประสิทธิภาพสูงและหากพบอุปกรณ์หรือชิ้นส่วนอื่นที่ไม่จำเป็นควรนำออกไปจากลำตัวอากาศยาน



รายการอ้างอิง

- สราวุฒิ สุจิตจร (2546). การควบคุมอัตโนมัติ (Automatic Control), มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี.
นครราชสีมา.
- ดอนสัน ปงผาบ (2560). ระบบควบคุมแบบ PID, ภาษาซี และ Arduino พิมพ์ครั้งที่ 1. ห้างหุ้นส่วน
จำกัด ที.เอส.บี โปรดักส์ : สำนักพิมพ์ ส.ส.ท. กรุงเทพมหานคร. หน้า 172-191.
- เดชฤทธิ์ มณีธรรม (2560). คัมภีร์การใช้งานไมโครคอนโทรลเลอร์ Arduino. บริษัท วี.พรีนท์ จำกัด
กรุงเทพมหานคร.
- บุญธรรม ภัทราภกุล (2557). เมคคาทรอนิกส์เบื้องต้น. กรุงเทพมหานคร: ซีเอ็ดยูเคชั่น.
- กฤษณ์ อินทรนนท์ (2560). หลักการทำงานและการใช้โดรน. นนทบุรี: สำนักพิมพ์ คอรัฟกัซัน.
- Jun Li, Yuntang Li (2011). Dynamic Analysis and PID control for Quadrotor. **Proceeding of the
2011 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation**. August 7 –
10, Beijing, China.
- Atheer L. Salih, M. Moghavvemi, Haider A.F. Mohamed, Khalaf Sallom Gaeid (2010). Modelling
and PID Controller Design for a Quadrotor Unmanned Air Vehicle. **Centre for Research
in Applied Electronics (CRAE)**, University of Malaysia, 50603 Kuala Lumpur, Malaysia.
- Viswanadhapalli Praveen, Anju S. Pillai (2016). Modelling and Simulation of Quadcopter using
PID controller. **IJCTA**, 9 (15), 2016, pp. 7151 – 7158 International Science Press.
- Mohammad Qasim, Erwin Susanto, Agung Surya Wibowo (2017). PID Control for Attitude
Stabilization of an Unmanned Aerial Vehicle Quad – copter. **2017 5th International
Conference on Instrumentation Control and Automation (ICA)**, Yogyakarta,
Indonesia, August 9 – 11, 2017.
- Pengcheng Wang, Zhihong Man, Zhenwei Cao, Jinchuan Zheng, Yong Zhao (2016). Dynamic
Modelling and Linear Control of Quadcopter. **Proceeding of the 2016 International
Conference on Advanced Mechatronic Systems**, Melbourne, Australia, November 30 –
December 3, 2016.

- Xingjian Xu, Chang Liu, Bobo Ye (2016). Modelling and Application of Multi - Rotor with Variable center of Gravity. **8th International Conference on Modelling, Identification and Control (ICMIC-2016)**, Algiers, Algeria – November 15 – 17, 2016.
- Mochammad Ariyanto, Munadi Paryanto, Tomohide Naniwa (2016). Mathematical and Physical Modelling with Dynamic Change in the Center of Gravity of Quadrotor. **2016 8th International Conference on Information Technology and Electrical Engineering (ICITEE)**, Yogyakarta, Indonesia.
- Sangheon Lee, Dipak Kumar Giri, Hungsun Son (2017). Modelling and Control of Quadrotor UAV Subject of Variations in Center of Gravity and Mass. **2017 14th International Conference on Ubiquitous Robots and Ambient Intelligence (URAI)**. June 28 – July 1, 2017 at Maison Glad Jeju, Jeju, Korea.
- Javier Molina, Shinichi Hirai (2017). Dynamic Landing Gear for Balancing a Multirotor Helicopter. **2017 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS)**. June 13 – 16, 2017, Miami, FL, USA.



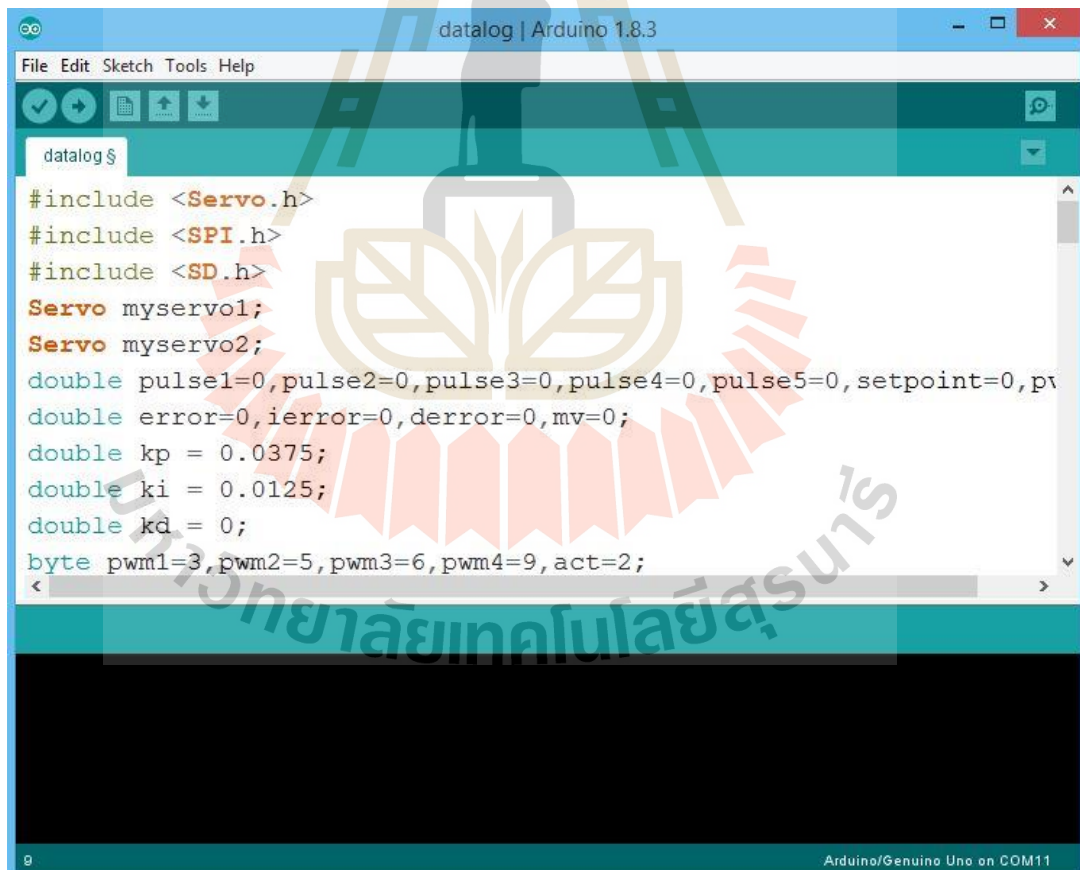
ภาคผนวก ก

โปรแกรม Arduino และการเขียนโปรแกรมพีไอดี

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

โปรแกรมระบบการรักษาสมดุลอากาศยานด้วยการควบคุมแบบพีไอไดถูกเขียนด้วยโปรแกรม Arduino ซึ่งเป็นซอฟต์แวร์ฟรีสามารถดาวน์โหลดได้ที่ www.arduino.cc โปรแกรม Arduino แบ่งออกเป็น 3 ส่วนดังนี้

1. ไฟล์ส่วนหัวโปรแกรม เป็นไฟล์ที่มีส่วนขยายเป็น .h เพื่อเรียกใช้งาน Library ต่างๆ ของ Arduino เช่น `#include<Servo.h>` เมื่อมีการใช้งานเซอร์โวมอเตอร์ เป็นต้น
2. ส่วน void Setup() เป็นส่วนที่มีการกำหนดค่าเริ่มต้นของค่าต่างๆและการกำหนดสถานะของขาสัญญาณให้เป็นอินพุทหรือเอาต์พุท
3. ส่วน void loop() เป็นส่วนของการเขียนโปรแกรม ซึ่งจะวนรอบการทำงานไปตลอดเมื่อมีการรันโปรแกรม โดยมีเครื่องหมายปีกกาเปิดเป็นเครื่องหมายเริ่มต้นโปรแกรมและมีเครื่องหมายปีกกาปิดเป็นเครื่องหมายจบโปรแกรม ภายใน void loop() จะประกอบไปด้วยชุดคำสั่งและฟังก์ชันต่างๆ ตามโครงสร้างของภาษาซี



```
datalog | Arduino 1.8.3
File Edit Sketch Tools Help
datalog $
#include <Servo.h>
#include <SPI.h>
#include <SD.h>
Servo myservo1;
Servo myservo2;
double pulse1=0,pulse2=0,pulse3=0,pulse4=0,pulse5=0,setpoint=0,pv
double error=0,ierror=0,derror=0,mv=0;
double kp = 0.0375;
double ki = 0.0125;
double kd = 0;
byte pwm1=3,pwm2=5,pwm3=6,pwm4=9,act=2;
```

รูปที่ ก.1 โปรแกรม Arduino

ตัวอย่างการเขียน โปรแกรม

```

#include <Servo.h>

#include <SPI.h>

#include <SD.h>

Servo myservo1;

Servo myservo2;

double pulse1=0,pulse2=0,pulse3=0,pulse4=0,pulse5=0,setpoint=0,pv=0;

double error=0,ierror=0,derror=0,mv=0;

double kp = 0.0375;

double ki = 0.0125;

double kd = 0;

byte pwm1=3,pwm2=5,pwm3=6,pwm4=9,act=2;

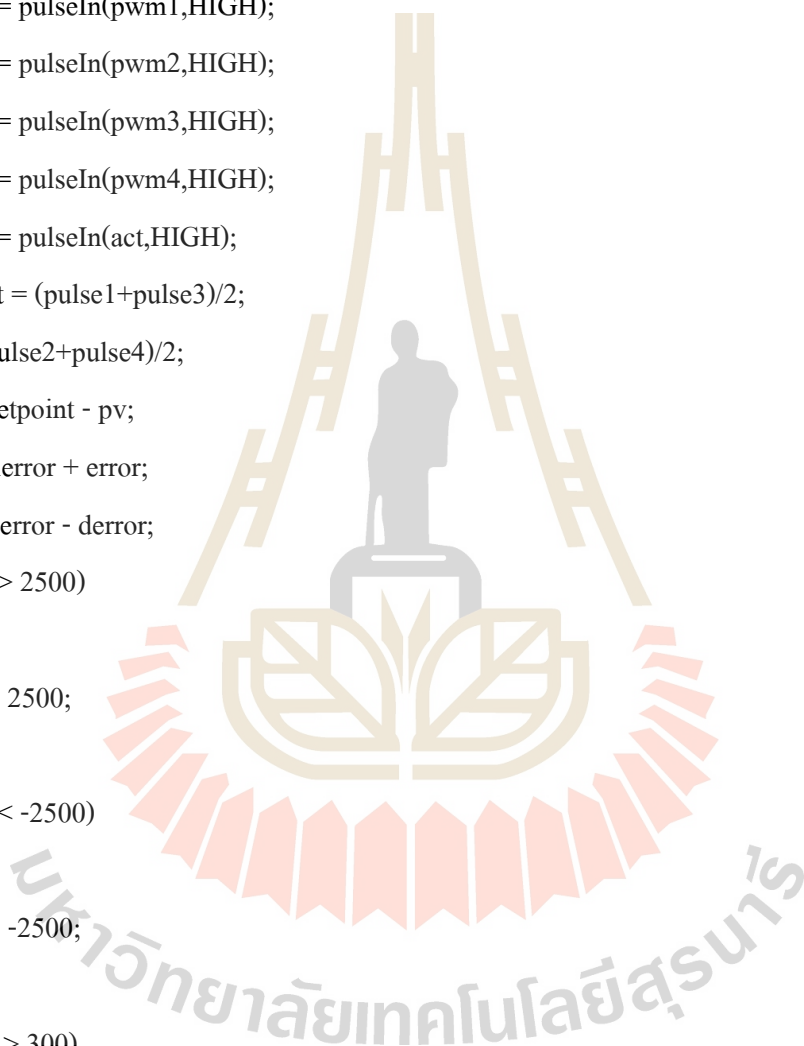
const int chipSelect = 12;

File dataFile;

void setup() {
  Serial.begin(9600);
  pinMode(pwm1,INPUT);
  pinMode(pwm2,INPUT);
  pinMode(pwm3,INPUT);
  pinMode(pwm4,INPUT);
  pinMode(act,INPUT);
  myservo1.attach(10);
  myservo2.attach(11);
  myservo1.write(0);
  myservo2.write(0);
  while (!Serial) {
  }
  if (!SD.begin(chipSelect)) {
    Serial.println("Card failed, or not present");
    while (1);
  }
}

```

```
}  
Serial.println("card initialized.");  
}  
void loop() {  
  String dataString = "";  
  pulse1 = pulseIn(pwm1,HIGH);  
  pulse2 = pulseIn(pwm2,HIGH);  
  pulse3 = pulseIn(pwm3,HIGH);  
  pulse4 = pulseIn(pwm4,HIGH);  
  pulse5 = pulseIn(act,HIGH);  
  setpoint = (pulse1+pulse3)/2;  
  pv = (pulse2+pulse4)/2;  
  error = setpoint - pv;  
  ierror = ierror + error;  
  derror = error - derror;  
  if(ierror > 2500)  
  {  
    ierror = 2500;  
  }  
  if(ierror < -2500)  
  {  
    ierror = -2500;  
  }  
  if(derror > 300)  
  {  
    derror = 300;  
  }  
  if(derror < -300)  
  {  
    derror = -300;  
  }  
}
```




```
}  
mv = kp*error + ki*ierror + kd*derror;  
if(mv > 255)  
{  
  mv = 255;  
}  
if(mv < 0)  
{  
  mv = 0;  
}  
if(pulse5<1200){  
myservo1.write(0);  
myservo2.write(0);  
}  
else{  
myservo1.write(mv);  
myservo2.write(mv);  
}  
dataFile = SD.open("datalog.txt", FILE_WRITE);  
if (dataFile){  
  dataFile.println(mv);  
  dataFile.close();  
  Serial.println(mv);  
  delay(15);  
}  
else{  
  Serial.println("error opening datalog.txt");  
}  
}
```



ภาคผนวก ข

อุปกรณ์เพิ่มเติมในการทดลอง

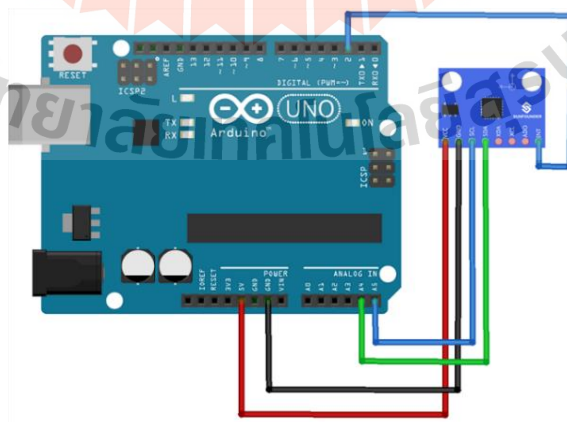
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

1. เซ็นเซอร์วัดมุม (Gyroscope Sensor)

เซ็นเซอร์วัดมุม (Gyroscope Sensor) เป็นเซ็นเซอร์วัดความเร็วในการหมุน (Angular Velocity) รอบแกนหมุน x, y และ z ทั้งสามแกน ความเร็วเชิงมุมของเซ็นเซอร์วัดมุม จะช่วยบอกได้ว่าเซ็นเซอร์นั้นหมุนไปเท่าไรแล้วและขณะนี้อยู่ที่องศาใด โดยปกติแล้วเพื่อเพิ่มความแม่นยำของการรับรู้ตำแหน่งค่าจากอัตราความเร่ง (Accelerometer) และเซ็นเซอร์วัดมุมนั้น จะถูกนำมาผสมผสานรวมกัน โดยโมดูล Accelerometer/Gyroscope Module เป็นโมดูลวัดความเร่ง วัดได้สามแกน x, y และ z เมื่อปรับเทียบโมดูลค่ามุมจะเปลี่ยนไปจากแนวระดับ โมดูลนี้จะส่งค่ามุมกลับมา โดยสามารถเชื่อมต่อ Arduino แบบ IC2 ใช้สายสัญญาณ 2 เส้นและใช้ไฟ 3.3 โวลต์ สำหรับงานวิจัยนี้ใช้สำหรับการอ่านค่ามุมเอียงของลำตัวอากาศยานบนเครื่องทดสอบมุมเอียง



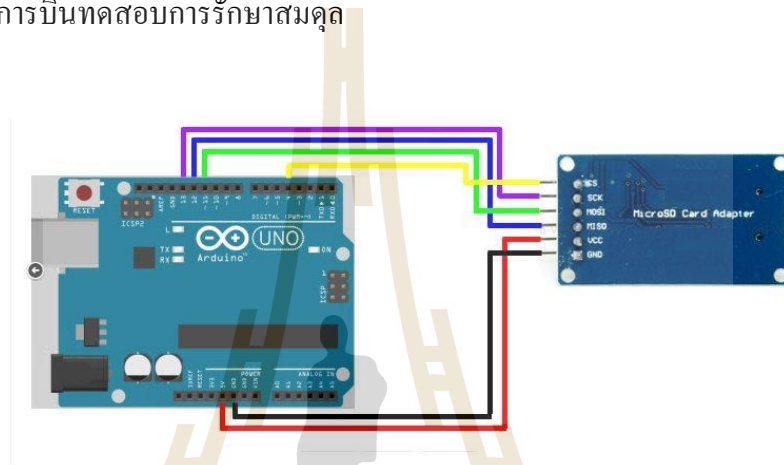
รูปที่ ข.1 โมดูล MPU6050



รูปที่ ข.2 การเชื่อมต่อ MPU6050 กับ Arduino UNO

2. โมดูลบันทึกผลข้อมูล (Micro SD Card Module)

Micro SD Card Module เป็น โมดูลสำหรับบันทึกข้อมูลลง Micro SD Card มีความสามารถในการบันทึกข้อมูลต่างๆ จากบอร์ด Arduino เช่น ค่าเซนเซอร์ เวลา เป็นต้น มี Interface แบบ SPI และมีไลบรารีสำเร็จรูปพร้อมใช้งาน มีวงจรเรกูเลต 3.3V มาให้ในตัวบอร์ด สามารถใช้ไฟเลี้ยงได้ในช่วง 4.5V - 5.5V โดยในงานวิจัยนี้ได้ใช้สำหรับการบันทึกมุมมองของขาตั้งอากาศยานจากการบินทดสอบการรักษาสมดุล



รูปที่ ข.3 การต่อบอร์ด Micro SD Card กับ Arduino



ภาคผนวก ค

การพับของขาตั้งอากาศยาน

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

การบินทดสอบระบบรักษาสมดุลจะทำให้การกางของขาตั้งอากาศยานเพื่อถ่วงสมดุลมวล
ภาระที่ติดด้านหน้าลำตัว ทำมุมที่แตกต่างกันตามการปรับค่าพีไอดี โดยจะเห็นได้ชัดเมื่อเข้าสู่
กระบวนการปรับค่าปริพันธ์หรือ K_i โดยมีลักษณะดังนี้

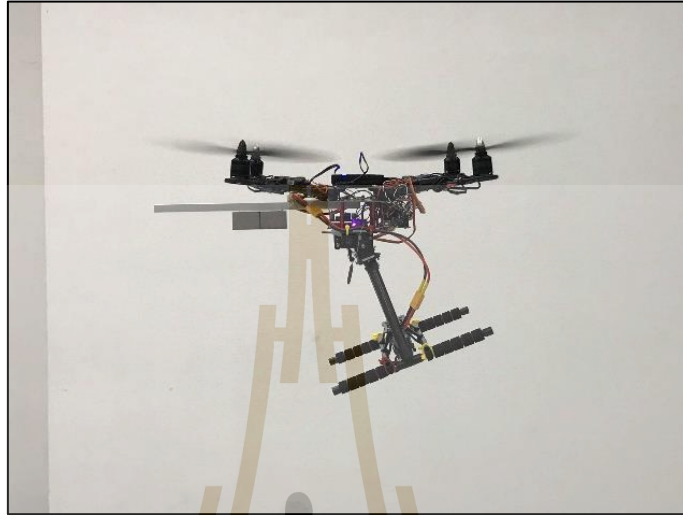
$$K_p = 0.0375, K_i = 0.0075, K_d = 0$$



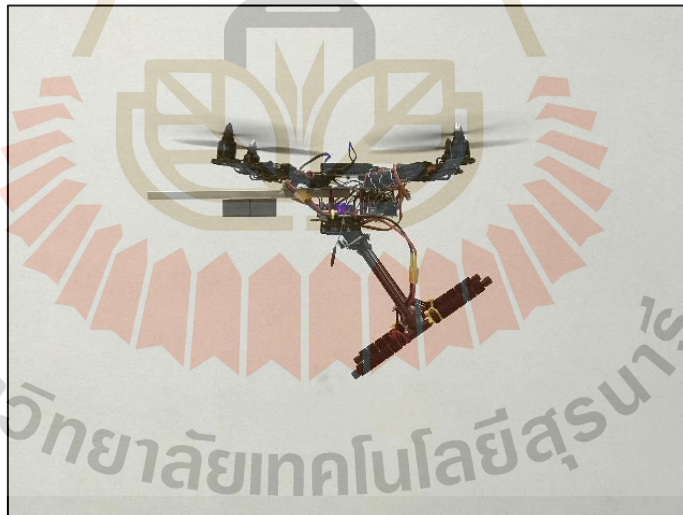
$$K_p = 0.0375, K_i = 0.0100, K_d = 0$$



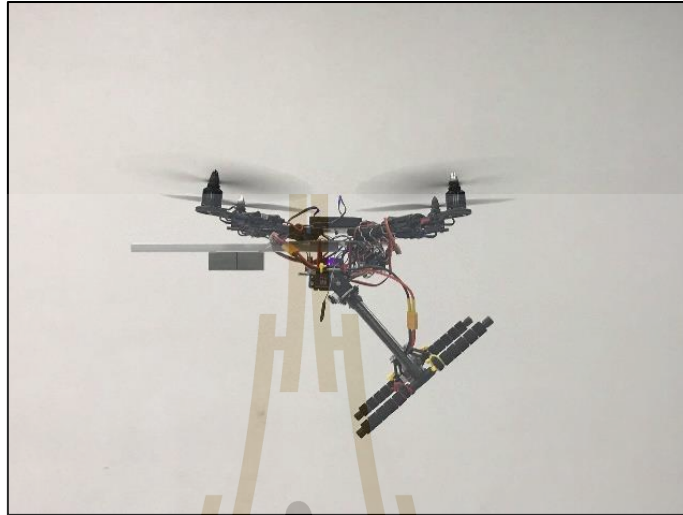
$$K_p = 0.0375, K_i = 0.0125, K_d = 0$$



$$K_p = 0.0375, K_i = 0.0150, K_d = 0$$



$$K_p = 0.0375, K_i = 0.0150, K_d = 0$$



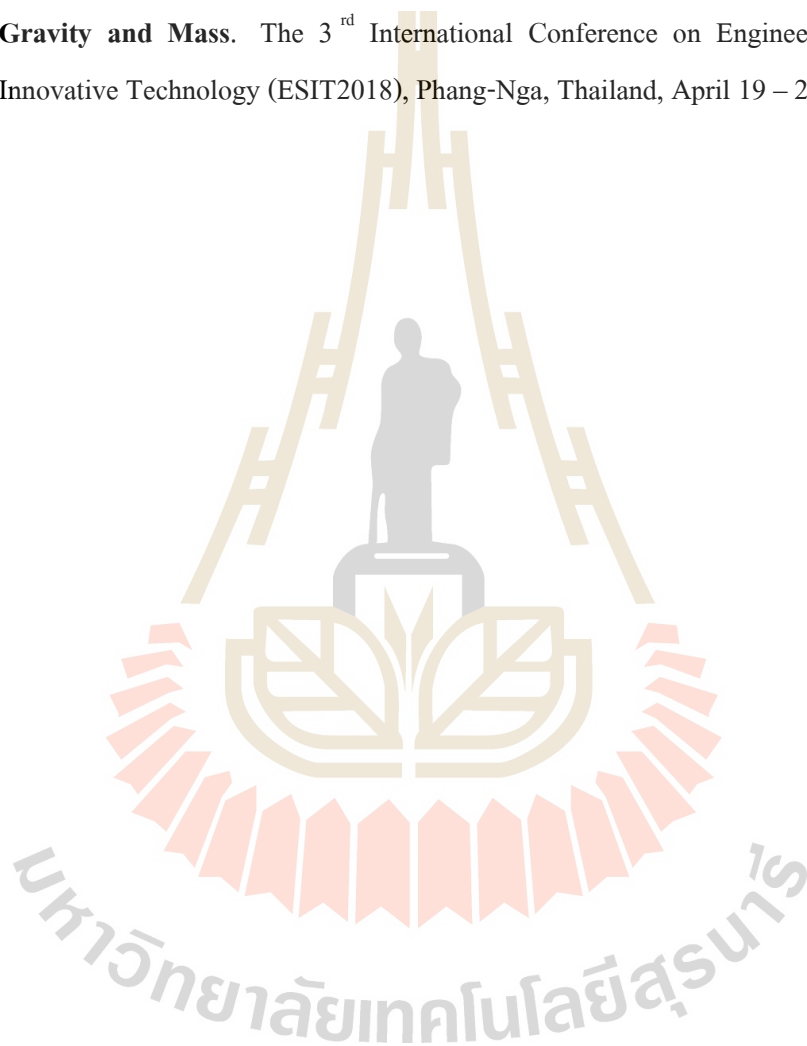


ภาคผนวก ง

บทความวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่

รายชื่อบทความวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่

Kamolwat Chaisena, Kontorn Chamniprasart and Suradet Tantrairatn, (2018). **An Automatic Stabilizing System for Balancing a Multi-Rotor Subject to Variations in Center of Gravity and Mass.** The 3rd International Conference on Engineering Science and Innovative Technology (ESIT2018), Phang-Nga, Thailand, April 19 – 22, 2018.



An Automatic Stabilizing System for Balancing a Multi-Rotor Subject to Variations in Center of Gravity and Mass

Kamolwat Chaisena, Kontorn Chamniprasart and Suradet Tantrairatn^{}*

Abstract

The objectives of this study are to design and construct a multi-rotor helicopter along with the automatic stabilizing system due to center of gravity moving forward to in front of its frame. Nowadays a multi-rotor helicopter is popularly using on account of lightweight and high lift force. However, it is utilized to carry a payload or install some device that affect to center of gravity moving during flight that it may lead to be unstable in control. In this paper, the quad-rotor helicopter has been designed and constructed with automatic stabilizing system. The stabilizing system depends on automatic movement of mass of some aircraft component installed to counterbalance when center of gravity is changed. An unbalanced signal between observe motor inputs in front and rear side are assigned to be input command for feedback control of stabilizing system in order to counterbalance in the suitable center of gravity. The mentioned stabilizing system is implemented with Firefly 450 quad-rotor frame. A result illustrates that the additionally automatic stabilizing system of quad-rotor helicopter aids to control effectively and stable.

Keywords : Stability, Balancing, PID, Counterbalance, Quad-rotor Helicopter

1. Introduction

Nowadays, multi-rotor helicopter is widely used for several applications due to the advantages itself. This type of UAV aircraft can take-off and landing vertically, high lift force comparing with total weight, easy to control and high control performance and stability. Therefore, multi-rotor can partly replace human work in several situations.

Plenty of research has been carried out on the flight control design for drone to improve the control performance and stability. For example, Proportional Integral Derivative (PID) feedback control is utilized to adjust the rotational speed of its rotors in order to control flight posture and maintain stability according to desired set point [1-4]. On the other side, some researchers have investigated the controller which the center of gravity move due to the payload attached. The rotating speed of each rotors for multi-rotor have been carried out to study the effect of the center of gravity change [5]. The PD control algorithm is considered with mathematical formulations based on the variations of mass or center of gravity due to pendulum-like swing load in quad-rotor [6]. The PID controller is used to stabilize the attitude based on simulation to compensate the dynamic change of center of gravity due to carry a payload [7].

Nowadays, the use of multi-rotor helicopter is to carry a payload for many mission, such as camera for aerial photos, goods for delivery, chemical for farming. The payload is usually attached in the center of mass so that the center of gravity position to maintain the balance during flight is controlled. However, in some case the payload or tools should be placed in one side of its frame, for example, the aerial manipulator as a gripper or robotic arm attached for picking up an object [8-9]. The activities mentioned before

caused the center of gravity moved to one side that may lead to unstable for control or unbalance during flight. To solve the problem, counterbalance system can be used to move the center of gravity into balance position. In [10] used a foldable landing gear with battery attached for counterbalance when the center of gravity is moved due to payload attached on gripper.

Consequently, in this paper present an automatic stabilizing system by using Quad-rotor component as a counterbalance when center of gravity is changed on account of payload. An unbalanced signal between motor input of front and rear side are assigned to be input command for feedback control of stabilizing system in order to counterbalance the center of gravity to suitable position.

2. System Description

2.1 Quad-rotor Helicopter

Quad-rotor Helicopter is one type of multi-rotor helicopter that used in a wide application due to high lift force, small-size, light weight. This type of multi-rotor can moving in the air by generate thrust from its four rotor and moves in pitch, roll, yaw and hovering in the air that controlled by adjusting the angular velocity of its rotors independently.

In this paper, the X-Frame quad-rotor was selected because it has a symmetrical shape that means the distance of each motor is equal. It consist of four rotors that two of them rotate clockwise direction (CW) and the other two of them rotate counterclockwise direction (CCW) in order to stabilize during flight. The rotor placed in the same diagonal rotate in the same direction.

2.2 Payload and Balancing device

The payload or tool is usually attached in center of quad-rotor frame to maintain stability during flight. However, in some activities the payload is required to attach in one side of frame. Consequently, it leads to unbalance during flight and may cause unstable to control. In this work, aluminum block weight 210 grams was attached to lightweight aluminum hollow bar in front of frame in order to make it unbalance as shown in Fig 2(a).

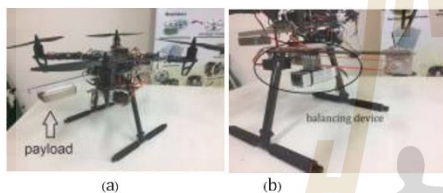


Fig 2. Quad-rotor helicopter with payload (a) and balancing device (b)

The balancing device comprises 360 degrees continuous servomotor, linear guide, timing belt and battery that provides electrical power to the whole system. In Fig 2(b) shows the position of balancing device placed under the frame. The battery weight 230 grams used to be balance mass attached on linear guide will moving linearly to rear side of frame that transmission through timing belt driven by servomotor in order to compensate unbalance produced by payload.

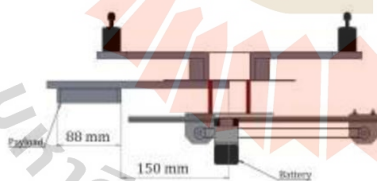


Fig 3. CAD design shows each elements and dimensions.

and parameters of each element show in Table 1.

Table 1 Parameters of quad-rotor and hardware

Parameter	Size	Unit
Take-off weight	1510	gram
payload	210	gram
Battery 3s	230	gram
Propeller	10.45	inch
Motor	800	KV
ESC	40	Amp.

3. System Integration

3.1 Flight Controller

PIXHAWK is a high-performance autopilot-on-module suitable for fixed wing, multi-rotors, helicopters, cars, boats and any other robotic platform [11]. There are 14 PWM servo outputs divided into 8 pins for fail-safe and manual override and 6 pins for auxiliary outputs. The specification of this autopilot board based on processor as 32 bit Cortex M4 core with FPU, 168 MHz and 256 KB RAM. Furthermore, the onboard sensors comprised of 16 bit gyroscope, 14 bit accelerometer and barometer.

3.2 Balancing System

A PID controller is widely used in industrial control systems and several of applications [12]. Therefore, for balancing system, PID controller was also consider to apply in this paper. The response of the system can be corrected by tuning three gain value, proportional, integral and derivative to decrease error to minimal value. The standard of PID control diagram shown in Fig 5.

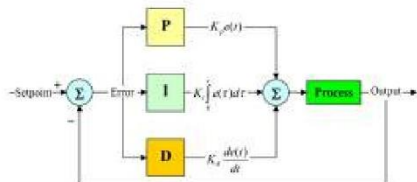


Fig 5. PID controller block diagram [12].

In this work, Arduino UNO board was used to programming a PID algorithm. A PWM signal of each electronic speed controllers (ESCs) input defined as variable that difference of signal shows how drone unbalance. The signal pin of each ESCs are connected to digital PWM pin of Arduino board that separated from flight controller board by servo (y) splitter cable and then read pulse value of each ESCs. The average of front pulse value (rotor 1 & 3) are defined to be a set-point. In the same way, the average of other pulse value (rotor 2 & 4) are defined to be a process variable of the system.

Battery 3S is used to be a balancing mass described before, the linear guide use to move the battery linearly to rear side of frame in order to counterbalance when the center of gravity of drone is moved to front of frame by payload. The movement of battery using 360 degrees continuous Servomotor and transmission through timing belt and the signal pin of servomotor is connected to digital PWM pin of Arduino board.

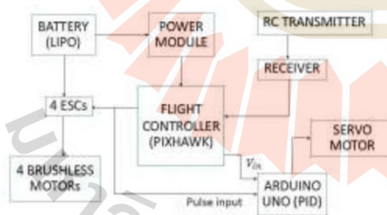


Fig 6. Schematic diagram of systems.

The schematic diagram in Fig 6. Shows connection of each modules and controllers. The flight controller (PIXHAWK) have to control flight posture to desired set-point and record flight data. For a balancing system, Arduino as processor that powered by connect auxiliary output pin from PIXHAWK to V_{in} pin on Arduino, Pulse values of each ESCs as input and servomotor as output. The process of balancing system are presented with flowchart in Fig 7.

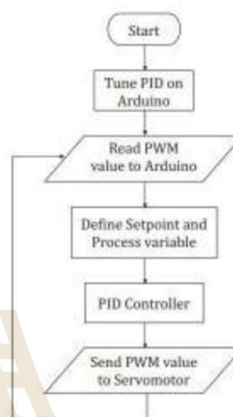


Fig 7. Process of balancing system

4. Experiments

This section explains details of experiment and the results. In order to be the same of environment state. Thereby, all of the experiments were done outdoor with a normal weather. The throttle increased to estimate at 60 percent and testing in different situations as follows.

4.1 Flying without payload

For this first experiment, no payload mounted on the aircraft. Battery was fixed in the middle to test in balance situation. Flight data was recorded by SD card on flight

controller and analyzed by using flight plotter software. Fig 8. shows the pulse value of each ESCs to run motor have a similar value as estimated 1700. The vertical axis values were scaled from 0 to 1023 or 0 to 100 % duty cycle PWM signal.

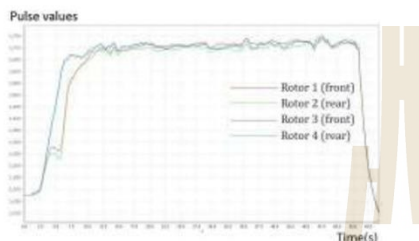


Fig 8. ESC Pulse value response of quad-rotor without payload.

4.2 Flying with payload

In second experiment, a 210 grams payload was attached to the front of frame while battery still fixed in the middle like experiment 1 as shown in Fig 9.

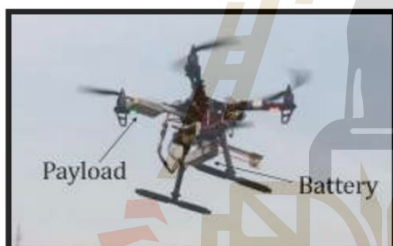


Fig 9. Quad-rotor with payload.

Fig 10.illustrates the result of unbalance produced by payload. It is obviously seen that the different between ESCs pulse value of front and rear rotors. The ESCs pulse value of front rotors reached to 1750 because it tries to maintain stability with feedback signal by flight controller while the ESCs pulse value of rear rotor is only around 1650. The payload causes center of gravity is move to in front of frame.

4.3 Balancing

This experiment, we use battery as counterbalance mass to compensate the disturbance produced by payload. When quod-rotor started to flying, the battery still fixed in middle frame as initial position until the balancing system process activated by trigger switch on remote transmitter. Then, the battery started to linearly moving to the rear of frame until reach the properly position as shown in Fig 11.

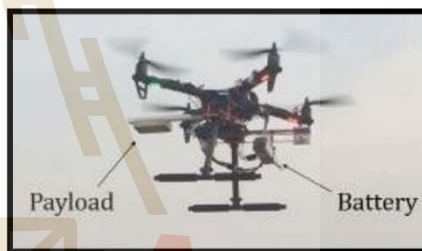


Fig 11. The battery is moved to properly position.

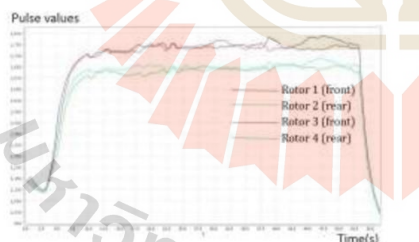


Fig 10. ESC Pulse value response of quad-rotor with payload.

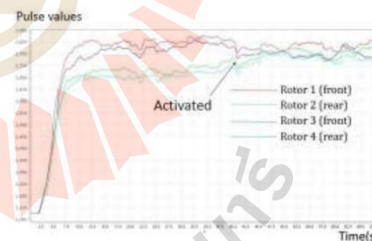


Fig 12. ESC Pulse value response after balancing system was activated.

The experiment start from small of PID gain value (K_p , K_i and K_d), and tune them with Ziegler-Nichols tuning technique. Finally, a PID gain K_p , K_i and K_d are chosen as 3, 0.01 and 0.5 respectively to stabilize an aircraft. In experiment, after 40 seconds from start, the balancing system was activated and the result shows that the pulse value of front and rear rotors are converged to each other.

5. Conclusion

This paper presents an automatic stabilizing system for balancing the center of gravity shift in quad-rotor with payload attached in one side of frame. The principle of balancing system based on counterbalance using battery in order to compensate the payload and the PID control is chosen to balancing the quad-rotor. The pulse value of each electronic speed controller is defined to be a set point. The result is shown that the drone can be balance with the controller gains K_p , K_i and K_d as 3, 0.01 and 0.5 respectively.

6. Reference

- [1] M. Qasim, E. Susanto and A.S. Wibowo, "PID Control for Attitude Stabilizing of an Unmanned Aerial Vehicle Quadcopter", 2017 5th International Conference on Instrumentation, Control, and Automation (ICA), Aug 9-11, 2017.
- [2] V. Praveen and A.S. Pillai, "Modelling and Simulation of Quadcopter using PID Controller", IJCTA, 9(15), 2016, pp. 7151-7158.
- [3] J. Li and Y. Li, "Dynamic Analysis and PID Control for a Quadcopter", Proceedings of the 2011 IEEE International Conference on Mechatronics and Automation Aug 7 - 10, Beijing, China.
- [4] P. Wang, Z. Man, Z. Cao, J. Zheng and Y. Zhao, "Dynamics Modelling and Linear Control of Quadcopter", Proceedings of the 2016 International Conference on Advanced Mechatronic System, Nov 30 - Dec 3, 2016.
- [5] X. Xu, C. Liu and B. Ye, "Modelling and Application of Multi-Rotor with Variable Center of Gravity", 8th International Conference on Modelling, Identification and Control (ICMIC-2016), Nov15-17, 2016.
- [6] S. Lee, D. K. Giri and H. Son, "Modeling and Control of Quadrotor UAV Subject to Variations in Center of Gravity and Mass", 2017 14th International Conference on Ubiquitous Robot and Ambient Intelligence (URA) June 28 - July 1, 2017.
- [7] M. Ariyanto, M. Paryanto and T. Naniwa, "Mathematical and Physical Modelling with Dynamic Change in the Center of Gravity of Quadrotor", 2016 8th International Conference on Information Technology and Electrical Engineering (CITEE).
- [8] S. Kim, S. Choi and H. J. Kim, "Aerial Manipulation Using a Quadrotor with a Two DOF Robotic Arm", 2013 IEEE RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS) Nov 3-7, 2013.
- [9] J. Molina and S. Hirai, "Aerial Grasping and Load Transportation Using Multirotor Helicopters Toward Moving Long-size Payload", No. 15-2 Proceeding of the 2015 JSME Conference on Robotic and Mechatronics, Kyoto, Japan May 17-19, 2015.
- [10] J. Molina and S. Hirai, "Dynamic Landing Gear for Balancing a Multirotor Helicopter", 2017 International Conference on Unmanned Aircraft Systems (ICUAS) June 13-16, 2017, Miami, FL, USA.
- [11] (Online) Available at pixhawk.org/modules/pixhawk (Accessed 26, Jan. 2018).
- [12] (Online) Available at <https://en.wikipedia.org> (Accessed 25, Jan. 2018).

ประวัติผู้เขียน

นายกมลวัชร ไชยเสนา เกิดเมื่อวันที่ 12 กรกฎาคม พ.ศ. 2535 อำเภอเมือง จังหวัดขอนแก่น เริ่มการศึกษาในระดับประถมศึกษาและมัธยมศึกษาที่โรงเรียนสาธิตมหาวิทยาลัยขอนแก่น (มอดินแดง) จังหวัดขอนแก่น และสำเร็จการศึกษาหลักสูตรวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล หลักสูตรวิศวกรรมอากาศยาน สำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี อำเภอเมือง จังหวัดนครราชสีมาเมื่อ พ.ศ. 2557 และได้เข้าทำงานในตำแหน่งผู้ช่วยสอนและวิจัยประจำสาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี เป็นเวลา 1 ปี และในปี พ.ศ. 2559 ได้ศึกษาต่อในหลักสูตรวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต สาขาวิชาวิศวกรรมเมคคาทรอนิกส์ ณ มหาวิทยาลัยแห่งเดิม โดยได้รับทุนสนับสนุนการศึกษาจากสถาบันวิจัยแสงซินโครตรอน (องค์การมหาชน) จังหวัดนครราชสีมา ภายใต้โครงการพัฒนาบุคลากรทางด้านเครื่องเร่งอนุภาคและเครื่องกำเนิดแสงซินโครตรอน

ในระหว่างการศึกษาได้ปฏิบัติหน้าที่เป็นผู้ช่วยสอนและวิจัยประจำสาขาวิชาวิศวกรรมเมคคาทรอนิกส์ และได้รับมอบหมายให้เป็นผู้สอนปฏิบัติการประจำสาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล วิศวกรรมการผลิตและวิศวกรรมเมคคาทรอนิกส์ ดังนี้

1. ระบบอัตโนมัติอุตสาหกรรม
2. ปฏิบัติการระบบควบคุมและอัตโนมัติ
3. ปฏิบัติการวิศวกรรมเมคคาทรอนิกส์ 1
4. ปฏิบัติการวิศวกรรมเมคคาทรอนิกส์ 2
5. ปฏิบัติการวิศวกรรมเมคคาทรอนิกส์ 3
6. ปฏิบัติการฟิสิกส์สำหรับวิศวกร 1
7. การใช้เครื่องมือในอุตสาหกรรม
8. การเขียนโปรแกรมคอมพิวเตอร์