

ระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทนสำหรับอากาศยานสี่ใบพัด



เรืออากาศเอกวีระวัฒน์ ฝาระมี

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

CHULALONGKORN UNIVERSITY

วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล

คณะวิศวกรรมศาสตร์ จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

ปีการศึกษา 2556

ลิขสิทธิ์ของจุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

บทคัดย่อและแฟ้มข้อมูลฉบับเต็มของวิทยานิพนธ์ตั้งแต่ปีการศึกษา 2554 ที่ให้บริการในคลังปัญญาจุฬาฯ (CUIR)

เป็นแฟ้มข้อมูลของนิสิตเจ้าของวิทยานิพนธ์ ที่ส่งผ่านทางบัณฑิตวิทยาลัย

The abstract and full text of theses from the academic year 2011 in Chulalongkorn University Intellectual Repository (CUIR) are the thesis authors' files submitted through the University Graduate School.

ROBUST INVERSE DYNAMICS CONTROL FOR A QUADROTOR

Flight Lieutenant Veeravat Faramee



จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย

CHULALONGKORN UNIVERSITY

A Thesis Submitted in Partial Fulfillment of the Requirements  
for the Degree of Master of Engineering Program in Mechanical Engineering

Department of Mechanical Engineering

Faculty of Engineering

Chulalongkorn University

Academic Year 2013

Copyright of Chulalongkorn University

หัวข้อวิทยานิพนธ์	ระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทนสำหรับ
	อากาศยานสี่ใบพัด
โดย	เรืออากาศเอกวีระวัฒน์ ฝาระมี
สาขาวิชา	วิศวกรรมเครื่องกล
อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์หลัก	ศาสตราจารย์ ดร.วิบูลย์ แสงวีระพันธุ์ศิริ

---

คณะวิศวกรรมศาสตร์ จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย อนุมัติให้บัณฑิตวิทยานิพนธ์ฉบับนี้เป็นส่วน  
หนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิทยาศาสตรบัณฑิต

.....คณบดีคณะวิศวกรรมศาสตร์  
(รองศาสตราจารย์ ดร.บุญสม เลิศสิทธิ์วงศ์)

คณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์

.....ประธานกรรมการ  
(รองศาสตราจารย์ ดร.รัชทิน จันทร์เจริญ)

.....อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์หลัก  
(ศาสตราจารย์ ดร.วิบูลย์ แสงวีระพันธุ์ศิริ)

.....กรรมการ  
(ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.วิทยา วัฒนสุโขประสิทธิ์)

.....กรรมการภายนอกมหาวิทยาลัย  
(ดร.กฤษณันท์ มะลิทอง)

วิระวัฒน์ ฝาระมี : ระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทนสำหรับอากาศยานสี่ใบพัด. (ROBUST INVERSE DYNAMICS CONTROL FOR A QUADROTOR) อ. ที่ปริกษาวิทยานิพนธ์หลัก: ศ. ดร.วิบูลย์ แสงวีระพันธุ์ศิริ, 115 หน้า.

งานวิจัยนี้เป็นการศึกษาเกี่ยวกับการออกแบบระบบควบคุมเสถียรภาพทางการบินของอากาศยานสี่ใบพัด รูปแบบจำลองพลศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัดนั้นเป็นชุดของสมการไม่เชิงเส้น และไม่สามารถหารูปแบบจำลองพลศาสตร์ได้อย่างแม่นยำ จึงทำการประมาณรูปแบบจำลองพลศาสตร์ให้อยู่ในรูปเชิงเส้นด้วยข้อมูลจากการทดลอง ในการปฏิบัติงานจริงมีสิ่งรบกวนระบบและสภาพแวดล้อมเปลี่ยนแปลงตลอดเวลา ดังนั้นงานวิจัยนี้จึงเน้นไปที่การออกแบบระบบควบคุมสำหรับอากาศยานสี่ใบพัดเพื่อจัดการกับผลกระทบดังกล่าว พิจารณาระบบควบคุมแบบเชิงเส้นและระบบควบคุมแบบไม่เชิงเส้นมาทดลองใช้เพื่อประสิทธิภาพในการควบคุมที่ดียิ่งขึ้น ระบบควบคุมแบบเชิงเส้นนั้นได้นำระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุต มาใช้ในการรักษาเสถียรภาพทางการบิน เนื่องจากจุดมุ่งหมายในงานวิจัยนี้คือการรักษาเสถียรภาพทางการบินบริเวณจุดดุลยภาพ ชุดตัวแปรไม่เชิงเส้นจึงมีผลกระทบต่อระบบควบคุมน้อยมากแสดงดังข้อมูลการทดลอง ดังนั้นระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันและระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุต จึงจัดเป็นระบบควบคุมที่คล้ายคลึงกัน ในการออกแบบระบบควบคุมได้นำรูปแบบจำลองพลศาสตร์ ที่มีสัญญาณอินพุตจากแรงบิดทั้ง 3 แกนและสัญญาณอินพุตจากความเร็วในการหมุนของชุดโรเตอร์มาใช้ในการออกแบบ ในส่วนของระบบควบคุมแบบไม่เชิงเส้นได้นำระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันและระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทนด้วยการใช้ระบบควบคุมแบบสไลด์ดิ้งมาใช้ในการควบคุม เพื่อพัฒนาความคงทนของระบบควบคุมเฉพาะการควบคุมเสถียรภาพทางการบินขณะบินรักษาระดับ ทำการทดลองระบบควบคุมและศึกษาประสิทธิภาพในการควบคุมทั้งหมดโดยการจำลองระบบด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์ และดำเนินการทดลองระบบควบคุมที่ได้ศึกษากับระบบอากาศยานสี่ใบพัดจริง โดยอากาศยานสี่ใบพัดที่นำมาทดลองได้พัฒนาขึ้นเองโดยใช้ระบบประมวลผลขนาดเล็ก 8 บิต ผลจากการทดลองพบว่าระบบควบคุมพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทนด้วยการใช้ระบบควบคุมแบบสไลด์ดิ้งมีประสิทธิภาพในการควบคุมมากกว่าระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุต และระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุตมีประสิทธิภาพที่ดีกว่าระบบควบคุมทั่วไปแบบพีไอดี โดยเฉพาะอย่างยิ่งเมื่อมีสิ่งรบกวนภายนอกมากกระทำกับระบบในขณะที่ปฏิบัติงานจริงด้วยการใช้ระบบควบคุมการบินที่มีราคาถูก ผู้วิจัยหวังเป็นอย่างยิ่งว่าการใช้ระบบควบคุมการบินที่มีประสิทธิภาพที่สูงขึ้น จะส่งผลให้ประสิทธิภาพในการควบคุมการบินดีขึ้น

ภาควิชา วิศวกรรมเครื่องกล

ลายมือชื่อนิสิต .....

สาขาวิชา วิศวกรรมเครื่องกล

ลายมือชื่อ อ.ที่ปริกษาวิทยานิพนธ์หลัก .....

ปีการศึกษา 2556

# # 5470381321 : MAJOR MECHANICAL ENGINEERING

KEYWORDS: QUADROTOR / STATE SPACE CONTROL / MULTIPLE INPUT MULTIPLE OUTPUT / UNDER ACTUATED SYSTEM / ROBUST INVERSE DYNAMICS CONTROL / SLIDING MODE CONTROL / FIGHT CONTROLLER

VEERAVAT FARAMEE: ROBUST INVERSE DYNAMICS CONTROL FOR A QUADROTOR. ADVISOR: PROF. VIBOON SANGVERAPHUNSIRI, Ph.D., 115 pp.

This work is the design of the robust attitude stabilization of a quadrotor. The dynamics model of the quadrotor is normally nonlinear and it is difficult to obtain an accurate dynamics model. The linearized model is obtained based on data from experiments. In practice, there are always disturbances and environmental changes. Therefore this research places great emphasis on the design of controller that capable enough to overcome the disturbances. Linear control system and nonlinear control system are used for more superior control efficiency. For the linear control system, The Multiple Input Multiple Output (MIMO) state variable feedback control is implemented to stabilize the system. Because the control problem is to maintain the stability at an equilibrium point, so the inverse dynamics control based on the nonlinear dynamic model and The Multiple Input Multiple Output (MIMO) state variable feedback control based on the linear model can be considered as similar control strategy by assuming that the nonlinear part of the dynamic model has little effect on the control system as shown in the experiments. The dynamic model based on approximated torques (roll, pitch, and yaw) as inputs and the dynamics model based on rotational speeds of the four rotors as inputs are used for designing the controllers. In the nonlinear control system, inverse dynamics control and the robust inverse dynamics control using sliding mode control are studied in detail to meet the specification of the stabilization with some prescribed stability in order to improve robustness of the control system. Experiments have been conducted by computer simulations and implementation on the in-house developed quadrotor by using only 8-bit microprocessor. The result of the robust inverse dynamic control using sliding mode control performs better than the state variable feedback. And both robust inverse dynamic and Multiple Input Multiple Output (MIMO) state variable feedback control perform much better than the conventional PID controller, especially when disturbances exist in the real-time implementation using very simple or low-cost sensors. The researcher is believed that the performance will be much better if better hardware is used in the implementation.

Department: Mechanical Engineering                      Student's Signature .....

Field of Study: Mechanical Engineering                      Advisor's Signature .....

Academic Year: 2013

## กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์นี้สำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยความช่วยเหลืออย่างดียิ่งของ ศาสตราจารย์ ดร. วิบูลย์ แสงวีระพันธุ์ศิริ อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์ ซึ่งได้ให้คำแนะนำและข้อคิดเห็นต่างๆที่มีประโยชน์ในการทำวิจัยครั้งนี้ พร้อมทั้งการสนับสนุนด้านเงินทุน อุปกรณ์และสถานที่การทำวิจัยด้วยดีมาตลอดมา จึงใคร่ขอกราบขอบพระคุณมา ณ ที่นี้ ขอขอบคุณพี่และเพื่อนข้าราชการกรมขนส่งทหารอากาศที่ได้ช่วยเหลือมาโดยตลอด ขอขอบคุณ นาวาอากาศโท ประสาทพร วงษ์คำซ่าง ที่ให้คำปรึกษาการศึกษาต่อ ขอขอบคุณรุ่นพี่ปริญญาเอก และรุ่นน้องปริญญาโทที่ห้องปฏิบัติการของอาจารย์วิบูลย์ทุกท่านที่ได้ให้ความช่วยเหลือ ข้อคิดเห็น และกำลังใจในการทำวิจัยตลอดมา

ท้ายนี้ผู้วิจัยขอกราบขอบพระคุณคุณแม่และบุคคลในครอบครัวที่ได้คอยเป็นกำลังใจและให้การสนับสนุนในทุก ๆ ด้านแก่ข้าพเจ้ามาโดยตลอดจนทำให้ข้าพเจ้ามีทุกวันนี้



จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย  
CHULALONGKORN UNIVERSITY

## สารบัญ

หน้า

บทคัดย่อภาษาไทย.....	ง
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ.....	จ
กิตติกรรมประกาศ.....	ฉ
สารบัญ.....	ช
สารบัญตาราง.....	ญ
สารบัญภาพ.....	ฎ
บทที่ 1 บทนำ .....	1
1.1 ความสำคัญและที่มาของวิทยานิพนธ์.....	1
1.2 วัตถุประสงค์ของการวิจัย.....	2
1.3 ขอบเขตของการวิจัย.....	3
1.4 ขั้นตอนการดำเนินงานของวิทยานิพนธ์.....	3
1.5 ประโยชน์ที่ได้รับ.....	3
1.6 งานวิจัยที่เกี่ยวข้อง .....	3
บทที่ 2 ความรู้เบื้องต้นเกี่ยวกับอากาศยานสี่ใบพัด.....	6
2.1 การแบ่งประเภทอากาศยาน .....	6
2.1.1 อากาศยานเบากว่าอากาศ .....	6
2.1.2 อากาศยานหนักกว่าอากาศ.....	7
2.2 การเปรียบเทียบข้อดี-ข้อเสีย และการตัดสินใจ .....	9
2.3 ชนิดของเฮลิคอปเตอร์ .....	10
2.3.1 เฮลิคอปเตอร์ชนิดหนึ่งใบพัดหลัก (Single Main Rotor Helicopter).....	10
2.3.2 เฮลิคอปเตอร์ชนิดใบพัดหลักสองคู่แกนร่วม (Coaxial Rotor Helicopter).....	10
2.3.3 เฮลิคอปเตอร์ชนิดแกนหลักสองแกน (Tandem rotor Helicopter) .....	11
2.3.4 เฮลิคอปเตอร์ชนิดใบพัดเดี่ยวหลายแกน (Multi-rotor Helicopter).....	11
2.4 ส่วนประกอบของอากาศยานสี่ใบพัด .....	12
2.4.1 อุปกรณ์ทางกล .....	13
2.4.2 อุปกรณ์ทางไฟฟ้า .....	14
2.5 การเคลื่อนที่ของอากาศยานสี่ใบพัด.....	16

บทที่ 3 ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง.....	19
3.1 กรอบอ้างอิงของอากาศยานสี่ใบพัด.....	19
3.2 เมทริกซ์อธิบายการเรียงตัวของอากาศยานสี่ใบพัด .....	21
3.3 เมทริกซ์เปลี่ยนรูปของความเร็วเชิงมุม.....	23
3.4 รูปแบบจำลองพลศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัด.....	24
3.5 แรงบิดที่กระทำกับลำตัวอากาศยานสี่ใบพัด.....	28
3.6 การประมาณระบบเป็นเส้นตรง (Linearization of Dynamic System) .....	33
บทที่ 4 การออกแบบระบบควบคุม .....	37
4.1 ภาพรวมของระบบอากาศยานสี่ใบพัด (Overall System of Quadrotor).....	37
4.2 ทฤษฎีการออกแบบควบคุม.....	39
4.2.1. ระบบควบคุมแบบเชิงเส้น.....	39
4.2.2. ระบบควบคุมแบบไม่เชิงเส้น.....	44
บทที่ 5 การทดลองและผลการทดลอง .....	54
5.1 การทดลองด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์.....	54
5.1.1 ระบบควบคุมแบบเชิงเส้น.....	54
5.1.2 ระบบควบคุมแบบไม่เชิงเส้น.....	55
5.2 ภาพรวมของอุปกรณ์ในการทดลอง.....	59
5.3 การทดลองกับอากาศยานสี่ใบพัดจริง .....	61
5.3.1 การทดลองกับอากาศยานสี่ใบพัดจริงภายในอาคาร.....	61
5.3.2 การทดลองกับอากาศยานสี่ใบพัดจริงภายนอกอาคาร.....	62
5.4 ผลการทดลอง.....	62
5.4.1 การทดลองกับอากาศยานสี่ใบพัดจริงภายในอาคาร.....	62
5.4.2 การทดลองกับอากาศยานสี่ใบพัดจริงภายนอกอาคาร.....	70
บทที่ 6 สรุปผลการวิจัยและข้อเสนอแนะ .....	75
6.1 สรุปผลการวิจัย.....	75
6.2 ข้อเสนอแนะเพื่อการวิจัยในอนาคต .....	76
รายการอ้างอิง.....	77



ภาคผนวก ก การคำนวณหารูปแบบพลศาสตร์ของอากาศยานสีใบพัด .....	79
ภาคผนวก ข การหาพารามิเตอร์เพื่อใช้ในการงานวิจัย .....	88
ภาคผนวก ค อุปกรณ์ที่ใช้ในวิทยานิพนธ์ .....	95
ภาคผนวก ง การสร้างอากาศยานสีใบพัด.....	103
ภาคผนวก จ การใช้งานโปรแกรมในงานวิจัย.....	107
ประวัติผู้เขียนวิทยานิพนธ์ .....	115



## สารบัญตาราง

หน้า

ตารางที่ 2. 1 ตารางเปรียบเทียบความสามารถด้านต่างๆ ของอากาศยานในปัจจุบัน .....	10
ตารางที่ ข. 1 ข้อมูลแรงยกและความเร็วของโรเตอร์ของอากาศยานสีใบพัด บริษัท Ascending Technologies.....	90
ตารางที่ ข. 2 ข้อมูลแรงยกและความเร็วของโรเตอร์ของอากาศยานสีใบพัดที่ถูกสร้างขึ้น.....	90
ตารางที่ ข. 3 ค่าสัมประสิทธิ์ของอากาศยานสีใบพัดที่ใช้ในการวิจัย .....	92
ตารางที่ ค. 1 แสดงสัญญาณจากแต่ละช่องของอุปกรณ์รับสัญญาณ.....	102
ตารางที่ ค. 2 แสดงสถานะของอุปกรณ์ตามสีของหลอดไฟ .....	102
ตารางที่ ง. 1 รายการอุปกรณ์สำหรับสร้างอากาศยานและราคาของแต่ละอุปกรณ์ .....	103



## สารบัญภาพ

หน้า

รูปที่ 1. 1	อากาศยานสี่ใบพัดลำแรกขึ้นมาชื่อว่า ไจโรเพลนหมายเลข1 (Gyroplane NO.1).....	4
รูปที่ 2. 1	บอลลูน.....	6
รูปที่ 2. 2	เรือเหาะ.....	7
รูปที่ 2. 3	เครื่องบิน.....	8
รูปที่ 2. 4	เฮลิคอปเตอร์.....	9
รูปที่ 2. 5	อากาศยานปีกหมุนลูกผสม.....	9
รูปที่ 2. 6	เฮลิคอปเตอร์ชนิดหนึ่งใบพัดหลัก.....	11
รูปที่ 2. 7	เฮลิคอปเตอร์ชนิดใบพัดหลักสองคู่แกนร่วม.....	11
รูปที่ 2. 8	เฮลิคอปเตอร์ชนิดแกนหลักสองแกน.....	12
รูปที่ 2. 9	เฮลิคอปเตอร์ชนิดใบพัดเดี่ยวหลายแกน.....	12
รูปที่ 2. 10	การวางชุดโรเตอร์ของอากาศยานสี่ใบพัด.....	13
รูปที่ 2. 11	โครงสร้างอากาศยานสี่ใบพัดแบบอะลูมิเนียม.....	13
รูปที่ 2. 12	โครงสร้างอากาศยานสี่ใบพัดแบบคาร์บอนไฟเบอร์.....	14
รูปที่ 2. 13	ใบพัดของอากาศยานสี่ใบพัด.....	14
รูปที่ 2. 14	มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไม่มีแปรงถ่าน.....	15
รูปที่ 2. 15	อุปกรณ์ควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์.....	15
รูปที่ 2. 16	ระบบควบคุมการบินของอากาศยานสี่ใบพัด.....	16
รูปที่ 2. 17	แบตเตอรี่ Lithium-ion Polymer (Li-Po).....	16
รูปที่ 2. 18	การเคลื่อนที่ขึ้นลงทางดิ่ง (ก) การเคลื่อนที่ขึ้น และ (ข) การเคลื่อนที่ลง.....	17
รูปที่ 2. 19	การเคลื่อนที่หมุนรอบแกน x (ก) การหมุนทวนเข็มนาฬิกา และ (ข) การหมุนตามเข็มนาฬิกา.....	17
รูปที่ 2. 20	การหมุนรอบแกน y (ก) การหมุนทวนเข็มนาฬิกา และ (ข) การหมุนตามเข็มนาฬิกา.....	18
รูปที่ 2. 21	การเคลื่อนที่หมุนรอบแกน z (ก) การหมุนทวนเข็มนาฬิกา และ (ข) การหมุนตามเข็มนาฬิกา.....	18
รูปที่ 3. 1	กรอบอ้างอิงและแรงยกที่กระทำของอากาศยานสี่ใบพัด.....	20
รูปที่ 3. 2	แสดงการหมุน Euler's Angles เป็นมุม $\psi, \theta, \phi$ ตามแนวแกน z, y, x ตามลำดับ.....	21
รูปที่ 3. 3	แสดงการหมุนของกรอบลำตัวอากาศยานกับกรอบอ้างอิงเฉื่อย.....	23
รูปที่ 3. 4	บล็อกไดอะแกรมมอเตอร์กระแสตรง.....	32
รูปที่ 3. 5	บล็อกไดอะแกรมมอเตอร์เมื่อ $L \ll R$ .....	33
รูปที่ 3. 6	รูปแบบ Simulink Model ของการจำลองการเคลื่อนที่ของอากาศยานสี่ใบพัดระบบเปิด.....	33
รูปที่ 3. 7	ผลการจำลองการเคลื่อนที่ของอากาศยานสี่ใบพัดระบบเปิด.....	34
รูปที่ 3. 8	การจัดกลุ่มตัวแปรในการประมาณสมการเป็นเชิงเส้น.....	35
รูปที่ 3. 9	ค่าของตัวแปรหลังจากทำการจำลองการเคลื่อนที่ของระบบ.....	35
รูปที่ 4. 1	ภาพรวมของระบบอากาศยานสี่ใบพัด.....	38
รูปที่ 4. 2	ภาพบล็อกไดอะแกรมการควบคุมแบบป้อนกลับ.....	40

รูปที่ 4. 3 ระบบควบคุมไม่มีตัวประมาณค่าสแตต .....	41
รูปที่ 4. 4 การออกแบบระบบควบคุมแบบปริภูมิสแตต .....	41
รูปที่ 4. 5 ฟังก์ชันของ MATLAB ทำหน้าที่ (ก) หาโพลของระบบ (ข) ตรวจสอบความสามารถการควบคุมได้ของระบบ .....	43
รูปที่ 4. 6 แผนผังการควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผัน .....	47
รูปที่ 4. 7 แผนผังการควบคุมแบบสไลด์ดิง .....	48
รูปที่ 4. 8 ระนาบสไลด์ดิงสำหรับระบบพลวัตลำดับสอง .....	49
รูปที่ 4. 9 การเคลื่อนที่เข้าสู่ระนาบสไลด์ดิง .....	50
รูปที่ 4. 10 ขอบเขตของระนาบสไลด์ดิง .....	52
รูปที่ 5. 1 รูปแบบการจำลองระบบด้วยโปรแกรม Matlab/Simulink .....	54
รูปที่ 5. 2 ค่าเมทริกซ์เกณฑ์ที่ใช้ในการจำลองระบบควบคุม .....	55
รูปที่ 5. 3 แสดงการจำลองระบบควบคุมด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์ .....	55
รูปที่ 5. 4 กราฟแสดงตำแหน่ง ความเร็ว ความเร่งของการสร้างเส้นทางการเคลื่อนที่ .....	56
รูปที่ 5. 5 แสดงความสัมพันธ์ตำแหน่งของมุม, ความเร็วเชิงมุมและความเร่งเชิงมุมของมุมการหมุนทั้ง 3 มุม .....	57
รูปที่ 5. 6 แสดงตำแหน่งอ้างอิงของมุมและผลลัพธ์ของตำแหน่งมุมการหมุนทั้ง 3 มุมกับเวลา .....	58
รูปที่ 5. 7 แสดงความผิดพลาดเทียบกับตำแหน่งอ้างอิงของมุมการหมุนทั้ง 3 มุมกับเวลา .....	58
รูปที่ 5. 8 แสดงตำแหน่งอ้างอิงของมุมและผลลัพธ์ของตำแหน่งมุมการหมุนทั้ง 3 มุมกับเวลา .....	59
รูปที่ 5. 9 แสดงความผิดพลาดเทียบกับตำแหน่งอ้างอิงของมุมการหมุนทั้ง 3 มุมกับเวลา .....	59
รูปที่ 5. 10 ภาพรวมของอุปกรณ์ในการทดลอง .....	60
รูปที่ 5. 11 ภาพรวมของอุปกรณ์ในการทดลอง .....	61
รูปที่ 5. 12 แสดงลักษณะการยกตัวของระบบควบคุมแบบพีไอดี .....	62
รูปที่ 5. 13 แสดงลักษณะการยกตัวของระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุต .....	63
รูปที่ 5. 14 แสดงลักษณะการยกตัวของระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทน .....	64
รูปที่ 5. 15 การรักษาเสถียรภาพทางการบินของระบบควบคุมแบบพีไอดี .....	65
รูปที่ 5. 16 การรักษาเสถียรภาพทางการบินของระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุต ..	65
รูปที่ 5. 17 การรักษาเสถียรภาพทางการบินของระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทน	66
รูปที่ 5. 18 การรบกวนเสถียรภาพทางการบินของระบบควบคุมแบบพีไอดี .....	67
รูปที่ 5. 19 การรบกวนเสถียรภาพทางการบินของของระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุต .....	67
รูปที่ 5. 20 การรบกวนเสถียรภาพทางการบินของของระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทน .....	68
รูปที่ 5. 21 การรักษาเสถียรภาพทางการบินและเพิ่มสัญญาณอ้างอิงของระบบควบคุมแบบพีไอดี ..	69
รูปที่ 5. 22 การรักษาเสถียรภาพทางการบินและเพิ่มสัญญาณอ้างอิงของระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุต .....	69

รูปที่ 5. 23 การรักษาเสถียรภาพทางการบินและเพิ่มสัญญาณอ้างอิงของระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ ผกผันที่มีความคงทน.....	70
รูปที่ 5. 24 แสดงลักษณะการรักษาเสถียรภาพทางการบินของอากาศยานสี่ใบพัด.....	71
รูปที่ 5. 25 ภาพถ่ายวิดีโอของระบบควบคุมแบบพีไอดี.....	71
รูปที่ 5. 26 ภาพถ่ายวิดีโอของระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุต.....	71
รูปที่ 5. 27 ภาพถ่ายวิดีโอของระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทน.....	71
รูปที่ 5. 28 แสดงการเพิ่มสัญญาณอ้างอิงให้กับระบบควบคุม.....	72
รูปที่ 5. 29 ภาพถ่ายวิดีโอของการเพิ่มสัญญาณอ้างอิงให้กับระบบควบคุม.....	72
รูปที่ 5. 30 แสดงวัตถุที่ใช้ประกอบการทดลอง.....	73
รูปที่ 5. 31 ภาพถ่ายวิดีโอคอยล์ร้อนเครื่องปรับอากาศของระบบควบคุมแบบพีไอดี.....	73
รูปที่ 5. 32 ภาพถ่ายวิดีโอคอยล์ร้อนเครื่องปรับอากาศของระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลาย เอาต์พุต.....	73
รูปที่ 5. 33 ภาพถ่ายวิดีโอคอยล์ร้อนเครื่องปรับอากาศของระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มี ความคงทน.....	74
รูปที่ 5. 34 ภาพถ่ายวิดีโอยอดต้นไม้ของระบบควบคุมแบบพีไอดี.....	74
รูปที่ 5. 35 ภาพถ่ายวิดีโอยอดต้นไม้ของระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุต.....	74
รูปที่ 5. 36 ภาพถ่ายวิดีโอยอดต้นไม้ของระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทน.....	74
รูปที่ ข. 1 แสดงอุปกรณ์ในการวัดแรงยกและความเร็วของชุดโรเตอร์.....	88
รูปที่ ข. 2 แสดงวิธีการเชื่อมต่อชุดอุปกรณ์ของอากาศยานสี่ใบพัดที่ใช้ในการหาค่าพารามิเตอร์.....	89
รูปที่ ข. 3 แสดงข้อมูลระหว่างแรงยกกับความเร็วเชิงมุมของโรเตอร์ยกกำลังสอง.....	91
รูปที่ ข. 4 แสดงอุปกรณ์ที่ใช้ในการหาความสัมพันธ์ระหว่างสัญญาณแรงดันไฟฟ้ากับความเร็วการ หมุนของชุดโรเตอร์.....	93
รูปที่ ข. 5 แสดงกราฟความสัมพันธ์ระหว่างสัญญาณแรงดันไฟฟ้ากับความเร็วการหมุนของชุดโรเตอร์ ทั้ง 4 ชุด.....	93
รูปที่ ข. 6 เปรียบเทียบข้อมูลของชุดโรเตอร์ทั้ง 4 ชุด.....	94
รูปที่ ค. 1 อุปกรณ์ทั้งหมดของอากาศยานสี่ใบพัดในการทำวิจัย.....	95
รูปที่ ค. 2 โครงสร้างของอากาศยานสี่ใบพัดของ Hobbyking X525.....	96
รูปที่ ค. 3 ชุดใบพัดของอากาศยานสี่ใบพัด.....	96
รูปที่ ค. 4 มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไร้แปรงถ่านของบริษัท DJI.....	97
รูปที่ ค. 5 อุปกรณ์ควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์ของบริษัท DJI.....	98
รูปที่ ค. 6 ระบบควบคุมการบินของ Multiwii SE V2.0.....	98
รูปที่ ค. 7 แบตเตอรี่แบบ Lithium Polymer (LiPo).....	99
รูปที่ ค. 8 ส่วนประกอบของอุปกรณ์ส่งสัญญาณแบบไร้สาย.....	100
รูปที่ ค. 9 อุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุไร้สาย.....	101

	หน้า
รูปที่ ค. 10 การจัดวางเสาอากาศ.....	101
รูปที่ ง. 1 ส่วนประกอบโครงสร้างของอากาศยานสีใบพัด Hobbyking X525.....	104
รูปที่ ง. 2 แสดงการประกอบอากาศยานสีใบพัด.....	104
รูปที่ ง. 3 แสดงระบบควบคุมการบิน MultiWii V.2.0 มุมมองจากด้านบน สัญลักษณ์ลูกศรสีขาวบนบอร์ดแสดงทิศทางเมื่อมองไปข้างหน้า.....	104
รูปที่ ง. 4 แสดงลักษณะการติดตั้งชุดใบพัด .....	105
รูปที่ ง. 5 แสดงการเชื่อมต่อโมดูล USB-to-Serial ของบริษัท FTDI กับระบบควบคุมการบิน MultiWii.....	106
รูปที่ จ. 1 เริ่มต้นการใช้โปรแกรม ที่ไอคอนตามรูป .....	107
รูปที่ จ. 2 แสดงรูปแบบหน้าต่างแรกของโปรแกรม Arduino.....	108
รูปที่ จ. 3 เมนู File ของโปรแกรม Arduino.....	108
รูปที่ จ. 4 เมนู Edit ของโปรแกรม Arduino.....	109
รูปที่ จ. 5 เมนู Sketch ของโปรแกรม Arduino .....	110
รูปที่ จ. 6 เมนู Tool ของโปรแกรม Arduino.....	110
รูปที่ จ. 7 แสดงไฟล์หลักในการเรียกใช้งาน MultiWii.....	111
รูปที่ จ. 8 แสดงการเลือก COPTER TYPE SPECIFIC OPTIONS ในไฟล์ config.h ของ MultiWii.....	112
รูปที่ จ. 9 แสดงการเลือก RC Configuration ในไฟล์ config.h ของ MultiWii.....	113
รูปที่ จ. 10 แสดงการเลือกชนิดของระบบควบคุมการบิน ในไฟล์ config.h ของ MultiWii.....	113
รูปที่ จ. 11 แสดงการเลือก OPTIONAL FEATURES ในไฟล์ config.h ของ MultiWii .....	113
รูปที่ จ. 12 แสดงขั้นตอนการอัปเดตเฟิร์มแวร์สู่ระบบควบคุมการบิน MultiWii.....	114

# บทที่ 1

## บทนำ

### 1.1 ความสำคัญและที่มาของวิทยานิพนธ์

อากาศยานไร้คนขับ (Unmanned Aerial Vehicle, UAV) [1] เป็นคำจำกัดความของเครื่องบินที่ปราศจากคนบังคับอยู่ในเครื่อง ได้รับความนิยมนำมาใช้ในหน่วยงานทหารและหน่วยงานเอกชน โดยมีภารกิจได้แก่ การสำรวจไฟฟ้า การรายงานสภาพแวดล้อมที่มนุษย์เข้าไม่ถึง การรายงานสภาพการจราจร การถ่ายภาพทางอากาศ การกีดกันหาและช่วยเหลือ ตลอดจนงานด้านการวิจัย สำหรับการเรียนรู้และงานวิจัยในมหาวิทยาลัย โดยเฉพาะอย่างยิ่งที่เกี่ยวข้องกับระบบสมองกลฝังตัว เช่น ระบบคอมพิวเตอร์ควบคุม ระบบสื่อสารไร้สาย หรืออุปกรณ์เสริม อีกทั้งยังเป็นการเชื่อมโยงและบูรณาการองค์ความรู้หลายด้านอีกด้วย เช่น วิศวกรรมคอมพิวเตอร์ ไฟฟ้า-อิเล็กทรอนิกส์ วิศวกรรมเครื่องกล-อากาศยาน เป็นต้น โดยเฉพาะอย่างยิ่งงานวิจัยเกี่ยวกับการศึกษาและออกแบบระบบควบคุมพฤติกรรมในการบิน

อากาศยานไร้คนขับ แบ่งออกเป็น 2 กลุ่มใหญ่ๆ คือ อากาศยานปีกตรึง (Fixed Wing)[2] และ อากาศยานปีกหมุน (Rotary wing)[2] ประโยชน์ที่เห็นได้ชัดของอากาศยานปีกหมุนคือความสามารถในการขึ้นลงในแนวดิ่งและความสามารถในการบินรักษาระดับ (Hovering) ความสามารถทั้ง 2 แบบนี้ เป็นประโยชน์อย่างยิ่งในการนำอากาศยานขึ้นลงในพื้นที่ที่มีระยะทางขึ้นลงสั้น และในการสำรวจพื้นที่ที่มีขนาดเล็ก งานวิจัยนี้ได้นำอากาศยานสี่ใบพัดซึ่งจัดอยู่ในกลุ่มอากาศยานปีกหมุนมาใช้ในการวิจัย เนื่องจากมีคุณสมบัติหลายประการที่คล้ายคลึงกัน อากาศยานสี่ใบพัดถูกออกแบบมาเพื่อลดความซับซ้อนของอุปกรณ์ทางกล (Mechanical Part) ต่างจากเฮลิคอปเตอร์ซึ่งเป็นอากาศยานปีกหมุนเหมือนกัน แต่มีอุปกรณ์ทางกลมากมาย หัวใจสำคัญในการควบคุมอากาศยานสี่ใบพัดคือ การควบคุมเสถียรภาพทางการบินให้บินรักษาระดับได้ตลอดเวลา เนื่องจากระบบของอากาศยานสี่ใบพัดเป็นระบบไม่เสถียรภาพ (Unstable System) และมีระบบพลศาสตร์ที่เกี่ยวข้องพันสูง ทำให้การควบคุมเสถียรภาพทางการบินของอากาศยานสี่ใบพัด โดยปราศจากระบบควบคุมอัตโนมัติ (Automatic Control System) เป็นไปด้วยความลำบากหรืออาจควบคุมไม่ได้เลย

ในปัจจุบันระบบควบคุมอัตโนมัติหรือมีชื่อเรียกอีกแบบว่าระบบควบคุมการบิน (Flight Controller System) ชนิดที่ใช้งานกับอากาศยานสี่ใบพัดมีจำหน่ายอย่างแพร่หลาย โดยรวมความสามารถที่มีความจำเป็นในการใช้งานของการควบคุมอากาศยานสี่ใบพัดเข้าด้วยกัน ตัวอย่างเช่น การควบคุมเสถียรภาพทางการบิน ตำแหน่ง และความสูง เป็นต้น แต่การใช้งานอากาศยานสี่ใบพัดในภารกิจซับซ้อนยิ่งขึ้น ตัวอย่างเช่น งานวิจัยอากาศยานสี่ใบพัดโดยห้องปฏิบัติการ General Robotics Automation Sensing and Perception (GRASP) ได้การออกแบบและสร้างอากาศยานสี่ใบพัดในปี ค.ศ. 2003[3] โดยควบคุมการเคลื่อนที่ผ่านช่องว่างที่มีขนาดเล็ก หรือการลงจอดในตำแหน่งที่ไม่

สะดวก จากนั้นในปี ค.ศ. 2010 [4] ได้ทำการสร้างอากาศยานสี่ใบพัดหลายลำและพัฒนาการควบคุมอากาศยานสี่ใบพัดให้สามารถบินเป็นกลุ่มได้สำเร็จ และในปี ค.ศ. 2013[5] สามารถควบคุมอากาศยานสี่ใบพัดให้ทำงานร่วมกัน ตัวอย่างเช่น การทำงานร่วมกันของระบบอากาศยานสี่ใบพัดในการช่วยกันหยิบจับ และเคลื่อนย้ายสิ่งของที่มีน้ำหนักมาก ๆ ในพิกัด 3 มิติ เป็นต้น เห็นได้ว่าในภารกิจที่ซับซ้อนขึ้น จำเป็นอย่างยิ่งในการออกแบบระบบควบคุมที่มีเสถียรภาพในการควบคุมการบินของอากาศยานสี่ใบพัดให้ดียิ่งขึ้น

สำหรับศูนย์ระดับภูมิภาคเทคโนโลยีหุ่นยนต์ ( Regional Center of Robotics Technology) ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล คณะวิศวกรรมศาสตร์ จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย ได้มีงานวิจัยก่อนหน้านี้ เช่นในปีการศึกษา 2552 ได้มีการศึกษาออกแบบและสร้างแบบจำลองอากาศยานขนาดเล็กที่สามารถเคลื่อนที่ใน 3 แกน เพื่อติดตั้งอุปกรณ์การภาพ[6] จุดประสงค์ คือ มุ่งเน้นเพื่อสร้างอากาศยานขนาดเล็กให้สามารถยกน้ำหนักของเครื่องมือและอุปกรณ์การภาพ รวมทั้งสามารถบังคับให้เคลื่อนที่ใน 3 แกนได้ แต่ยังไม่สามารถควบคุมให้อากาศยานทรงตัวอยู่ได้ในอากาศ ต่อมาในปีการศึกษา 2553 ได้มีการศึกษาการออกแบบระบบควบคุมของอากาศยานขนาดเล็ก[7] ได้ออกแบบอากาศยานสี่ใบพัดที่เคลื่อนที่สูงกว่าพื้นดินเกิน 1 ฟุต และสามารถควบคุมการเคลื่อนที่ตามทิศทางที่สั่งการได้ แต่ผู้ควบคุมต้องมีระดับทักษะในการบังคับเครื่องบินบังคับในระดับสูง

ดังนั้นงานวิจัยนี้จึงศึกษาต่อยอดงานวิจัยที่ผ่านมา พิจารณาระบบควบคุมแบบเชิงเส้นและระบบควบคุมแบบไม่เชิงเส้น มาทดลองใช้เพื่อประสิทธิภาพในการควบคุมที่ดียิ่งขึ้น ในระบบควบคุมแบบเชิงเส้นนั้นได้นำระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุตมาใช้งาน โดยแบ่งออกเป็น 2 ลักษณะ คือ ระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุตโดยการนำแรงบิดมาใช้เป็นสัญญาณอินพุต และ ระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุตโดยการนำสัญญาณแรงดันไฟฟ้าใช้เป็นสัญญาณอินพุต ส่วนระบบควบคุมแบบไม่เชิงเส้นได้นำระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันและระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทนมาใช้งาน ทำการทดลองระบบควบคุมและศึกษาประสิทธิภาพในการควบคุมทั้งหมดโดยการจำลองระบบด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์และดำเนินการทดลองระบบควบคุมที่ได้ศึกษากับระบบอากาศยานสี่ใบพัดจริง ผู้วิจัยหวังเป็นอย่างยิ่งว่าระบบควบคุมเสถียรภาพทางการบินที่ได้ศึกษาจะเป็นประโยชน์ ในนำไปใช้ในการวิจัยขั้นสูงต่อไป

## 1.2 วัตถุประสงค์ของการวิจัย

1) ศึกษากระบวนการควบคุมสมัยใหม่และประยุกต์การใช้งานกับอากาศยานสี่ใบพัด ซึ่งเป็นระบบไม่เชิงเส้น

2) ออกแบบระบบควบคุมเสถียรภาพทางการบินของอากาศยานสี่ใบพัด โดยพิจารณาระบบควบคุมสมัยใหม่ที่มีประสิทธิภาพในการควบคุมที่ดียิ่งขึ้น เพื่อนำไปใช้ในงานวิจัยขั้นสูงต่อไป



### 1.3 ขอบเขตของการวิจัย

- 1) สร้างอากาศยานสี่ใบพัดต้นแบบ เพื่อใช้ในการทดลองระบบควบคุม
- 2) ออกแบบระบบควบคุมที่มีความสามารถควบคุมเสถียรภาพทางการบินของอากาศยานสี่ใบพัดให้บินรักษาระดับได้อย่างมีประสิทธิภาพ
- 3) จำลองการทำงานของระบบควบคุมที่ทำการออกแบบและทดสอบกับอากาศยานสี่ใบพัดที่สภาพแวดล้อมการใช้งานจริง

### 1.4 ขั้นตอนการดำเนินงานของวิทยานิพนธ์

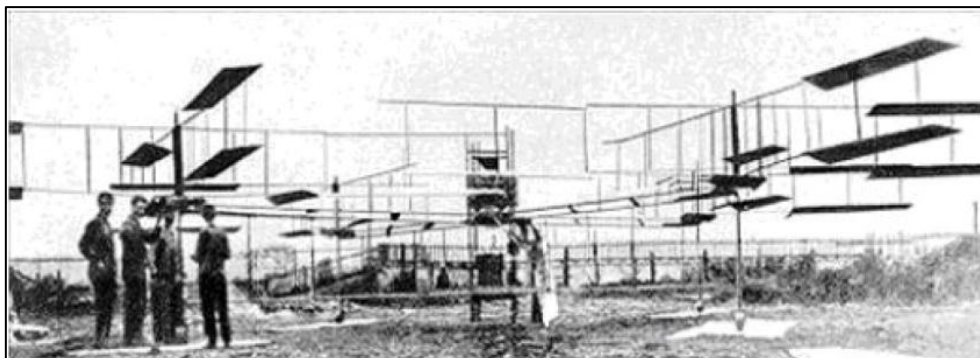
- 1) ศึกษางานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการออกแบบระบบควบคุมเสถียรภาพทางการบินของอากาศยานสี่ใบพัดที่ผ่านมา
- 2) ศึกษารูปแบบจำลองพลศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัด
- 3) ออกแบบและสร้างอากาศยานสี่ใบพัดต้นแบบเพื่อใช้ในการทดลองระบบควบคุม
- 4) ศึกษาและออกแบบระบบควบคุมสำหรับควบคุมเสถียรภาพทางการบินของอากาศยานสี่ใบพัด
- 5) จำลองการทำงานของระบบควบคุมที่ออกแบบด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์และสรุปผลการจำลองการทำงานของระบบควบคุม
- 6) ทดสอบการทำงานของระบบควบคุมที่ออกแบบกับสภาพแวดล้อมจริงและสรุปผลการทดสอบการทำงานของระบบควบคุม
- 7) สรุปผลการวิจัย

### 1.5 ประโยชน์ที่ได้รับ

- 1) ได้อากาศยานสี่ใบพัดที่สามารถรักษาเสถียรภาพทางการบินได้ตลอดระยะเวลาทำการบิน
- 2) ได้ระบบควบคุมที่มีประสิทธิภาพ เพื่อนำไปใช้ในงานวิจัยขั้นสูง
- 3) สามารถพัฒนาต่อยอดเชิงพาณิชย์ได้

### 1.6 งานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

ในปีค.ศ.1907 พี่น้องตระกูลเบรเกท(Brequet Brothers) ได้ร่วมกันสร้างอากาศยานสี่ใบพัดลำแรกขึ้นมาชื่อว่า ไจโรเพลนหมายเลข1(Gyroplane NO.1)[1] ซึ่งได้แสดงให้เห็นหลักการพื้นฐานของอากาศยานสี่ใบพัด สำหรับงานวิจัยในระดับอุดมศึกษาเกี่ยวกับระบบควบคุมชนิดต่างๆ มีดังต่อไปนี้



รูปที่ 1. 1 อากาศยานสี่ใบพัดลำแรกขึ้นมาชื่อว่า ไจโรเพลนหมายเลข1 (Gyroplane NO.1)

1. Pennsylvania State University[3-5] มหาวิทยาลัยเพนซิลวาเนียได้แบ่งการศึกษาอากาศยานสี่ใบพัดออกเป็น 2 ส่วน ในส่วนที่หนึ่งสำหรับวิทยานิพนธ์มหาบัณฑิต ได้ทำการทดสอบท่าทางการบิน(Attitude) ของอากาศยานสี่ใบพัดโดยติดกับแท่นยึด มีอุปกรณ์คือ อุปกรณ์วัดความเร็วเชิงมุม (Gyroscope) 3 แกนรุ่น ADXRS150EB และ อุปกรณ์วัดความเร่ง(Accelerometer) 1 แกน รุ่น ADXL210EB ในส่วนแรกใช้ระบบควบคุมย้อนกลับแบบพีไอ (PI Control) ส่วนที่สองใช้ระบบควบคุมแบบไม่เชิงเส้น Back-stepping ส่วนการศึกษาอากาศยานสี่ใบพัดอีกรูปแบบคือ Dragonfly เป็นอากาศยานทำการทดสอบโดยติดตั้งกล้อง 1 ตัวบนอากาศยานควบคู่กับอุปกรณ์วัดความเร็วเชิงมุม 3 แกน และกล้องอีก 1 ตัว ติดตั้งที่ภาคพื้นดินคอยจับการเคลื่อนไหวของจุดมาร์คขนาด 2.5 เซนติเมตร ทั้งห้าจุดที่ติดอยู่ใต้อากาศยาน เพื่อติดตามท่าทางการบินและตำแหน่งของอากาศยาน สรุปการศึกษาในส่วนที่สองนี้ การใช้กล้อง 2 ตัวสามารถประมาณท่าทางของอากาศยานได้ทั้ง 6 องศาอิสระ กระบวนการนี้มีไว้เพื่อชดเชยในกรณีที่ไม่สามารถติดตั้งอุปกรณ์วัดตำแหน่งบนโลก (Global Positioning System, GPS) และอุปกรณ์วัดความเร่งลงไปในระบบ ทำให้ระบบควบคุมต้องวัดตำแหน่งและความเร็วผ่านกล้องเท่านั้น

2. Stanford University[8] มหาวิทยาลัยแสตนฟอร์ดได้สร้างอากาศยานสี่ใบพัดชื่อว่า STARMAC ซึ่งสามารถบินติดตามเส้นทางที่กำหนดไว้ได้ มีอุปกรณ์วัดท่าทางการบิน ของบริษัท ไมโครสเตรน (Microstrain) รุ่น 3DM-GX1 ที่มีอุปกรณ์วัดความเร็วเชิงมุมและตำแหน่งการหมุนทั้ง 3 แกน สำหรับตำแหน่งและความเร็วใช้ GPS ของบริษัท Trimble Lassen LP และความสูงใช้คลื่นโซนาร์ของบริษัท Acroname ช่วยในการขึ้นและลงจอดมีระยะ 6 ฟุต โดยอุปกรณ์ทั้งหมดต่อเข้ากับแผงวงจรควบคุม PIC ของบริษัทไมโครชิพความเร็ว 40 เมกะเฮิร์ต(MHz) ใช้สัญญาณสื่อสารผ่าน Bluetooth ที่คลื่นความถี่ 2.4 จิกะเฮิร์ต(GHz) ระยะทำการ 150 ฟุต ควบคุมเส้นทาง(Waypoint) ผ่านโปรแกรม Labview ระบบควบคุมอากาศยานใช้ ระบบควบคุมย้อนกลับแบบพีดี (PD Control)

3. Technical University of Denmark[9] ได้ศึกษาเกี่ยวกับการออกแบบโครงสร้างอากาศยานสี่ใบพัดและการออกแบบระบบควบคุมการรักษาเสถียรภาพทางการ ใช้อุปกรณ์ในการควบคุมคือ

ไมโครโปรเซสเซอร์ (Microprocessor) ของบริษัท Texas Instruments รุ่น MSP430f169 อุปกรณ์วัดท่าทางการบินของอากาศยานขณะทำการบิน ใช้อุปกรณ์วัดความเร็วเชิงมุม รุ่น ADXRS150 ซึ่งมีความสามารถวัดความเร็วเชิงมุมได้ 1 แกน นำมาทำงานร่วมกัน 3 ตัว เพื่อใช้วัดความเร็วเชิงมุมทั้งแกน x, y, z และเลือกระบบควบคุมแบบ (Linear Quadratic Regulator, LQR) ในส่วนของระบบควบคุมการบิน

4. Silesian University of Technology ได้ศึกษาเกี่ยวกับการออกแบบระบบควบคุมการรักษาเสถียรภาพทางการบิน โดยอากาศยานต้นแบบติดตั้งบนเสาสูงจากพื้น 1.7 เมตร มีอุปกรณ์วัดท่าทางการบินของบริษัท Xsens รุ่น MTi AHRS ประมวลผลผ่านคอมพิวเตอร์ด้วยแผ่นจับเก็บข้อมูล (Data acquisition card: DAQ card) รุ่น RT-DAC4 ซึ่งทำหน้าที่ นำข้อมูลทางกายภาพแปลงเป็นข้อมูลที่คอมพิวเตอร์สามารถประมวลผลได้ ผ่านโปรแกรม Matlab และ โปรแกรม Simulink โดยนำวิธีการควบคุมระบบไม่เชิงเส้นมาใช้ คือ Dynamics Contraction เพื่อจัดการเกี่ยวกับรูปแบบพลศาสตร์ของระบบที่ไม่แน่นอนย่ำ และ สิ่งรบกวนระบบจากสิ่งแวดล้อมภายนอก

## บทที่ 2

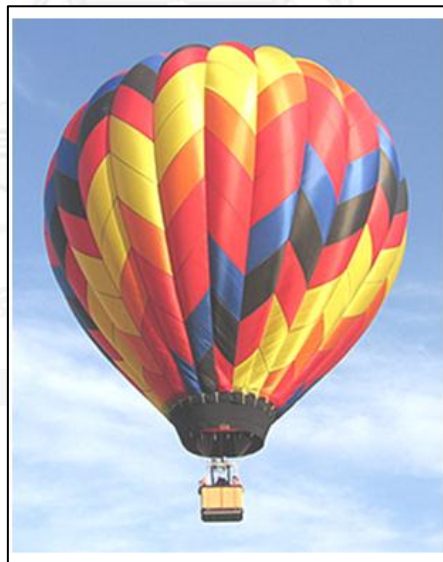
### ความรู้เบื้องต้นเกี่ยวกับอากาศยานสีใบพัด

#### 2.1 การแบ่งประเภทอากาศยาน

##### 2.1.1 อากาศยานเบากว่าอากาศ

แบ่งออกเป็น 2 ประเภท คือ อากาศยานเบากว่าอากาศไม่สามารถบังคับทิศทางได้ และ อากาศยานเบากว่าอากาศสามารถบังคับทิศทางได้ โดยมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

1. อากาศยานเบากว่าอากาศไม่สามารถบังคับทิศทางได้ อากาศยานประเภทนี้คือ บอลลูน แสดงในรูปที่ 2.1 ซึ่งมีวิวัฒนาการมานานที่สุด เริ่มต้นจากการสังเกตปรากฏการณ์ธรรมชาติของอากาศที่ว่า อากาศร้อนจะลอยขึ้นสู่ที่สูง ถ้านำภาชนะมาบรรจุอากาศร้อน จะส่งผลให้ภาชนะลอยขึ้นไปบนท้องฟ้าได้เช่นเดียวกัน จึงได้มีผู้คิดทำถุงผ้าบรรจุอากาศร้อนขึ้นมา เรียกกันว่า บอลลูน ซึ่งไม่สามารถบังคับทิศทางการบินได้ เมื่อเวลาผ่านไปอุณหภูมิของอากาศร้อนนี้จะลดลง ทำให้ต้องลดระยะสูงลงมาด้วย ในระยะแรกจึงนำถุขทรายขึ้นไปด้วย เมื่ออุณหภูมิลดลงก็ลดน้ำหนักของบอลลูนด้วยการทิ้งถุขทรายลงมา ทำให้สามารถรักษาระยะสูงในการลอยตัวไว้ได้ ถ้าต้องการลดความสูงเพื่อลงจอด ก็ใช้วิธีปล่อยอากาศร้อนในถุงผ้าออกไป หรือใช้การชักนำให้อากาศเย็นภายนอกเข้าไปในถุงผ้า



รูปที่ 2. 1 บอลลูน

ปัจจุบันสามารถปรับระยะสูงในการลอยตัวได้ โดยการติดตั้งเครื่องเป่าไฟลักษณะคล้ายกับเตาแก๊สเป่าลมร้อนเข้าไปในทางปากถุง ทำให้สามารถควบคุมแรงลอยตัวได้อย่าง

2. อากาศยานเบาว่าอากาศสามารถบังคับทิศทางได้ เป็นอากาศยานที่มีการพัฒนาหลังจากบอลลูนเล็กน้อย โครงสร้างลำตัวทำจากโลหะหรือไม้ประกอบขึ้นเป็นรูปทรงที่แน่นอน จากนั้นจึงนำผ้าใบหรือวัสดุกันน้ำที่มีน้ำหนักเบามาหุ้มโครงลำตัว โดยมากมักมีรูปร่างคล้ายซิกการ์ ภายในลำตัวบรรจุแก๊สที่เบาว่าอากาศ เช่น ไฮโดรเจน หรือ ฮีเลียม เพื่อให้สามารถลอยตัวได้ และติดตั้งอุปกรณ์บังคับทิศทาง เรียกอากาศยานประเภทนี้ว่า เรือเหาะ (Air Ship) แสดงในรูปที่ 2.2



รูปที่ 2. 2 เรือเหาะ

### 2.1.2 อากาศยานหนักว่าอากาศ

แบ่งออกเป็น 2 ประเภท คือ อากาศยานหนักว่าอากาศปีกตรึง และ อากาศยานหนักว่าอากาศปีกหมุน โดยมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

1. อากาศยานหนักว่าอากาศปีกตรึง (Fixed Wing) คือ อากาศยานที่รู้จักในชื่อ เครื่องบิน ประกอบขึ้นมาจากวัสดุที่หนักว่าอากาศทั้งสิ้น ในสมัยเริ่มแรกใช้วัสดุส่วนใหญ่ทำจากไม้ และเหล็กเป็นโครงร่างแล้วจึงบุลำตัวด้วยผ้าใบ ปัจจุบันมักใช้วัสดุผสมทำจากอัลลอยด์และใยสังเคราะห์ เพื่อลดน้ำหนักแต่ยังคงความแข็งแรง หรืออาจเพิ่มความแข็งแรงเข้าไปอีกด้วยเทคโนโลยีด้านวัสดุศาสตร์ อากาศยานประเภทนี้ต้องมีหน่วยกำลังขับเคลื่อน ผลักดันให้สามารถเคลื่อนที่ไปข้างหน้าโดยมีปีกเป็นส่วนประกอบสำคัญที่สร้างแรงยก โดยอาศัยความแตกต่างของความดันเหนือและใต้ปีกเครื่องบิน ส่วนของปีกเครื่องบินนี้ออกแบบให้ยึดติดแน่นกับลำตัว จึงได้ชื่อว่าอากาศยานปีกตรึง ดังแสดงในรูปที่ 2.3



รูปที่ 2. 3 เครื่องบิน

2. อากาศยานหนักกว่าอากาศปีกหมุน (Rotary Wing) คือ อากาศยานที่รู้จักกันในชื่อเฮลิคอปเตอร์ (Helicopter) ดังแสดงในรูปที่ 2.4 ซึ่งมาจากภาษากรีกโบราณสองคำ คือ Helix แปลว่าการหมุนเป็นเกลียว และ Pteros แปลว่าปีก ผู้คิดค้นเฮลิคอปเตอร์ได้แนวความคิดมาจากการสังเกตดูการตกลงของเมล็ดนุ่นที่มีใบเล็กๆ สองใบติดอยู่ โดยที่ใบทั้งสองนี้บิดทำมุมกัน เมล็ดนุ่นนี้จะค่อยๆ ตกลงมาช้าๆ โดยมีลักษณะหมุนเป็นเกลียวรอบตัวเอง จากนั้นจึงได้นำไปสู่ความคิดที่จะทำให้เกิดแรงยกตัวแทนที่เพียงแต่จะให้ชลอการตกลงมา โดยการติดตั้งเครื่องยนต์ไปขับหรือหมุนปีกจนสามารถสร้างแรงยกขึ้นมาได้ เฮลิคอปเตอร์ลอยตัวขึ้นได้ด้วยแรงยกที่เกิดจากใบพัดขนาดใหญ่ที่ติดตั้งเหนือลำเครื่อง และมีใบพัดหางเพื่อต้านแรงบิดของใบพัดหลักและควบคุมทิศทาง ความสามารถบินขึ้นลงในแนวดิ่งได้จึงไม่จำเป็นต้องใช้สนามบิน และสามารถปฏิบัติการในทุกๆ พื้นที่ ซึ่งได้พิสูจน์ถึงบทบาทอันสำคัญมากในช่วงสงครามเวียดนาม นอกจากนั้นยังสามารถร่อนลงพื้นที่ด้วยมุมชันมากได้เมื่อเครื่องยนต์เกิดขัดข้อง

3. อากาศยานหนักกว่าอากาศปีกหมุนลูกผสม (Autogyro) เป็นอากาศยานลักษณะผสมระหว่างเครื่องบินและเฮลิคอปเตอร์ ดังแสดงในรูปที่ 2.5 โดยมีปีกติดตั้งในลักษณะหมุนได้เช่นเดียวกับเฮลิคอปเตอร์ แตกต่างกันตรงที่ปีกที่หมุนได้นี้ไม่ได้หมุนจากเพลาชับของเครื่องยนต์โดยตรง แต่หมุนเนื่องจากอากาศยานมีความเร็วไปข้างหน้า ซึ่งความเร็วที่อากาศยานเคลื่อนที่ไปข้างหน้าได้มาจากใบพัดและเครื่องยนต์ที่ติดตั้งเช่นเดียวกับอากาศยานปีกตรึง อากาศยานประเภทนี้จำเป็นต้องใช้ทางวิ่งขึ้น แต่สั้นกว่าอากาศยานปีกตรึงมาก และสามารถร่อนลงด้วยมุมที่ชันมากในลักษณะเดียวกับเฮลิคอปเตอร์



รูปที่ 2. 4 เฮลิคอปเตอร์



รูปที่ 2. 5 อากาศยานปีกหมุนลูกผสม

## 2.2 การเปรียบเทียบข้อดี-ข้อเสีย และการตัดสินใจ

ในการศึกษาการออกแบบระบบควบคุมอากาศยาน สิ่งสำคัญอย่างหนึ่งในการวิจัยคือ การเลือกรูปแบบอากาศยานให้เหมาะสมกับการวิจัย โดยผู้วิจัยได้นำข้อดี ข้อเสีย ของอากาศยานชนิดต่างๆ มาเปรียบเทียบกัน เพื่อหารูปแบบอากาศยานที่เหมาะสมกับข้อจำกัดในการวิจัย ตัวอย่าง เช่น ความสามารถของอากาศยาน พื้นที่ในการวิจัย ราคาวัสดุ การสิ้นเปลืองพลังงาน ความรวดเร็วในการตอบสนอง เป็นต้น ดังแสดงในตารางที่ 2.1 (ดี = 3, ปานกลาง = 2, แย่ = 1)

ตารางที่ 2. 1 ตารางเปรียบเทียบความสามารถด้านต่างๆ ของอากาศยานในปัจจุบัน

	เครื่องบิน	เฮลิคอปเตอร์	เรือเหาะ
การสิ้นเปลืองพลังงาน	2	1	3
น้ำหนักบรรทุก	3	2	1
ความสามารถในการบินรักษาระดับ	1	3	3
การตอบสนองการควบคุม	2	3	1
ความสามารถในการบินขึ้นลงแนวตั้ง	1	3	3
การใช้งานในอาคาร	1	3	2
คะแนนรวม	10	15	13

จะเห็นได้ว่าเฮลิคอปเตอร์หรืออากาศยานปีกหมุนมีคะแนนรวมความสามารถด้านต่างๆ มากกว่าอากาศยานแบบอื่น ดังนั้นงานวิจัยนี้จึงเลือกอากาศยานปีกหมุนมาใช้ในการวิจัย

## 2.3 ชนิดของเฮลิคอปเตอร์

### 2.3.1 เฮลิคอปเตอร์ชนิดหนึ่งใบพัดหลัก (Single Main Rotor Helicopter)

เป็นเฮลิคอปเตอร์ชนิดทั่วไป มีใบพัด 1 คู่ สร้างแรงยกและมีใบพัดหางสำหรับหักล้างแรงบิด และควบคุมทิศทางการหมุน ดังแสดงในรูปที่ 2.6

### 2.3.2 เฮลิคอปเตอร์ชนิดใบพัดหลักสองคู่แกนร่วม (Coaxial Rotor Helicopter)

ลักษณะคล้ายชนิดใบพัดหลักคู่เดียว แต่มีใบพัดหลักสองคู่ ซ้อนในแนวแกนเดียวกัน โดยใบพัดทั้งสองคู่จะหมุนสวนทางกัน เพื่อหักล้างแรงบิด ดังนั้นเฮลิคอปเตอร์ชนิดนี้จึงไม่จำเป็นต้องมีใบพัดหาง ดังแสดงในรูปที่ 2.7





รูปที่ 2. 6 เฮลิคอปเตอร์ชนิดหนึ่งใบพัดหลัก



รูปที่ 2. 7 เฮลิคอปเตอร์ชนิดใบพัดหลักสองคู่แกนร่วม

### 2.3.3 เฮลิคอปเตอร์ชนิดแกนหลักสองแกน (Tandem rotor Helicopter)

เป็นเฮลิคอปเตอร์ที่มีใบพัดสองคู่ วางเรียงกันตามแนวลำตัว ดังแสดงในรูปที่ 2.8 มีข้อดีคือ มีช่วงจุดศูนย์ถ่วงที่กว้างมาก ให้แรงยกสูง สามารถบรรทุกของที่มีน้ำหนักมากได้ ข้อเสียคือการเคลื่อนที่ตอบสนองไม่ไวมากนัก และมีขนาดใหญ่

### 2.3.4 เฮลิคอปเตอร์ชนิดใบพัดเดี่ยวหลายแกน (Multi-rotor Helicopter)

จะมีใบพัดหลายชุดวางตัวในระดับเดียวกัน ดังแสดงในรูปที่ 2.8 ตำแหน่งใบพัดขึ้นกับจำนวนแกน เฮลิคอปเตอร์ชนิดนี้สามารถให้แรงยกได้สูงสุด เนื่องจากมีจำนวนใบพัดมาก เหมาะกับการทำอากาศยานขนาดเล็ก แต่ควบคุมค่อนข้างยาก



รูปที่ 2. 8 เฮลิคอปเตอร์ชนิดแกนหลักสองแกน



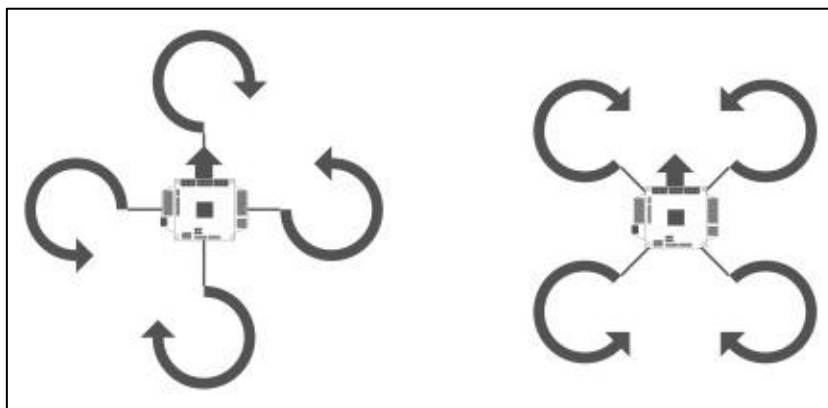
รูปที่ 2. 9 เฮลิคอปเตอร์ชนิดใบพัดเดี่ยวหลายแกน

เนื่องจากโครงการมีวัตถุประสงค์ออกแบบอากาศยานไปติดตั้งอุปกรณ์การภาพและอุปกรณ์ตรวจวัดใช้ในงานในพื้นที่จำกัด ดังนั้นอากาศยานจึงควรให้แรงยกสูงและมีขนาดเล็ก จึงตัดสินใจสร้างอากาศยานชนิดใบพัดเดี่ยวหลายแกน และเลือกสร้างแบบ 4 แกน เนื่องจากจะได้อากาศยานสมมาตรและจำนวนใบพัดไม่มากนัก

#### 2.4 ส่วนประกอบของอากาศยานสี่ใบพัด

ลักษณะโครงสร้างของอากาศยานสี่ใบพัดจะประกอบด้วยใบพัดที่หมุนสวนทิศทางการกันอยู่อย่างละ 1 คู่ โดยการหมุนของชุดโรเตอร์มีลักษณะการหมุน 2 ทิศทาง คือ การหมุนทวนเข็มนาฬิกาและการหมุนตามเข็มนาฬิกา ในการติดตั้งชุดโรเตอร์ในแนวแกนเดียวกัน ลักษณะการหมุนต้องมีทิศทางการเดียวกัน ส่วนในอีกแนวแกนมีลักษณะการหมุนตรงกันข้ามกับแนวแกนแรก ส่วนการติดตั้งชุดใบพัดต้องสอดคล้องกับลักษณะการหมุนดังกล่าวด้วย การติดตั้งชุดโรเตอร์ลักษณะนี้ทำให้เกิดแรงบิดหักล้างกันในสภาวะบินรักษาระดับ โดยแต่ละคู่วางตัวตั้งฉากกัน ดังแสดงในรูปที่ 2.10

ลักษณะการวางชุดโรเตอร์ของอากาศยานสี่ใบพัดมี 2 ลักษณะ คือ การวางชุดโรเตอร์แบบบวก (+) และ การวางชุดโรเตอร์แบบกากบาท (X) ดังแสดงในรูปที่ 2.10 โดยภาพทางซ้ายเป็นการวางชุดโรเตอร์แบบบวก และ ภาพทางขวาเป็นการวางชุดโรเตอร์แบบกากบาท



รูปที่ 2. 10 การวางชุดโรเตอร์ของอากาศยานสี่ใบพัด

โครงสร้างของอากาศยานสี่ใบพัดประกอบด้วย 2 ส่วนหลักๆ คือ อุปกรณ์ทางกล (Mechanic Parts) และอุปกรณ์ทางไฟฟ้า(Electronic Parts)

#### 2.4.1 อุปกรณ์ทางกล

1. โครงสร้างอากาศยานสี่ใบพัด (Quadrotor Frame) คือ อุปกรณ์ที่ทำหน้าที่เป็นส่วนหลักในการติดตั้งอุปกรณ์ต่างๆ มาประกอบเข้าด้วยกัน มีขนาดตามความเหมาะสมในการใช้งาน คุณสมบัติหลักๆ ที่จำเป็นอย่างยิ่ง คือ ต้องมีน้ำหนักเบาและแข็งแรง ในปัจจุบันโครงสร้างอากาศยานสี่ใบพัดส่วนใหญ่จึงใช้อะลูมิเนียม หรือคาร์บอนไฟเบอร์เป็นวัสดุหลัก ดังแสดงในรูปที่ 2.11 และ 2.12



รูปที่ 2. 11 โครงสร้างอากาศยานสี่ใบพัดแบบอะลูมิเนียม



รูปที่ 2. 12 โครงสร้างอากาศยานสี่ใบพัดแบบคาร์บอนไฟเบอร์

2. ใบพัด (Propeller) คือ ส่วนที่ทำหน้าที่สร้างแรงยกให้กับอากาศยานสี่ใบพัด โดยแรงยกและแรงขับที่เกิดขึ้นขึ้นอยู่กับขนาดของใบพัดและความเร็วรอบการหมุนของใบพัด ดังนั้นขนาดและความเร็วรอบของใบพัดควรมีความสัมพันธ์กัน ปัจจุบันใบพัดส่วนใหญ่ทำจากพลาสติก มีน้ำหนักเบา ดังแสดงในรูปที่ 2.13



รูปที่ 2. 13 ใบพัดของอากาศยานสี่ใบพัด

#### 2.4.2 อุปกรณ์ทางไฟฟ้า

1. มอเตอร์ (Motor) ทำหน้าที่ขับเคลื่อนใบพัดเพื่อสร้างแรงยกให้กับอากาศยานสี่ใบพัด แรงยกนั้นเกิดจากชุดโรเตอร์ (Rotor Module) ซึ่งประกอบด้วยใบพัดและมอเตอร์ไฟฟ้า มอเตอร์ไฟฟ้าที่นำมาใช้กับอากาศยานสี่ใบพัด ส่วนใหญ่เป็นมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไม่มีแปรงถ่าน (Brushless Direct Current Motor) ดังแสดงในรูปที่ 2.14



รูปที่ 2. 14 มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไม่มีแปรงถ่าน

2. อุปกรณ์ควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์ (Electronic Speed Controllers) ทำหน้าที่ควบคุมกระแสไฟฟ้าที่จ่ายให้กับมอเตอร์ เนื่องจากมอเตอร์ที่นำมาใช้งานเป็นแบบมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไม่มีแปรงถ่าน 3 เฟส อุปกรณ์ควบคุมความเร็วมอเตอร์อิเล็กทรอนิกส์ส่วนใหญ่ จึงจ่ายกระแสไฟฟ้าแบบ 3 เฟส ซึ่งรับพลังงานจากแบตเตอรี่ และรับสัญญาณควบคุมแบบสัญญาณพัลส์วิดิมอดูเลชัน (Pulse Width Modulation, PWM) จากส่วนควบคุมการบิน ดังแสดงในรูปที่ 2.15



รูปที่ 2. 15 อุปกรณ์ควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์

3. ระบบควบคุมการบิน (Flight Controller System) ทำหน้าที่ควบคุมการทำงานของระบบทั้งหมดของอากาศยานสี่ใบพัด เพื่อควบคุมอากาศยานให้รักษาเสถียรภาพทาง การบินให้อยู่ในสภาวะสมดุล ส่วนใหญ่มีลักษณะพิเศษ คือ ใช้หน่วยประมวลผลที่มีขนาดเล็ก มีน้ำหนักเบา ตัวอย่างเช่น ระบบควบคุมการบินของบริษัท Multiwii ดังแสดงในรูปที่ 2.16 มีส่วนประกอบหลักได้แก่ ระบบประมวลผลหลักคือ ไมโครคอนโทรลเลอร์ของบริษัทแอตเมล (Atmel) และส่วนของอุปกรณ์ตรวจจับ ส่วนใหญ่ทำการติดตั้งอุปกรณ์ตรวจจับชนิดต่างๆ เพื่อใช้ในการรายงานลักษณะการเคลื่อนที่ของอากาศยานสี่ใบพัด ตัวอย่างเช่น อุปกรณ์วัดความเร็วเชิงมุม (Gyroscope) อุปกรณ์วัดความเร่ง (Accelerometer) อุปกรณ์วัดความเข้มข้นของสนามแม่เหล็ก (Magnetometer) อุปกรณ์

วัดระยะห่าง (Sonar) อุปกรณ์วัดระดับความสูง (Barometer) อุปกรณ์วัดตำแหน่งบนพื้นผิวโลก (Global positioning system, GPS) เป็นต้น



รูปที่ 2. 16 ระบบควบคุมการบินของอากาศยานสี่ใบพัด

4. แบตเตอรี่ (Battery) ทำหน้าที่จ่ายพลังงานให้กับอุปกรณ์ไฟฟ้าบนอากาศยานสี่ใบพัด แบตเตอรี่ที่ได้รับความนิยมคือ Lithium-ion Polymer (Li-Po) เนื่องจากมีน้ำหนักเบาและมีประสิทธิภาพในการจ่ายกระแสไฟฟ้าสูง มีหลายขนาดในการเลือกใช้งาน ดังแสดงในรูปที่ 2.17

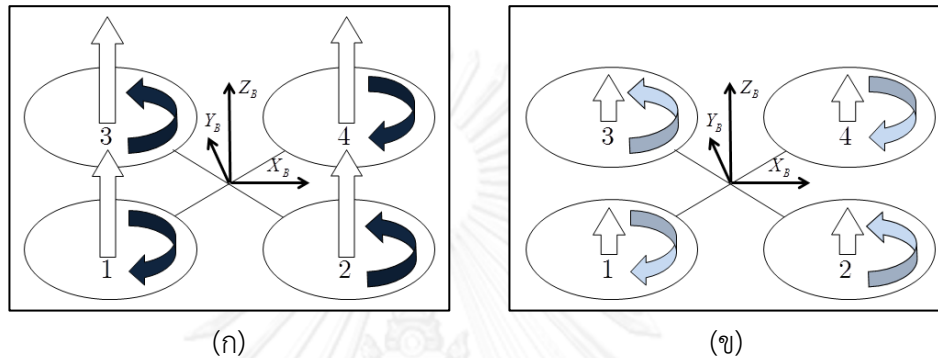


รูปที่ 2. 17 แบตเตอรี่ Lithium-ion Polymer (Li-Po)

## 2.5 การเคลื่อนที่ของอากาศยานสี่ใบพัด

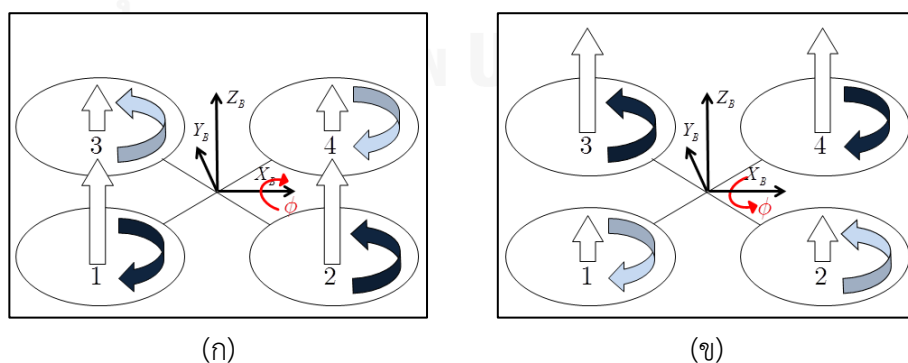
การเคลื่อนที่ของอากาศยานสี่ใบพัดเกิดจากการเปลี่ยนแปลงแรงยกที่ถูกสร้างขึ้นจากชุดโรเตอร์ทั้งหมดของอากาศยานสี่ใบพัด การควบคุมท่าทางการบินและการเคลื่อนที่ของอากาศยานสี่ใบพัด มีลักษณะคล้ายกับอากาศยานทั่วไป ตัวอย่างเช่น การเคลื่อนที่เชิงเส้นตามแนวแกน  $x$ ,  $y$ ,  $z$  และการเคลื่อนที่แบบหมุนรอบแกน  $x$ ,  $y$ ,  $z$  ท่าทางการบินของอากาศยานสี่ใบพัดจะบอกเป็นการหมุนรอบแกนทั้ง 3 แกน คือ การหมุนรอบแกน  $x$  เรียกว่า โรล (Roll) การหมุนรอบแกน  $y$  เรียกว่า พิตช์ (Pitch) การหมุนรอบแกน  $z$  เรียกว่า ยอว์ (Yaw) ตามลำดับ ดังแสดงในรูปที่ 2.18 ถึงรูปที่ 2.21 โดยมีสัญลักษณ์ประกอบการอธิบาย คือ ลูกศรชี้ขึ้น แทน แรงยกที่สร้างจากชุดโรเตอร์ ลูกศรหมุน แทน ความเร็วเชิงมุมของชุดโรเตอร์

1. การเคลื่อนที่ขึ้นลงทางดิ่ง เกิดจากแรงยกของชุดโรเตอร์ทั้ง 4 ชุดมีแรงยกเท่าๆ กัน เมื่อเพิ่มความเร็วในการหมุนของโรเตอร์ทั้ง 4 ชุด มีผลให้เกิดสภาวะบินไต่ระดับ (Climb Up) และเมื่อลดความเร็วของโรเตอร์ทั้ง 4 ชุด มีผลให้เกิดสภาวะบินลดระดับ (Climb Down) และเมื่อแรงยกที่สร้างขึ้นจากโรเตอร์ทั้ง 4 ชุด เท่ากับน้ำหนักของอากาศยาน จะทำให้เกิดการบินรักษาระดับ (Hovering) ดังแสดงในรูปที่ 2.18



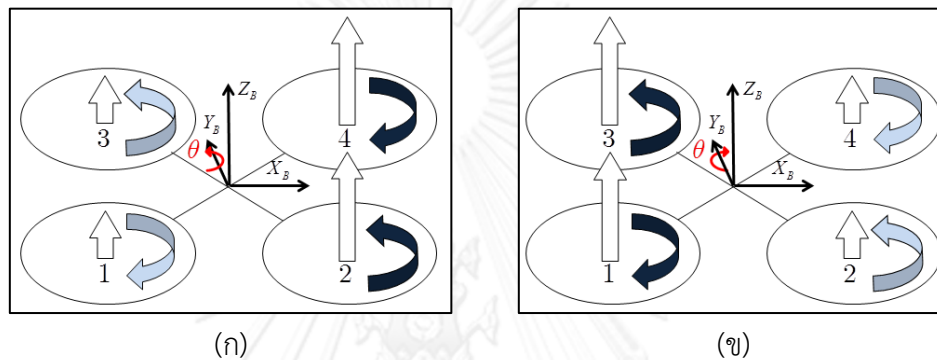
รูปที่ 2. 18 การเคลื่อนที่ขึ้นลงทางดิ่ง (ก) การเคลื่อนที่ขึ้น และ (ข) การเคลื่อนที่ลง

2. การเคลื่อนที่หมุนรอบแกน  $x$  เกิดจากผลรวมของแรงยกโรเตอร์คู่ที่ 1, 2 และโรเตอร์คู่ที่ 3, 4 มีความแตกต่างกัน ส่งผลให้เกิดการเคลื่อนที่แบบโรล (Roll) เมื่อแรงยกของโรเตอร์คู่ที่ 1, 2 มีค่ามากกว่าแรงยกของโรเตอร์คู่ที่ 3, 4 อากาศยานจะเคลื่อนที่หมุนรอบแกน  $x$  ในทิศทางทวนเข็มนาฬิกาและมีการเคลื่อนที่เชิงเส้นตามแนวแกน  $y$  ในทางตรงข้ามเมื่อแรงยกของโรเตอร์คู่ที่ 1, 2 มีค่าน้อยกว่าแรงยกของโรเตอร์คู่ที่ 3, 4 อากาศยานจะเคลื่อนที่หมุนรอบแกน  $x$  ในทิศทางตามเข็มนาฬิกาและมีการเคลื่อนที่เชิงเส้นตามแนวแกน  $y$  ในทิศทางตรงกันข้ามกับการหมุนทวนเข็มนาฬิกา ดังแสดงในรูปที่ 2.19



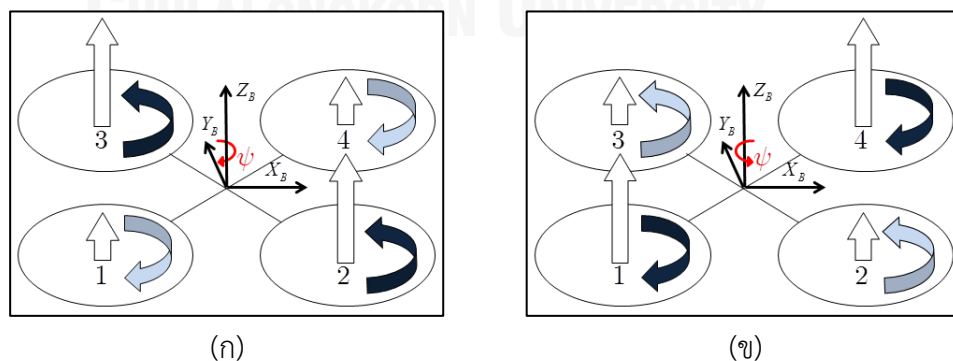
รูปที่ 2. 19 การเคลื่อนที่หมุนรอบแกน  $x$  (ก) การหมุนทวนเข็มนาฬิกา และ (ข) การหมุนตามเข็มนาฬิกา

3. การเคลื่อนที่หมุนรอบแกน  $y$  เกิดจากผลรวมของแรงยกโรเตอร์คู่ที่ 1, 2 และโรเตอร์คู่ที่ 3, 4 มีความแตกต่างกัน ส่งผลให้เกิดการเคลื่อนที่แบบพิทช์ (Pitch) เมื่อแรงยกของโรเตอร์คู่ที่ 1, 2 มีค่ามากกว่าแรงยกของโรเตอร์คู่ที่ 3, 4 อากาศยานจะเคลื่อนที่หมุนรอบแกน  $y$  ในทิศทางทวนเข็มนาฬิกาและมีการเคลื่อนที่เชิงเส้นตามแนวแกน  $x$  ในทางตรงข้ามเมื่อแรงยกของโรเตอร์คู่ที่ 1, 2 มีค่าน้อยกว่าแรงยกของโรเตอร์คู่ที่ 3, 4 อากาศยานจะเคลื่อนที่หมุนรอบแกน  $y$  ในทิศทางตามเข็มนาฬิกาและมีการเคลื่อนที่เชิงเส้นตามแนวแกน  $x$  ในทิศทางตรงกันข้ามกับการหมุนทวนเข็มนาฬิกา ดังแสดงในรูปที่ 2.20



รูปที่ 2. 20 การหมุนรอบแกน  $y$  (ก) การหมุนทวนเข็มนาฬิกา และ (ข) การหมุนตามเข็มนาฬิกา

4. การเคลื่อนที่หมุนรอบแกน  $z$  เกิดจากผลรวมของแรงยกโรเตอร์คู่ที่ 1, 4 และโรเตอร์คู่ที่ 2, 3 มีความแตกต่างกัน ส่งผลให้เกิดการเคลื่อนที่แบบยอร์ (Yaw) เมื่อแรงยกของโรเตอร์คู่ที่ 1, 4 มีค่ามากกว่าแรงยกของโรเตอร์คู่ที่ 2, 3 อากาศยานจะเคลื่อนที่หมุนรอบแกน  $z$  ในทิศทางทวนเข็มนาฬิกาและมีการเคลื่อนที่เชิงเส้นตามแนวแกน  $z$  ในทางตรงข้ามเมื่อแรงยกของโรเตอร์คู่ที่ 1, 4 มีค่าน้อยกว่าแรงยกของโรเตอร์คู่ที่ 2, 3 อากาศยานจะเคลื่อนที่หมุนรอบแกน  $z$  ในทิศทางตามเข็มนาฬิกาและมีการเคลื่อนที่เชิงเส้นตามแนวแกน  $z$  คล้ายการหมุนทวนเข็มนาฬิกา ดังแสดงในรูปที่ 2.21



รูปที่ 2. 21 การเคลื่อนที่หมุนรอบแกน  $z$  (ก) การหมุนทวนเข็มนาฬิกา และ (ข) การหมุนตามเข็มนาฬิกา

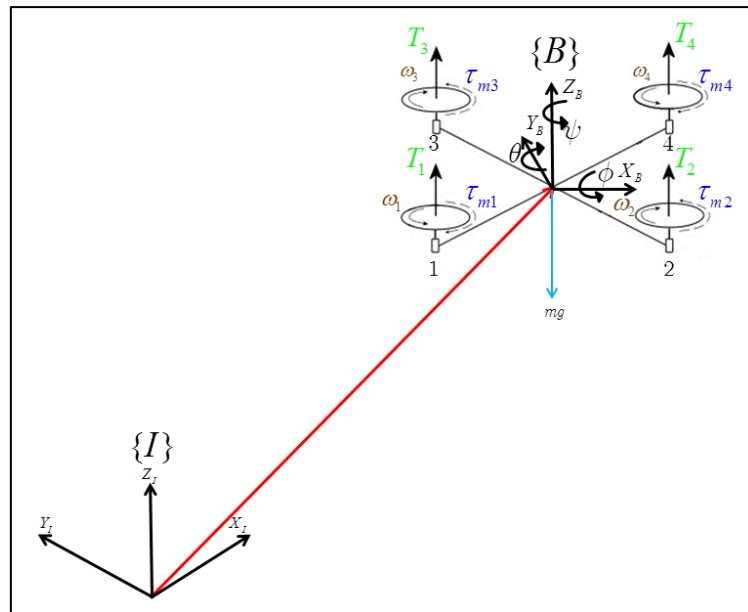


### บทที่ 3 ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

สิ่งสำคัญอย่างยิ่งก่อนการออกแบบระบบควบคุมอากาศยานสี่ใบพัด คือ การศึกษาพฤติกรรม การเคลื่อนที่ของระบบ ในทางวิศวกรรมพฤติกรรมเคลื่อนที่ของระบบมีความสัมพันธ์กับการสร้าง รูปแบบจำลองพลศาสตร์ (Dynamic Model) ซึ่งเป็นส่วนที่สำคัญในการวิเคราะห์และสังเกต พฤติกรรมของระบบ โดยเฉพาะอย่างยิ่งการศึกษาหุ่นยนต์ที่เกี่ยวข้องกับการบินซึ่งมีความอันตรายสูง หากเกิดอุบัติเหตุจากที่สูง ดังนั้นการจำลองระบบและเลือกระบบควบคุมที่เหมาะสมก่อนทำการ ทดลองจริงจึงเป็นสิ่งสำคัญอย่างยิ่ง รูปแบบจำลองพลศาสตร์ของระบบส่วนใหญ่อยู่ในรูปสมการเชิง อนุพันธ์ ในการหารูปแบบจำลองพลศาสตร์ได้นำหลักการของลากรางจ์-ออยเลอร์มาใช้ ในบทนี้จึงจะ กล่าวถึงทฤษฎีที่เกี่ยวข้องในการหารูปแบบจำลองพลศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัด

#### 3.1 กรอบอ้างอิงของอากาศยานสี่ใบพัด

การหารูปแบบจำลองพลศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัด จำเป็นต้องทำการระบุกรอบอ้างอิง ให้กับระบบ เพื่อใช้กรอบเหล่านั้นพิจารณาความสัมพันธ์ในการเคลื่อนที่ กรอบที่ใช้ในการระบุตำแหน่ง การเคลื่อนที่มี 2 กรอบคือ กรอบอ้างอิงเฉื่อย (Inertial Frame Or Reference Frame) แทนด้วย สัญลักษณ์  $\{I\}$  โดยประกอบด้วย 3 แกนหลัก ได้แก่ แกน  $x$  แทนด้วยสัญลักษณ์  $x_I$  แกน  $y$  แทนด้วย สัญลักษณ์  $y_I$  แกน  $z$  แทนด้วยสัญลักษณ์  $z_I$  มีจุดอ้างอิงอยู่ที่ตำแหน่งพื้นผิวโลก โดยสมมติว่า พื้นผิวโลกมีลักษณะแบน การเรียงตัว (Orientation) ของกรอบอ้างอิงเฉื่อยนี้ถูกยึดให้อยู่กับที่ และ ส่วนกรอบอ้างอิงอีกแบบ คือ กรอบลำตัวอากาศยาน (Body Frame) แทนด้วยสัญลักษณ์  $\{B\}$  โดย ประกอบด้วย 3 แกนหลักคือ แกน  $x$  แทนด้วยสัญลักษณ์  $x_B$  แกน  $y$  แทนด้วยสัญลักษณ์  $y_B$  แกน  $z$  แทนด้วยสัญลักษณ์  $z_B$  การเคลื่อนที่จะถูกอ้างอิงกับเฟรมลำตัวอากาศยาน โดยที่จุดเริ่มต้นอยู่ที่ ตำแหน่งจุดศูนย์ถ่วง แกน  $x$  มีทิศชี้ไปทางด้านหน้าของอากาศยาน แกน  $z$  มีทิศชี้ลงตามทิศทาง อุปกรณ์วัดมุมการหมุนที่นำมาติดตั้ง แกน  $y$  มีทิศตามกฎมือขวา แกนทั้ง 3 นี้ เคลื่อนที่ไปพร้อมกับการเคลื่อนที่ของอากาศยาน โดยพฤติกรรมเคลื่อนที่ของอากาศยานจะอธิบายอ้างอิงกับกรอบ อ้างอิงเฉื่อยเสมอ ดังแสดงในรูปที่ 3.1



รูปที่ 3. 1 กรอบอ้างอิงและแรงยกที่กระทำของอากาศยานสี่ใบพัด

กำหนดให้

$\{I\}$  คือ กรอบอ้างอิงเฉื่อย  $(x_I, y_I, z_I)$

$\{B\}$  คือ กรอบอ้างอิงเฉื่อย  $(x_B, y_B, z_B)$

$\phi, \theta, \psi$  คือ มุมที่ใช้ในการอธิบายการเรียงตัวของอากาศยาน

$x, y, z$  คือ ตำแหน่งเชิงเส้นตามแนวแกน  $x, y, z$  ของอากาศยาน

$\xi = [x \ y \ z]^T \in \mathbb{R}^3$  คือ ตำแหน่งเชิงเส้นของอากาศยานเทียบกับกรอบอ้างอิงเฉื่อย

$\eta = [\phi \ \theta \ \psi]^T \in SO3$  คือ การเรียงตัวของอากาศยานเทียบกับกรอบอ้างอิงเฉื่อย

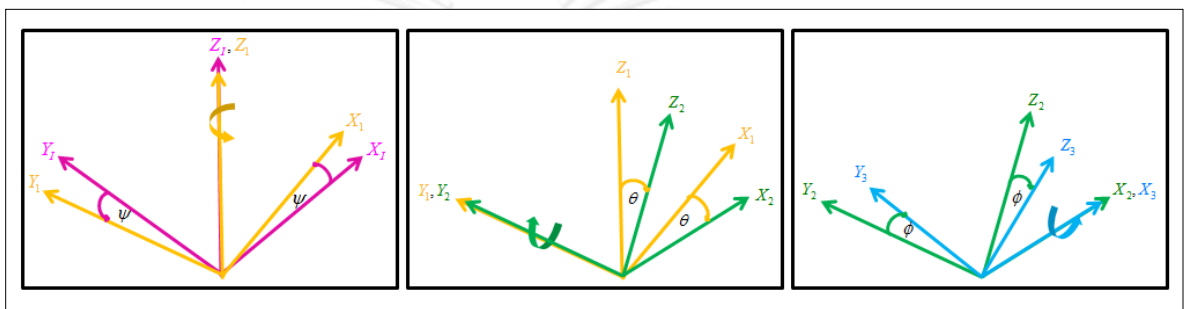
$\tau_{mi}$  คือ แรงบิดจากโรเตอร์ทั้ง 4 ชุด  $(i=1,2,3,4)$

$T_i$  คือ แรงผลักของโรเตอร์แต่ละชุด  $(i=1,2,3,4)$

$\omega_i$  คือ ความเร็วเชิงมุมของโรเตอร์แต่ละชุด  $(i=1,2,3,4)$

### 3.2 เมทริกซ์อธิบายการเรียงตัวของอากาศยานสี่ใบพัด

การอธิบายการเรียงตัวของอากาศยานมีหลายวิธี แต่ในงานวิจัยนี้ได้นำหลักการหมุนแบบ Euler's Angles ชนิด ZYX มาใช้ในการอธิบาย แทนมุมทั้ง 3 ด้วยสัญลักษณ์ คือ  $\psi, \theta, \phi$  (ยอร์, พิตช์, โรล) เริ่มต้นอากาศยานถูกหมุนรอบแกน  $Z_1$  เป็นมุม  $\psi$  ผลคือ แกนทั้ง 3 จะวางตัวในแนวแกน  $X_1, Y_1, Z_1$  ต่อจากนั้นหมุนรอบแกน  $Y_1$  เป็นมุม  $\theta$  ผลคือ แกนทั้ง 3 จะวางตัวในแนวแกน  $X_2, Y_2, Z_2$  สุดท้ายหมุนรอบแกน  $X_2$  เป็นมุม  $\phi$  ผลคือ แกนทั้ง 3 จะวางตัวในแนวแกน  $X_3, Y_3, Z_3$  เป็นการหมุนแกนลำตัวเป็นครั้งสุดท้าย ดังแสดงในรูปที่ 3.2



รูปที่ 3. 2 แสดงการหมุน Euler's Angles เป็นมุม  $\psi, \theta, \phi$  ตามแนวแกน z, y, x ตามลำดับ

ในการหมุนรอบแกน z ( $\psi$ ) ได้ผลลัพธ์คือ

$$R(\psi) = \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

ในการหมุนรอบแกน y ( $\theta$ ) ได้ผลลัพธ์คือ

$$R(\theta) = \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \quad (3.2)$$

ในการหมุนรอบแกน  $x(\phi)$  ได้ผลลัพธ์คือ

$$R(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \quad (3.3)$$

การรวมผลลัพธ์ที่เกิดจากการหมุนทั้ง 3 ครั้ง ได้ผลลัพธ์คือ

$${}^B R_I = R(\phi)R(\theta)R(\psi) \quad (3.4)$$

$${}^B R_I = R(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \psi & -\sin \psi & 0 \\ \sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (3.5)$$

$${}^B R_I = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & \sin \psi \cos \theta & -\sin \theta \\ -\sin \psi \cos \phi + \cos \psi \sin \theta \sin \phi & \cos \psi \cos \phi + \sin \psi \sin \theta \sin \phi & \cos \theta \sin \phi \\ \sin \psi \sin \phi + \cos \psi \sin \theta \cos \phi & -\cos \psi \sin \phi + \sin \psi \sin \theta \cos \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (3.6)$$

กำหนดให้

$R(\psi)$ ,  $R(\theta)$ ,  $R(\phi)$  คือ เป็นเมทริกซ์การหมุนในแต่ละแกนของแกนอากาศยานเทียบกับแกนอ้างอิงเฉื่อย

${}^B R_I$  คือ เมทริกซ์การหมุน อธิบายการหมุนของแกนอ้างอิงเฉื่อย สู่ แกนลำตัวอากาศยาน

เนื่องจากเมทริกซ์การหมุนดังกล่าว มีคุณสมบัติเมทริกซ์ตั้งฉาก (Orthogonal Matrix) การพิจารณาการเรียงตัวของอากาศยาน จึงนำประโยชน์ของเมทริกซ์การหมุนมาใช้ในการพิจารณา ดังสมการที่ 3.7

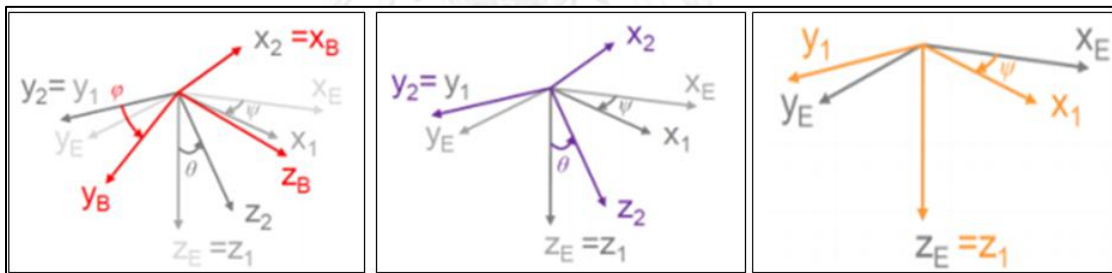
$${}^I R_B = [{}^B R_I]^{-1} = [{}^B R_I]^T \quad (3.7)$$

ในการคำนวณจะเขียนระบบสมการเทียบกับแกนอ้างอิงเฉื่อย จึงต้องแปลงสมการที่กระทำกับแกนลำตัวอากาศยานให้อยู่ในรูปพิกัดแกนอ้างอิงเฉื่อย ด้วยเมทริกซ์การหมุน(Rotation Matrix) เมทริกซ์การหมุนจากเฟรมลำตัวอากาศยาน สู่ เฟรมอ้างอิงเฉื่อย คือ

$${}^1R_B = \begin{bmatrix} \cos \psi \cos \theta & -\sin \psi \cos \phi + \cos \psi \sin \theta \sin \phi & \sin \psi \sin \phi + \cos \psi \sin \theta \cos \phi \\ \sin \psi \cos \theta & \cos \psi \cos \phi + \sin \psi \sin \theta \sin \phi & -\cos \psi \sin \phi + \sin \psi \sin \theta \cos \phi \\ -\sin \theta & \cos \theta \sin \phi & \cos \theta \cos \phi \end{bmatrix} \quad (3.8)$$

### 3.3 เมทริกซ์เปลี่ยนรูปของความเร็วเชิงมุม

การเปลี่ยนแปลงความเร็วเชิงมุมเมื่อเทียบกับกรอบอ้างอิงเฉื่อยนั้นเป็นลักษณะที่ไม่ต่อเนื่อง แตกต่างกับการเปลี่ยนแปลงความเร็วเชิงมุมของกรอบลำตัวอากาศยานซึ่งมีลักษณะต่อเนื่อง ดังนั้นในการพิจารณาความเร็วเชิงมุมของกรอบลำตัวอากาศยานมาเปรียบเทียบกับกรอบอ้างอิงเฉื่อย จึงนำเมทริกซ์เปลี่ยนรูป (Transformation Matrix) มาใช้ในการอ้างอิง[8] ทำการแยกการหมุนออกเป็น 3 ลักษณะ แสดงดังรูปที่ 3.3 โดยเป็นการหมุนเทียบกับกรอบอ้างอิงเฉื่อย แสดงดังสมการที่ 3.9



รูปที่ 3.3 แสดงการหมุนของกรอบลำตัวอากาศยานกับกรอบอ้างอิงเฉื่อย

$$v_B = v_{Byaw} + v_{Bpitch} + v_{Broll} \quad (3.9)$$

$$v_B = R(\phi)R(\theta)R(\psi) \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + R(\phi)R(\theta) \begin{bmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{bmatrix} + R(\phi) \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.10)$$

$$v_B = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = W_n \dot{\eta} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s\theta \\ 0 & c\phi & c\theta s\phi \\ 0 & -s\phi & c\theta c\phi \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (3.11)$$

กำหนดให้

$v_B$  คือ ความเร็วเชิงมุมของอากาศยาน  $[p \ q \ r]^T$

$v_{Broll}, v_{Bpitch}, v_{Byaw}$  คือ ความเร็วเชิงมุมของอากาศยานทั้ง 3 แกน

$W_n$  คือ เมทริกซ์เปลี่ยนรูปของความเร็วเชิงมุมของกรอบลำตัวอากาศยานเทียบกับกรอบอ้างอิงเฉื่อย

$\eta$  คือ ความเร็วเชิงมุมของมุมออยเลอร์เทียบกับกรอบอ้างอิงเฉื่อย

เมื่อทำการพิจารณาในเงื่อนไขในขณะที่ยานมีการบินรักษาระดับ ส่งผลให้มุมในการหมุนมีขนาดเล็กมาก การหมุนของอากาศยานเมื่อเทียบกับกรอบอ้างอิงเฉื่อยและการหมุนของอากาศยานเมื่อเทียบกับกรอบลำตัวอากาศยานมีขนาดเท่ากัน ดังแสดงในสมการที่ 3.12

$$v_B = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \quad (3.12)$$

### 3.4 รูปแบบจำลองพลศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัด

ในส่วนนี้จะกล่าวถึงการหารูปแบบจำลองพลศาสตร์ เพื่ออธิบายลักษณะการเคลื่อนที่ของระบบในรูปแบบสมการคณิตศาสตร์ โดยใช้หลักการลากรางจ์-ออยเลอร์ รูปแบบจำลองที่ได้มานั้น จะช่วยให้การวิเคราะห์ระบบและสังเกตพฤติกรรมของระบบได้สะดวก โดยสมมุติเงื่อนไขเพื่อลดความซับซ้อนในการคำนวณ โดยมีดังต่อไปนี้ [8]

1. โครงสร้างของอากาศยานสี่ใบพัดเป็นโครงสร้างที่แข็ง (Supposed Rigid)
2. โครงสร้างมีลักษณะสมมาตรทุกทิศทาง
3. จุดศูนย์ถ่วง (Center of gravity) และจุดเริ่มต้นของเฟรมลำตัวอากาศยาน (Body Frame) อยู่ตำแหน่งเดียวกัน
4. ใบพัดทั้ง 4 ใบ สมมุติว่าเป็นวัตถุที่แข็ง (Supposed Rigid)
5. แร้งยกและแรงต้านอากาศแปรผันตรงกับความเร็วเชิงมุมของใบพัดยกกำลังสอง

งานวิจัยนี้ทำการศึกษาการรักษาเสถียรภาพทางการบินของอากาศยานสี่ใบพัดเพียงอย่างเดียว ดังนั้นรูปแบบจำลองพลศาสตร์จึงพิจารณาเฉพาะในส่วนการเปลี่ยนแปลงการหมุนหรือการเรียงตัว (orientation) ขั้นตอนการคำนวณทั้งหมดในการหารูปแบบจำลองพลศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัดได้กล่าวไว้ในภาคผนวก ก การคำนวณด้วยวิธีนี้จะอธิบายในรูปของพลังงานจลน์ (Kinematic Energy) และ พลังงานศักย์ (Potential Energy) ดังนั้นในการคำนวณหารูปแบบจำลองพลศาสตร์ จึงต้องหาพลังงานจลน์และพลังงานศักย์ในการเคลื่อนที่ของอากาศยานสี่ใบพัดก่อน มีขั้นตอนหลักๆ ดังต่อไปนี้

### 1. การหาจลศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัด

ในการอธิบายตำแหน่งใดๆ ของลำตัวอากาศยานสี่ใบพัดเทียบกับกรอบอ้างอิงเฉื่อย เราสามารถอธิบายในรูปของสมการ แสดงดังสมการที่ 3.13

$$\begin{aligned} r_x(x, y, z) &= (c\psi c\theta)x + (c\psi s\theta s\phi - s\psi c\phi)y + (c\psi s\theta c\phi + s\psi s\phi)z \\ r_y(x, y, z) &= (s\psi c\theta)x + (s\psi s\theta s\phi + c\psi c\phi)y + (s\psi s\theta c\phi - s\phi s\psi)z \\ r_z(x, y, z) &= (-s\theta)x + (c\theta s\phi)y + (c\theta c\phi)z \end{aligned} \quad (3.13)$$

กำหนดให้

$c$  คือ มุม  $\cos$  และ  $s$  คือ มุม  $\sin$

$r_x, r_y, r_z$  คือ ตำแหน่งใดๆ ของลำตัวอากาศยานเทียบกับกรอบอ้างอิงเฉื่อย

$x, y, z$  คือ เวกเตอร์หนึ่งหน่วย แทนทิศทางตามแนวแกน  $x, y, z$

จากนั้นนำสมการที่ 3.13 ไปหาอนุพันธ์เทียบกับเวลา เพื่อหาความเร็วในการเคลื่อนที่ของระบบ โดยขนาดของความเร็วการเคลื่อนที่ของระบบยกกำลังสอง แสดงดังสมการที่ 3.14

$$v^2 = v_x^2 + v_y^2 + v_z^2 \quad (3.14)$$

### 2. สมการพลังงานการเคลื่อนที่ของอากาศยานสี่ใบพัด

ในการคำนวณหารูปแบบจำลองพลศาสตร์ โดยใช้หลักการของลากรางจ์-ออยเลอร์ ต้องคำนวณหาพลังงานจลน์และพลังงานศักย์ในการเคลื่อนที่ของอากาศยานสี่ใบพัดก่อน จากสมการที่ 3.10 จัดสมการให้อยู่ในรูปสมการพลังงานจลน์ของระบบ โดยมีสมมติฐานคือ เมทริกซ์โมเมนตัม

เมื่อมีลักษณะทแยงมุม ดูข้อมูลที่ ภาคผนวก ก ดังนั้นสมการพลังงานจลน์ของระบบ จึงแสดงดังสมการที่ 3.15

$$\begin{aligned}
 K &= \frac{1}{2} I_{xx} (\dot{\phi}^2 - \dot{\phi}\dot{\psi}2s\theta + \dot{\psi}^2s^2\theta) \\
 &+ \frac{1}{2} I_{yy} (\dot{\theta}^2c^2\phi + \dot{\theta}\dot{\psi}2s\phi c\phi c\theta + \dot{\psi}^2s^2\phi c^2\theta) \\
 &+ \frac{1}{2} I_{zz} (\dot{\theta}^2s^2\phi - \dot{\theta}\dot{\psi}2s\phi c\phi c\theta + \dot{\psi}^2c^2\phi c^2\theta)
 \end{aligned} \quad (3.15)$$

และมีสมการพลังงานศักย์ของระบบ แสดงดังสมการที่ 3.16

$$V = \int x dm(x)(-gs\theta) + \int y dm(y)(gs\phi c\theta) + \int z dm(z)(c\phi c\theta) \quad (3.16)$$

### 3. รูปแบบทั่วไปของสมการการเคลื่อนที่ของหลักการลากรางจ์-ออยเลอร์

หาลากรางจ์เจียน (Lagrangian) และจัดรูปสมการเพื่อใช้หารูปแบบทั่วไปของสมการการเคลื่อนที่ แสดงดังสมการที่ 3.17

$$L = K - V, \quad \Gamma_i = \frac{d}{dt} \left( \frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial L}{\partial q_i} \quad (3.17)$$

กำหนดให้

$q_i$  คือ พิสัยทั่วไป (Generalized Coordinates)  $[\phi, \theta, \psi, x, y, z]^T$

$\Gamma_i$  คือ แรงหรือแรงบิดที่กระทำทั่วไป (Generalized Force or Torque)



ดังนั้นสมการการเคลื่อนที่การหมุนรอบแกนทั้ง 3 แกน แสดงดังสมการที่ 3.18

$$\begin{aligned}\ddot{\phi} &= \frac{\dot{\psi}\dot{\theta}(I_{yy} - I_{zz})}{I_{xx}} \\ \ddot{\theta} &= \frac{\dot{\psi}\dot{\phi}(I_{zz} - I_{xx})}{I_{yy}} \\ \ddot{\psi} &= \frac{\dot{\theta}\dot{\phi}(I_{xx} - I_{yy})}{I_{zz}}\end{aligned}\quad (3.18)$$

กำหนดให้

$I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}$  คือ โมเมนต์ความเฉื่อยตามแนวแกน  $x, y, z$

แรงบิดที่กระทำกับอากาศยานสี่ใบพัด พิจารณาเฉพาะแรงบิดที่เกิดขึ้นจากเกิดจากแรงยกที่ไม่เท่ากันของชุดโรเตอร์แต่ละคู่ แสดงดังรูปที่ 3.1 แรงบิดที่เกิดขึ้นทั้ง 3 แกน แสดงดังสมการที่ 3.19

$$\begin{aligned}\tau_x &= bl((\omega_3^2 + \omega_4^2) - (\omega_1^2 + \omega_2^2)) \\ \tau_y &= bl((\omega_1^2 + \omega_3^2) - (\omega_2^2 + \omega_4^2)) \\ \tau_z &= d((\omega_2^2 + \omega_3^2) - (\omega_1^2 + \omega_4^2))\end{aligned}\quad (3.19)$$

กำหนดให้

$\tau_x$  คือ แรงบิดที่เกิดจากแรงยกของชุดโรเตอร์ตามแนวแกน  $x$

$\tau_y$  คือ แรงบิดที่เกิดจากแรงยกของชุดโรเตอร์ตามแนวแกน  $y$

$\tau_z$  คือ แรงบิดที่เกิดจากแรงต้านอากาศของชุดโรเตอร์ตามแนวแกน  $z$

แรงบิดตามแนวแกน  $x$  และแนวแกน  $y$  จากผลกระทบของใจโรสโคปิกของการหมุนชุดโรเตอร์ แสดงดังสมการที่ 3.20

$$\tau'_x = J_r \dot{\theta} (\omega_1 + \omega_3 - \omega_2 - \omega_4) \quad (3.20)$$

$$\tau'_y = J_r \dot{\phi} (\omega_2 + \omega_4 - \omega_1 - \omega_3)$$

กำหนดให้

$\tau'_x$  คือ แรงบิดที่เกิดจากผลกระทบของไจโรสโคปิกของชุดโรเตอร์ตามแนวแกน x

$\tau'_y$  คือ แรงบิดที่เกิดจากผลกระทบของไจโรสโคปิกของชุดโรเตอร์ตามแนวแกน y

$J_r$  คือ โมเมนต์ของความเฉื่อยของโรเตอร์

#### 4. รูปแบบจำลองพลศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัด

รูปแบบจำลองพลศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัด ประกอบด้วย การหมุนของมูมโรล มูมพิตช์ และมูมยอร์ว แรงบิดที่เกิดจากแรงยก แรงบิดที่มาจากผลกระทบของไจโรสโคปิกของการหมุน ลำตัวอากาศยานและการหมุนของชุดโรเตอร์ ดังแสดงในสมการที่ 3.21

$$\begin{aligned} \ddot{\phi} &= \frac{\dot{\psi} \dot{\theta} (I_{yy} - I_{zz})}{I_{xx}} + \frac{J_r \dot{\theta} (\omega_1 + \omega_3 - \omega_2 - \omega_4)}{I_{xx}} + \frac{bl((\omega_3^2 + \omega_4^2) - (\omega_1^2 + \omega_2^2))}{I_{xx}} \\ \ddot{\theta} &= \frac{\dot{\psi} \dot{\phi} (I_{zz} - I_{xx})}{I_{yy}} + \frac{J_r \dot{\phi} (\omega_2 + \omega_4 - \omega_1 - \omega_3)}{I_{yy}} + \frac{bl((\omega_1^2 + \omega_3^2) - (\omega_2^2 + \omega_4^2))}{I_{yy}} \\ \ddot{\psi} &= \frac{\dot{\theta} \dot{\phi} (I_{xx} - I_{yy})}{I_{zz}} + \frac{d((\omega_2^2 + \omega_3^2) - (\omega_1^2 + \omega_4^2))}{I_{zz}} \end{aligned} \quad (3.21)$$

#### 3.5 แรงบิดที่กระทำกับลำตัวอากาศยานสี่ใบพัด

ในหัวข้อนี้ได้เพิ่มเติมรายละเอียดเกี่ยวกับแรงบิดที่กระทำกับอากาศยานสี่ใบพัด โดยอ้างอิงจากงานวิจัยของ Gary Fay ระหว่างการดำเนินงานวิจัยโปรเจค Mesicopter เพื่อเป็นประโยชน์ในการศึกษาเกี่ยวกับอากาศยานสี่ใบพัดต่อไป

##### 1. แรงบิดเนื่องจากแรงผลักของโรเตอร์

สมการแรงยกที่สร้างจากโรเตอร์ [3, 9] แสดงดังสมการที่ 3.22

$$T = b \frac{\rho r^2 A}{2} \omega^2 \quad (3.22)$$

กำหนดให้

$T_i$  คือ แรงยกจากโรเตอร์

$b$  คือ สัมประสิทธิ์แรงขับ (Thrust Coefficient)

$\rho$  คือ ความหนาแน่นของอากาศ (Density of Air)

$r$  คือ รัศมีของใบพัด (Propeller radius)

$A$  คือ พื้นที่ด้านหน้าสัมผัสของใบพัด (Reference Area)

$\omega$  คือ ความเร็วเชิงมุมของใบพัด (Propeller Angular Velocity)

แรงบิดที่กระทำกับอากาศยานสี่ใบพัด พิจารณาเฉพาะแรงบิดที่เกิดขึ้นจากเกิดจากแรงยกที่ไม่เท่ากันของชุดโรเตอร์แต่ละคู่ แสดงดังรูปที่ 3.1 แรงบิดที่เกิดขึ้นทั้ง 3 แกน แสดงดังสมการที่ 3.23

$$\tau_x = bl((\omega_3^2 + \omega_4^2) - (\omega_1^2 + \omega_2^2))$$

$$\tau_y = bl((\omega_1^2 + \omega_3^2) - (\omega_2^2 + \omega_4^2)) \quad (3.23)$$

$$\tau_z = d((\omega_2^2 + \omega_3^2) - (\omega_1^2 + \omega_4^2))$$

2. แรงบิดเนื่องจากแรงต้านอากาศในการหมุนของโรเตอร์

สมการแรงบิดที่เกิดจากแรงต้านอากาศในการหมุนของโรเตอร์ [3, 9] แสดงดังสมการที่ 3.24

$$\tau_M = C_D \frac{\rho A}{2} \omega^2 \quad (3.24)$$

กำหนดให้

$\tau_M$  คือ แรงบิดเนื่องจากแรงต้านของโรเตอร์แต่ละชุด

$C_D$  คือ สัมประสิทธิ์แรงต้านอากาศ (Drag Coefficient)

แรงบิดเนื่องจากแรงต้านอากาศในการหมุนของโรเตอร์เกิดขึ้นในแนวแกน  $z$  ซึ่งเกิดจากความไม่สมดุลของแรงบิดในการหมุนของโรเตอร์ทั้ง 4 ชุด เพื่อเอาชนะแรงต้านอากาศแสดงดังสมการที่ 3.25

$$\tau_z = (\tau_{m2} + \tau_{m3} - \tau_{m1} - \tau_{m4}) \quad (3.25)$$

กำหนดให้

$\tau_{mi}$  คือ แรงบิดเนื่องจากแรงต้านของชุดโรเตอร์แต่ละชุด  $i = 1, 2, 3, 4$

### 3. แรงบิดเนื่องจากผลของไจโรสโคปิกของชุดโรเตอร์

สมการแรงบิดเนื่องจากผลของไจโรสโคปิก (Gyroscopic Effect) ของชุดโรเตอร์[9] เกิดขึ้นขณะที่ชุดโรเตอร์หมุนและลำตัวอากาศยานมีการเคลื่อนที่ ลำตัวอากาศยานจะพบกับแรงบิดที่มาจากไจโรสโคปิกที่เกิดจากชุดโรเตอร์ทั้ง 4 ชุด แสดงดังสมการที่ 3.26

$$\tau'_x = J_r \dot{\theta} (\omega_1 + \omega_3 - \omega_2 - \omega_4) \quad (3.26)$$

$$\tau'_y = J_r \dot{\phi} (\omega_2 + \omega_4 - \omega_1 - \omega_3)$$

### 4. แรงบิดจากการเปลี่ยนความเร็วเชิงมุมโรเตอร์

ในขณะที่มีการเปลี่ยนแปลงความเร็วเชิงมุมของโรเตอร์[9] จะทำให้เกิดแรงบิดที่มีผลต่อลำตัวอากาศยาน แสดงดังสมการที่ 3.27

$$\tau_{ar} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ J_r (\dot{\omega}_1 + \dot{\omega}_2 - \dot{\omega}_3 - \dot{\omega}_4) \end{bmatrix} \quad (3.27)$$

กำหนดให้

$\tau_{ar}$  คือ แรงบิดจากการเปลี่ยนความเร็วเชิงมุมของโรเตอร์

$\omega_i$  คือ ความเร็วเชิงมุมของชุดโรเตอร์แต่ละชุด

ดังนั้นรูปแบบจำลองพลศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัด โดยรวมแรงบิดทั้งหมดที่กระทำกับลำตัวอากาศยาน แสดงดังสมการที่ 3.28

$$\begin{aligned}\ddot{\phi} &= \frac{\dot{\psi}\dot{\theta}(I_{yy} - I_{zz})}{I_{xx}} + \tau'_x + \tau_x \\ \ddot{\theta} &= \frac{\dot{\psi}\dot{\phi}(I_{zz} - I_{xx})}{I_{yy}} + \tau'_y + \tau_y \\ \ddot{\psi} &= \frac{\dot{\theta}\dot{\phi}(I_{xx} - I_{yy})}{I_{zz}} + \tau'_z + \tau_{ar}\end{aligned}\quad (3.28)$$

### 3.5 รูปแบบจำลองพลศาสตร์ของมอเตอร์

ชุดโรเตอร์ คือ ชุดสร้างแรงยกให้กับอากาศยานสี่ใบพัดประกอบด้วยมอเตอร์และใบพัดโดยที่รูปแบบของมอเตอร์กระแสดตรง แบ่งออกเป็น 2 ส่วนคือ ส่วนไฟฟ้า (Electrical Part) และส่วนเครื่องกล (Mechanical Part) สามารถเขียนสมการได้ดังนี้

$$L \frac{di_a}{dt} = V - Ri_a - K_e \omega_m \quad (3.29)$$

$$J_m \frac{d\omega_m}{dt} = K_t i_a - c\omega_m$$

จากสมการที่ 3.29 เขียนฟังก์ชันถ่ายโอน (Transfer Function) ได้ดังสมการที่ 3.30 และแสดงเป็นบล็อกไดอะแกรม(Block Diagram) ดังแสดงในรูปที่ 3.4

$$\frac{\Omega(s)}{V(s)} = \frac{k_t}{(Ls + R)(Js + c) + k_t k_e} \quad (3.30)$$

กำหนดให้

$V$  คือ แรงดันไฟฟ้า

$R$  คือ ความต้านทาน

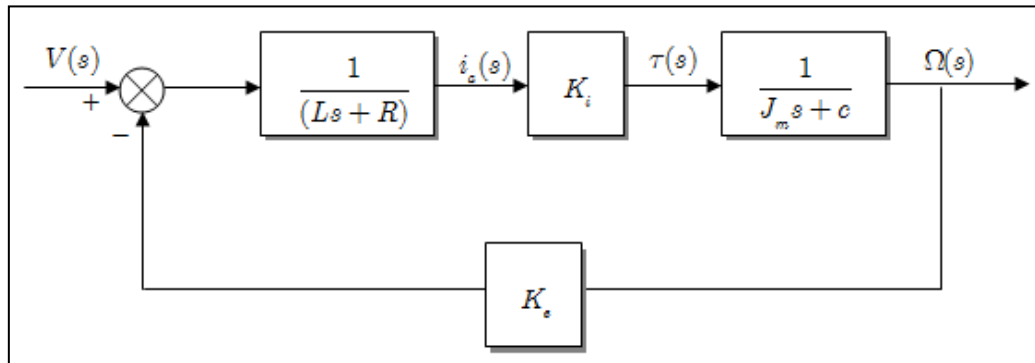
$L$  คือ ความเหนี่ยวนำไฟฟ้า

$i_a$  คือ กระแสไฟฟ้า

$\omega_m, \Omega$  คือ ความเร็วเชิงมุมของมอเตอร์

$K_e$  คือ แรงดันไฟฟ้าคงตัว (back e.m.f constant)

$K_i$  คือ ค่าคงตัวแรงบิด (torque constant)



รูปที่ 3. 4 บล็อกไดอะแกรมมอเตอร์กระแสตรง

กำหนดให้มอเตอร์มีขนาดเล็กและมีความเหนี่ยวนำไฟฟ้าน้อยกว่าความต้านทานมาก ( $L \ll R$ ) สามารถเขียนเป็นรูปแบบสมการและแสดงบล็อกไดอะแกรม (Block Diagram) ดังแสดงในรูปที่ 3.5

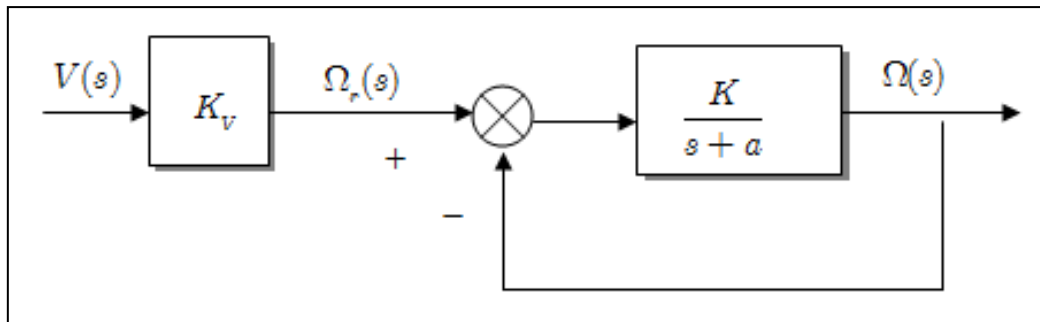
$$\frac{\Omega(s)}{\Omega_r(s)} = \frac{K}{s + a} \quad (3.31)$$

$$\Omega_r(s) = K_v V \quad (3.32)$$

กำหนดให้

$\Omega_r$  คือ ความเร็วเชิงมุมที่ต้องการ

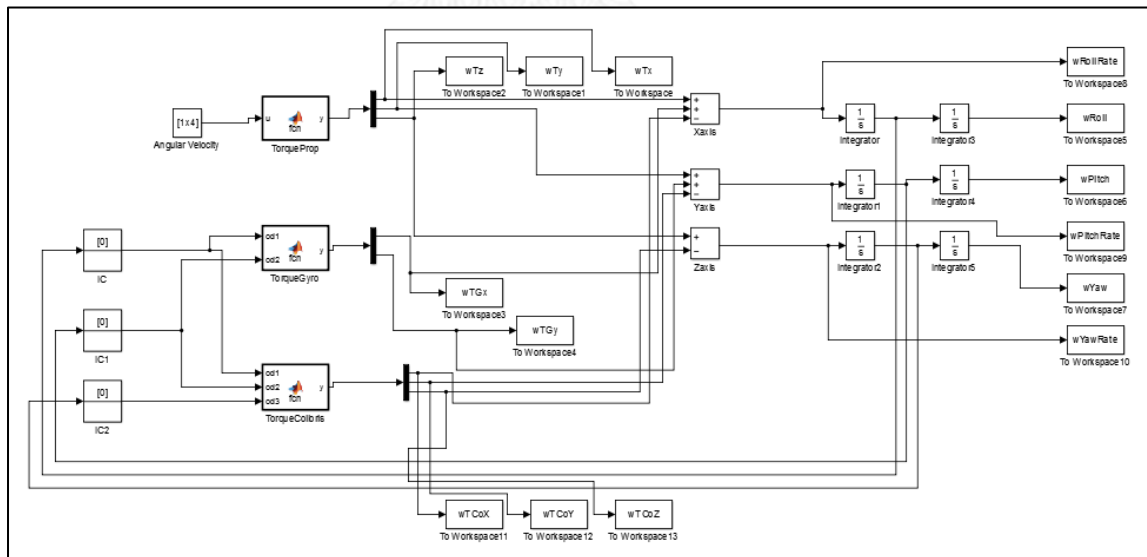
$K_v$  คือ ค่าคงที่

รูปที่ 3.5 บล็อกไดอะแกรมมอเตอร์เมื่อ  $L \ll R$ 

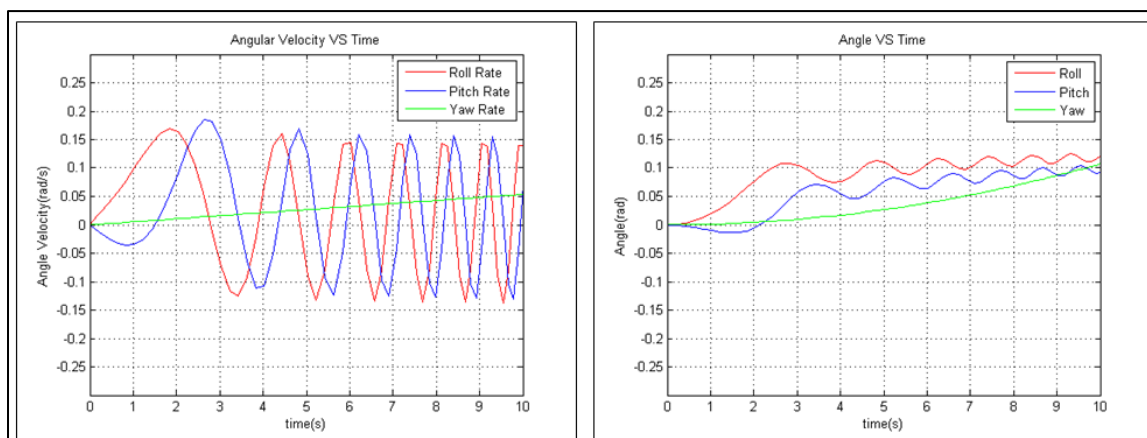
### 3.6 การประมาณระบบเป็นเส้นตรง (Linearization of Dynamic System)

#### 1. การจำลองการเคลื่อนที่ของอากาศยานสี่ใบพัดแบบระบบเปิด

ในการจำลองการเคลื่อนที่ของอากาศยานได้นำสมการที่ 3.21 มาจำลองระบบด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์ โปรแกรมดังกล่าวคือ Simulink ทำการกำหนดค่าเริ่มต้นให้กับระบบ โดยให้ความเร็วเชิงมุมของอากาศยานรอบแกน  $x$  มีค่าเท่ากับ  $0.01 \text{ rad/s}$  และใช้ค่าพารามิเตอร์ในการจำลองระบบ ดังแสดงในภาคผนวก ข แสดงรูปแบบ Simulink Model ดังรูปที่ 3.6 และผลการจำลองระบบ แสดงดังรูปที่ 3.7 และ 3.8 ภาพทางซ้ายแสดงความเร็วเชิงมุมเทียบกับเวลา ภาพทางขวามือแสดงมุมการหมุนเทียบกับเวลา



รูปที่ 3.6 รูปแบบ Simulink Model ของการจำลองการเคลื่อนที่ของอากาศยานสี่ใบพัดระบบเปิด



รูปที่ 3. 7 ผลการจำลองการเคลื่อนของอากาศยานสี่ใบพัดระบบเปิด

จากผลการจำลองระบบพบว่าระบบของการอากาศยานสี่ใบพัดเป็นระบบที่ไม่เสถียร โดยลักษณะของมุมการหมุนรอบแกนทั้ง 3 มีทิศทางลู่ออก ดังนั้นในการควบคุมอากาศยานสี่ใบพัดจึงจำเป็นต้องมีระบบควบคุมเสถียรภาพในการบินเสมอ

## 2. วิธีการประมาณระบบเป็นเส้นตรง

ในงานวิจัยนี้มีจุดมุ่งหมายในการออกแบบระบบควบคุมเสถียรภาพทางการบินของอากาศยานสี่ใบพัด โดยเลือกระบบควบคุมแบบปริภูมิสเตตซึ่งเป็นการควบคุมแบบสมัยใหม่และเป็นระบบควบคุมแบบเชิงเส้น ดังนั้นการนำสมการการเคลื่อนที่มาใช้ในการออกแบบระบบควบคุม ต้องดำเนินการประมาณชุดสมการเป็นสมการเชิงเส้น ในที่นี้ได้นำวิธีการจำลองการเคลื่อนที่ของระบบด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์ ทำการลดรูปโดยการจัดกลุ่มตัวแปรในชุดสมการ แสดงดังรูปที่ 3.8 โดยมีแนวคิดคือ กลุ่มตัวแปรใดมีค่าน้อย แสดงว่าตัวแปรดังกล่าวจะมีผลกระทบต่อระบบน้อยมากเช่นกัน จึงสามารถละได้ จากสมการที่ 3.21 พิจารณาแบ่งกลุ่มตัวแปรออกเป็น 3 กลุ่ม คือ

1. กลุ่มตัวแปรของแรงบิดจากผลกระทบของใจโรสโคปิกของการหมุนลำตัวอากาศยาน (กรอบสี่เหลี่ยมสีน้ำเงิน)
2. กลุ่มตัวแปรของแรงบิดจากผลกระทบของใจโรสโคปิกของการหมุนของชุดโรเตอร์ (กรอบสี่เหลี่ยมสีเขียว)
3. กลุ่มตัวแปรของแรงบิดจากแรงยกและแรงต้านอากาศของชุดโรเตอร์แต่ละคู่ (กรอบสี่เหลี่ยมสีเหลือง)



$$\ddot{\phi} = \frac{\dot{\psi}\dot{\phi}(I_{yy} - I_{zz})}{I_{zz}} + \frac{J_r\dot{\theta}(\omega_1 + \omega_3 - \omega_2 - \omega_4)}{I_{zz}} + \frac{bl((\omega_3^2 + \omega_4^2) - (\omega_1^2 + \omega_2^2))}{I_{zz}}$$

$$\ddot{\theta} = \frac{\dot{\psi}\dot{\phi}(I_{zz} - I_{yy})}{I_{yy}} + \frac{J_r\dot{\phi}(\omega_2 + \omega_4 - \omega_1 - \omega_3)}{I_{yy}} + \frac{bl((\omega_1^2 + \omega_3^2) - (\omega_2^2 + \omega_4^2))}{I_{yy}}$$

$$\ddot{\psi} = \frac{\dot{\theta}\dot{\phi}(I_{zz} - I_{yy})}{I_{zz}} + \frac{d((\omega_2^2 + \omega_3^2) - (\omega_1^2 + \omega_4^2))}{I_{zz}}$$

รูปที่ 3. 8 การจัดกลุ่มตัวแปรในการประมาณสมการเป็นเชิงเส้น

จากนั้นทำการจำลองระบบด้วยโปรแกรม Matlab ควบคุมระบบด้วยวิธีควบคุมแบบป้อนกลับ ในขั้นตอนการประมาณระบบเป็นเส้นตรงนี้ ใช้ระบบควบคุมแบบคลาสสิก ในการควบคุม โดยควบคุมให้สถานะของระบบเข้าสู่ศูนย์ และได้แสดงค่าของตัวแปรทั้งหมด ดังรูปที่ 3.9

Name	Value	Min	Max
K	<4x6 d...	-0.4470	0.4470
tout	<1000x...	7.4197	10
wTCox	<1x1x3...	-3.1439e-04	1.1848e-04
wTCoy	<1x1x3...	-5.6995e-04	1.1024e-04
wTCoz	<1x1x3...	0	0
wTGx	<1x1x3...	0	8.7592e-05
wTgy	<1x1x3...	0	1.1077e-04
wTx	<3888x...	-2.4273	0.9968
wTy	<3888x...	-2.1554	0.9901
wTz	<3888x...	-2.7927	0.4991

รูปที่ 3. 9 ค่าของตัวแปรหลังจากทำการจำลองการเคลื่อนที่ของระบบ

กำหนดให้

wTCoX คือ ค่าแรงบิดจากผลกระทบของใจโรสโคปิกของการหมุนลำตัวตามแนวแกน x

wTCoY คือ ค่าแรงบิดจากผลกระทบของใจโรสโคปิกของการหมุนลำตัวตามแนวแกน y

wTCoZ คือ ค่าแรงบิดจากผลกระทบของใจโรสโคปิกของการหมุนลำตัวตามแนวแกน z

wTGx คือ ค่าแรงบิดจากผลกระทบของใจโรสโคปิกของการหมุนชุดโรเตอร์ตามแนวแกน x

wTGy คือ ค่าแรงบิดจากผลกระทบของใจโรสโคปิกของการหมุนชุดโรเตอร์ตามแนวแกน y

wTx คือ ค่าแรงบิดจากแรงยกของชุดโรเตอร์แต่ละคู่ตามแนวแกน x

wTy คือ ค่าแรงบิดจากแรงยกของชุดโรเตอร์แต่ละคู่ตามแนวแกน y

wTz คือ ค่าแรงบิดจากแรงยกของชุดโรเตอร์แต่ละคู่ตามแนวแกน z

จากผลของการจำลองระบบพบว่า กลุ่มตัวแปรของแรงบิดจากผลกระทบของใจโรสโคปิกของการหมุนลำตัวอากาศยานกับกลุ่มตัวแปรของแรงบิดจากผลกระทบของใจโรสโคปิกของการหมุนของชุดโรเตอร์ กลุ่มตัวแปรทั้ง 2 กลุ่ม มีค่าน้อยมากเมื่อเทียบกับกลุ่มตัวแปรของแรงบิดจากแรงยกของชุดโรเตอร์แต่ละคู่ ดังนั้นจึงตัดกลุ่มตัวแปร 2 กลุ่มแรกออกไป ไม่นำไปคำนวณในการออกแบบระบบควบคุม รูปแบบจำลองพลศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัดเมื่อทำการประมาณเป็นสมการเส้นตรงเส้นแล้ว จึงแสดงได้ดังสมการที่ 3.33

$$\ddot{\phi} = \tau_x = bl((\omega_3^2 + \omega_4^2) - (\omega_1^2 + \omega_2^2))$$

$$\ddot{\theta} = \tau_y = bl((\omega_1^2 + \omega_3^2) - (\omega_2^2 + \omega_4^2)) \quad (3.33)$$

$$\ddot{\psi} = \tau_z = d((\omega_2^2 + \omega_3^2) - (\omega_1^2 + \omega_4^2))$$

## บทที่ 4

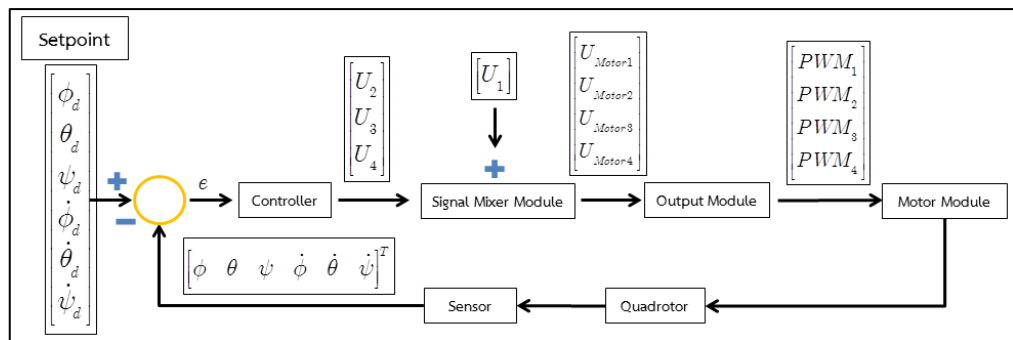
### การออกแบบระบบควบคุม

หลักการของการควบคุม คือ การออกแบบระบบควบคุมเพื่อจัดการกับสัญญาณคลาดเคลื่อน (Error Signal) เพื่อให้ได้ค่าสัญญาณควบคุมที่ถูกต้องหรือใกล้เคียงกับค่าที่ออกแบบไว้มากที่สุด การออกแบบระบบควบคุมเสถียรภาพทางการบินของอากาศยานสี่ใบพัด รูปแบบจำลองพลศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัดนั้นเป็นชุดของสมการไม่เชิงเส้น มีตัวขับเคลื่อนน้อยกว่าองศาอิสระ และไม่สามารถหารูปแบบจำลองพลศาสตร์ได้อย่างแม่นยำ เนื่องจากมีตัวแปรที่ไม่สามารถระบุได้ และในการปฏิบัติงานจริงมีสิ่งรบกวนระบบและสภาพแวดล้อมเปลี่ยนแปลงตลอดเวลา ดังนั้นงานวิจัยนี้จึงเน้นไปที่การออกแบบระบบควบคุมสำหรับอากาศยานสี่ใบพัดเพื่อจัดการกับผลกระทบดังกล่าว

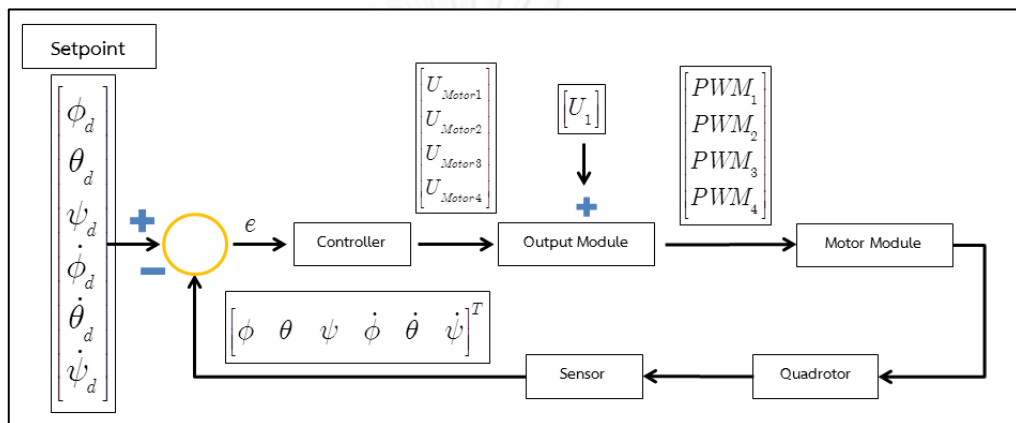
พิจารณาระบบควบคุมแบบเชิงเส้นและระบบควบคุมแบบไม่เชิงเส้นมาทดลองใช้เพื่อประสิทธิภาพในการควบคุมที่ดียิ่งขึ้น ในระบบควบคุมแบบเชิงเส้นนั้นได้นำระบบควบคุมแบบป้อนกลับหลายอินพุตหลายเอาต์พุตมาใช้งาน (Multiple Input Multiple Output state variable Feedback Control) โดยแบ่งออกเป็น 2 ลักษณะ คือ ระบบควบคุมแบบป้อนกลับหลายอินพุตหลายเอาต์พุตโดยการนำแรงบิดมาใช้เป็นสัญญาณอินพุต และ ระบบควบคุมแบบป้อนกลับหลายอินพุตหลายเอาต์พุตโดยการนำสัญญาณแรงดันไฟฟ้าใช้เป็นสัญญาณอินพุต ส่วนระบบควบคุมแบบไม่เชิงเส้นได้นำระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผัน และระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทนมาใช้งานนั้น สำหรับระบบเชิงเส้น เราทำได้โดยการกำหนดตำแหน่งของโพลไว้ให้อยู่ทางด้านซ้ายมือของตำแหน่งโพลที่กำหนด หรือที่เรียกว่า prescribe stability หรือ prescribe pole location นั้นเอง

#### 4.1 ภาพรวมของระบบอากาศยานสี่ใบพัด (Overall System of Quadrotor)

สัญญาณอินพุตที่ส่งให้กับระบบควบคุม คือ สัญญาณเอาต์พุตจากระบบควบคุมการบิน สัญญาณเอาต์พุตเป็นสัญญาณแรงดันไฟฟ้าจ่ายให้กับมอเตอร์ทั้ง 4 ชุดเพื่อใช้ในการควบคุมเสถียรภาพทางการบินของอากาศยานสี่ใบพัด ในแสดงดังรูปที่ 4.1 (ก) แสดงภาพรวมของระบบควบคุมทั่วไปที่ใช้กับอากาศยานสี่ใบพัด ยกตัวอย่างเช่น ระบบควบคุมพีไอดี ระบบควบคุมแบบป้อนกลับหลายอินพุตหลายเอาต์พุตโดยการนำแรงบิดมาใช้เป็นสัญญาณอินพุต ระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันและระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทนมาใช้งาน ส่วนรูปที่ 4.1 (ข) แสดงภาพรวมของระบบควบคุมแบบป้อนกลับหลายอินพุตหลายเอาต์พุตโดยการนำสัญญาณแรงดันไฟฟ้าใช้เป็นสัญญาณอินพุต แบ่งออกเป็นส่วนต่างๆ ดังต่อไปนี้



(ก)



(ข)

รูปที่ 4. 1 ภาพรวมของระบบอากาศยานสี่ใบพัด

- ตำแหน่งอ้างอิง (Setpoint) คือ ข้อมูลที่ต้องการในการเปลี่ยนท่าทางของอากาศยานสี่ใบพัด ข้อมูลตำแหน่งอ้างอิงนี้มาจากโปรแกรมติดต่อผู้ใช้งาน (Graphic User Interface) หรือวิทยุควบคุมการบิน (RC Transmitter) นำข้อมูลที่ได้เข้าสู่ระบบควบคุมการบินต่อไป
- ระบบควบคุม (Controller) คือ ระบบควบคุมเสถียรภาพทางการบินของอากาศยานสี่ใบพัด ในงานวิจัยนี้นำระบบควบคุมควบคุมหลายตัวแปรสถานะป้อนกลับโดยการนำแรงบิดมาใช้เป็นสัญญาณอินพุต ระบบควบคุมหลายตัวแปรสถานะป้อนกลับโดยการนำสัญญาณแรงดันไฟฟ้าใช้เป็นสัญญาณอินพุต ระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผัน และ ระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่ความคงทน มาใช้ในการควบคุม ข้อมูลที่เข้าสู่ระบบควบคุม คือ ค่าความผิดพลาดของตำแหน่งอ้างอิงกับค่าที่วัดได้จริงจากตัวตรวจรู้ ส่วนเอาต์พุต คือ สัญญาณควบคุมทั้ง 3 แนวแกน
  - ส่วนการผสมสัญญาณควบคุม (Signal Mixer Module) คือ ส่วนที่ทำหน้าที่ผสมสัญญาณเอาต์พุตจากระบบควบคุมและสัญญาณควบคุมการเพิ่มลดแรงยก ( Collective Control) เพื่อแยกสัญญาณเอาต์พุตให้สัมพันธ์กับรูปแบบการบินอากาศยาน
  - ส่วนควบคุมสัญญาณเอาต์พุต (Output Module) คือ ส่วนที่ทำหน้าที่แปลงข้อมูลให้ตรงกับสัญญาณที่ต้องการส่งออกไปให้กับอุปกรณ์ขับเคลื่อน ส่วนใหญ่เป็นสัญญาณ PWM

- ชุดมอเตอร์ (Motor Module) คือ ชุดสร้างแรงยกให้กับอากาศยานสี่ใบพัด หลังจากรับสัญญาณอินพุต จากนั้นส่งไปยังตัวควบคุมความเร็วรอบมอเตอร์และชุดโรเตอร์
- อากาศยานสี่ใบพัด(Quadrotor) หลังจากทีโรเตอร์ทั้ง 4 ชุดเกิดการหมุนจนสร้างแรงยกเอาชนะน้ำหนักทั้งหมดของอากาศยานทำให้อากาศยานยกตัวได้ ส่งผลให้อากาศยานสี่ใบพัดมีการเคลื่อนที่ในลักษณะต่างๆ
- ตัวตรวจรู้(Sensor) ทำหน้าที่รายงานท่าทางการบินของอากาศยาน ส่งข้อมูลที่สามารถประมวลผลได้ไปยังระบบควบคุมการบิน เพื่อใช้ในการควบคุมเสถียรภาพทางการบิน

## 4.2 ทฤษฎีการออกแบบควบคุม

งานวิจัยนี้ได้นำระบบควบคุม 4 แบบมาใช้ในการควบคุม มีรายละเอียดดังต่อไปนี้

### 4.2.1. ระบบควบคุมแบบเชิงเส้น

#### 1. ระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุต (Multiple Input Multiple Output-State Variables Feedback Control)

สมการเชิงอนุพันธ์สามารถเขียนอยู่ในรูปแบบของกลุ่มสมการเชิงอนุพันธ์อันดับหนึ่งได้ ตัวแปรของสมการเชิงอนุพันธ์นั้นเรียกว่าตัวแปรสถานะ (state) ถ้าทำการแก้สมการของกลุ่มสมการเชิงอนุพันธ์แล้ว ผลลัพธ์ก็สามารถจะสามารถจัดอยู่ในรูปปริภูมิ (space) ในการเขียนสมการเชิงอนุพันธ์ในรูปแบบปริภูมิสเตต (state-space description) ก่อให้เกิดกระบวนการใหม่ในการออกแบบระบบควบคุม เป็นพื้นฐานในการออกแบบระบบควบคุมแบบสมัยใหม่ (modern control) วิธีการออกแบบระบบควบคุมนี้เรียกว่าการออกแบบโดยวิธีการปริภูมิสเตต (state-space design) [9] ในการออกแบบระบบควบคุมของรูปแบบจำลองพลศาสตร์ของระบบที่เขียนอยู่ในรูปแบบปริภูมิสเตต มีชื่อเรียกอีกแบบว่าระบบควบคุมแบบปิดโดยใช้ตัวแปรสเตต (state variable feedback)

รูปแบบปริภูมิสเตต (state-space description) ของระบบสมการเชิงเส้นที่มีพารามิเตอร์ของระบบไม่ขึ้นกับเวลา (linear time invariant system) สามารถเขียนอยู่ในรูปแบบสมการ คือ

$$\dot{x} = Ax + Bu \quad (4.1)$$

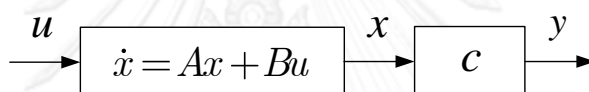
สมการเอาต์พุต คือ

$$y = Cx + Du \quad (4.2)$$

ระบบที่นำมาศึกษาไม่มีส่วนป้อนไปข้างหน้า จึงทำให้พจน์  $Du$  มีค่าเท่ากับศูนย์ ทำให้สามารถเขียนสมการเอาต์พุต ได้คือ

$$y = Cx \quad (4.3)$$

สามารถเขียนภาพบล็อกไดอะแกรม แสดงรูปแบบปริภูมิสแตตแสดงดังรูปที่ 4.2

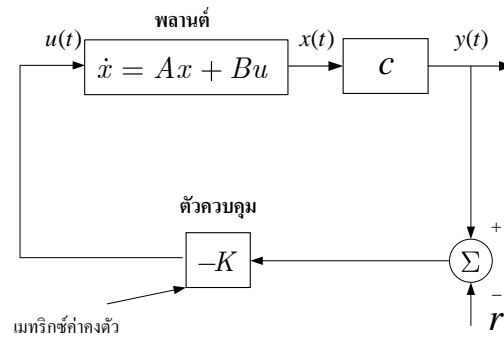


รูปที่ 4. 2 ภาพบล็อกไดอะแกรมการควบคุมแบบปริภูมิสแตต

กำหนดให้

- $A$  คือ เมทริกซ์ระบบ (system matrix)
- $B$  คือ เมทริกซ์สัญญาณอินพุต (input matrix)
- $C$  คือ เมทริกซ์สัญญาณเอาต์พุต (output matrix)
- $D$  คือ เมทริกซ์สัญญาณป้อนไปข้างหน้า (feedforward matrix)

ในการออกแบบระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุต ชั้นแรกต้องพิจารณาว่าสามารถวัดค่าตัวแปรสถานะได้ทุกตัวหรือไม่ ถ้าไม่สามารถวัดค่าตัวแปรสถานะได้หมด จำเป็นต้องดำเนินการสร้างตัวประมาณค่าสแตต (state estimator) เพื่อประมาณค่าสแตตที่เราไม่สามารถวัดหรือไม่ต้องการวัดได้ แต่เนื่องจากระบบของอากาศยานสี่ใบพัดสามารถวัดตัวแปรสถานะได้หมดดังนั้น จึงไม่จำเป็นต้องสร้างตัวประมาณสแตต ดังแสดงในรูปที่ 4.3

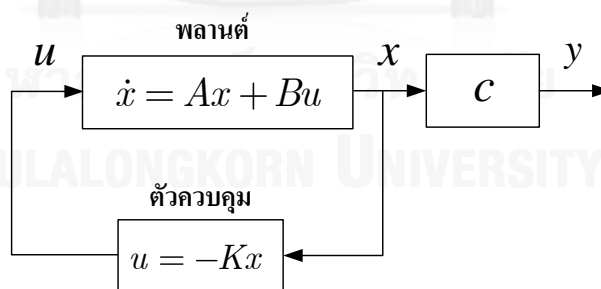


รูปที่ 4. 3 ระบบควบคุมไม่มีตัวประมาณค่าสแตต

ขั้นตอนแรกในการออกแบบจะสมมติชั่วคราวก่อนว่าคำสั่งอินพุตอ้างอิง (command reference) มีค่าเป็นศูนย์ ( $r = 0$ ) และกฎของการควบคุม (control law) ที่กำหนดว่า

$$u = -Kx = \begin{bmatrix} k_1 & k_2 & \dots & k_n \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ \vdots \\ x_n \end{bmatrix} \quad (4.4)$$

รูปแบบของการออกแบบระบบควบคุมแสดงดังในรูปที่ 4.4 จำนวนของอัตราขยาย K จะขึ้นอยู่กับจำนวนตัวแปรสแตตของระบบที่ควบคุม



รูปที่ 4. 4 การออกแบบระบบควบคุมแบบปฏิกิริยา

จากการหารูปแบบจำลองทางพลศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัด แสดงดังสมการที่ 3.27 โดยแบ่งออกเป็นสัญญาณอินพุตจากแรงบิดทั้ง 3 แกน และ สัญญาณอินพุตจากแรงดันไฟฟ้าหรือดิฟเฟอเรนเชียลที่จ่ายให้ชุดโรเตอร์ แสดงดังสมการที่ 4.5 และ 4.6 ตามลำดับ จากนั้นจัดให้อยู่ในรูปแบบปฏิกิริยาแสดงดังสมการที่ 4.7 และ 4.8

$$\begin{aligned}\ddot{\phi} &= \frac{\tau_x}{I_{xx}} \\ \ddot{\theta} &= \frac{\tau_y}{I_{yy}} \\ \ddot{\psi} &= \frac{\tau_z}{I_{zz}}\end{aligned}\quad (4.5)$$

$$\begin{aligned}\ddot{\phi} &= \frac{bl}{I_{xx}} K_{DCtow^2} (DC_3 + DC_4 - DC_1 - DC_2) \\ \ddot{\theta} &= \frac{bl}{I_{yy}} K_{DCtow^2} (DC_1 + DC_3 - DC_2 - DC_4) \\ \ddot{\psi} &= \frac{d}{I_{zz}} K_{DCtow^2} (DC_2 + DC_3 - DC_1 - DC_4)\end{aligned}\quad (4.6)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \\ \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \\ \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 125 & 0 & 0 \\ 0 & 125 & 0 \\ 0 & 0 & 72 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix}\quad (4.7)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \\ \ddot{\phi} \\ \ddot{\theta} \\ \ddot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \\ \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ -3.7 & -3.7 & 3.7 & 3.7 \\ 3.7 & -3.7 & 3.7 & -3.7 \\ -1 & 1 & 1 & -1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} DC_1 \\ DC_2 \\ DC_3 \\ DC_4 \end{bmatrix}\quad (4.8)$$

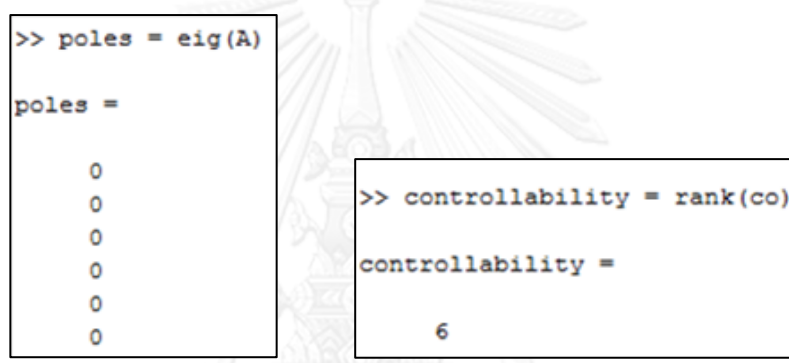
กำหนดให้

$K_{DCtow^2}$  คือ ค่าคงที่ระหว่างแรงดันไฟฟ้าหรือดิวตี้ไซเคิลต่อความเร็วในการหมุนของชุดโรเตอร์ยกกำลังสอง

$DC_i$  คือ แรงดันไฟฟ้าหรือดิวตี้ไซเคิลในการควบคุมหมุนของชุดโรเตอร์แต่ละชุด



รูปแบบจำลองพลศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัดเป็นระบบแบบหลายสัญญาณอินพุตหลายสัญญาณเอาต์พุต (MIMO , multiple input multiple output system) เมื่อนำระบบควบคุมทั่วไป ยกตัวอย่างเช่น ระบบควบคุมแบบ PID (Proportional Integral Derivative) มาใช้งาน การปรับจูนค่าเกนของระบบควบคุมต้องการระยะเวลาในการจูนมาก ดังนั้นการนำระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุตมาใช้งาน จึงช่วยในเรื่องเวลาในการปรับจูนและประสิทธิภาพในการควบคุม รูปแบบจำลองพลศาสตร์ที่แสดงในที่แสดงในสมการที่ 4.7 และ 4.8 เป็นแบบความเสถียรที่ขอบ(marginally stable) เนื่องจากโพลของระบบอยู่ตำแหน่งแกนสมมุติ (Imaginary Axis) สามารถพิสูจน์ได้โดยใช้ฟังก์ชันของโปรแกรม MATLAB คือ  $pole(sys)$  หรือ  $eig(A)$  ทั้ง 2 ฟังก์ชันนี้ใช้สำหรับหาโพลของระบบ (pole, eigenvalues) แสดงดังรูปที่ 4.5



```
>> poles = eig(A)

poles =

     0
     0
     0
     0
     0
     0
```

```
>> controllability = rank(co)

controllability =

     6
```

(ก)

(ข)

รูปที่ 4. 5 ฟังก์ชันของ MATLAB ทำหน้าที่ (ก) หาโพลของระบบ (ข) ตรวจสอบความสามารถการควบคุมได้ของระบบ

ก่อนทำการออกแบบระบบควบคุม ควรทำการตรวจสอบระบบที่นำมาควบคุมว่าสามารถควบคุมได้หรือไม่ โดยใช้ฟังก์ชันในโปรแกรม MATLAB คือ ฟังก์ชัน  $rank()$  ถ้าค่าที่คำนวณได้มีค่าเท่ากับจำนวนตัวแปรสถานะแสดงว่าระบบดังกล่าวสามารถควบคุมได้ ในงานวิจัยได้เลือกวิธีการสร้างระบบควบคุมโดยวิธีการปรับเปลี่ยนตำแหน่งโพล (Pole Placement) ระบบของอากาศยานสี่ใบพัดมีจำนวนโพลทั้งหมด 6 ตัว การวางตำแหน่งโพลเพื่อเลือกค่าเกน ได้ใช้ฟังก์ชันของโปรแกรม MATLAB คือ  $place()$  เพื่อใช้ในการหาค่าเกน จากนั้นวางโพลที่ตำแหน่ง  $-5, -5, -5, -10, -10, -10$  โดยตำแหน่งดังกล่าวสามารถเปลี่ยนแปลงได้ภายหลังขึ้นอยู่กับพฤติกรรมของระบบควบคุม สมการที่ 4.9, และ 4.10. แสดงค่าเกนที่ใช้กับระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุต โดยแบ่งออกเป็นสัญญาณอินพุตที่จากแรงบิดทั้ง 3 แกน และ สัญญาณอินพุตที่จากแรงดันไฟฟ้าหรือดิวิตีเซเคิลที่จ่ายให้ชุดโรเตอร์ ตามลำดับ

$$K_a = \begin{bmatrix} 15 & 0 & 0 & 50 & 0 & 0 \\ 0 & 15 & 0 & 0 & 50 & 0 \\ 0 & 0 & 15 & 0 & 0 & 50 \end{bmatrix} \quad (4.9)$$

$$K_b = \begin{bmatrix} -52 & 52 & -195 & -5 & 5 & -15 \\ -52 & -52 & 195 & -5 & -5 & 15 \\ 52 & 52 & 195 & 5 & 5 & 15 \\ 52 & -52 & -195 & 5 & -5 & -15 \end{bmatrix} \quad (4.10)$$

กำหนดให้

$K_a$  คือ ค่าเกนเมทริกซ์ของระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุต  
ใช้สัญญาณอินพุตจากแรงบิด

$K_b$  คือ ค่าเกนเมทริกซ์ของระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุต  
ใช้สัญญาณอินพุตจากแรงดันไฟฟ้าที่จ่ายให้กับชุดโรเตอร์

#### 4.2.2. ระบบควบคุมแบบไม่เชิงเส้น

##### 1. พิจารณา Internal Dynamics

ระบบควบคุมพลศาสตร์ผกผัน โดยการควบคุมแบบใช้สัญญาณอินพุตและสัญญาณเอาต์พุตมาเพื่อทำให้ตัวควบคุมแบบปิดเป็นแบบเชิงเส้น ถูกนำมาใช้ในการประมาณระบบในรูปแบบที่เป็นเชิงเส้น จึงจำเป็นต้องพิจารณาเสถียรภาพของ Internal Dynamics กำหนดให้ เอาต์พุตและอินพุตของระบบคือ  $y = [\phi \ \theta \ \psi \ \dot{\phi} \ \dot{\theta} \ \dot{\psi}]^T$  และ  $u = [\tau_\phi \ \tau_\theta \ \tau_\psi]^T$  จากสมการที่ 3.21 จัดรูปใหม่  $\dot{x} = f(x, u)$  ,  $y = h(x)$  กำหนดให้  $x_1 = \phi$ ,  $x_2 = \theta$ ,  $x_3 = \psi$ ,  $\dot{x}_1 = \dot{\phi}$ ,  $\dot{x}_2 = \dot{\theta}$ ,  $\dot{x}_3 = \dot{\psi}$

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \\ f(x_1, x_2, x_3, \dot{x}_1, \dot{x}_2, \dot{x}_3) + g(x_1, x_2, x_3)u_1 \\ f(x_1, x_2, x_3, \dot{x}_1, \dot{x}_2, \dot{x}_3) + g(x_1, x_2, x_3)u_2 \\ f(x_1, x_2, x_3, \dot{x}_1, \dot{x}_2, \dot{x}_3) + g(x_1, x_2, x_3)u_3 \end{bmatrix} \quad (4.11)$$

$$[y_1 \ y_2 \ y_3 \ \dot{y}_1 \ \dot{y}_2 \ \dot{y}_3]^T = [x_1 \ x_2 \ x_3 \ \dot{x}_1 \ \dot{x}_2 \ \dot{x}_3]^T \quad (4.12)$$

ทำการหาอนุพันธ์เอาพุดท์ของระบบเทียบกับเวลาจนกระทั่งเจออินพุต จะได้ว่าจำนวนลำดับอนุพันธ์ของเอาพุดท์ทั้งหมด ( $r = 9$ ) และ จำนวนลำดับทั้งหมดของสมการที่นำมาพิจารณา ( $n = 9$ ) พบว่า  $r=n$  (Relative Degree = System Order) ดังนั้นสมการที่นำมาพิจารณาในการออกแบบระบบควบคุม ไม่มี Internal Dynamics ทำให้ระบบควบคุมมีลักษณะคล้ายกับการควบคุมแบบใช้สัญญาณอินพุตอย่างเดียวเพื่อทำให้ระบบควบคุมแบบปิดเป็นแบบเชิงเส้น (input state feedback linearization) ซึ่งการควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผัน (inverse dynamic) จัดอยู่ในการควบคุมแบบนี้

## 2. ระบบควบคุมพลศาสตร์ผกผัน

แบบจำลองพลศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัดสามารถเขียนดังสมการที่ได้ดังนี้

$$M(\eta)\ddot{\eta} + C(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta} = \tau_B \quad (4.13)$$

$$\ddot{\eta} = M(\eta)^{-1}(\Gamma(\tau_B) - C(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta}) \quad (4.14)$$

กำหนดให้

$C(\eta, \dot{\eta})$  คือ พจน์โคลิโอริสประกอบด้วยพจน์

ไจโรสโคปิกและพจน์แรงสู่ศูนย์กลาง

$M(\eta)$  คือ พจน์ของความเฉื่อย

ดังแสดงในรูปที่ 4.6 แสดงแผนผังของการควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผัน วิธีการนี้ตั้งอยู่บนพื้นฐานว่าต้องการหา สัญญาณควบคุม  $\tau$  โดยมีรูปแบบดังนี้คือ

สัญญาณควบคุม  $\tau$  นั้นเป็นฟังก์ชันของตัวแปรสถานะที่มีรูปแบบคือ

$$\tau = M(\eta)y + C(\eta, \dot{\eta})\dot{\eta} \quad (4.15)$$

แทนค่าสัญญาณควบคุมนี้ลงในสมการที่ 4.13 จะได้ว่า

$$\ddot{\eta} = y \quad (4.16)$$

กำหนดให้  $y$  คือ เวกเตอร์ตัวแปรของสัญญาณควบคุมใหม่ที่ต้องการหา มีค่าเท่ากับ

$$y = \ddot{\eta}_d + K_p(\eta_d - \eta) + K_D(\dot{\eta}_d - \dot{\eta}) \quad (4.17)$$

กำหนดให้

$\ddot{\eta}_d, \dot{\eta}_d, \eta_d$  คือ ตำแหน่ง ความเร็ว ความเร่ง

$K_p, K_D$  คือ ค่าเกนของตัวควบคุม

ดังนั้นสมการที่ 4.17 สามารถเขียนอยู่ในรูปของสมการเชิงอนุพันธ์แบบต่อเนื่องได้เท่ากับ

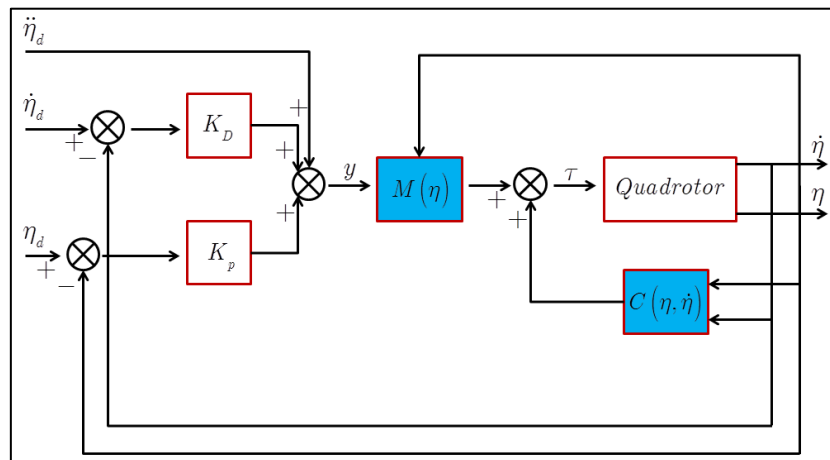
$$\ddot{\eta} + K_D\dot{\eta} + K_p\eta = 0 \quad (4.18)$$

กำหนดให้

$$\eta = \eta_d - \eta$$

$\dot{\eta}, \ddot{\eta}$  คือ ตำแหน่ง ความเร็ว ความเร่งของการเคลื่อนที่ผิดพลาด

ในทางปฏิบัตินั้นการหาค่าเกนของระบบอาจไม่ถูกต้องพอ เนื่องจากรูปแบบจำลองพลศาสตร์ของอากาศยานนั้นอาจไม่แม่นยำถูกต้อง และยังมีตัวแปรที่เราไม่สามารถหาได้อีกเช่นแรงเสียดทานอากาศที่มีในระบบรวมทั้งสภาพแวดล้อมที่เปลี่ยนแปลง ดังนั้นจึงได้พิจารณาระบบควบคุมแบบ robust inverse dynamics และ sliding mode control มาใช้เพื่อให้สามารถควบคุมเสถียรภาพทางการบินของอากาศยานสี่ใบพัดให้ดียิ่งขึ้น



รูปที่ 4. 6 แผนผังการควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผัน

### 3. การควบคุมแบบสไลด์ดิ้ง

เนื่องจากการหารูปแบบจำลองพลศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัด อาจไม่แม่นยำพอ และยังมีตัวแปรที่เราไม่สามารถหาได้อีกที่มีอยู่ในสภาพแวดล้อมจริง ดังนั้นจึงได้พิจารณาระบบการควบคุมแบบสไลด์ดิ้งนำมาใช้งานร่วมกับการควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผัน เพื่อให้ระบบควบคุมคงทนยิ่งขึ้น ดังรูปที่ 4.7 แสดงภาพรวมของการควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทน โดยนำวิธีการควบคุมแบบสไลด์ดิ้ง (Sliding Mode Control) มาใช้งาน หลักการของวิธีนี้ คือ การควบคุมตัวสถานะของค่าผิดพลาดให้เคลื่อนที่เข้าสู่ระนาบสไลด์ดิ้ง (Sliding Plane) และควบคุมให้เคลื่อนที่อยู่บนระนาบสไลด์ดิ้งในทิศทางการลู่เข้าสู่ศูนย์ ระบบสมการของระนาบสไลด์ดิ้ง คือ

$$s(x, t) = \left( \frac{d}{dt} + c \right)^{n-1} e = 0 \quad (4.19)$$

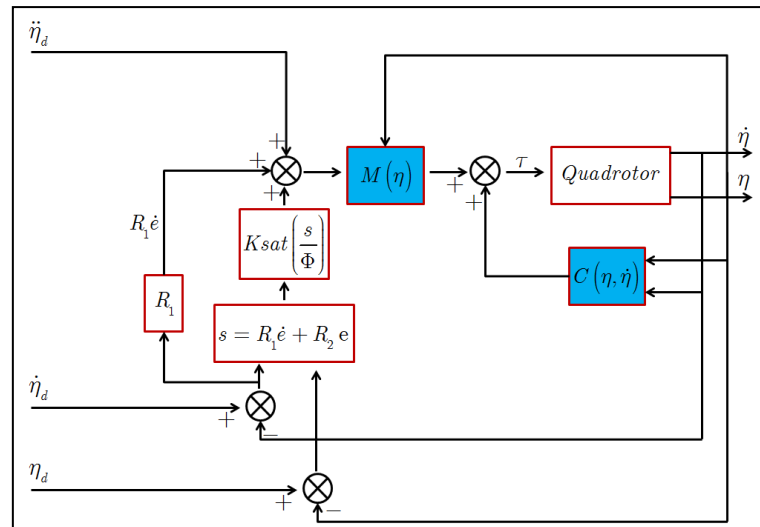
กำหนดให้

$s(x, t)$  คือ ระนาบสไลด์ดิ้ง

$n$  คือ ลำดับสมการเชิงอนุพันธ์ของระบบ

$e$  คือ เวกเตอร์ของค่าความผิดพลาดของระบบมีค่าเท่ากับ  $e = \eta_d - \eta$

$\eta, \eta_d$  คือ เวกเตอร์ของค่าสถานะอ้างอิงและค่าสถานะที่วัดได้



รูปที่ 4. 7 แผนผังการควบคุมแบบสไลด์ดิง

เนื่องจากรูปแบบจำลองพลศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัดเป็นระบบอนุพันธ์ลำดับที่สอง ดังนั้น

$$s(x,t) = \left( \frac{d}{dt} + c \right)^{n-1} e = 0 \quad (4.20)$$

$$= \dot{e} + ce = 0$$

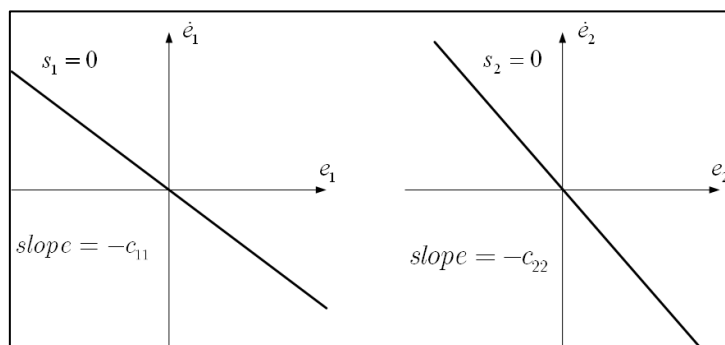
พิจารณาการเคลื่อนที่แบบหมุนรอบแกนทั้ง 3 แกน สามารถเขียนสมการของระบบสไลด์ดิงได้ดังนี้

$$s = \begin{bmatrix} s_1 \\ s_2 \\ s_3 \end{bmatrix} = R_1 \dot{e} + R_2 e = 0 \quad (4.21)$$

กำหนดให้

$$R_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad R_2 = \begin{bmatrix} c_{11} & 0 & 0 \\ 0 & c_{22} & 0 \\ 0 & 0 & c_{33} \end{bmatrix}$$

จากสมการที่ 4.20 รูปแบบสมการจัดอยู่ในรูปสมการเส้นตรง ซึ่งอยู่ในควอดแดนต์ที่สอง และสี่ ความสัมพันธ์ระหว่างค่าผิดพลาดเชิงตำแหน่ง ( $e$ ) และค่าผิดพลาดเชิงความเร็ว ( $\dot{e}$ ) แสดงไว้ในรูปที่ 4.8



รูปที่ 4. 8 ระบายสไลด์ดิงสำหรับระบบพลวัตลำดับสอง

จากสมการที่ 4.20 พบว่าการเปลี่ยนแปลงของระบายสไลด์ดิงจึงขึ้นอยู่กับค่าความชันของระบายสไลด์ดิง หรือค่าคงตัวเวลา (Time constant) ของระบบ เมื่อค่า  $c$  เพิ่มขึ้นระบบจะทำงานเร็วขึ้น แต่ถ้ามีค่าน้อยลงระบบจะทำงานช้าลง และเมื่อระบบทำงานในช่วงสไลด์ดิงโหมด ( $s(x, t) = 0$ ) ตัวสถานะของระบบจะเข้าสู่ระบายสไลด์ดิง และเคลื่อนที่อยู่บนระบายสไลด์ดิง ถ้าระบบควบคุมสามารถควบคุมให้ตัวสถานะของระบบอยู่บนระบายสไลด์ดิงได้ แสดงว่าระบบมีเสถียรภาพแบบแอสซิมโทติก (Asymptotic stability) หมายถึงค่าความผิดพลาดที่เกิดขึ้นมีคาลดลงเข้าสู่ศูนย์ ในการพิจารณาความเสถียรภาพของระบบ ได้นำทฤษฎีเสถียรภาพของไลปูนอฟ (Lyapunov Stability Theory) มาใช้ในการวิเคราะห์และออกแบบระบบควบคุม โดยใช้วิธี Direct method ในการหาคคุณสมบัติเสถียรภาพของระบบไม่เชิงเส้น มีหลักการคือ ทำการสร้างฟังก์ชันพลังงาน “Energy-like function” สำหรับระบบหรือฟังก์ชันที่เปลี่ยนแปลงตามเวลา พิจารณาความสัมพันธ์ของระบบในรูปของฟังก์ชันพลังงาน ความหมายทางคณิตศาสตร์คือ ฟังก์ชันในรูปแบบของ Positive definite และในการหาอนุพันธ์ของฟังก์ชันเทียบกับเวลาจะได้ฟังก์ชันในรูปแบบของ Negative definite หมายถึงระบบเกิดการถ่ายเทพลังงาน และถ้าการทำงานของระบบเป็นไปตามเงื่อนไขนี้ แสดงว่าระบบมีเสถียรภาพแบบแอสซิมโทติก ฟังก์ชันนี้อยู่ในรูปแบบพลังงานจลน์ซึ่งพิจารณาการเปลี่ยนแปลงในเรื่องของความเร็ว ในลักษณะเดียวกันนี้ได้กำหนดให้ไลปูนอฟฟังก์ชันคือ  $V(s)$  ในความสัมพันธ์ของระบายสไลด์ดิง พิจารณาการเปลี่ยนแปลงของระบายสไลด์ดิงคือ

$$V(s) = \frac{1}{2} s^2 \quad (4.22)$$

สมการอนุพันธ์ของไลปุนอฟฟังก์ชันเทียบกับเวลา คือ

$$\frac{dV}{dt} = s \cdot \frac{ds}{dt} \quad (4.23)$$

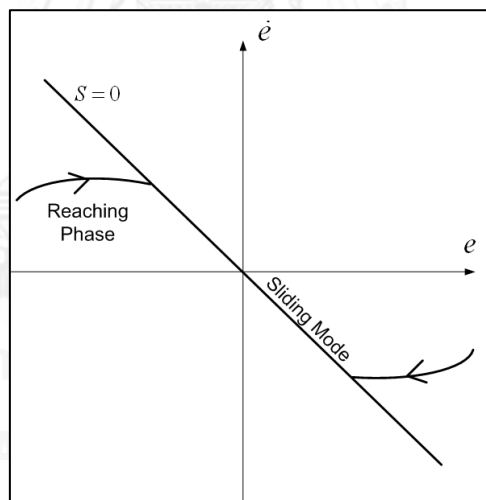
และกำหนดให้

$$\dot{V} = s\dot{s} \leq -\eta|s| \quad (4.24)$$

กำหนดให้

$\sigma$  มีค่าเป็นค่าคงที่บวก

เมื่อ  $\eta$  มีค่าเป็นค่าคงที่บวก ถ้าระบบทำงานในช่วงนี้ แสดงว่าระบบอยู่ในสถานการณ์ทำงานแบบริชชิงเฟส (Reaching phase) หรือภาวะสไลด์ดิ้ง (Sliding condition) ตัวสถานะที่อยู่นอกสถานะสไลด์ดิ้งจะถูกผลักดันให้เข้าสู่สถานะสไลด์ดิ้ง ดังได้แสดงในรูปที่ 4.9



รูปที่ 4. 9 การเคลื่อนที่เข้าสู่สถานะสไลด์ดิ้ง

เมื่อพิจารณาการทำงานในขอบเขตของทฤษฎีเสถียรภาพของไลปุนอฟแล้ว  
กำหนดให้

$$\dot{V} = -s^T K \operatorname{sgn}(s) \quad (4.25)$$



จากสมการที่ 4.24 และ สมการที่ 4.25 จัดรูปแบบใหม่ จะได้

$$\dot{s} = -K \operatorname{sgn}(s) \quad (4.26)$$

กำหนดให้

$K$  คือ อัตราขยายการสวิตช์ เป็นค่าแอมพลิจูดของฟังก์ชันแบบไม่ต่อเนื่อง

เมื่อ  $K$  คือ อัตราขยายการสวิตช์ ซึ่งเป็นค่าแอมพลิจูดของฟังก์ชันแบบไม่ต่อเนื่อง โดยกำหนดให้มีค่ามากพอในการชดเชยค่าความไม่แน่นอนที่เกิดขึ้น และค่าอัตราขยายนี้ยังบอกถึง ความเร็วของระบบที่เข้าสู่ระนาบสไลด์ดิ้ง

จากสมการอนุพันธ์ของระนาบสไลด์ดิ้ง จะได้ว่า

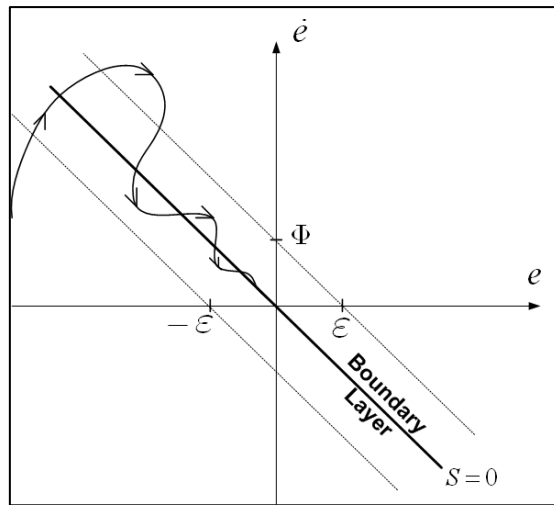
$$\begin{aligned} \dot{s} &= \ddot{e} + c\dot{e} \\ \dot{s} &= \ddot{\eta}_d - \ddot{\eta} + c\dot{e} \\ &= \ddot{\eta}_d - M(\eta)^{-1}(\tau - C(\eta, \dot{\eta})) + c\dot{e} \end{aligned} \quad (4.27)$$

จากสมการที่ 4.26 แทนในสมการที่ 4.27 จะได้

$$-K \operatorname{sgn}(s) = \ddot{\eta}_d - M(\eta)^{-1}(\tau - C(\eta, \dot{\eta})) + c\dot{e} \quad (4.28)$$

จัดรูปสมการข้างต้น จะได้สมการกฎการควบคุมดังนี้

$$\tau = M(\eta)(c\dot{e} + \ddot{\eta}_d) + C(\eta, \dot{\eta}) + M(\eta)K \operatorname{sgn}(s) \quad (4.29)$$



รูปที่ 4. 10 ขอบเขตของระนาบสไลด์ดิ้ง

#### 4. การลดผลของแซทเทอริ่ง

เนื่องจากตัวควบคุมสวิตซ์ซึ่งเป็นฟังก์ชันแบบไม่ต่อเนื่อง ส่งผลให้เกิดแซทเทอริ่ง (Chattering) เพื่อลดผลดังกล่าวจึงควบคุมการทำงานภายใต้ขอบเขตของฟังก์ชันอิมพัลส์ โดยพิจารณาให้ตัวสถานะของระบบบนระนาบสไลด์ดิ้งภายในขอบเขตการทำงาน

กำหนดให้ค่าขอบเขตของระนาบสไลด์ดิ้ง คือ

$$B(t) = \{x, |s(x, t)| \leq \Phi\} \quad (4.30)$$

กำหนดให้

$\Phi$  คือ ค่าความกว้างของค่าขอบเขตระนาบสไลด์ดิ้ง

โดยพิจารณาตัวแปรสถานะของระบบเปลี่ยนแปลงบนระนาบสไลด์ดิ้งภายในขอบเขตการทำงานดังรูปที่ 4.10

ฟังก์ชันอิ่มตัว คือ

$$\text{sat}\left(\frac{s}{\Phi}\right) = \begin{cases} 1 & \text{if } s > \Phi \\ \frac{s}{\Phi} & \text{if } |s| \leq \Phi, \Phi > 0 \\ -1 & \text{if } s < -\Phi \end{cases} \quad (4.31)$$

ขอบเขตค่าผิดพลาดเชิงตำแหน่ง คือ

$$e(t) = \varepsilon \leq \left| \frac{\Phi}{s} \right| \quad (4.32)$$

ซึ่งสามารถหาคำตอบของสมการที่ (4.32) ได้คือ

$$e(t) \leq \frac{\Phi}{c} [1 - \exp(-ct)] \quad (4.33)$$

เมื่อพิจารณา  $t \rightarrow \infty$  จะได้ขอบเขตของค่าผิดพลาดเชิงตำแหน่งคือ

$$e(t) = \varepsilon \leq \left| \frac{\Phi}{c} \right| \quad (4.34)$$

จากสมการที่ 4.29 สามารถเขียนสมการกฎการควบคุมแบบสไลด์ดิ้ง ดังนี้

$$\tau = M(\eta)(c\dot{e} + \dot{\eta}_d) + C(\eta, \dot{\eta}) + M(\eta)K\text{sat}\left(\frac{s}{\Phi}\right) \quad (4.35)$$

## บทที่ 5

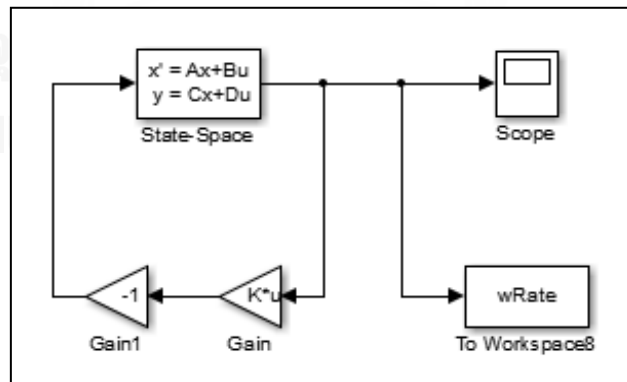
### การทดลองและผลการทดลอง

ในส่วนนี้กล่าวถึงวิธีการทดลองและผลการทดลองของระบบควบคุมเสถียรภาพทางการบินของอากาศยานสี่ใบพัด นำระบบควบคุมทั้ง 4 แบบ มาทำการทดลองศึกษาประสิทธิภาพในการควบคุม โดยการจำลองระบบด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์ ระบบควบคุมดังกล่าว คือ ระบบควบคุมแบบเชิงเส้นนั้นได้นำระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุตโดยการนำแรงบิดมาใช้เป็นสัญญาณอินพุต และ ระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุตโดยการนำสัญญาณแรงดันไฟฟ้าใช้เป็นสัญญาณอินพุต ระบบควบคุมแบบไม่เชิงเส้นได้นำระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผัน และระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทน และดำเนินการทดลองระบบควบคุมที่ได้ศึกษากับระบบอากาศยานสี่ใบพัดจริง ระบบควบคุม 3 แบบที่นำมาทำการทดลอง คือ ระบบควบคุมแบบคลาสสิก (PID) ระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุตโดยการนำแรงบิดมาเป็นสัญญาณอินพุตและระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทน

#### 5.1 การทดลองด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์

##### 5.1.1 ระบบควบคุมแบบเชิงเส้น

การทดลองด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์ในส่วนนี้ ได้นำ โปรแกรม Matlab/Simulink มาช่วยในการจำลองระบบโดยรูปแบบของบล็อกไดอะแกรมในการควบคุมแบบปิดแสดงดังรูปที่ 5.1 โดยนำเมทริกซ์เกนจากการคำนวณในส่วนของการออกแบบระบบควบคุม แสดงดังรูปที่ 5.2 และค่าพารามิเตอร์จากภาคผนวก ข. มาใช้งาน



รูปที่ 5. 1 รูปแบบการจำลองระบบด้วยโปรแกรม Matlab/Simulink

$$K_a = \begin{bmatrix} 15 & 0 & 0 & 50 & 0 & 0 \\ 0 & 15 & 0 & 0 & 50 & 0 \\ 0 & 0 & 15 & 0 & 0 & 50 \end{bmatrix}$$

Simulation

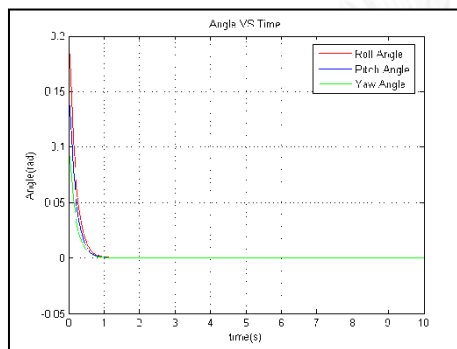
(ก)

$$K_b = \begin{bmatrix} -52 & 52 & -195 & -5 & 5 & -15 \\ -52 & -52 & 195 & -5 & -5 & 15 \\ 52 & 52 & 195 & 5 & 5 & 15 \\ 52 & -52 & -195 & 5 & -5 & -15 \end{bmatrix}$$

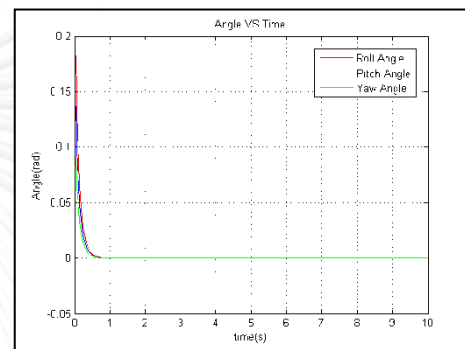
Simulation

(ข)

รูปที่ 5. 2 ค่าเมทริกซ์เกนที่ใช้ในการจำลองระบบควบคุม



(ก)



(ข)

รูปที่ 5. 3 แสดงการจำลองระบบควบคุมด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์

ผลการจำลองระบบควบคุมด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์ แสดงดังรูปที่ 5.3 จากผลการทดลองพบว่าอากาศยานสี่ใบพัดที่ควบคุมระบบควบคุมทั้ง 2 แบบ สามารถเข้าสู่เสถียรภาพภายในเวลา 1 วินาที แต่ระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุตโดยนำแรงบิดมาเป็นสัญญาณอินพุต ใช้เวลาในการเข้าสู่เสถียรภาพใกล้เคียงกับระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุตโดยนำแรงดันไฟฟ้ามาเป็นสัญญาณอินพุต ในส่วนของการทดลองกับอากาศยานสี่ใบพัดจริงจึงเลือกระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุตในการทดลองเพื่อใช้ในการเปรียบเทียบกับระบบควบคุมชนิดอื่น

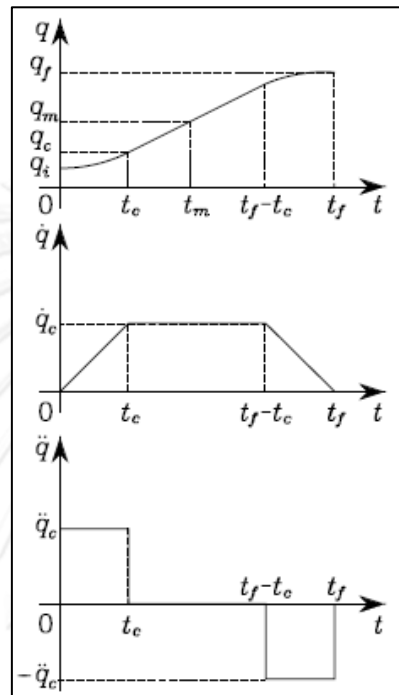
### 5.1.2 ระบบควบคุมแบบไม่เชิงเส้น

#### 1 การสร้างเส้นทางการเคลื่อนที่

การสร้างเส้นทางการเคลื่อนที่ (Trajectory Generation) ของระบบนั้น มีด้วยกันหลายวิธีได้แก่ การสร้างเส้นทางโดยสมการพหุนามกำลังสาม (Cubic polynomial) การสร้างเส้นทางโดยสมการพหุนามกำลังสูง (Higher order polynomial) การสร้างเส้นทางโดยฟังก์ชันเส้นตรงผสมพาราโบลา (Linear function with parabolic blend) เป็นต้น สำหรับงานวิจัยนี้ การสร้างเส้นทางการเคลื่อนที่สำหรับอากาศยานสี่ใบพัด จะใช้วิธีการสร้างเส้นทางโดยฟังก์ชันที่เป็นสมการเส้นตรงผสมเส้นโค้งพาราโบลา

## 2 ฟังก์ชันเส้นตรงผสมพาราโบลิก (Linear function with parabolic blend)

ในการสร้างเส้นทางการเคลื่อนที่นั้นเราจะต้องกำหนดตำแหน่งที่เราต้องการให้ระบบเคลื่อนที่ไป โดยจะต้องกำหนดอัตราเร็วสูงสุดและอัตราเร่งสูงสุดในการเคลื่อนที่ รูปแบบของการเคลื่อนที่นั้นแสดงในรูปที่ 5.4



รูปที่ 5. 4 กราฟแสดงตำแหน่ง ความเร็ว ความเร่งของการสร้างเส้นทางการเคลื่อนที่

การกำหนดเส้นทางการเคลื่อนที่ในการทดลองได้ออกแบบลักษณะการเคลื่อนที่ โดยกำหนดมุมเริ่มต้นให้มุมการหมุนทั้ง 3 มุมแล้วเคลื่อนที่กลับเข้าสู่จุดสมดุล เนื่องจากตำแหน่ง ความเร็ว และความเร่งในแต่ละช่วงเวลามีความสัมพันธ์กัน โดยที่สมการความเร็วเชิงมุมและความเร่งเชิงมุมอ้างอิง สามารถหาได้จากอนุพันธ์ลำดับที่หนึ่งและสองของสมการ ดังนั้น เราสามารถสร้างสมการการเคลื่อนที่อ้างอิง ได้ดังต่อไปนี้

$$q_d(t) = \begin{cases} q_i + \frac{1}{2} \ddot{q}_c t^2 & ; 0 \leq t \leq t_c \\ q_i + \ddot{q}_c t_c \left( t - \frac{t_c}{2} \right) & ; t_c < t \leq t_f - t_c \\ q_f - \frac{1}{2} \ddot{q}_c (t_f - t)^2 & ; t_f - t_c < t \leq t_f \end{cases} \quad (5.1)$$

กำหนดให้

$q_i$  คือ ตำแหน่งมุมเริ่มต้น  $q_i = \phi_i, \theta_i, \psi_i$  (rad)

$q_f$  คือ ตำแหน่งมุมสุดท้าย  $q_f = \phi_f, \theta_f, \psi_f$  (rad)

$t_f$  คือ ช่วงเวลาที่ทั้งหมดที่กำหนดขึ้น (sec)

$t_c$  คือ ช่วงเวลาที่ใช้ในการเร่งความเร็ว

กำหนดให้

$$\frac{|q_f - q_i|}{t_f} < \dot{q}_c = \frac{1.5|q_f - q_i|}{t_f} \leq \frac{2|q_f - q_i|}{t_f}$$

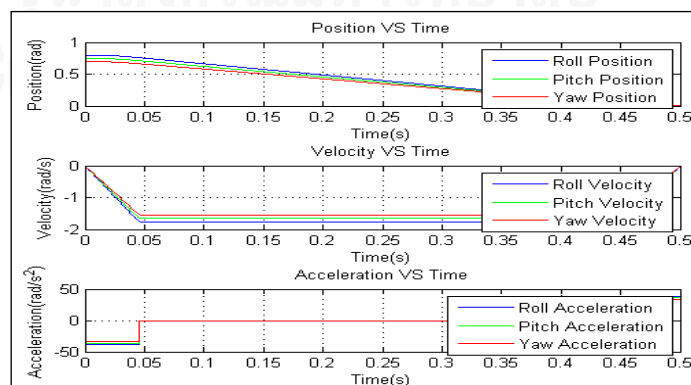
เงื่อนไขนี้ส่งผลให้ช่วงเวลาในการเพิ่มความเร็ว-ความเร็วคงที่-ลดความเร็วเป็นช่วงเวลาเท่ากัน

ตัวแปรที่ใช้ในการกำหนดเส้นทางการเคลื่อนที่ คือ

$$\phi_i = 0.80 \text{ rad.}, \phi_f = 0 \text{ rad.}, \theta_i = 0.75 \text{ rad.}, \theta_f = 0 \text{ rad.}$$

$$\psi_i = 0.70 \text{ rad.}, \psi_f = 0 \text{ rad.}, t_i = 0 \text{ s.}, t_f = 0.5 \text{ s.}$$

จากสมการที่ 5.1 จะได้ความสัมพันธ์ดังรูปที่ 5.5 แสดงความสัมพันธ์ตำแหน่งของมุม ความเร็วเชิงมุมและความเร่งเชิงมุมของมุมการหมุนทั้ง 3 มุม

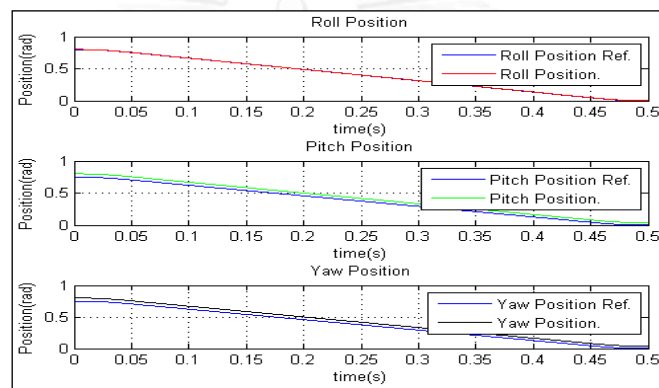


รูปที่ 5. 5 แสดงความสัมพันธ์ตำแหน่งของมุม, ความเร็วเชิงมุมและความเร่งเชิงมุมของมุมการหมุนทั้ง 3 มุม

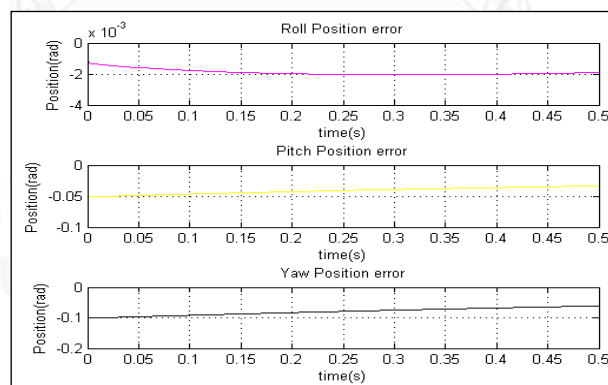
นำตำแหน่งอ้างอิงของความสัมพันธ์ตำแหน่งของมุม ความเร็วเชิงมุมและความเร่งเชิงมุมที่ได้จากข้างต้น ไปจำลองระบบควบคุมทั้ง 2 ระบบ คือ ระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผัน และระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทน โดยนำโปรแกรม Matlab มาใช้ในการจำลองระบบ

### 3. ผลการทดลอง

จากกราฟรูปที่ 5.6 แสดงผลการจำลองระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผัน พบว่าเส้นกราฟของความผิดพลาดของตำแหน่งมุมการหมุนทั้ง 3 มุมกับเวลา มีค่าความผิดพลาดอยู่มาก แสดงดังรูปที่ 5.7



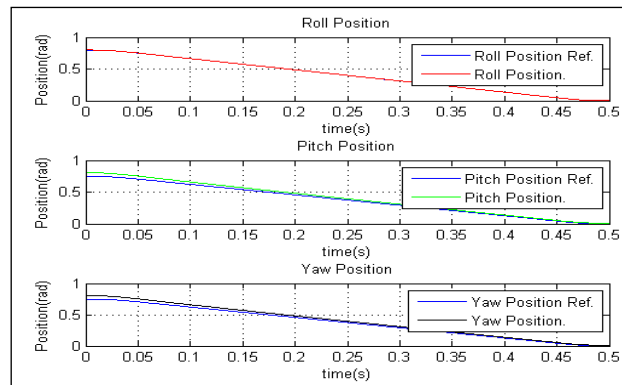
รูปที่ 5. 6 แสดงตำแหน่งอ้างอิงของมุมและผลลัพธ์ของตำแหน่งมุมการหมุนทั้ง 3 มุมกับเวลา



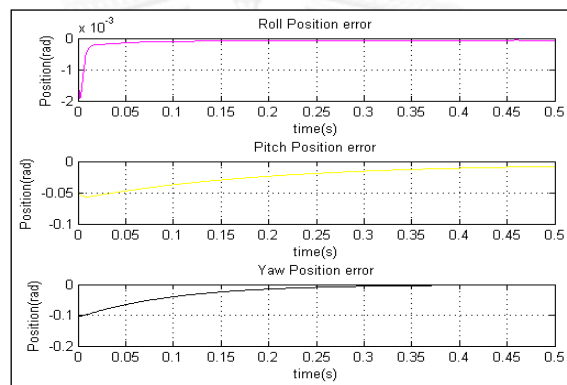
รูปที่ 5. 7 แสดงความผิดพลาดเทียบกับตำแหน่งอ้างอิงของมุมการหมุนทั้ง 3 มุมกับเวลา

จากกราฟรูปที่ 5.8 แสดงผลการจำลองระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทน พบว่าเส้นกราฟของความผิดพลาดของตำแหน่งมุมการหมุนทั้ง 3 มุมกับเวลา มีค่าความผิดพลาดน้อยลงเมื่อเปรียบเทียบกับระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันอยู่มาก ดังรูปที่ 5.9





รูปที่ 5. 8 แสดงตำแหน่งอ้างอิงของมุมและผลลัพธ์ของตำแหน่งมุมการหมุนทั้ง 3 มุมกับเวลา



รูปที่ 5. 9 แสดงความผิดพลาดเทียบกับตำแหน่งอ้างอิงของมุมการหมุนทั้ง 3 มุมกับเวลา

ในส่วนของการทดลองกับอากาศยานสี่ใบพัดจริงจึงเลือกระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทนไปใช้ในการทดลองเพื่อใช้ในการเปรียบเทียบกับระบบควบคุมชนิดอื่น

## 5.2 ภาพรวมของอุปกรณ์ในการทดลอง

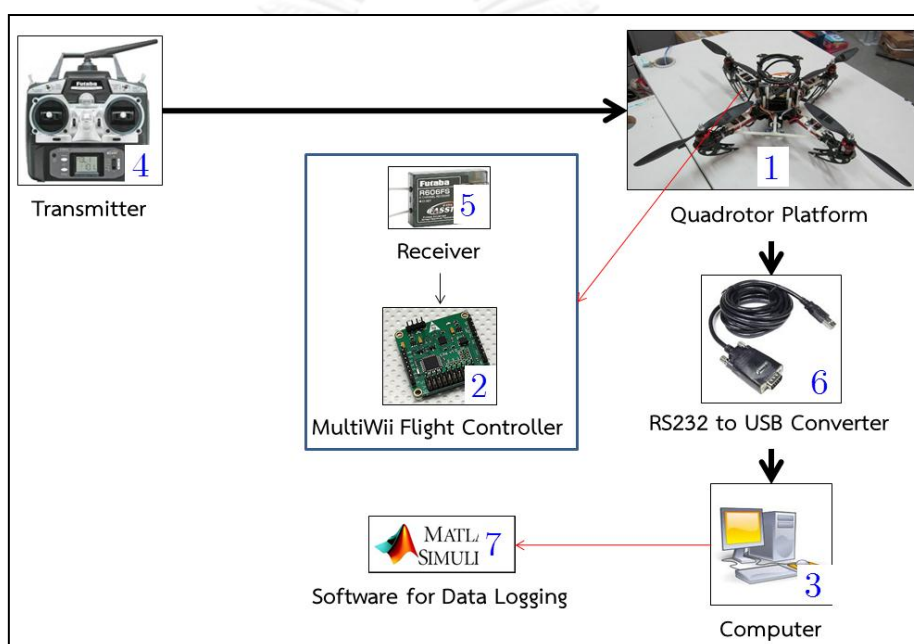
ในการทดลองระบบควบคุมกับอากาศยานสี่ใบพัดจริง แบ่งการทดลองออกเป็น 2 ส่วน คือ การเก็บค่าข้อมูลที่วัดได้และการเก็บภาพถ่ายวิดีโอ โดยมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

1. การเก็บค่าข้อมูลที่วัดได้ มีอุปกรณ์ในการทดลองแสดงดังรูปที่ 5.10 โดยประกอบด้วย

- (1) โครงสร้างของอากาศยานสี่ใบพัดประกอบด้วย ระบบสร้างแรงยกและอุปกรณ์ไฟฟ้า
- (2) ระบบควบคุมการบิน Multiwii flight controller
- (3) คอมพิวเตอร์สำหรับเก็บข้อมูลการทดลอง

- (4) วิทยุควบคุมการบิน
- (5) อุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุควบคุมการบิน
- (6) อุปกรณ์แปลง RS-232 เป็น USB
- (7) โปรแกรม Matlab/Simulink สำหรับเก็บข้อมูลการทดลอง

การเคลื่อนที่ของอากาศยานสี่ใบพัดในการใช้งานจริง ส่วนใหญ่ใช้วิทยุควบคุมการบิน เพื่อควบคุมระยะความสูง มุมโรล มุมพิทช์ และ มุมยอร์ว ในขณะที่การรักษาเสถียรภาพทางการบินเป็นแบบอัตโนมัติ



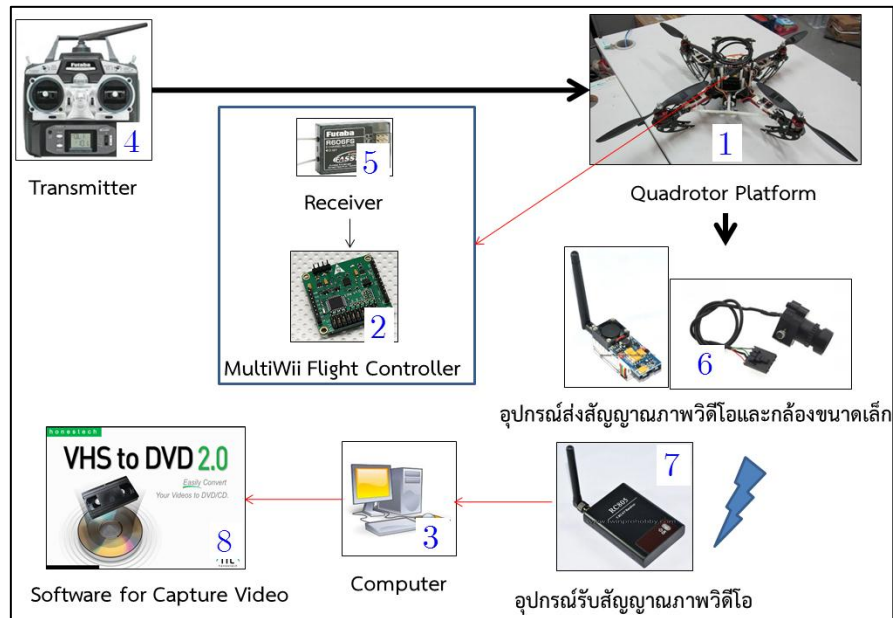
รูปที่ 5. 10 ภาพรวมของอุปกรณ์ในการทดลอง

2. การเก็บภาพถ่ายวิดีโอ มีอุปกรณ์ในการทดลอง แสดงดังรูปที่ 5.11 โดยประกอบด้วย

- (1) โครงสร้างของอากาศยานสี่ใบพัดประกอบด้วย ระบบสร้างแรงยกและอุปกรณ์ไฟฟ้า
- (2) ระบบควบคุมการบิน Multiwii flight controller
- (3) คอมพิวเตอร์สำหรับเก็บข้อมูลการทดลอง
- (4) วิทยุควบคุมการบิน
- (5) อุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุควบคุมการบิน
- (6) อุปกรณ์ส่งสัญญาณภาพวิดีโอและกล้องขนาดเล็ก

(7) อุปกรณ์รับสัญญาณภาพวิดีโอ

(8) โปรแกรมเก็บภาพถ่ายวิดีโอ



รูปที่ 5. 11 ภาพรวมของอุปกรณ์ในการทดลอง

### 5.3 การทดลองกับอากาศยานสี่ใบพัดจริง

ในการทดลองกับอากาศยานสี่ใบพัดจริง ระบบควบคุมที่นำมาใช้มีด้วยกัน 3 รูปแบบ คือ ระบบควบคุมแบบคลาสสิก (PID) ซึ่งเป็นระบบควบคุมเดิมที่ใช้อยู่ในระบบควบคุมการบิน MultiWii และ ระบบควบคุมที่ได้ทำการออกแบบ ได้แก่ ระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุตโดยการนำแรงบิดมาเป็นสัญญาณอินพุตและระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทน แบ่งการทดลองออกเป็น 2 ส่วน คือ การทดลองภายในอาคารและการทดลองภายนอกอาคาร โดยมีรายละเอียดดังต่อไปนี้

#### 5.3.1 การทดลองกับอากาศยานสี่ใบพัดจริงภายในอาคาร

ในการทดลองภายในอาคารแบ่งการทดลองออกเป็น 4 ลักษณะ ได้แก่

1. การทดลองในขณะที่ยกตัวอากาศยาน (Takeoff)
2. การทดลองขณะรักษาเสถียรภาพทางการบิน
3. การทดลองขณะรักษาเสถียรภาพทางการบินและระบบ
4. การทดลองขณะรักษาเสถียรภาพทางการบินและเพิ่มสัญญาณอ้างอิง

### 5.3.2 การทดลองกับอากาศยานสีใบพัดจริงภายนอกอาคาร

ในการทดลองภายนอกอาคารแบ่งการทดลองออกเป็น 3 ลักษณะ ได้แก่

2. การทดลองขณะรักษาเสถียรภาพทางการบิน
4. การทดลองขณะรักษาเสถียรภาพทางการบินและเพิ่มสัญญาณอ้างอิง
5. การถ่ายภาพวิดีโอวัตถุที่สนใจ

### 5.4 ผลการทดลอง

#### 5.4.1 การทดลองกับอากาศยานสีใบพัดจริงภายในอาคาร

1. การทดลองในขณะที่ยกตัวลำตัวอากาศยาน ในการทดลองนี้ทำการทดลองด้วยการเพิ่มแรงยกให้กับชุดโรเตอร์ทั้ง 4 ชุด สังเกตุดลักษณะการยกตัวของอากาศยานสีใบพัด จากการทดลองพบว่าระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุตและระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทนสามารถรักษาแนวการยกลำตัวภายในขอบเขตและเวลาที่กำหนดได้ ส่วนระบบควบคุมแบบพีไอดี มีลักษณะการยกตัวเบี่ยงเบนออกจากขอบเขตที่กำหนด แสดงดังรูปที่ 5.12 ถึง รูปที่ 5.14



วินาทีที่ 1



วินาทีที่ 2



วินาทีที่ 3



วินาทีที่ 4

รูปที่ 5. 12 แสดงลักษณะการยกตัวของระบบควบคุมแบบพีไอดี

โดยรูปที่ 5.12 แสดงการยกตัวของอากาศยานโดยใช้ตัวควบคุมแบบพีไอดีบันทึกที่เวลาต่าง ๆ กัน จะเห็นว่าลักษณะของการยกตัวโดยใช้ตัวควบคุมแบบพีไอดีจะมีการส่ายไปมาและต้องอาศัยฝีมือของผู้ควบคุมช่วยด้วย ซึ่งต่างกับการใช้ระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุตซึ่งผลดังแสดงในรูปที่ 5.13 และรูปที่ 5.14 ซึ่งแสดงลักษณะการยกตัวของระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทน จะเห็นว่าตัวควบคุมแบบหลังทั้ง 2 แบบนั้นการควบคุมการยกขึ้นสามารถทำได้ง่ายกว่าแบบที่ใช้ตัวควบคุมแบบพีไอดี



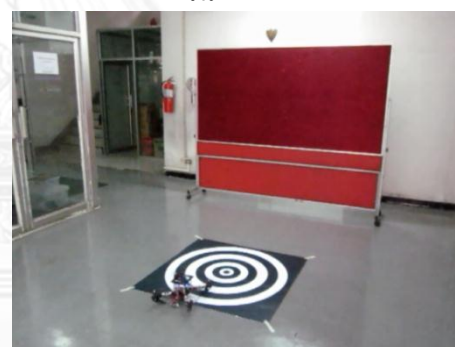
วินาทีที่ 1



วินาทีที่ 2



วินาทีที่ 3



วินาทีที่ 4

รูปที่ 5. 13 แสดงลักษณะการยกตัวของระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุต



วินาทีที่ 1



วินาทีที่ 2



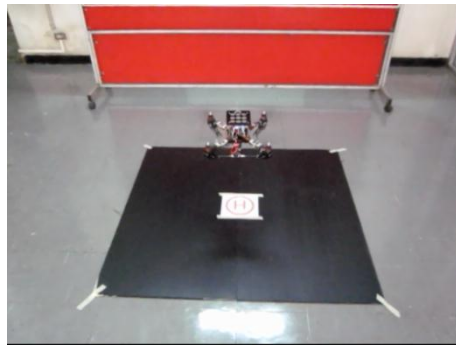
วินาทีที่ 3



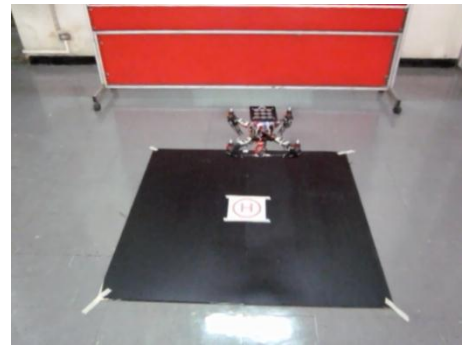
วินาทีที่ 4

รูปที่ 5. 14 แสดงลักษณะการยกตัวของระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทน

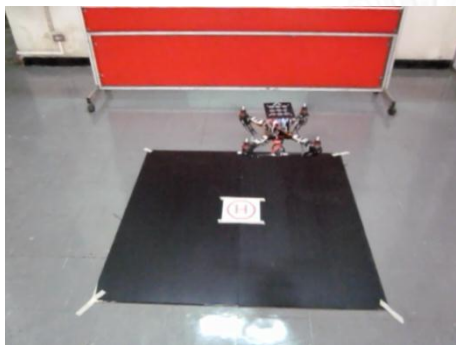
**2. การทดลองขณะรักษาเสถียรภาพทางการบิน** ในการทดลองนี้ทำการทดลองด้วยการเพิ่มแรงยกให้กับชุดโรเตอร์ทั้ง 4 ชุด จนอากาศยานสี่ใบพัดบินรักษาแนวระดับได้ แต่เนื่องจากในขณะที่ทำการบินในสภาพปกตินั้น ผู้บังคับการบินต้องทำการควบคุมความสูงประกอบกับการบินรักษาระดับตลอดเวลา เพื่อลดปัญหาดังกล่าวถึงทำการควบคุมความสูงในขณะที่ทำการบินด้วยระบบควบคุมแบบอัตโนมัติ จากการทดลองพบว่าระบบควบคุมทั้ง 3 แบบมีประสิทธิภาพในการควบคุมใกล้เคียงกัน แต่ในการควบคุมอากาศยานสี่ใบพัดให้บินรักษาระดับและอยู่ภายในขอบเขตแผ่นสี่เหลี่ยมนั้น ระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุตและระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทนสามารถทำการควบคุมได้สะดวกกว่าระบบควบคุมแบบพีไอดี แสดงดังรูปที่ 5.15 ถึงรูปที่ 5.17 ซึ่งแสดงให้เห็นถึงตำแหน่งและการเรียงตัว (pose) ที่เวลาต่าง ๆ กันของแต่ละชนิดของตัวควบคุม ตัวควบคุมสมัยใหม่คือใช้ตัวควบคุมแบบปิดหลายตัวแปรสถานะและตัวควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทนจะทำให้ผู้บังคับนั้นสามารถบังคับตำแหน่งของอากาศยานได้ง่ายกว่าการใช้ตัวควบคุมแบบพีไอดีมาก



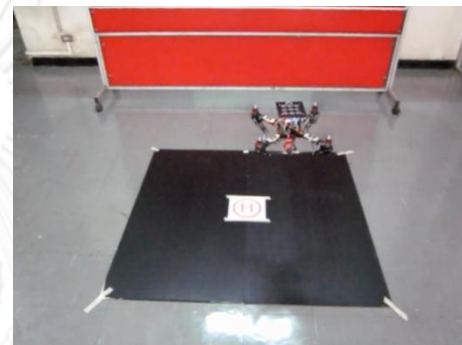
วินาทีที่ 1



วินาทีที่ 2



วินาทีที่ 3



วินาทีที่ 4

รูปที่ 5. 15 การรักษาเสถียรภาพทางการบินของระบบควบคุมแบบพีไอดี



วินาทีที่ 1



วินาทีที่ 2

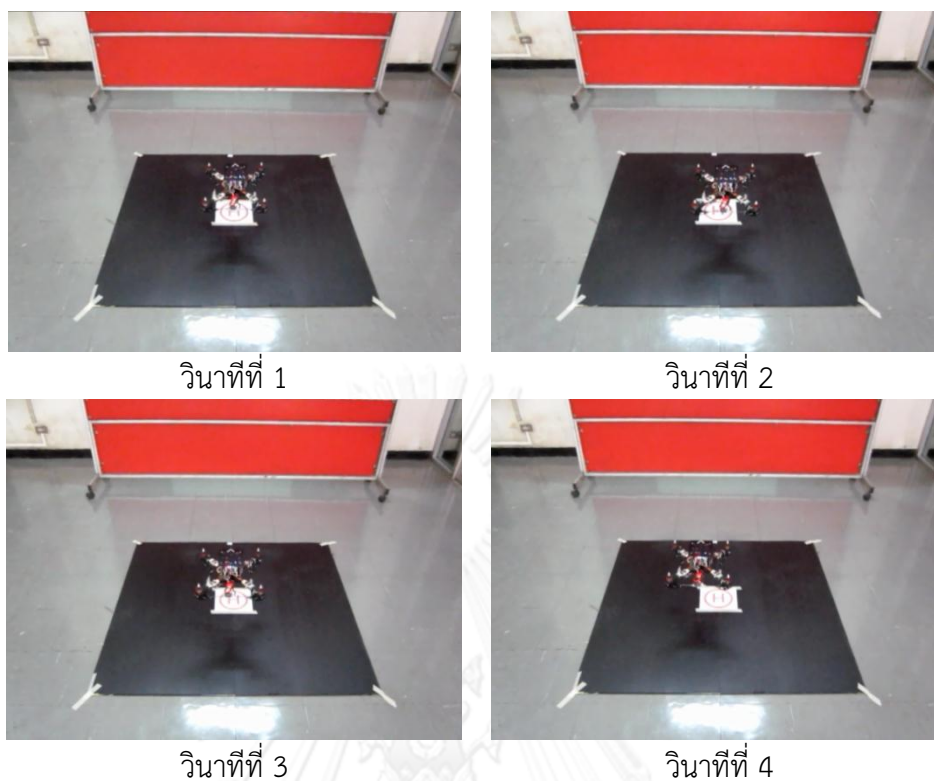


วินาทีที่ 3



วินาทีที่ 4

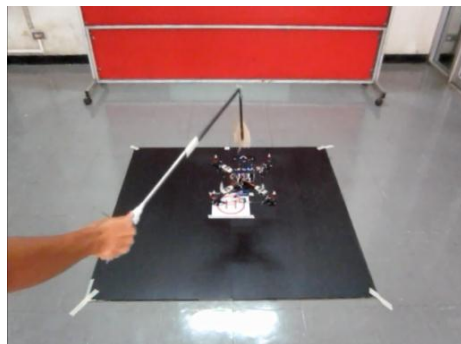
รูปที่ 5. 16 การรักษาเสถียรภาพทางการบินของระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุต



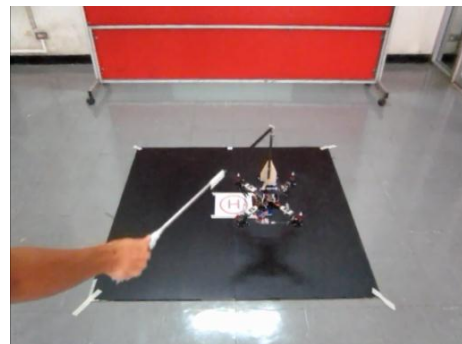
รูปที่ 5. 17 การรักษาเสถียรภาพทางการบินของระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทน

3. การทดลองขณะรักษาเสถียรภาพทางการบินและรบกวนระบบ ในการทดลองนี้ทำการทดลองด้วยการเพิ่มแรงยกให้กับชุดโรเตอร์ทั้ง 4 ชุด จนอากาศยานสี่ใบพัดบินรักษาแนวระดับได้ จากนั้นทำการรบกวนระบบด้วยการใส่แรงภายนอกกระทำกับระบบด้วยไม้เคาะ จากการทดลองพบว่าระบบควบคุมทั้ง 3 แบบมีประสิทธิภาพในการควบคุมใกล้เคียงกัน แต่ในการควบคุมอากาศยานสี่ใบพัดให้บินรักษาระดับและอยู่ภายในขอบเขตแผ่นสี่เหลี่ยม ระบบควบคุมระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุตและระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทนสามารถทำการควบคุมได้สะดวกกว่าระบบควบคุมแบบพีไอดี แสดงดังรูปที่ 5.18 ถึง รูปที่ 5.20 ซึ่งแสดงให้เห็นตำแหน่งและการเรียงตัว (pose) ที่เวลาต่าง ๆ กันของแต่ละชนิดของตัวควบคุมเมื่อมีสิ่งรบกวนมากระทำกับระบบในที่นี้คือเป็นเคาะด้วยไม้ ถึงแม้ผลของการควบคุมจะใกล้เคียงกันและในความรู้สึกของผู้บังคับอากาศยานแล้ว ตัวควบคุมสมัยใหม่คือใช้ตัวควบคุมแบบปิดหลายตัวแปรสถานะและตัวควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทนจะทำให้ผู้บังคับนั้นสามารถบังคับตำแหน่งของอากาศยานได้ง่ายกว่าการใช้ตัวควบคุมแบบพีไอดีมาก

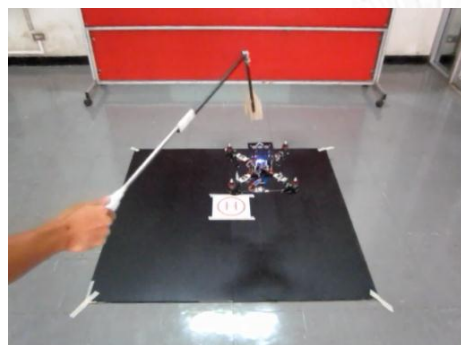




วินาทีที่ 1



วินาทีที่ 2

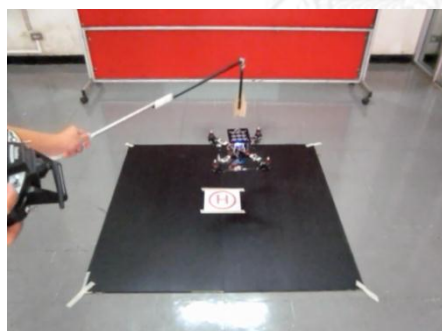


วินาทีที่ 3

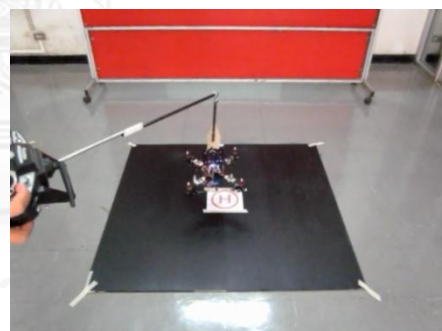


วินาทีที่ 4

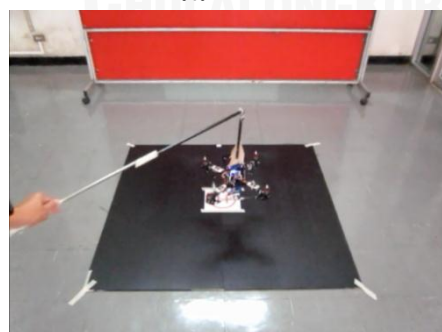
รูปที่ 5. 18 การรบกวนเสถียรภาพทางการบินของระบบควบคุมแบบพีไอดี



วินาทีที่ 1



วินาทีที่ 2

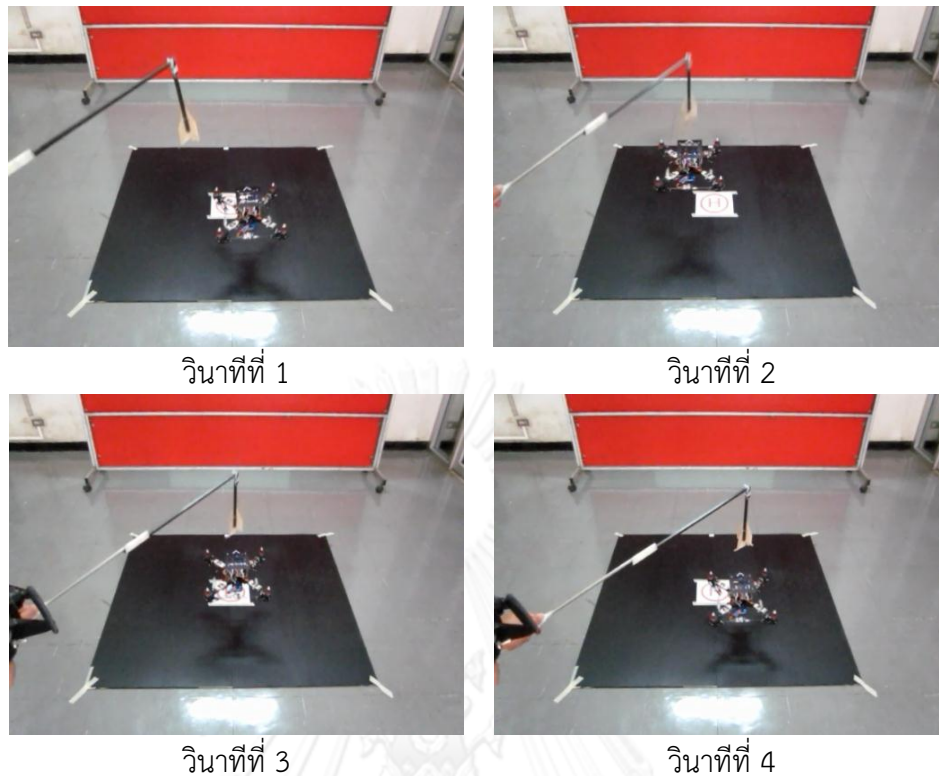


วินาทีที่ 3



วินาทีที่ 4

รูปที่ 5. 19 การรบกวนเสถียรภาพทางการบินของของระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุต



รูปที่ 5. 20 การรบกวนเสถียรภาพทางการบินของของระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความ  
คงทน

4. การทดลองขณะรักษาเสถียรภาพทางการบินและเพิ่มสัญญาณอ้างอิง ในการทดลองนี้ทำการทดลองด้วยการเพิ่มแรงยกให้กับชุดโรเตอร์ทั้ง 4 ชุด จนอากาศยานสี่ใบพัดบินรักษาแนวระดับได้ จากนั้นทำการเพิ่มสัญญาณอ้างอิงเพื่อตรวจสอบพฤติกรรมกรรมการตอบสนองของระบบควบคุม จากการทดลองพบว่าระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุตและระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทนมีประสิทธิภาพในการตอบสนองได้ดีกว่าระบบควบคุมแบบพีไอดี แสดงดังรูปที่ 5.21 ถึง รูปที่ 5.23 ซึ่งแสดงผลตอบสนองเมื่อผู้บังคับบังคับให้อากาศยานเปลี่ยนตำแหน่งไป จะพบว่าการผู้บังคับอากาศยานสามารถบังคับตัวอากาศยานที่ใช้ตัวควบคุมแบบสมัยใหม่คือ ตัวควบคุมแบบปิดหลายตัวแปรสถานะและระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทนสามารถควบคุมได้ง่ายกว่าและมีการตอบสนองที่เร็วกว่าด้วย



วินาทีที่ 1



วินาทีที่ 2



วินาทีที่ 3



วินาทีที่ 4

รูปที่ 5. 21 การรักษาเสถียรภาพทางการบินและเพิ่มสัญญาณอ้างอิงของระบบควบคุมแบบพีไอดี



วินาทีที่ 1



วินาทีที่ 2

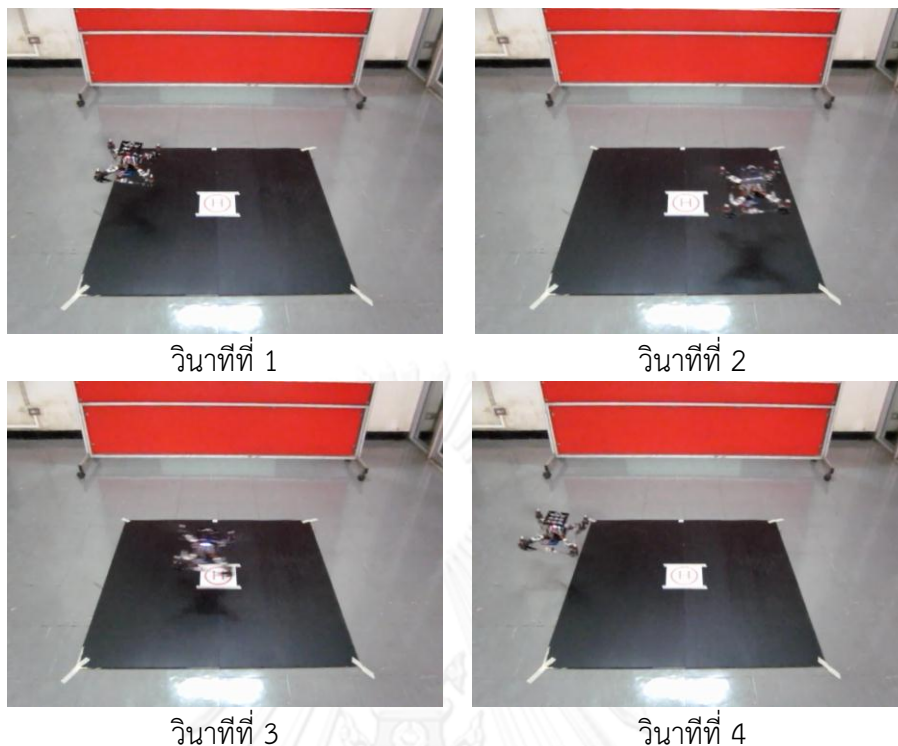


วินาทีที่ 3



วินาทีที่ 4

รูปที่ 5. 22 การรักษาเสถียรภาพทางการบินและเพิ่มสัญญาณอ้างอิงของระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุต



รูปที่ 5. 23 การรักษาเสถียรภาพทางการบินและเพิ่มสัญญาณอ้างอิงของระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ ผกผันที่มีความคงทน

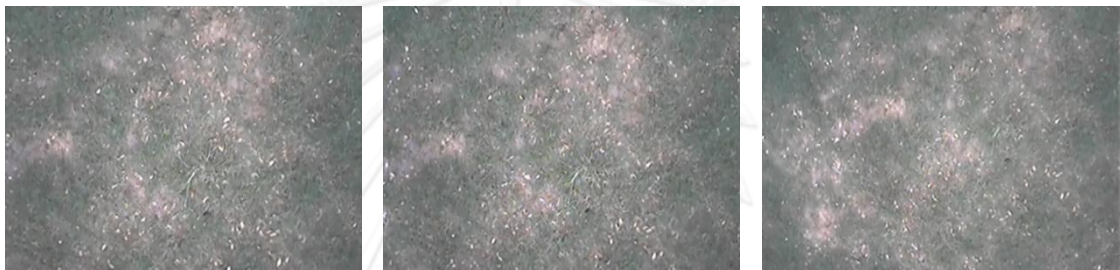
#### 5.4.2 การทดลองกับอากาศยานสี่ใบพัดจริงภายนอกอาคาร

ในการทดลองกับอากาศยานสี่ใบพัดจริงภายนอกอาคารนี้ได้นำระบบการภาพเข้ามาช่วยในการพิจารณาประสิทธิภาพในการรักษาเสถียรภาพทางการบินของอากาศยานสี่ใบพัด โดยอยู่ในเงื่อนไขว่า ระบบควบคุมใดที่มีประสิทธิภาพในการควบคุมที่ดี ย่อมส่งผลให้คุณภาพของภาพถ่ายวิดีโอดีขึ้นไปด้วย โดยมีรายละเอียดในการทดลองดังต่อไปนี้

**1. การทดลองขณะรักษาเสถียรภาพทางการบิน** ในการทดลองนี้ทำการควบคุมอากาศยานสี่ใบพัดบินเหนือประตูฟุตบอล และทำการบันทึกภาพถ่ายวิดีโอไปพร้อมกับโดยใช้กล้องที่มองพื้นดินที่ติดไปกับอากาศยานด้วย ทำการเพิ่มแรงยกให้กับชุดโรเตอร์ทั้ง 4 ชุด จนอากาศยานสี่ใบพัดบินรักษาแนวระดับ ทำการควบคุมความสูงในขณะที่ทำการบินด้วยระบบควบคุมแบบอัตโนมัติจากการทดลองพบว่าระบบควบคุมทั้ง 3 แบบมีประสิทธิภาพในการควบคุมและคุณภาพของภาพถ่ายวิดีโอใกล้เคียงกัน แสดงดังรูปที่ 5.24 และภาพถ่ายวิดีโอของระบบควบคุมทั้งหมด แสดงดังรูปที่ 5.25 ถึง รูปที่ 5.27 จะเห็นว่าภาพวิดีโอดังกล่าวดูเหมือนจะไม่แตกต่างกันแต่ถ้าเห็นภาพในเวลาจริงแล้วจะเห็นว่าการใช้ตัวควบคุมสมัยใหม่แบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทนนั้นภาพจะนิ่งกว่าเล็กน้อย แต่ผู้วิจัยเชื่อว่าถ้าใช้ระบบประมวลผลที่สูงขึ้น จำนวนบิตมากขึ้น และใช้ตัวตรวจรู้เพื่อวัดระดับความสูงที่ดีขึ้นผลจะแตกต่างกันมากกว่านี้



รูปที่ 5. 24 แสดงลักษณะการรักษาเสถียรภาพทางการบินของอากาศยานสีใบพัด



วินาทีที่ 1

วินาทีที่ 3

วินาทีที่ 5

รูปที่ 5. 25 ภาพถ่ายวิดีโอของระบบควบคุมแบบพีไอดี



วินาทีที่ 1

วินาทีที่ 3

วินาทีที่ 5

รูปที่ 5. 26 ภาพถ่ายวิดีโอของระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุต



วินาทีที่ 1

วินาทีที่ 3

วินาทีที่ 5

รูปที่ 5. 27 ภาพถ่ายวิดีโอของระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทน

2. การทดลองขณะรักษาเสถียรภาพทางการบินและเพิ่มสัญญาณอ้างอิง ในการทดลองนี้ทำการควบคุมอากาศยานสี่ใบพัดบินเหนือประตูฟุตบอล และทำการบันทึกภาพถ่ายวิดีโอไปพร้อมกัน ทำการเพิ่มแรงยกให้กับชุดโรเตอร์ทั้ง 4 ชุด จนอากาศยานสี่ใบพัดบินรักษาแนวระดับทำการควบคุมความสูงในขณะที่ทำการบินด้วยระบบควบคุมแบบอัตโนมัติ จากนั้นเพิ่มสัญญาณอ้างอิงให้กับระบบควบคุมเพื่อคุณลักษณะการตอบสนอง จากการทดลองพบว่าระบบควบคุมทั้ง 3 แบบมีประสิทธิภาพในการควบคุมและคุณภาพของภาพถ่ายวิดีโอใกล้เคียงกัน แสดงดังรูปที่ 5.28 และ รูปที่ 5.29 แต่ผู้ควบคุมจะมีความรู้สึกในการควบคุมที่มีการตอบสนองดีกว่าเมื่อให้ตัวควบคุมสมัยใหม่

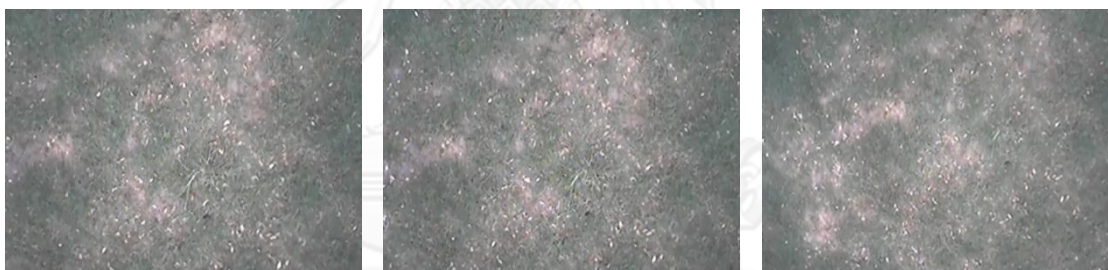


วินาทีที่ 1

วินาทีที่ 3

วินาทีที่ 5

รูปที่ 5. 28 แสดงการเพิ่มสัญญาณอ้างอิงให้กับระบบควบคุม



วินาทีที่ 1

วินาทีที่ 2

วินาทีที่ 3

รูปที่ 5. 29 ภาพถ่ายวิดีโอของการเพิ่มสัญญาณอ้างอิงให้กับระบบควบคุม

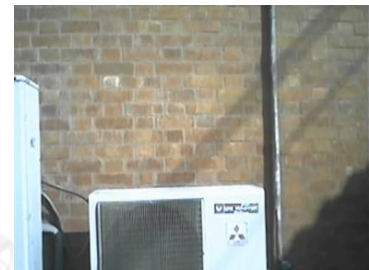
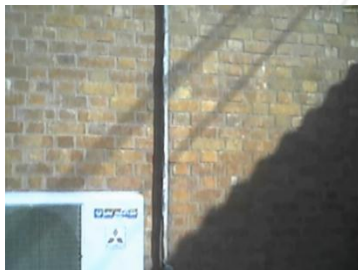
3. การถ่ายภาพวิดีโอวัตถุที่สนใจ ในการทดลองนี้ทำการบันทึกภาพถ่ายวิดีโอ โดยทำการสังเกตการณ์วัตถุที่สนใจ โดยทำการบินที่ความสูง 5 – 10 เมตร วัตถุที่น่าสนใจคือ คอยล์ร้อนเครื่องปรับอากาศ และ ยอดต้นไม้ แสดงดังรูปที่ 5.30 ก และ รูปที่ 5.30 ข จากการทดลองพบว่าภาพถ่ายวิดีโอที่บันทึกได้จากระบบระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทนมีคุณภาพที่ดีกว่าระบบควบคุมชนิดอื่น แสดงดังรูปที่ 5.31 ถึง รูปที่ 5.36 รูปที่ 5.31 เป็นผลเมื่อใช้ตัวควบคุมแบบพีไอดี ในขณะที่รูปที่ 5.32 และรูปที่ 5.33 เป็นของตัวควบคุมแบบปิดหลายตัวแปรสถานะและตัวควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทน ถ้าพิจารณาจากภาพถ่ายวิดีโอจะพบว่าถ้าใช้ตัวควบคุมสมัยใหม่ภาพจะนิ่งกว่าการใช้ตัวควบคุมแบบพีไอดี



ก. คอยล์ร้อนเครื่องปรับอากาศ

ข. ต้นไม้ที่ทำการทดลอง

รูปที่ 5. 30 แสดงวัตถุที่ใช้ประกอบการทดลอง



วินาทีที่ 1

วินาทีที่ 3

วินาทีที่ 5

รูปที่ 5. 31 ภาพถ่ายวิดีโอคอยล์ร้อนเครื่องปรับอากาศของระบบควบคุมแบบพีไอดี



วินาทีที่ 1

วินาทีที่ 3

วินาทีที่ 5

รูปที่ 5. 32 ภาพถ่ายวิดีโอคอยล์ร้อนเครื่องปรับอากาศของระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุต



วินาทีที่ 1

วินาทีที่ 3

วินาทีที่ 5

รูปที่ 5. 33 ภาพถ่ายวิดีโอคอยล์ร้อนเครื่องปรับอากาศของระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทน



วินาทีที่ 1

วินาทีที่ 3

วินาทีที่ 5

รูปที่ 5. 34 ภาพถ่ายวิดีโอยอดต้นไม้ของระบบควบคุมแบบพีเอ็ด



วินาทีที่ 1

วินาทีที่ 3

วินาทีที่ 5

รูปที่ 5. 35 ภาพถ่ายวิดีโอยอดต้นไม้ของระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุต



วินาทีที่ 1

วินาทีที่ 3

วินาทีที่ 5

รูปที่ 5. 36 ภาพถ่ายวิดีโอยอดต้นไม้ของระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทน



## บทที่ 6

### สรุปผลการวิจัยและข้อเสนอแนะ

#### 6.1 สรุปผลการวิจัย

งานวิจัยการออกแบบระบบควบคุมเสถียรภาพทางการบินของอากาศยานสี่ใบพัด สามารถสรุปงานวิจัยได้ดังนี้

งานวิจัยนี้ทำการพัฒนาระบบควบคุมเสถียรภาพทางการบินของอากาศยานสี่ใบพัด โดยนำระบบควบคุมแบบเชิงเส้น และ ระบบควบคุมแบบไม่เชิงเส้น มาใช้งาน ทำการหารูปแบบจำลองพลศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัด โดยใช้หลักการของลากรางจ์-ออยเลอร์ ประมาณรูปแบบจำลองพลศาสตร์ให้อยู่ในรูปสมการเชิงเส้นด้วยการจำลองด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์ ในส่วนของการออกแบบระบบควบคุม พิจารณาระบบควบคุมแบบเชิงเส้นและระบบควบคุมแบบไม่เชิงเส้นมาใช้ในการวิจัย อธิบายได้ดังต่อไปนี้

ระบบควบคุมแบบเชิงเส้นได้นำระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุตมาใช้งาน โดยแบ่งออกเป็นการใช้สัญญาณอินพุตจากแรงบิดที่เกิดขึ้นจากชุดโรเตอร์ และสัญญาณอินพุตจากแรงดันไฟฟ้าที่จ่ายให้กับชุดโรเตอร์ ทดลองระบบควบคุมโดยการจำลองระบบด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์ ผลจากการทดลองพบว่าระบบควบคุมทั้ง 2 แบบ มีประสิทธิภาพในการควบคุมใกล้เคียงกัน ดังนั้นในส่วนของการทดลองกับอากาศยานสี่ใบพัดจึงจึงเลือกระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุตโดยใช้สัญญาณอินพุตจากแรงบิดที่เกิดจากชุดโรเตอร์มาใช้ในการทดลอง

ระบบควบคุมแบบไม่เชิงเส้นได้นำระบบควบคุมแบบพลศาสตร์ผกผันกับระบบควบคุมพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทนมาใช้ในการวิจัย ทดลองระบบควบคุมโดยการจำลองระบบด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์ ผลการทดลองพบว่าระบบควบคุมพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทนมีประสิทธิภาพในการควบคุมดีกว่า ดังนั้นในส่วนของการทดลองกับอากาศยานสี่ใบพัดจึงจึงเลือกระบบควบคุมพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทนมาใช้ในการทดลอง

การทดลองกับอากาศยานสี่ใบพัดจริง ได้ทำการจัดหาอุปกรณ์ในการทดลองแบ่งออกเป็น ส่วนประกอบใหญ่ๆ 2 ส่วน คือ ชุดทดลองอากาศยานสี่ใบพัดพร้อมทำการบิน และ ระบบควบคุมการบิน โดยส่วนของระบบควบคุมการบิน ได้พิจารณาระบบควบคุมการบินของ MultiWii ซึ่งเป็นระบบควบคุมการบินที่ได้รับความนิยม และมีโปรแกรมเปิดเผยรหัส ทำให้สะดวกในการวิจัยมากขึ้น พิจารณาระบบควบคุม 3 แบบ ได้แก่ ระบบควบคุมแบบคลาสสิก (PID) ซึ่งเป็นระบบควบคุมเดิมของระบบควบคุมการบิน MultiWii ระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุต และ ระบบควบคุมพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทนมาใช้ในการทดลอง เพื่อเปรียบเทียบประสิทธิภาพในการควบคุม

ในการพิจารณาประสิทธิภาพของระบบควบคุมในการทดลองกับอากาศยานสี่ใบพัดจริง แบ่งการทดลองออกเป็น 2 ส่วน คือ การทดลองภายในอาคารและการทดลองภายนอกอาคาร การทดลองภายในอาคารพบว่า ระบบควบคุมแบบปิดหลายตัวแปรสถานะและระบบควบคุมพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทน มีประสิทธิภาพในการควบคุมการยกตัวของอากาศยานในขณะเริ่มยกลำตัวได้ดีกว่า

ระบบควบคุมแบบพีไอดี ในด้านการควบคุมผ่านวิทยุควบคุมการบินพบว่าระบบควบคุมแบบปิดหลาย อินพุตหลายเอาต์พุตและระบบควบคุมพลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทน มีประสิทธิภาพในการควบคุม การเปลี่ยนตำแหน่งของอากาศยานได้ดีกว่าระบบควบคุมแบบพีไอดี ส่วนการทดลองภายนอกอาคาร ได้นำระบบการภาพเข้ามาช่วยในการพิจารณา จากการทดลองพบว่า ภาพถ่ายวิดีโอจากระบบควบคุม พลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทน มีคุณภาพที่ดีกว่าระบบควบคุมอีก 2 แบบ ในด้านการควบคุมผ่าน วิทยุควบคุมการบินพบว่าระบบควบคุมแบบปิดหลายอินพุตหลายเอาต์พุตและระบบควบคุม พลศาสตร์ผกผันที่มีความคงทน มีประสิทธิภาพในการควบคุมการเปลี่ยนตำแหน่งของอากาศยานได้ ดีกว่าระบบควบคุมแบบพีไอดี

## 6.2 ข้อเสนอแนะเพื่อการวิจัยในอนาคต

เนื่องจากระบบควบคุมการบินในงานวิจัยนี้ เป็นระบบควบคุมการบินที่ใช้งานประเภทงาน อติเรก มีระบบประมวลผลขนาดเล็ก 8 บิต ประสิทธิภาพในการใช้งานจึงมีจำกัด ดังนั้นควรจัดหา ระบบควบคุมการบินที่มีประสิทธิภาพที่ดีขึ้น มีข้อแนะนำคือ

1. จัดสร้างชุดควบคุมการบินเอง ข้อดีคือ สามารถจัดการจุดประสงค์ในการใช้งานได้ ตามต้องการ ตกตัวอย่างเช่น การเลือกคุณภาพของอุปกรณ์ตรวจรู้ ข้อเสียคือ จำเป็นต้องใช้ทักษะ ทางด้านวิศวกรรมไฟฟ้ามาก
2. จัดซื้ออุปกรณ์ในการควบคุมการบิน ข้อดีคือ ไม่จำเป็นต้องใช้ทักษะทางด้าน วิศวกรรมไฟฟ้ามาก ข้อเสียคือ ไม่สามารถจัดการจุดประสงค์ในการใช้งานได้ตามต้องการ ในบางครั้ง เกิดการชำรุดไม่สามารถตรวจสอบได้ และในปัจจุบันมีราคาค่อนข้างสูง

## รายการอ้างอิง

1. Nonami, K., Kendoul, F., Suzuki, S., Wang, W., and Nakazawa, D., *Autonomous Flying Robots*. 2010, New York: Springer.
2. Castillo, P., Lozano, R., and Dzul, A.E., *Modelling and Control of Mini-Flying*. 2005, London: Springer.
3. Altug, E., Ostrowski, J.P., Taylor, C.J. GRASP Lab, *Quadrotor Control Using Dual Camera Visual Feedback.*, in *IEEE International Conference on Robotics & Automation*, 2003. p. 4294 - 4299.
4. Michael Nathan., M., D., Lindsey, Q., Kumar, V., *The GRASP Multiple Micro-UAV Testbed. Robotics & Automation*, in *Robotics & Automation 2010*, IEEE. p. 56 - 55.
5. Mellinger, D., Michael Nathan., Michael Shomin, Kumar, V., *Cooperative Grasping and Transport Using Multiple Quadrotors, Distributed Autonomous Robotic Systems*. Vol. 83. 2003: Springer.
6. ภัคดี คักดาอภินันท์, ส.ล., องอาจ มูลศาสตร์ และ อานันท์ สุดาพันธ์., การศึกษาออกแบบและสร้างแบบจำลองอากาศยานขนาดเล็กที่สามารถเคลื่อนที่ใน 3 แกนเพื่อติดตั้งอุปกรณ์การภาพ., in *ภาคีวิชาการวิศวกรรมเครื่องกล 2552*, จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย: จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย.
7. ตฤณโชค เอี่ยมมนัสสกุล, ท.ท., ธิดา ฉานแสงทอง และ ไพโรจน์ เพียรกิจรุ่งเรือง., การออกแบบระบบควบคุมการทรงตัวของอากาศยานขนาดเล็ก., in *ภาคีวิชาการวิศวกรรมเครื่องกล 2552*, จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย: จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย.
8. Hoffmann, G., Waslander, S. and Tomlin, C., *Quadrotor helicopter trajectory tracking control. in AIAA Guidance, in Navigation and Control Conference and Exhibit 2008*: Honolulu, Hawaii.
9. Gretarsson, T.T.B.a.D., *Construction of a Four Rotor Helicopter Control System*, 2009, Technical University of Denmark.



ภาคผนวก

จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย  
**CHULALONGKORN UNIVERSITY**

## ภาคผนวก ก

### การคำนวณหารูปแบบพลศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัด

ในการหารูปแบบจำลองพลศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัด ผู้วิจัยได้ศึกษาเอกสารอ้างอิงหลายฉบับ จากนั้นได้พิสูจน์รูปแบบจำลองพลศาสตร์ตามเอกสารอ้างอิงนั้น พบว่าวิทยานิพนธ์ระดับดุษฎีบัณฑิตของ Samir Bouabdallah[1] มีความถูกต้องและเหมาะสมกับงานวิจัยที่กำลังทำการศึกษา โดยมีขั้นตอนดังต่อไปนี้

#### การคำนวณสมการลากรางจ์-ออยเลอร์

สมการลากรางจ์-ออยเลอร์ เป็นสมการเชิงอนุพันธ์ที่ใช้อธิบายการเคลื่อนที่ของระบบทางกล การอธิบายการเคลื่อนที่ วิธีนี้จะอธิบายในรูปของพลังงานจลน์ (Kinematic Energy) และ พลังงานศักย์ (Potential Energy) ดังนั้นในการคำนวณหารูปแบบจำลองพลศาสตร์ จึงทำการหาพลังงานจลน์และพลังงานศักย์ในการเคลื่อนที่ของระบบก่อน และสามารถหาลากรางจ์เจียน (Lagrangian) จากสมการ ก.1

$$L = K - V \quad (\text{ก.1})$$

กำหนดให้

$L$  คือ ลากรางจ์เจียนของระบบ

$K$  คือ พลังงานจลน์ของระบบ

$V$  คือ พลังงานศักย์ของระบบ

เมื่อคำนวณหาพลังงานทั้งสองชนิดแล้ว ทำการจัดให้อยู่ในรูปแบบทั่วไปของสมการการเคลื่อนที่ของวิธีการลากรางจ์ ดังสมการที่ ก.2

$$\Gamma_i = \frac{d}{dt} \left( \frac{\partial L}{\partial \dot{q}_i} \right) - \frac{\partial L}{\partial q_i} \quad i = 1, 2, \dots, n \quad (\text{ก.2})$$

กำหนดให้

$q_i$  คือ พิสัยทั่วไป (Generalized Coordinates)  $[\phi, \theta, \psi, x, y, z]^T$

$\Gamma_i$  คือ แรงหรือแรงบิดที่กระทำทั่วไป (Generalized Force or Torque)

โครงสร้างของอากาศยานสี่ใบพัดสมมุติให้มีความสมมาตร ดังนั้นเมทริกซ์โมเมนต์ความเฉื่อยของอากาศยานสี่ใบพัด จึงมีคุณสมบัติเป็นเมทริกซ์ทแยง (Diagonal Matrix) แสดงดังสมการ ก.3

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (\text{ก.3})$$

กำหนดให้

$I$  คือ เมทริกซ์โมเมนต์ความเฉื่อยของอากาศยาน

$I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}$  คือ โมเมนต์ความเฉื่อยของอากาศยานตามแนวแกน x, y, z ตามลำดับ

ในการอธิบายการเคลื่อนที่ของจุดใดๆ ของอากาศยานเทียบกับกรอบอ้างอิงเฉื่อยเมื่อเกิดการหมุนรอบแกนหลักทั้ง 3 แกน ได้นำเมทริกซ์การหมุนจากสมการที่ 3.6 มาพิจารณาการเรียงตัวของอากาศยาน ดังสมการที่ ก.4

$${}^I r(x, y, z) = {}^I R_B^B r \quad (\text{ก.4})$$

$$\begin{aligned} r_x(x, y, z) &= (c\psi c\theta)x + (c\psi s\theta s\phi - s\psi c\phi)y + (c\psi s\theta c\phi + s\psi s\phi)z \\ r_y(x, y, z) &= (s\psi c\theta)x + (s\psi s\theta s\phi + c\psi c\phi)y + (s\psi s\theta c\phi - s\phi s\psi)z \\ r_z(x, y, z) &= (-s\theta)x + (c\theta s\phi)y + (c\theta c\phi)z \end{aligned} \quad (\text{ก.5})$$

กำหนดให้

$c$  คือมุม  $\cos$  และ  $s$  คือมุม  $\sin$

จากสมการที่ ก.5 หาอนุพันธ์ของสมการทั้ง 3 เทียบกับเวลา แสดงดังสมการ ก.6

$$\begin{aligned}
 v_x(x, y, z) &= (-s\theta c\psi\dot{\theta} - c\theta s\psi\dot{\psi})x \\
 &\quad + (-c\psi c\phi\dot{\psi} + s\psi s\phi\dot{\phi} - s\psi s\phi s\theta\dot{\psi} + c\psi c\phi s\theta\dot{\phi} + c\psi s\phi c\theta\dot{\theta})y \\
 &\quad + (c\psi s\phi\dot{\psi} + s\psi c\phi\dot{\phi} - s\psi c\phi s\theta\dot{\psi} - c\psi s\phi s\theta\dot{\phi} + c\psi c\phi c\theta\dot{\theta})z \\
 v_y(x, y, z) &= (-s\theta c\psi\dot{\theta} - c\theta s\psi\dot{\psi})x \\
 &\quad + (-c\psi c\phi\dot{\psi} + s\psi s\phi\dot{\phi} - s\psi s\phi s\theta\dot{\psi} + c\psi c\phi s\theta\dot{\phi} + c\psi s\phi c\theta\dot{\theta})y \\
 &\quad + (c\psi s\phi\dot{\psi} + s\psi c\phi\dot{\phi} - s\psi c\phi s\theta\dot{\psi} - c\psi s\phi s\theta\dot{\phi} + c\psi c\phi c\theta\dot{\theta})z \\
 v_z(x, y, z) &= (-s\theta c\psi\dot{\theta} - c\theta s\psi\dot{\psi})x \\
 &\quad + (-c\psi c\phi\dot{\psi} + s\psi s\phi\dot{\phi} - s\psi s\phi s\theta\dot{\psi} + c\psi c\phi s\theta\dot{\phi} + c\psi s\phi c\theta\dot{\theta})y \\
 &\quad + (c\psi s\phi\dot{\psi} + s\psi c\phi\dot{\phi} - s\psi c\phi s\theta\dot{\psi} - c\psi s\phi s\theta\dot{\phi} + c\psi c\phi c\theta\dot{\theta})z
 \end{aligned}
 \tag{ก.6}$$

จัดรูปแบบสมการใหม่ แสดงดังสมการ ก.7

$$\begin{aligned}
 v_x(x, y, z) &= v_{x_x}x + v_{x_y}y + v_{x_z}z = \begin{bmatrix} v_{x_x} & v_{x_y} & v_{x_z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \\
 v_y(x, y, z) &= v_{y_x}x + v_{y_y}y + v_{y_z}z = \begin{bmatrix} v_{y_x} & v_{y_y} & v_{y_z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \\
 v_z(x, y, z) &= v_{z_x}x + v_{z_y}y + v_{z_z}z = \begin{bmatrix} v_{z_x} & v_{z_y} & v_{z_z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix}
 \end{aligned}
 \tag{ก.7}$$

นำสมการ ก.7 ยกกำลังเพื่อใช้ในการหาพลังงานต่อไป

$$v^2(x, y, z) = v_x^2(x, y, z) + v_y^2(x, y, z) + v_z^2(x, y, z) \quad (\text{ก.8})$$

$$v^2(x, y, z) = \begin{bmatrix} v_{x_x} & v_{x_y} & v_{x_z} \end{bmatrix} \Lambda \begin{bmatrix} v_{x_x} \\ v_{x_y} \\ v_{x_z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} v_{y_x} & v_{y_y} & v_{y_z} \end{bmatrix} \Lambda \begin{bmatrix} v_{y_x} \\ v_{y_y} \\ v_{y_z} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} v_{z_x} & v_{z_y} & v_{z_z} \end{bmatrix} \Lambda \begin{bmatrix} v_{z_x} \\ v_{z_y} \\ v_{z_z} \end{bmatrix} \quad (\text{ก.9})$$

กำหนดให้

$$\Lambda = \begin{bmatrix} x^2 & xy & xz \\ xy & y^2 & yz \\ xz & yz & z^2 \end{bmatrix}$$

ได้ผลลัพธ์ คือ

$$\begin{aligned} v^2(x, y, z) &= x^2(v_{x_x}^2 + v_{x_y}^2 + v_{x_z}^2) \\ &\quad + y^2(v_{x_y}^2 + v_{y_y}^2 + v_{y_z}^2) \\ &\quad + z^2(v_{x_z}^2 + v_{y_z}^2 + v_{z_z}^2) \\ &\quad + 2xy(v_{x_x} \cdot v_{x_y} + v_{y_x} \cdot v_{y_y} + v_{z_x} \cdot v_{z_y}) \\ &\quad + 2xz(v_{x_x} \cdot v_{x_z} + v_{y_x} \cdot v_{y_z} + v_{z_x} \cdot v_{z_z}) \\ &\quad + 2yz(v_{x_y} \cdot v_{x_z} + v_{y_y} \cdot v_{y_z} + v_{z_y} \cdot v_{z_z}) \end{aligned}$$



กระจายสมการ

$$\begin{aligned}
 v^2(x, y, z) &= x^2(c^2\dot{\psi}^2 + \dot{\theta}^2) \\
 &+ y^2(\dot{\psi}^2(c^2\phi + s^2\phi s^2\theta) + \dot{\psi}(-2s\phi c\phi c\theta\dot{\theta} - 2\dot{\phi}s\theta) + s^2\phi\dot{\theta}^2 + \dot{\phi}^2) \\
 &+ z^2(\dot{\psi}^2(s^2\phi + c^2\phi s^2\theta) + \dot{\psi}(-2s\phi c\phi c\theta\dot{\theta} - 2\dot{\phi}s\theta) + c^2\phi\dot{\theta}^2 + \dot{\phi}^2) \\
 &+ 2xy(\dot{\psi}^2 s\phi s\theta c\theta + \dot{\psi}(c\phi s\theta\dot{\theta} - s\phi c\theta\dot{\phi}) - c\phi\dot{\phi}\dot{\theta}) \\
 &+ 2xz(\dot{\psi}^2 c\phi s\theta c\theta + \dot{\psi}(-c\phi s\theta\dot{\phi} - s\phi c\theta\dot{\theta}) + s\phi\dot{\phi}\dot{\theta}) \\
 &+ 2yz(-\dot{\psi}^2 s\phi c\phi c^2\theta + \dot{\psi}(s^2\phi c\theta\dot{\theta} - c^2\phi c\theta\dot{\theta}) + s\phi c\phi\dot{\theta}^2)
 \end{aligned}$$

จัดรูปสมการใหม่

$$\begin{aligned}
 v^2(x, y, z) &= (y^2 + z^2)(\dot{\psi}^2 s^2\theta - 2s\theta\dot{\phi}\dot{\psi} + \dot{\phi}^2) \\
 &+ (x^2 + z^2)(\dot{\psi}^2 s^2\phi c^2\theta + 2s\phi c\phi c\theta\dot{\theta}\dot{\psi} + c^2\phi\dot{\theta}^2) \\
 &+ (x^2 + y^2)(\dot{\psi}^2 c^2\phi c^2\theta - 2s\phi c\phi c\theta\dot{\theta}\dot{\psi} + s^2\phi\dot{\theta}^2) \\
 &+ 2xy(\dot{\psi}^2 s\phi s\theta c\theta + \dot{\psi}(c\phi s\theta\dot{\theta} - s\phi c\theta\dot{\phi}) - c\phi\dot{\phi}\dot{\theta}) \\
 &+ 2xz(\dot{\psi}^2 c\phi s\theta c\theta + \dot{\psi}(-c\phi s\theta\dot{\phi} - s\phi c\theta\dot{\theta}) + s\phi\dot{\phi}\dot{\theta}) \\
 &+ 2yz(-\dot{\psi}^2 s\phi c\phi c^2\theta + \dot{\psi}(s^2\phi c\theta\dot{\theta} - c^2\phi c\theta\dot{\theta}) + s\phi c\phi\dot{\theta}^2)
 \end{aligned}$$

จัดสมการให้อยู่ในรูปแบบพลังงานจลน์

$$\begin{aligned}
 K &= \frac{1}{2} \int y^2 + z^2 (R) dm(r) (\dot{\phi}^2 - \dot{\phi}\dot{\psi} 2s\theta + \dot{\psi}^2 s^2\theta) \\
 &+ \frac{1}{2} \int z^2 + x^2 (R) dm(r) (\dot{\theta}^2 c^2\phi + \dot{\theta}\dot{\psi} 2s\phi c\phi c\theta + \dot{\psi}^2 s^2\phi c^2\theta) \\
 &+ \frac{1}{2} \int x^2 + y^2 (R) dm(r) (\dot{\theta}^2 s^2\phi - \dot{\theta}\dot{\psi} 2s\phi c\phi c\theta + \dot{\psi}^2 c^2\phi c^2\theta) \\
 &+ \int xy (R) dm(r) (\dot{\psi}^2 s\phi s\theta c\theta + \dot{\psi}(c\phi s\theta\dot{\theta} - s\phi c\theta\dot{\phi}) - c\phi\dot{\phi}\dot{\theta}) \\
 &+ \int xz (R) dm(r) (\dot{\psi}^2 c\phi s\theta c\theta + \dot{\psi}(-c\phi s\theta\dot{\phi} - s\phi c\theta\dot{\theta}) + s\phi\dot{\phi}\dot{\theta}) \\
 &+ \int yz (R) dm(r) (-\dot{\psi}^2 s\phi c\phi c^2\theta + \dot{\psi}(s^2\phi c\theta\dot{\theta} - c^2\phi c\theta\dot{\theta}) + s\phi c\phi\dot{\theta}^2)
 \end{aligned}$$

เนื่องจากเมทริกซ์โมเมนต์ความเฉื่อยประกอบด้วย 2 ส่วน คือ โมเมนต์ความเฉื่อย (Inertia Moments) อยู่ในแนวทแยงมุม และ ผลิตผลความเฉื่อย (Inertia Products) อยู่นอกแนวทแยงมุม จากเงื่อนไขในการคำนวณข้อหนึ่งว่าโครงสร้างของอากาศยานมีความสมมาตรทุกทิศทาง ดังนั้น ผลิตผลความเฉื่อยจึงถูกละไปเนื่องจากมีค่าน้อยมาก พิสูจน์ข้อเท็จจริง โดยใช้โปรแกรม CAD จะพบว่าโมเมนต์ความเฉื่อยมีค่ามากกว่าผลิตผลความเฉื่อยประมาณ 1,000 เท่า

สมการของพลังงานจลน์ของอากาศยาน แสดงดังสมการ ก.10

$$\begin{aligned}
 T = & \frac{1}{2} I_{xx} (\dot{\phi}^2 - \dot{\phi}\dot{\psi}2s\theta + \dot{\psi}^2s^2\theta) \\
 & + \frac{1}{2} I_{yy} (\dot{\theta}^2c^2\phi + \dot{\theta}\dot{\psi}2s\phi c\phi c\theta + \dot{\psi}^2s^2\phi c^2\theta) \\
 & + \frac{1}{2} I_{zz} (\dot{\theta}^2s^2\phi - \dot{\theta}\dot{\psi}2s\phi c\phi c\theta + \dot{\psi}^2c^2\phi c^2\theta)
 \end{aligned} \quad (\text{ก.10})$$

สมการของพลังงานศักย์ของอากาศยาน แสดงดังสมการ ก.11

$$\begin{aligned}
 V = & g \int (-s\theta x + s\phi c\theta y + c\phi c\theta z) dm(r) \\
 V = & \int x dm(x) (-gs\theta) + \int y dm(y) (gs\phi c\theta) + \int z dm(z) (c\phi c\theta)
 \end{aligned} \quad (\text{ก.11})$$

จัดรูปสมการในรูปแบบทั่วไปของสมการการเคลื่อนที่ของหลักการการลากรางจ์-ออยเลอร์

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{\phi}} - \frac{\partial L}{\partial \phi} = \tau_{\phi}$$

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{\theta}} - \frac{\partial L}{\partial \theta} = \tau_{\theta}$$

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{\psi}} - \frac{\partial L}{\partial \psi} = \tau_{\psi}$$

จะได้สมการสำหรับมุมโรล มุมพิทช์ และ มุมยอร์ว คือ

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{\phi}} - \frac{\partial L}{\partial \phi} &= \ddot{\phi} I_{xx} - \ddot{\psi} s \theta I_{xx} - \dot{\psi} \dot{\phi} c \theta (I_{xx} + (I_{yy} - I_{zz})(2c^2 \phi - 1)) \\ &\quad + \dot{\theta}^2 \frac{1}{2} s 2 \phi (I_{yy} - I_{zz}) - \dot{\psi}^2 \frac{1}{2} s 2 \phi c^2 \theta (I_{yy} - I_{zz}) \\ &\quad + \int y dm(y) (-g c \phi c \theta) + \int z dm(z) (g s \phi c \theta) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{\theta}} - \frac{\partial L}{\partial \theta} &= \ddot{\theta} (I_{yy} c^2 \phi + I_{zz} s^2 \phi) + \ddot{\psi} \frac{1}{2} s 2 \phi c \theta (I_{yy} - I_{zz}) \\ &\quad + \dot{\psi}^2 \frac{1}{2} s 2 \theta (-I_{xx} + I_{yy} s^2 \phi - I_{zz} c^2 \phi) + \dot{\theta} \dot{\phi} s 2 \phi (I_{zz} - I_{yy}) \\ &\quad + \dot{\psi} \dot{\phi} c \theta (c 2 \phi (I_{yy} - I_{zz}) + I_{xx}) + \int x dm(x) (-g c \theta) \\ &\quad - \int y dm(y) (g s \phi s \theta) - \int z dm(z) (g c \phi s \theta) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{\psi}} - \frac{\partial L}{\partial \psi} &= \ddot{\psi} (c^2 \theta (I_{zz} c^2 \phi + I_{yy} s^2 \phi) + s^2 \theta I_{xx}) - \ddot{\phi} s \theta I_{xx} \\ &\quad + \ddot{\theta} \frac{1}{2} s 2 \phi c \theta (I_{yy} - I_{zz}) + s 2 \theta (I_{xx} - I_{zz} c^2 \phi + I_{yy} s^2 \phi) \\ &\quad - \dot{\psi} \dot{\phi} s 2 \phi c^2 \theta (I_{yy} - I_{zz}) + \dot{\theta} \dot{\phi} c \theta (I_{xx} + (2c^2 \phi - 1)(I_{yy} - I_{zz})) \\ &\quad - \dot{\theta}^2 \frac{1}{2} s 2 \theta s \theta (I_{yy} - I_{zz}) \end{aligned}$$

ทำการลดรูปอีกครั้งโดยนำเมทริกซ์เปลี่ยนรูปของความเร็วเชิงมุม จากสมการ 3.7 มาใช้เพื่อจัดรูปแบบสมการให้สะดวกยิ่งขึ้น จะได้สมการสำหรับมุมโรล มุมพิทช์ และ มุมยอร์ว คือ

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{\phi}} - \frac{\partial L}{\partial \phi} = I_{xx} \dot{w}_x - (I_{yy} - I_{zz}) w_y w_z + \int y dm(y) (-gc\phi c\theta) + \int z dm(z) (gs\phi c\theta)$$

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{\theta}} - \frac{\partial L}{\partial \theta} &= -s\phi (\dot{w}_z I_{zz} - w_x w_y (I_{xx} - I_{yy})) + c\phi (\dot{w}_y I_{yy} - w_x w_z (I_{zz} - I_{xx})) \\ &\quad + \int x dm(x) (-gc\theta) - \int y dm(y) (gs\phi s\theta) - \int z dm(z) (gc\phi s\theta) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \frac{\partial L}{\partial \dot{\psi}} - \frac{\partial L}{\partial \psi} &= -s\theta (\dot{w}_x I_{xx} - w_y w_z (I_{yy} - I_{zz})) + s\phi c\theta (\dot{w}_y I_{yy} - w_x w_z (I_{zz} - I_{xx})) \\ &\quad + c\phi c\theta (\dot{w}_z I_{zz} - w_x w_y (I_{xx} - I_{yy})) \end{aligned}$$

กำหนดให้

$w_x, w_y, w_z$  คือ ความเร็วเชิงมุมของลำตัวอากาศยานตามแนวแกน x, y, z

แรงยกของชุดโรเตอร์ทั้ง 4 ชุด แรงบิดตามแนวแกน x เกิดจากแรงยกที่ไม่เท่ากันของชุดโรเตอร์ชุดที่ 1, 2 และชุดโรเตอร์ชุดที่ 3,4 แสดงดังสมการ ก.12

$$bl((\omega_1^2 + \omega_2^2) - (\omega_3^2 + \omega_4^2)) \quad (\text{ก.12})$$

แรงยกของชุดโรเตอร์ทั้ง 4 ชุด แรงบิดตามแนวแกน y เกิดจากแรงยกที่ไม่เท่ากันของชุดโรเตอร์ชุดที่ 1, 4 และชุดโรเตอร์ชุดที่ 2,3 แสดงดังสมการ ก.13

$$bl((\omega_1^2 + \omega_3^2) - (\omega_2^2 + \omega_4^2)) \quad (\text{ก.13})$$

แรงยกของชุดโรเตอร์ทั้ง 4 ชุด แรงบิดตามแนวแกน z เกิดจากแรงยกที่ไม่เท่ากันของชุดโรเตอร์ชุดที่ 1, 3 และชุดโรเตอร์ชุดที่ 2,4 แสดงดังสมการ ก.14

$$d((\omega_2^2 + \omega_4^2) - (\omega_1^2 + \omega_3^2)) \quad (\text{ก.14})$$

กำหนดให้

$b$  คือ ค่าสัมประสิทธิ์ของแรงยกที่ชุดโรเตอร์สร้างขึ้น

$l$  คือ ระยะห่างระหว่างจุดกึ่งกลางโรเตอร์ถึงจุดศูนย์ถ่วงของอากาศยาน

$d$  คือ ค่าสัมประสิทธิ์ของแรงต้านอากาศในการหมุนของชุดโรเตอร์

$\omega_i$  คือ ความเร็วเชิงมุมของโรเตอร์แต่ละชุด ( $i = 1,2,3,4$ )

แรงบิดตามแนวแกน  $x$  จากผลกระทบของใจโรสโคปิกของการหมุนชุดโรเตอร์ แสดงดังสมการ ก.15

$$J_r w_y (\omega_1 + \omega_3 - \omega_2 - \omega_4) \quad (\text{ก.15})$$

แรงบิดตามแนวแกน  $y$  จากผลกระทบของใจโรสโคปิกของการหมุนชุดโรเตอร์ แสดงดังสมการ ก.16

$$J_r w_x (\omega_2 + \omega_4 - \omega_1 - \omega_3) \quad (\text{ก.16})$$

กำหนดให้

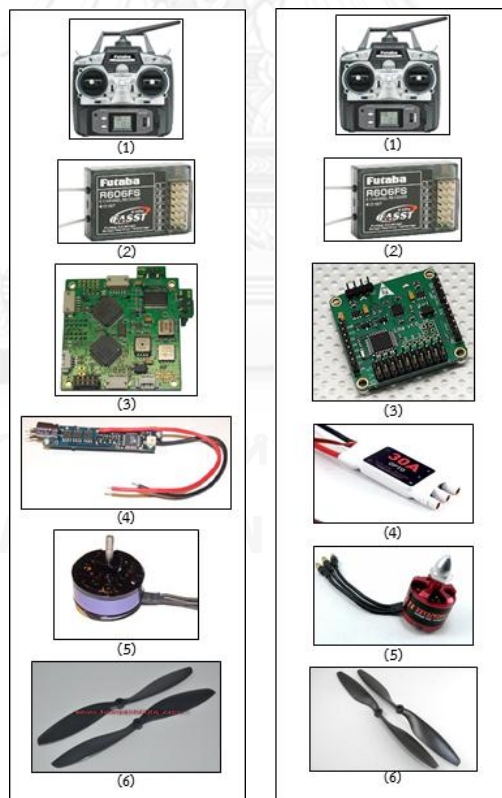
$J_r$  คือ โมเมนต์ของความเฉื่อยของโรเตอร์

ในงานวิจัยนี้ทำการศึกษาในขณะที่อากาศยานบินรักษาระดับเท่านั้น ดังนั้นมุมการหมุนจึงเป็นมุมเล็กน้อยๆ ส่งผลให้ความเร็วเชิงมุมที่กรอบอ้างอิงเฉื่อยมีค่าเท่ากับมุมที่กรอบลำตัวอากาศยาน ดังแสดงในสมการที่ 3.8 ดังนั้นจึงแสดงรูปแบบจำลองพลศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัดได้ดังสมการที่ ก.17

$$\begin{aligned} \ddot{\phi} &= \frac{J_r \dot{\theta} (\omega_1 + \omega_3 - \omega_2 - \omega_4)}{I_{xx}} + \frac{\psi \dot{\theta} (I_{yy} - I_{zz})}{I_{xx}} + \frac{bl((\omega_3^2 + \omega_4^2) - (\omega_1^2 + \omega_2^2))}{I_{xx}} \\ \ddot{\theta} &= \frac{J_r \dot{\phi} (\omega_2 + \omega_4 - \omega_1 - \omega_3)}{I_{yy}} + \frac{\psi \dot{\phi} (I_{zz} - I_{xx})}{I_{yy}} + \frac{bl((\omega_1^2 + \omega_3^2) - (\omega_2^2 + \omega_4^2))}{I_{yy}} \\ \ddot{\psi} &= \frac{d((\omega_2^2 + \omega_3^2) - (\omega_1^2 + \omega_4^2))}{I_{zz}} + \frac{\dot{\theta} \dot{\phi} (I_{xx} - I_{yy})}{I_{zz}} \end{aligned} \quad (\text{ก.17})$$

## ภาคผนวก ข การทำพารามิเตอร์เพื่อใช้ในงานวิจัย

ในการประมาณระบบเป็นเชิงเส้น การออกแบบระบบควบคุมและการจำลองระบบการเคลื่อนที่ของอากาศยานสี่ใบพัด จำเป็นต้องระบุค่าพารามิเตอร์ในการทำงาน พารามิเตอร์สามารถหาได้จากการทดลองผ่านเครื่องมือในการวัด แต่เนื่องจากพารามิเตอร์บางตัวจำเป็นต้องใช้เครื่องมือวัดที่มีราคาสูง ตัวอย่างเช่น การวัดแรงบิดของชุดโรเตอร์ จึงแก้ไขปัญหาดังกล่าวด้วยการหาข้อมูลอ้างอิงจากผู้ผลิตอากาศยานสี่ใบพัดที่เชื่อถือได้ โดยอ้างอิงอากาศยานสี่ใบพัดของบริษัท Ascending Technologies รุ่น Palican เนื่องจากมีข้อมูลประกอบมาแล้วจากทางบริษัท โดยหลักการพิจารณา คือ เนื่องจากขนาดที่คล้ายคลึงกันของอากาศยานสี่ใบพัดของบริษัทดังกล่าวกับอากาศยานที่ถูกสร้างขึ้น และสามารถวัดพารามิเตอร์ตัวใดตัวหนึ่งซึ่งมีค่าใกล้เคียงกัน ดังนั้นการอ้างอิงข้อมูลพารามิเตอร์ตัวอื่นๆ จึงสามารถกระทำได้ โดยเริ่มต้นจากการวัดแรงยกและความเร็วของชุดโรเตอร์ เนื่องจากสามารถกระทำได้สะดวก โดยมีอุปกรณ์ในการทดลอง แสดงดังรูปที่ ข.1



ชุดทดลองที่ 1

ชุดทดลองที่ 2

รูปที่ ข. 1 แสดงอุปกรณ์ในการวัดแรงยกและความเร็วของชุดโรเตอร์

ชุดอุปกรณ์ที่ใช้ในการหาค่าพารามิเตอร์มีอยู่ด้วยกัน 2 ชุด คือ ชุดทดลองที่ 1 เป็นของอากาศยานสีใบพัดของบริษัท Ascending Technologies และ ชุดการทดลองที่ 2 เป็นของอากาศยานสีใบพัดที่ถูกสร้างขึ้น

โดยแต่ละชุดประกอบด้วยอุปกรณ์ดังต่อไปนี้

หมายเลข 1 คือ วิทยุควบคุมการบิน

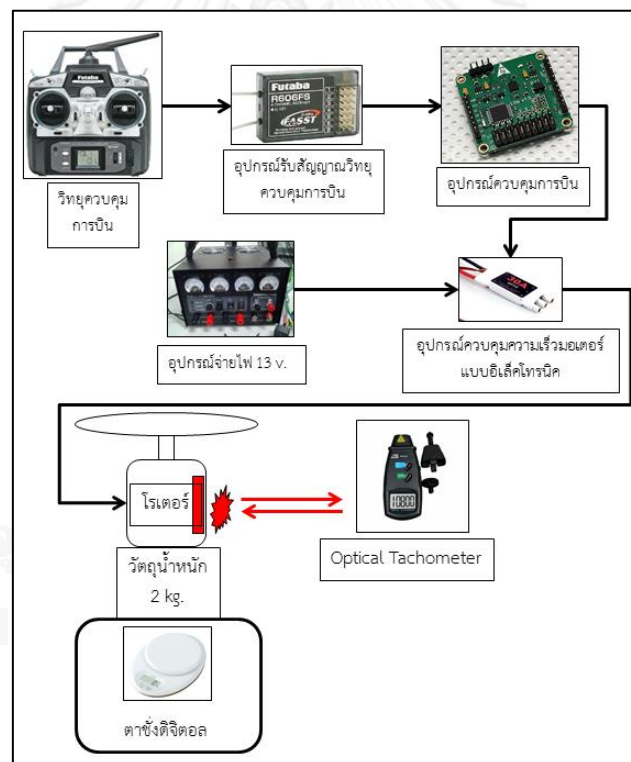
หมายเลข 2 คือ อุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุควบคุมการบิน

หมายเลข 3 คือ ระบบควบคุมการบิน

หมายเลข 4 คือ อุปกรณ์ควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์

หมายเลข 5 คือ มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง

หมายเลข 6 คือ ใบพัด



รูปที่ ข. 2 แสดงวิธีการเชื่อมต่อชุดอุปกรณ์ของอากาศยานสีใบพัดที่ใช้ในการหาค่าพารามิเตอร์

ในขั้นตอนการวัดแรงยกและความเร็วเชิงมุมของชุดโรเตอร์ การกำหนดความเร็วของชุดโรเตอร์ ควบคุมผ่านทางวิทยุควบคุมการบิน จากนั้นอุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุควบคุมการบินจึงส่งสัญญาณให้กับระบบควบคุมการบินเพื่อส่งสัญญาณให้กับอุปกรณ์ควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์ เพื่อจ่ายแรงดันไฟฟ้าให้ชุดโรเตอร์ต่อไป ในการวัดความเร็วของชุดโรเตอร์ใช้ Optical

Tachometer ส่วนการวัดแรงยกใช้ตาชั่งดิจิตอลในการวัด โดยมีวิธีการ คือ วางน้ำหนัก 2 กิโลกรัมบนตาชั่งดิจิตอล แล้ววัดน้ำหนักที่ลดลงจากแรงยกที่สร้างจากชุดโรเตอร์ ดังรูปที่ ข.2 ข้อมูลในการทดลองแสดงดังตารางที่ ข.1 และ ข.2

ตารางที่ ข. 1 ข้อมูลแรงยกและความเร็วของโรเตอร์ของอากาศยานสี่ใบพัด บริษัท Ascending Technologies

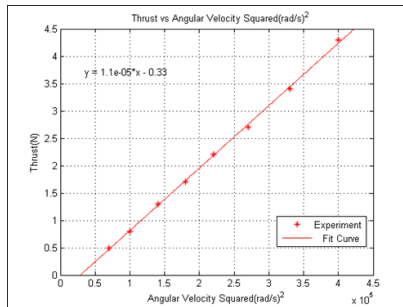
Thrust (g)	Thrust (N)	Speed(RPM)	Speed(rad/s)	Speed((rad/s)^2)
51	0.5	2497	262	0.7E5
85	0.8	3040	318	1.0E5
130	1.3	3578	375	1.4E5
170	1.7	4080	428	1.8E5
225	2.2	4508	472	2.2E5
274	2.7	5010	524	2.7E5
351	3.4	5508	577	3.3E5
440	4.3	6010	628	4.0E5

ตารางที่ ข. 2 ข้อมูลแรงยกและความเร็วของโรเตอร์ของอากาศยานสี่ใบพัดที่ถูกสร้างขึ้น

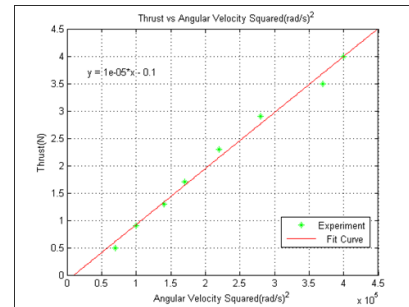
Thrust (g)	Thrust (N)	Speed(RPM)	Speed(rad/s)	Speed((rad/s)^2)
54	0.5	2436	255	0.7E5
90	0.9	3050	319	1.0E5
135	1.3	3610	378	1.4E5
170	1.7	3970	416	1.7E5
230	2.3	4480	469	2.2E5
300	2.9	5023	526	2.8E5
358	3.5	5805	608	3.7E5
410	4.0	6008	629	4.0E5

จากรูปที่ ข.3 (ก) และ ข.3 (ข) แสดงความสัมพันธ์ระหว่างแรงยกกับความเร็วของชุดโรเตอร์ ยกกำลังสอง โดยความสัมพันธ์ดังกล่าวสามารถแสดงในรูปแบบสมการความสัมพันธ์ในการหาสัมประสิทธิ์แรงยก โดยสมการที่ ข.1 (อากาศยานสี่ใบพัดบริษัท Ascending Technologies) และสมการที่ ข.2 (อากาศยานสี่ใบพัดที่ถูกสร้างขึ้น)





(ก)



(ข)

รูปที่ ข. 3 แสดงข้อมูลระหว่างแรงยกกับความเร็วเชิงมุมของโรเตอร์ยกกำลังสอง (ก) อากาศยานสี่ใบพัดของบริษัท Ascending Technologies และ (ข) อากาศยานสี่ใบพัดที่ถูกสร้างขึ้น

$$T = b\omega^2$$

$$T = 1.1 \times 10^{-5} \omega^2 - 0.33 \quad (\text{ข.1})$$

$$b = \frac{\partial T}{\partial \omega^2} = 1.1 \times 10^{-5} [Ns^2]$$

$$T = b\omega^2$$

$$T = 1 \times 10^{-5} \omega^2 - 0.1 \quad (\text{ข.2})$$

$$b = \frac{\partial T}{\partial \omega^2} = 1 \times 10^{-5} [Ns^2]$$

จากสมการเห็นได้ว่าค่าสัมประสิทธิ์แรงยกของอากาศยานทั้งสองแบบมีค่าใกล้เคียงกันมาก ดังนั้นจึงสรุปว่า พารามิเตอร์ที่ใช้ในการวิจัย สามารถยึดถือตามข้อมูลอ้างอิงของอากาศยานสี่ใบพัด บริษัท Ascending Technologies โดยแสดงดังตารางที่ ข.3

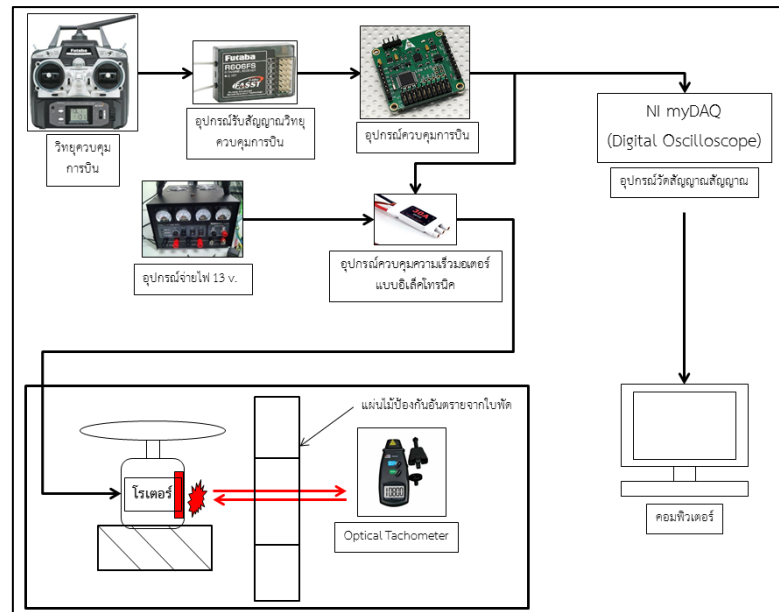
ในงานวิจัยนี้ทำการศึกษารอกแบบระบบควบคุมทั้งหมด 4 ชนิด หนึ่งในนั้นคือ การออกแบบระบบควบคุมแบบปริภูมิสแตต โดยใช้สัญญาณอินพุตคือ สัญญาณแรงดันไฟฟ้า จึงจำเป็นต้องทำการหาความสัมพันธ์ระหว่างสัญญาณแรงดันไฟฟ้ากับความเร็วของชุดโรเตอร์ โดยมีอุปกรณ์ในการทดลอง แสดงดังรูปที่ ข.4 ความสัมพันธ์ระหว่างสัญญาณแรงดันไฟฟ้ากับความเร็วการหมุนของชุดโรเตอร์ แสดงดังรูปที่ ข.5 (ก) ถึง ข.5 (ง) และรูปแบบสมการความสัมพันธ์ระหว่างสัญญาณแรงดันไฟฟ้ากับความเร็วการหมุนของชุดโรเตอร์ทั้ง 4 ชุด แสดงดังสมการที่ ข.3

$$\begin{aligned}
 \omega_1^2 &= 1.3 \cdot 10^4 DC_1 - 7.5 \cdot 10^5 \\
 \omega_2^2 &= 1.3 \cdot 10^4 DC_2 - 7.3 \cdot 10^5 \\
 \omega_3^2 &= 1.3 \cdot 10^4 DC_3 - 7.4 \cdot 10^5 \\
 \omega_4^2 &= 1.3 \cdot 10^4 DC_4 - 7.4 \cdot 10^5
 \end{aligned}
 \tag{ข.3}$$

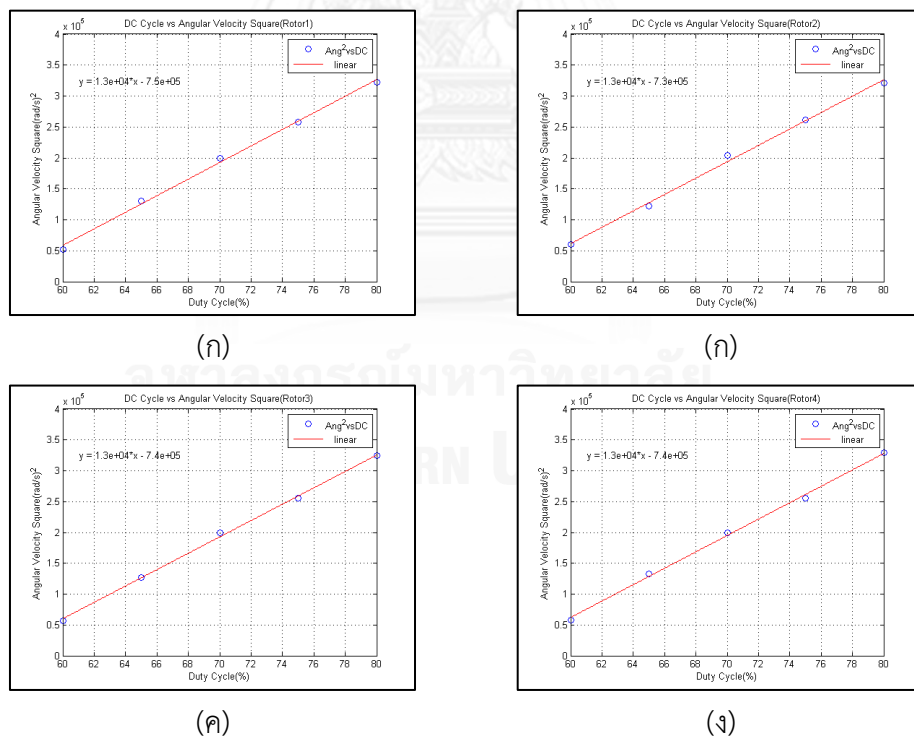
โดยข้อมูลที่ใช้ในการจำลองได้มาจากการทดลอง และการวิเคราะห์ทางสถิติ การจำลองความสัมพันธ์ดังกล่าวนี้ เราสามารถหาค่า  $R^2 \approx 0.99$  ซึ่งแสดงว่าความสัมพันธ์ดังกล่าวได้ความแม่นยำค่อนข้างดีมาก

ตารางที่ ข. 3 ค่าสัมประสิทธิ์ของอากาศยานสีใบพัดที่ใช้ในการวิจัย

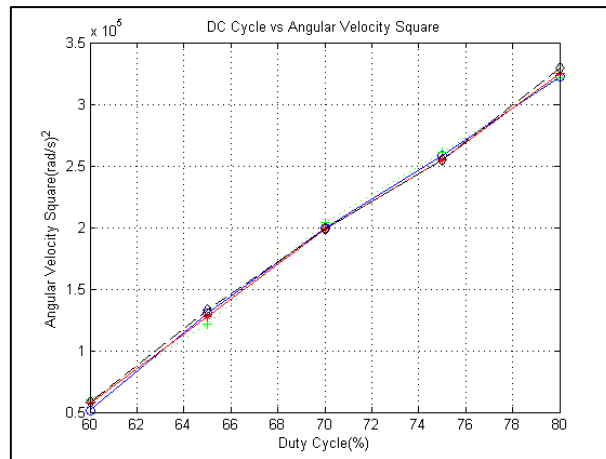
พารามิเตอร์	สัญลักษณ์	หน่วย	อากาศยานสีใบพัด บริษัท Ascending Technologies	อากาศยานสีใบพัด ที่ถูกสร้างขึ้น
น้ำหนักสุทธิ	$m$	$Kg$	0.75	0.78
โมเมนต์ความเฉื่อยของแกน x	$I_{xx}$	$Kg \cdot m^2$	8.1e-3	7.7e-3
โมเมนต์ความเฉื่อยของแกน y	$I_{yy}$	$Kg \cdot m^2$	8.1e-3	7.7e-3
โมเมนต์ความเฉื่อยของแกน z	$I_{zz}$	$Kg \cdot m^2$	1.4e-2	1.3e-2
ค่าสัมประสิทธิ์แรงยก	$b$	$Ns^2$	1.1e-5	1.0e-5
ค่าสัมประสิทธิ์แรงต้านอากาศ	$d$	$Nms^2$	1.1e-6	1.1e-6
ความยาวรัศมีใบพัด	$R_{rad}$	$m$	0.13	0.13
โมเมนต์ความเฉื่อยของชุดโรเตอร์	$J_r$	$Kg \cdot m^2$	10.4e-5	7.3e-5
ความยาวของแขนยึด	$l$	$m$	0.24	0.23



รูปที่ ข. 4 แสดงอุปกรณ์ที่ใช้ในการหาความสัมพันธ์ระหว่างสัญญาณแรงดันไฟฟ้ากับความเร็วการหมุนของชุดโรเตอร์



รูปที่ ข. 5 แสดงกราฟความสัมพันธ์ระหว่างสัญญาณแรงดันไฟฟ้ากับความเร็วการหมุนของชุดโรเตอร์ ทั้ง 4 ชุด



รูปที่ ข. 6 เปรียบเทียบข้อมูลของชุดโรเตอร์ทั้ง 4 ชุด

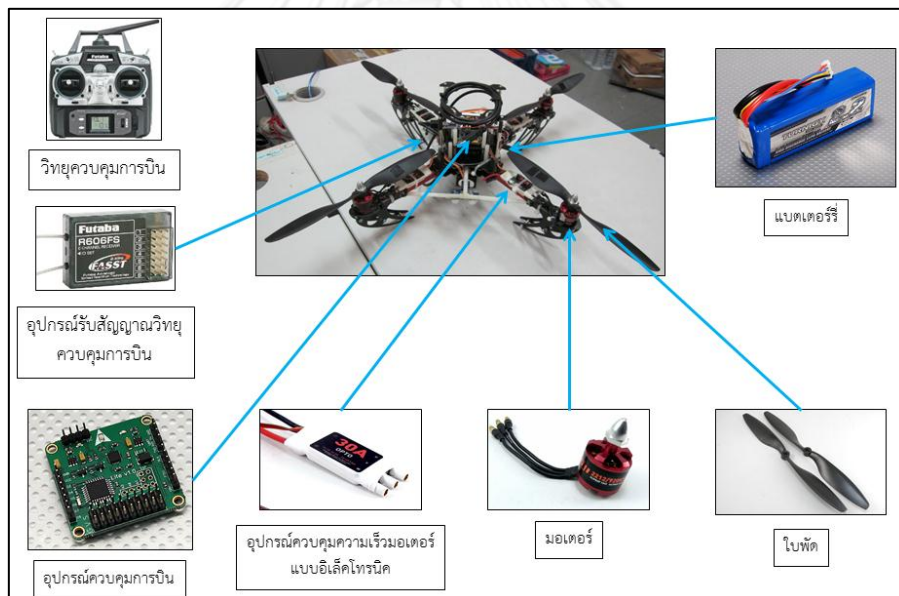
เนื่องจากทั้ง 4 สมการมีค่าใกล้เคียงกันมาก ดังแสดงดังรูปที่ ข.6 ดังนั้น ดังนั้นความสัมพันธ์ระหว่างสัญญาณแรงดันไฟฟ้ากับความเร็วมอเตอร์ของชุดโรเตอร์ยกกำลังสองทั้ง 4 ชุด แสดงดังสมการต่อไปนี้ คือ

$$\omega_{1-4}^2 = 1.3 \cdot 10^4 DC_{1-4} \quad (\text{ข.3})$$

## ภาคผนวก ค อุปกรณ์ที่ใช้ในวิทยานิพนธ์

อุปกรณ์ในการสร้างอากาศยานสี่ใบพัดต้นแบบ มีหลักการในการเลือกอุปกรณ์ในการสร้างดังต่อไปนี้

- วัสดุของโครงสร้างและอุปกรณ์ต่างๆ มีความทนทานต่อการรบกวน เนื่องจากในงานวิจัยนี้เป็นการทดลองเกี่ยวกับการออกแบบระบบควบคุมเสถียรภาพการบิน ดังนั้นจึงมีโอกาสสูงที่จะเกิดอุบัติเหตุขณะทดลอง
- จัดหาโครงสร้างและอุปกรณ์ต่างๆ ที่นำมาประกอบ ให้มีน้ำหนักเบาที่สุดเพื่อเป็นการลดภาระในการสร้างแรงยก เพิ่มระยะเวลาในการทำการบิน และเพิ่มภาระบรรทุกอุปกรณ์ต่างๆ ได้มากขึ้น



รูปที่ ค. 1 อุปกรณ์ทั้งหมดของอากาศยานสี่ใบพัดในการทำวิจัย

### 1. โครงสร้างอากาศยานสี่ใบพัด (Quadrotor Frame)

ในปัจจุบันโครงสร้างอากาศยานสี่ใบพัดส่วนใหญ่ได้นำอะลูมิเนียมหรือคาร์บอนไฟเบอร์เป็นวัสดุหลัก อากาศยานสี่ใบพัดควรมีน้ำหนักเบา และมีความแข็งแรงเพียงพอต่อการยึดอุปกรณ์ต่างๆ เข้าด้วยกัน ในงานวิจัยนี้ได้พิจารณาโครงสร้างของ Hobbyking X525 ซึ่งสร้างจากวัสดุไฟเบอร์กลาส และ อะลูมิเนียมชนิดน้ำหนักเบา มีความกระชับ และ คล่องตัว โดยมีความยาวรวมของแขนยึดยาว 52.5 mm มีน้ำหนัก 415 กรัม (ไม่รวมอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์) ประกอบด้วย แป็บอลูมิเนียมแบบบาง

ขนาด 4 หน้ (ครึ่งนิ้ว) ขนาดยาว 25 เซนติเมตร จำนวน 4 ชิ้น ประกอบกันเป็นรูปกากบาทบนแผ่นยึดชิ้นส่วนทั้งหมด แสดงดังรูปที่ ค.2



รูปที่ ค. 2 โครงสร้างของอากาศยานสี่ใบพัดของ Hobbyking X525



รูปที่ ค. 3 ชุดใบพัดของอากาศยานสี่ใบพัด

## 2. ใบพัด (Propeller)

ใบพัดของอากาศยานสี่ใบพัดมีมุมพิตช์คงที่ แตกต่างจากเฮลิคอปเตอร์ที่สามารถปรับเปลี่ยนมุมพิตช์ได้ ในการเปลี่ยนแปลงท่าทางการบิน อากาศยานสี่ใบพัดใช้การเปลี่ยนแปลงความเร็วของชุดโรเตอร์ แต่เฮลิคอปเตอร์ใช้การปรับเปลี่ยนมุมพิตช์แทน ปัจจุบันใบพัดส่วนใหญ่ทำจากพลาสติก ในงานวิจัยนี้ได้นำใบพัดของบริษัท DJI มาใช้ในการวิจัย โดยมีเส้นผ่านศูนย์กลางประมาณ 10 นิ้ว ดังแสดงในรูปที่ ค.3



รูปที่ ค. 4 มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไร้แปรงถ่านของบริษัท DJI

### 3. มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน (DC Brushless Motors)

มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง แบ่งออกเป็น 2 ชนิด คือ มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบแม่เหล็กถาวร (DC Permanent Magnet Motor) ซึ่งใช้แม่เหล็กถาวรสร้างสนามแม่เหล็ก และใช้แปรงถ่านในการจ่ายกระแสให้ขดลวดที่อยู่ในแกนหมุน และมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน คล้ายชนิดแรก แต่ใช้วงจรรีเลย์ทรอนิกส์จ่ายกระแสให้ขดลวดหลายขดที่อยู่แกนหมุนสลับไปเรื่อยๆ แทนการใช้แปรงถ่าน มีประสิทธิภาพสูงกว่ามอเตอร์แบบใช้แปรงถ่าน คือ มีอัตราส่วนกำลังต่อน้ำหนักสูงกว่าในการเลือกมอเตอร์มาใช้ในงานวิจัยนี้ มีการพิจารณาดังต่อไปนี้ แรงดันสูงสุดที่มอเตอร์รับได้ ความเร็วรอบต่อนาทีต่อหน่วยแรงดัน (rpm/V) หรือ kV เช่น 900 kV หมายถึงมอเตอร์จะหมุน 9000 รอบต่อนาทีเมื่อจ่ายแรงดัน 10 Volt และกระแสสูงสุดที่มอเตอร์ใช้ เพื่อนำไปเลือกแบตเตอรี่และอุปกรณ์ควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์ที่รองรับภาระของมอเตอร์ สำหรับงานวิจัยนี้ ใช้มอเตอร์ของ DJI รุ่น 2212 มีความเร็วรอบต่อนาทีต่อหน่วยแรงดัน คือ 920 kV เหมาะกับแบตเตอรี่แบบ lithium polymer (LiPo) ขนาด 3 cells และใบพัดขนาด 10 นิ้ว แสดงดังรูปที่ ค.4

### 4. อุปกรณ์ควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์ (Electronic Speed Control)

อุปกรณ์ควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์ ทำหน้าที่ควบคุมแรงดันไฟฟ้าที่จ่ายให้กับมอเตอร์ โดยรับสัญญาณ Pulse-Width Modulated (PWM) signal ขนาดความถี่ 400 Hz จากระบบควบคุมการบิน ในงานวิจัยนี้เลือกใช้อุปกรณ์ควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์ของบริษัท DJI ดังแสดงในรูปที่ ค.5



รูปที่ ค. 5 อุปกรณ์ควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์ของบริษัท DJI



รูปที่ ค. 6 ระบบควบคุมการบินของ Multiwii SE V2.0

## 5. ระบบควบคุมการบิน (Flight Controller System)

ระบบควบคุมการบินทำหน้าที่ควบคุมการทำงานของระบบรักษาเสถียรภาพการบินของอากาศยานสี่ใบพัด ระบบควบคุมการบินของ Multiwii SE V2.0 สามารถควบคุมอากาศยานหลากหลายประเภท และเหมาะที่จะใช้กับอากาศยานปีกหมุนแบบต่าง แสดงดังรูป ค.6

ระบบควบคุมการบินประกอบด้วยอุปกรณ์สำคัญดังต่อไปนี้

- 6 input channels for standard receiver and PPM SUM receiver (รับสัญญาณจากอุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุไร้สายได้อีก 6 ช่อง และอุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุไร้สายแบบ PPM SUM)
- Up to 8-axis motor output (สามารถควบคุมมอเตอร์ได้อีก 8 ชุด)
- 2 servos output for PITCH and ROLL gimbal system (เพิ่มช่องเชื่อมต่อในการควบคุมชุดกิมบอลอีก 2 ช่อง)
- Separate 3.3V and 5V LDO voltage regulator (แยกอุปกรณ์ควบคุมแรงดันไฟฟ้าขนาด 3.3V และ 5V ออกจากกัน)



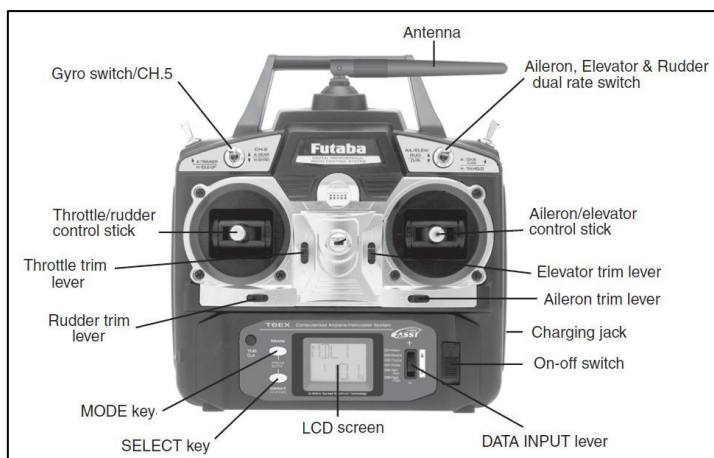
- ATmega328P Microcontroller (5V, 16MHz) (ใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์ของ AVR รุ่น ATmega328P รองรับแรงดันไฟฟ้า 5V ความถี่ 16MHz)
- MPU6050C 6-axis gyro/accelerometer with Motion Processing Unit (อุปกรณ์ตรวจวัดความเร่ง (Accelerometer) และไจโร (Gyroscope) อย่างละสามแกน)
- HMC5883L 3-axis digital magnetometer (อุปกรณ์ตรวจรู้เข็มทิศแบบสามแกน (ใช้ระบุทิศทาง))
- BMP085 (barometric) pressure sensor (อุปกรณ์ตรวจวัดความดันบรรยากาศ (นำค่าที่ได้ไปคำนวณความสูงจากระดับน้ำทะเล))
- On board logic level converter
- ขนาด 40x12x40 มม. และน้ำหนัก 9.6 กรัม



รูปที่ ค. 7 แบตเตอรี่แบบ Lithium Polymer (LiPo)

## 6. แบตเตอรี่แบบ Lithium Polymer (LiPo)

แบตเตอรี่ชนิดนี้นิยมเรียกชื่อสั้นๆว่า LiPo (ลิโป) ดังแสดงในรูปที่ ค.7 มีข้อดี คือ น้ำหนักเบา และมีประสิทธิภาพในการจ่ายกระแสไฟฟ้าสูง สามารถเก็บพลังงานไฟฟ้าได้มากกว่าแบบ Nickel Cadmium (NiCd) ถึง 350 % และน้ำหนักที่น้อยกว่า 10 - 20 % โดยประมาณ และอัตราของแรงดันไฟฟ้าที่ลดลงเอง โดยที่เราไม่ได้ใช้งาน (Self Discharge) อยู่ที่ประมาณ 5% ซึ่ง แบตเตอรี่แบบ NiHM มีอัตราอยู่ที่ 30% และ NiCd ที่ 20% ข้อเสีย คือ ห้ามใช้จนแรงดันไฟฟ้าต่ำกว่า 3.0 v เพราะอาจเสียหายได้ โดยแบตเตอรี่ชนิดนี้แต่ละก้อนจะระบุคุณสมบัติของมันเองไว้อย่างชัดเจน เช่น ระบุจำนวนโวลท์(V) , กระแสไฟฟ้าที่จ่ายต่อชั่วโมง(mAh) และความสามารถในการจ่ายกระแสไฟฟ้าเพิ่มขึ้น(C) ตัวอย่างการคำนวณ ค่า C เช่น หากแบตเตอรี่ ระบุ 1,000 mAh battery 20C หมายถึงแบตเตอรี่มีความสามารถจ่ายกระแสไฟได้ที่  $1,000 \text{ mAh} \times 20 = 20,000 \text{ mA} = 20 \text{ Amps}$



รูปที่ ค. 8 ส่วนประกอบของอุปกรณ์ส่งสัญญาณแบบไร้สาย

## 7 อุปกรณ์ส่งสัญญาณวิทยุแบบไร้สาย (Transmitter)

เป็นอุปกรณ์ที่ใช้ควบคุมการเคลื่อนที่ของอากาศยานในระยะไกล โดยการส่งสัญญาณวิทยุแบบไร้สาย ส่วนประกอบของอุปกรณ์ส่งสัญญาณวิทยุแบบไร้สาย แสดงในรูปที่ ค.8

1. Antenna เสาอากาศของอุปกรณ์ ควรจะตั้งให้เสาอากาศตั้งฉากกับจอตั้งค่า (LCD screen) มีหน้าที่ส่งสัญญาณควบคุมการบินให้กับชุดรับสัญญาณควบคุมการบิน

2. Throttle/rudder control stick มีหน้าที่ 2 แบบ คือ เมื่อผลักก้านควบคุมไปทางซ้าย-ขวา จะเป็นการควบคุมทิศทางการหมุนหรือมุมยอร์วของอากาศยานสี่ใบพัด และเมื่อผลักก้านขึ้น-ลง จะเป็นการควบคุมแรงยก โดยการเพิ่ม-ลดความเร็วของชุดโรเตอร์

3. Aileron/elevator control stick มีหน้าที่ 2 แบบ คือ เมื่อผลักก้านควบคุมไปทางซ้าย-ขวา จะเป็นการควบคุมการเอียงตัวหรือมุมโรล์ทำให้อากาศยานเคลื่อนที่ไปทางซ้าย-ขวา และเมื่อผลักก้านขึ้น-ลง จะเป็นการควบคุมมุมพิทช์ทำให้อากาศยานเดินหน้า-ถอยหลัง

4. Trim lever ปุ่มปรับแบบละเอียด โดยก้านควบคุมแต่ละทิศทางก็จะมีปุ่มปรับแยก สามารถเลือกปรับได้

5. Gyro switch/CH.5 เป็นสวิตซ์ที่เลือกใช้ค่าเกนของตัวควบคุมไจโร ซึ่งสามารถเลือกได้ 2 ค่า โดยการผลักสวิตซ์ขึ้นหรือลง และค่าเกนของตัวควบคุมไจโรทั้ง 2 ค่าสามารถปรับตั้งค่าได้ตามที่ต้องการในอุปกรณ์ส่งสัญญาณวิทยุ ซึ่งวิธีการตั้งค่าสามารถศึกษาได้จากคู่มือของอุปกรณ์

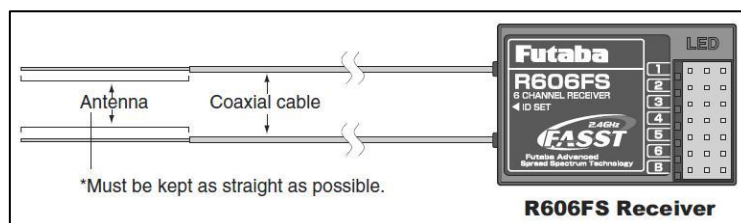
6. Aileron, Elevator and Rudder dual rate switch เป็นสวิตซ์ที่เลือกใช้ค่าเกนความไวในการตอบสนองของก้านควบคุมทั้ง 3 Channel ซึ่งสามารถเลือกตั้งค่าได้ 2 ค่าโดยการผลักสวิตซ์ขึ้นลงเหมือนกับ Gyro switch

7. Charging jack ช่องเสียบสายชาร์จแบตเตอรี่

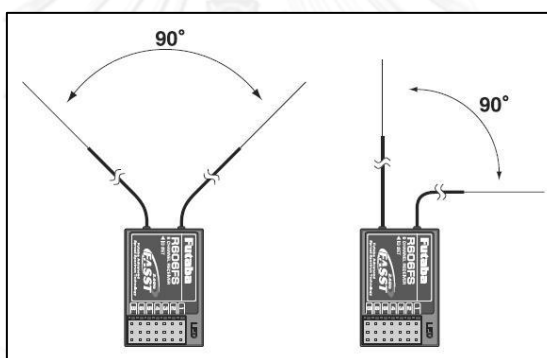
8. On-Off switch ใช้เปิด-ปิดอุปกรณ์

9. DATA INPUT lever, MODE key, SELECT key ใช้ในการปรับตั้งค่าโดยละเอียดของอุปกรณ์ส่งสัญญาณไร้สาย ซึ่งวิธีการตั้งค่าสามารถศึกษาได้จากคู่มือของอุปกรณ์

10. LCD screen จอแสดงค่า โดยค่าที่สำคัญได้แก่ ระดับแบตเตอรี่ ซึ่งหากมีค่าต่ำกว่า 9V ควรจะชาร์จแบตเตอรี่ เพื่อป้องกันอากาศยานตก เสียหาย



รูปที่ ค. 9 อุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุไร้สาย



รูปที่ ค. 10 การจัดวางเสาอากาศ

## 8 อุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุไร้สาย (Receiver)

เป็นอุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุไร้สายจากอุปกรณ์ส่งสัญญาณ แล้วส่งสัญญาณไปยังอุปกรณ์ต่างๆบนอากาศยาน ประกอบด้วย เสาอากาศ ช่องเสียบสายสัญญาณออก 1-6 และ B และหลอดไฟ LED ดังแสดงในรูปที่ ค.9

เสาอากาศของอุปกรณ์ ควรจะจัดให้เป็นเส้นตรงให้มากที่สุด และควรจัดให้เสาอากาศทั้งสอง ทำมุมกัน  $90^{\circ}$  ดังแสดงในรูปที่ ค.10

ช่องเสียบสายสัญญาณ 1-6 และ B แต่ละช่องจะประกอบด้วย 3 ขา โดย 2 ขาเป็นสายไฟ +/- และขาที่เหลือเป็นสัญญาณเอาพุต โดยแต่ละช่องจะรับสัญญาณจากส่วนต่างๆของอุปกรณ์ส่งสัญญาณแบบไร้สาย ดังแสดงในตารางที่ ค.1 สำหรับอากาศยานของกลุ่ม ช่องทั้งหมดจะต่อเชื่อมกับชุดควบคุมการบิน ส่วนหลอดไฟ LED จะแสดงสถานะของอุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุไร้สาย ดังแสดงในตารางที่ ค.2

ตารางที่ ค. 1 แสดงสัญญาณจากแต่ละช่องของอุปกรณ์รับสัญญาณ

Receiver Output channel	Transmitter Function
1	Aileron control stick
2	Elevator control stick
3	Throttle control stick
4	Rudder control stick
5	Gyro switch
6	Pitch
B	Battery

ตารางที่ ค. 2 แสดงสถานะของอุปกรณ์ตามสีของหลอดไฟ

No signal reception	Red : On
Receiving signals	Green: On
Receiving signals, but ID is unmatched.	Green: Blink
Unrecoverable failure (EEPROM, etc.)	Red and Green turn on alternately.

**ภาคผนวก ง**  
**การสร้างอากาศยานสีใบพัด**

ในส่วนนี้กล่าวถึงการสร้างอากาศยานสีใบพัด โดยทำการชี้แจงรายละเอียดของค่าใช้จ่ายทั้งหมดที่ใช้ในการสร้าง การประกอบอุปกรณ์ทางกล และ อุปกรณ์ทางไฟฟ้าตามลำดับ

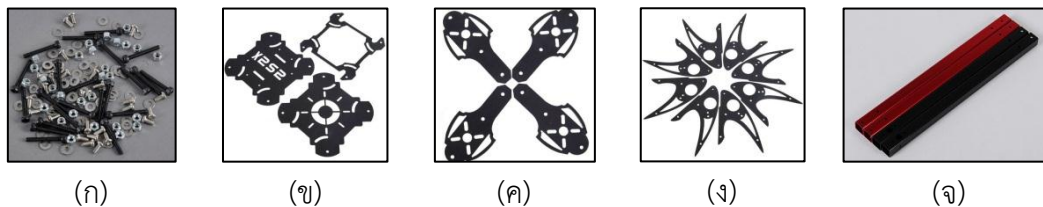
**1. อุปกรณ์ในการสร้างอากาศยานสีใบพัด**

อุปกรณ์สำหรับสร้างอากาศยาน 1 ลำ และราคาของแต่ละอุปกรณ์แสดงดังตารางที่ ง.1 โดยไม่รวมอุปกรณ์อื่นๆ เช่น สายไฟ ตะกั่ว เป็นต้น พบว่าราคารวมของอากาศยานมีค่าประมาณ 19,132.6 บาท (ราคาสินค้า เมื่อวันที่ 27 มีนาคม 2557)

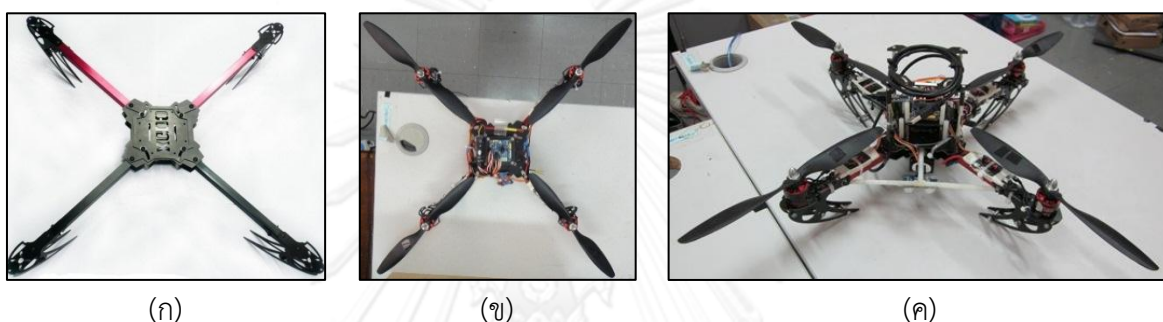
ตารางที่ ง. 1 รายการอุปกรณ์สำหรับสร้างอากาศยานและราคาของแต่ละอุปกรณ์

รายการ	จำนวน	หน่วย	ราคาต่อหน่วย (บาท)	จำนวนเงิน (บาท)
MultiWii Flight Controller	1	ชุด	1,500	1,500
ESC DJI 30 A	4	ตัว	800	3,200
DJI Brushless Motor 920 KV	4	ตัว	900	3,600
แบตเตอรี่ Lithium Polymer ชนิด 3 เซลล์	1	ก้อน	850	850
สวิตช์ ON-OFF ชนิด 3 หัวต่อ	2	ตัว	10	20
โครงสร้างอากาศยานสีใบพัด Hobbyking X525	1	ชุด	3,000	3,000
สกรูหัวจม M3x10	30	ตัว	0.75	22.5
สกรูหัวจม M3x20	22	ตัว	0.95	20.9
สกรูหัวจม M3x30	4	ตัว	1.5	6
หัวน็อตดำ M3	66	ตัว	0.2	13.2
Transmitter 6EX 2.4GHz	1	เครื่อง	6300	6300
ใบพัด DJI 1045	4	ใบ	150	600
			<b>รวม</b>	<b>19,132.6</b>

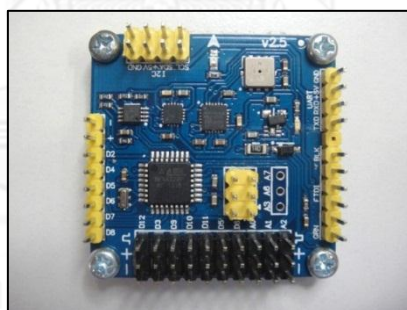
## 2. การประกอบอุปกรณ์ทางกล



รูปที่ ง. 1 ส่วนประกอบโครงสร้างของอากาศยานสี่ใบพัด Hobbyking X525



รูปที่ ง. 2 แสดงการประกอบอากาศยานสี่ใบพัด

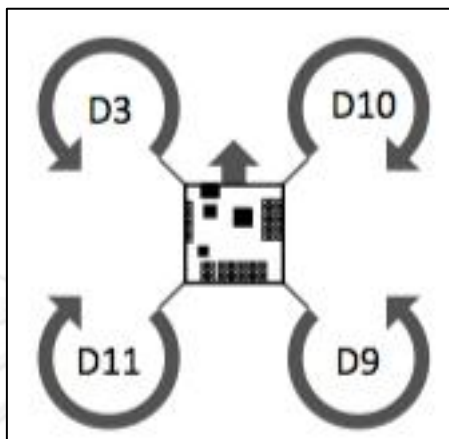


รูปที่ ง. 3 แสดงระบบควบคุมการบิน MultiWii V.2.0 มุมมองจากด้านบน สัญลักษณ์ลูกศรสีขาวบนบอร์ดแสดงทิศทางเมื่อมองไปข้างหน้า

การประกอบอากาศยานแต่ละชิ้นส่วนเข้าด้วยกันจะใช้สกรูหัวจม M3 ความยาวต่าง ๆ ตามความเหมาะสม แสดงดังรูปที่ ง.1(ก) โดยมีขั้นตอนดังนี้

- ประกอบโครงสร้างอากาศยานสี่ใบพัดโดยนำส่วนประกอบต่างๆ ได้แก่ แผ่นยึดอุปกรณ์รวม แสดงดังรูปที่ ง.1(ข) แผ่นยึดมอเตอร์ แสดงดังรูปที่ ง.1(ค) ขาตั้ง แสดงดังรูปที่ ง.1(ง) แขนอะลูมิเนียม แสดงดังรูปที่ ง.1(จ) นำส่วนประกอบเหล่านี้ประกอบเข้าด้วยกัน ได้โครงสร้างสำเร็จ แสดงดังรูปที่ ง.2(ก) หลังจากนั้นติดตั้งระบบควบคุมการบิน โดยให้สัญลักษณ์ลูกศรสีขาวชี้ไปด้านหน้าระหว่างแขนอะลูมิเนียมสีแดง

2. นำมอเตอร์และชุดใบพัดประกอบเข้ากับโครงสร้างสำเร็จ แสดงรูปที่ ง.2(ข) เนื่องจากอากาศยานสี่ใบพัดที่ใช้ในงานวิจัยนี้วางตัวแบบ X ดังนั้นชุดใบพัดทั้ง 4 ชุด จึงวางตัวมีลักษณะดังรูปที่ ง.4



รูปที่ ง. 4 แสดงลักษณะการติดตั้งชุดใบพัด

### 3. การประกอบอุปกรณ์ทางไฟฟ้า

1. สำหรับอุปกรณ์ควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์ มีคอนเนกเตอร์แบบแบน 3 ขา (Signal, +, -) โดยวางตัวตามชุดโรเตอร์ นำระบบควบคุมการบินต่ออุปกรณ์ควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์สำหรับโรเตอร์แต่ละชุดทั้งหมด 4 ชุด (ตรวจเช็คการทิศทางการหมุนของมอเตอร์และใบพัดให้ถูกต้อง) แสดงดังรูปที่ ง.4 โดยมีลักษณะการเชื่อมต่อดังต่อไปนี้

D3 = สำหรับมอเตอร์ด้านหน้าซ้าย ใบพัดหมุนตามเข็มนาฬิกา

D9 = สำหรับมอเตอร์ด้านหลังขวา ใบพัดหมุนตามเข็มนาฬิกา

D10 = สำหรับมอเตอร์ด้านหน้าขวา ใบพัดหมุนทวนเข็มนาฬิกา

D11 = สำหรับมอเตอร์ด้านหลังซ้าย ใบพัดหมุนทวนเข็มนาฬิกา

2. สำหรับอุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุควบคุมการบิน มีคอนเนกเตอร์แบบแบนที่มีแถวเดียว 8 ขา นำอุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุควบคุมการบินเชื่อมต่อกับระบบควบคุมการบิน ได้แก่ขา +, -, D2, D4, D5, D6, D7, D8 ตามลำดับ (+ และ - หมายถึง +5V และ GND โดยปกติใช้สำหรับป้อนแรงดันไฟฟ้าเลี้ยงให้ตัวรับสัญญาณวิทยุควบคุมการบิน (Receiver)) มีลักษณะการเชื่อมต่อดังต่อไปนี้

CH1=Roll → D4

CH2=Pitch → D5

CH3=Throttle → D2

CH4=Yaw → D6

CH5=Aux1 → D7

CH6=Aux2 → D8 (optional)

3. การโปรแกรมชิปไมโครคอนโทรลเลอร์ (ใช้ Arduino Bootloader) ผ่านทางการสื่อสารแบบอนุกรม (Serial Communication) ไปยังคอมพิวเตอร์ โดยใช้อุปกรณ์การเชื่อมต่อของโมดูล FTDI USB-to-Serial สำหรับอัปโหลด Arduino Sketch ของ MultiWii ผ่าน USB (และใช้แรงดันไฟเลี้ยง +5V จาก USB) โดยเรียงขาจาก GRN ไปยัง BLK ดังนี้ ขา DTR, RXD, TXD, +5V, CTS, GND และมีคอนเนกเตอร์อีกหนึ่งชุด (ขา TXD, RXD, +5V, GND) สำหรับต่อกับโมดูล Bluetooth-to-Serial เพื่อใช้กำหนดค่าพารามิเตอร์หรือไว้ดูสถานะการทำงานของระบบ และต้องใช้ Baudrate เท่ากับ 115200 (ค่านี้ถูกกำหนดไว้ใน Firmware ของ MultiWii) สำหรับการสื่อสารแบบอนุกรมอีกชนิดคือ I2C ได้แก่ขา SCL (A5), SDA (A4), +5V, GND ซึ่งมี 2 ชุด (2x4 pins) (ขา SCL และ SDA ใช้แรงดันลอจิกอยู่ที่ระดับ +5V)



รูปที่ ง. 5 แสดงการเชื่อมต่อโมดูล USB-to-Serial ของบริษัท FTDI กับระบบควบคุมการบิน MultiWii

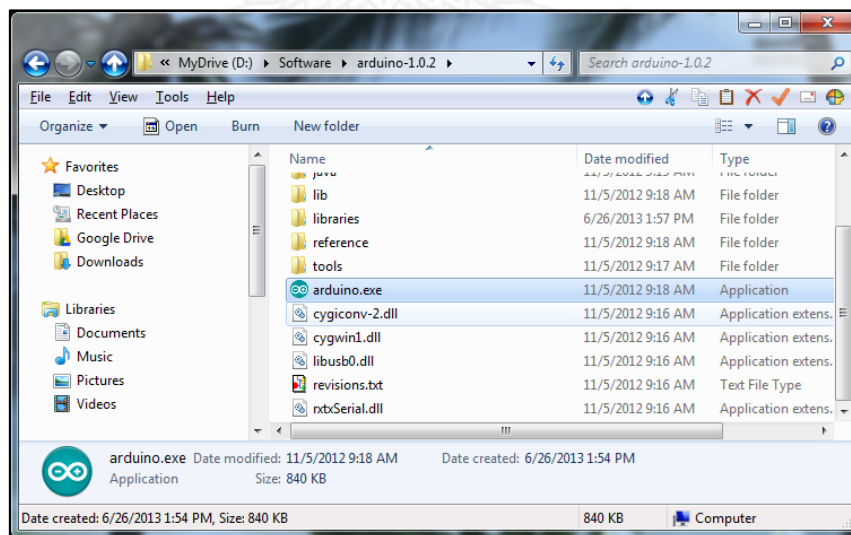


## ภาคผนวก จ การใช้งานโปรแกรมในงานวิจัย

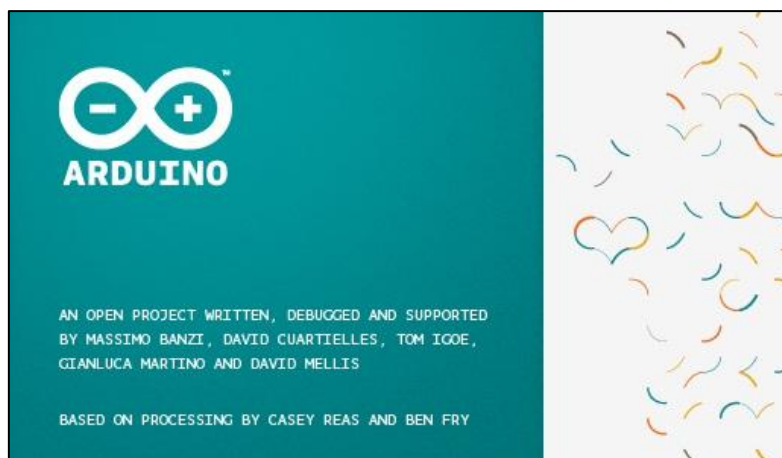
ระบบควบคุมการบินที่ใช้ในงานวิจัยนี้ มีชื่อทางการค้าว่า MultiWii SE V2.0 Flight Controller ซึ่งเป็นอุปกรณ์ควบคุมการบินของอากาศยานสี่ใบพัด โดยติดตั้งอุปกรณ์ตรวจรู้ที่จำเป็นในการควบคุมเสถียรภาพทางการบินของอากาศยานสี่ใบพัด ไว้ในภายในบอร์ดควบคุม ปัจจุบันมีผู้พัฒนาเฟิร์มแวร์ (Firmware) สำหรับระบบดังกล่าวเป็นแบบเปิดเผยรหัส (Open Source Code) ในภาคผนวกส่วนนี้กล่าวถึงการใช้งานบอร์ด MultiWii SE v2.0 โดยแนะนำวิธีการเบื้องต้นในการพัฒนาระบบควบคุมด้วยโปรแกรม Arduino IDE

### 1. การใช้โปรแกรม Arduino IDE เบื้องต้น

ระบบควบคุมการบิน MultiWii ใช้โปรแกรมในการพัฒนาคล้ายกับชุดทดลองสำเร็จรูป Arduino รูปแบบอื่นๆ โดยโปรแกรมมีชื่อทางการว่า Arduino IDE (Integrated Development Environment) ซึ่งใช้งานได้ทั้งบนระบบปฏิบัติการ Window (XP Vista 7 8) ทั้ง 32 และ 64 บิต, Mac OS X และ Linux ทำงานอิสระจากการทำงานของระบบปฏิบัติการทุกชนิด ทำให้ไม่ต้องทำการติดตั้งโปรแกรมก่อนการใช้งานเหมือนโปรแกรมชนิดอื่นๆ สามารถดาวน์โหลดมาใช้งานได้ โดยไม่ต้องเสียค่าใช้จ่ายได้ที่ <http://arduino.cc/en/main/software>

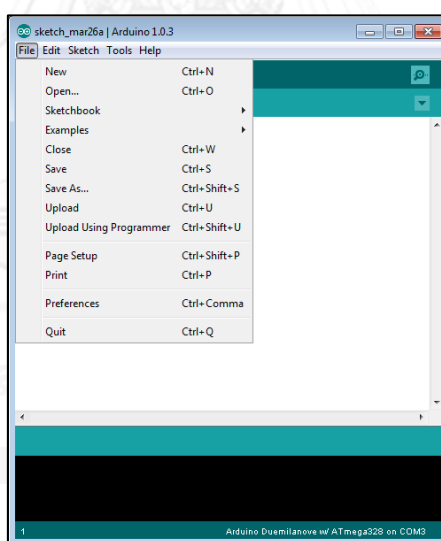


รูปที่ จ. 1 เริ่มต้นการใช้โปรแกรม ที่ไอคอนตามรูป



รูปที่ จ. 2 แสดงรูปแบบหน้าต่างแรกของโปรแกรม Arduino

เริ่มต้นใช้งานโปรแกรม Arduino IDE โดยการคลิกที่ไอคอน แสดงดังรูปที่ จ.1 จากนั้นหน้าต่างแรกของโปรแกรม Arduino IDE จะปรากฏขึ้น แสดงดังรูปที่ จ.2 ต่อจากนั้นจะเข้าสู่ส่วนของการใช้งาน ซึ่งประกอบด้วยเมนูบาร์ทั้งหมด 5 ส่วน แต่ละส่วนจะมีคำสั่งย่อยภายใน อธิบายได้ดังนี้

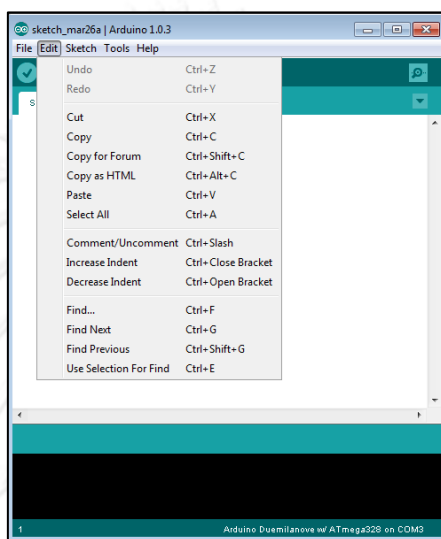


รูปที่ จ. 3 เมนู File ของโปรแกรม Arduino

1. เมนู File มีหน้าที่ จัดการข้อมูลที่เรียกว่า Sketch File (ไฟล์ที่ทำการเขียนจะเรียกว่า sketch files) แสดงดังรูปที่ จ.3 โดยมีคำสั่งย่อยดังต่อไปนี้

- New : สร้าง Sketch File ใหม่
- Sketchbook :

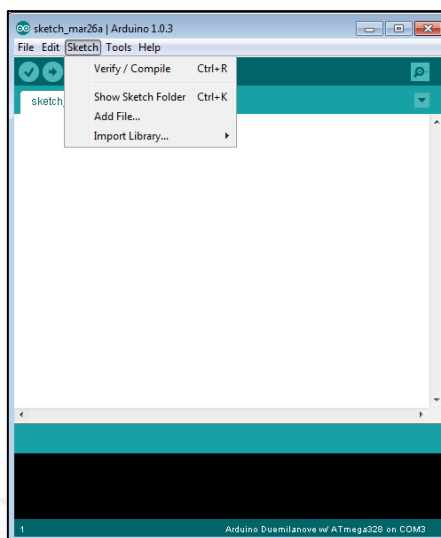
Open : เรียก Sketchbook ที่บันทึกไว้ก่อนหน้านี้  
 Example :เปิด Sketchbook ตัวอย่างที่มาจาก Library  
 Save : บันทึก Sketch File ณ.ปัจจุบัน  
 Save as : บันทึก Sketch File ในที่ อื่นหรือชื่อใหม่  
 Upload to I/O board : การอัปโหลดสู่ MCU(AVR)  
 Preference : ตั้งค่าต่าง ๆ ของArduino IDE



รูปที่ จ. 4 เมนู Edit ของโปรแกรม Arduino

2. เมนู Edit มีหน้าที่ แก้ไขในส่วนของการพัฒนาโปรแกรม แสดงดังรูปที่ จ.4 โดยมีคำสั่งย่อยดังต่อไปนี้

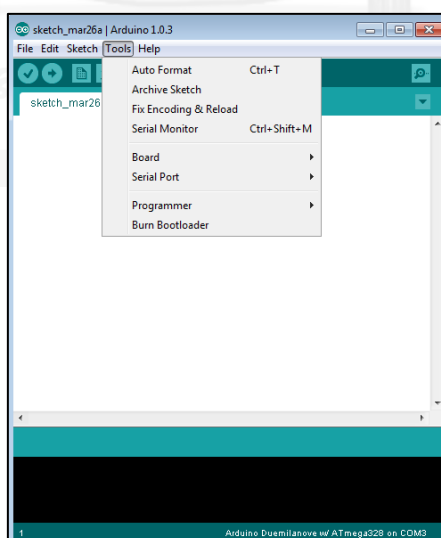
- Undo : ยกเลิกคำสั่งหรือการพิมพ์ครั้งล่าสุด
- Redo : ทำซ้ำคำสั่งหรือการพิมพ์ครั้งล่าสุด
- Cut : ตัดข้อความไว้ใน clipboard
- Copy : คัดลอกข้อความจาก clipboard
- Paste : แปะข้อความจาก clipboard
- Select all : เลือก (แรเงา) ข้อความทั้งหมด
- Find : ค้นหาข้อความ
- Find Next : ค้นหาข้อความถัดไป



รูปที่ จ. 5 เมนู Sketch ของโปรแกรม Arduino

3. เมนู Sketch มีหน้าที่ ตรวจสอบความถูกต้องในการพัฒนาโปรแกรม เพิ่มเติม Library แสดงดังรูปที่ จ.5 โดยมีคำสั่งย่อยดังต่อไปนี้

- Verify/Compile : Compile ภาษา c/c++ เป็นภาษาเครื่อง
- Import Library : เลือก/เพิ่ม Library โดยแทรกในบรรทัดแรก
- Show Sketch Folders : ทำการแสดงที่เก็บโปรแกรม
- Add File. : คัดลอก File เลือก/เพิ่ม บันทึกใน Folder ปัจจุบัน



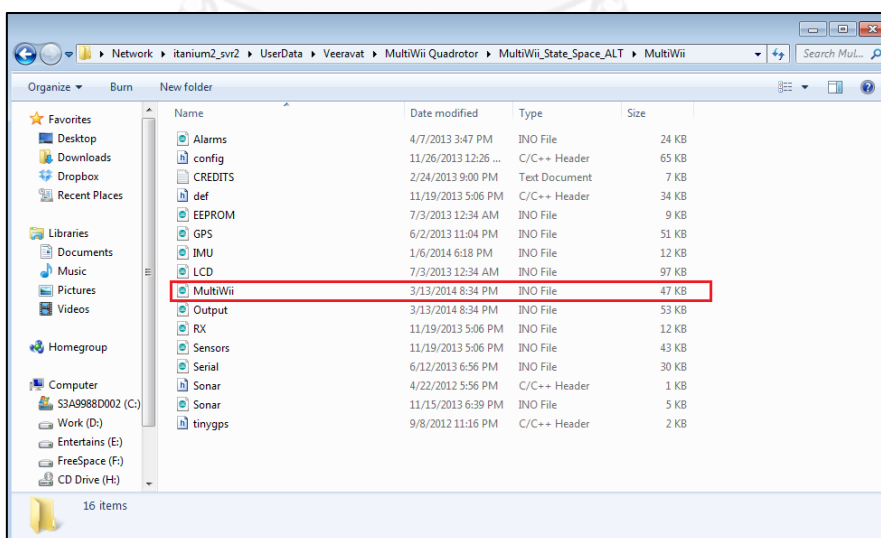
รูปที่ จ. 6 เมนู Tool ของโปรแกรม Arduino

4. เมนู Tools มีหน้าที่ ใช้จัดความเป็นของโปรแกรม ปรับเปลี่ยนข้อกำหนดในการเชื่อมต่อในการโปรแกรมสู่ไมโครคอนโทรลเลอร์ แสดงดังรูปที่ จ.6 มีคำสั่งย่อยดังต่อไปนี้

- Auto Format : จัดวาง code ให้เป็นระเบียบสวยงาม ให้อ่านได้ง่ายโดยแยกสี code ที่เป็นคำสั่งและตัวแปร
- copy to Forum : คัดลอก code ลง clipboard
- Archive Sketch : สั่งให้บีบอัด Folder ปัจจุบันเป็นไฟล์บีบอัด มีประโยชน์ในการทำ CVS
- Board : เลือก Hardware Device ที่ใช้งานกับโปรแกรม เช่น Arduino Nano เป็นต้น
- Serial Ports : เลือก port เพื่อ communication ระหว่าง Hardware Device กับ Arduino IDE
- Burn Bootloader : เพื่อทำการ bootloader ให้ Hardware Device โดยต้องมีเครื่อง burn

## 2. การคอมไพล์และอัปโหลดเฟิร์มแวร์สำหรับ MultiWii ด้วย Arduino IDE

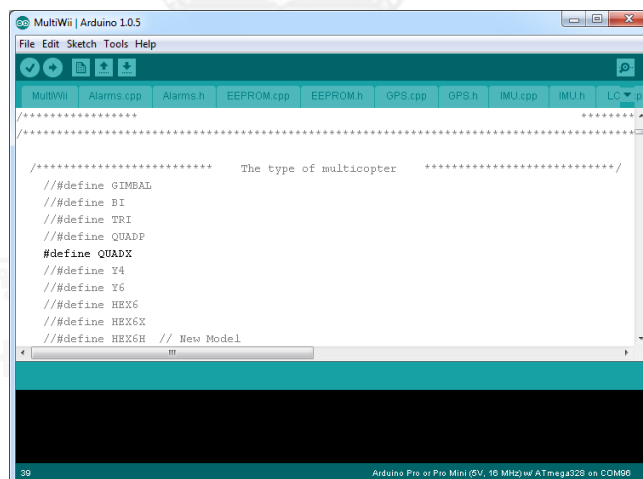
เริ่มต้นด้วยการเปิดโปรแกรม Arduino IDE เพื่อใช้ และเปิดไฟล์ Arduino Sketch ที่มีชื่อว่า "MultiWii.ino" ของ MultiWii แสดงดังรูปที่ จ.7 (กรอบสี่เหลี่ยมสีแดง) จากนั้นจะเห็นว่า มีไฟล์อีกหลายๆไฟล์ เป็นส่วนหนึ่งของโปรเจก (เปิดอยู่ในหน้าต่าง Tab แยกกัน)



รูปที่ จ. 7 แสดงไฟล์หลักในการเรียกใช้งาน MultiWii

หลังจากนั้นเป็นการปรับเลือกค่าให้ตรงกับระบบควบคุมการบิน MultiWii ที่เลือกใช้ สามารถดูและแก้ไขในไฟล์ config.h ของ MultiWii โดยแบ่งออกเป็นหมวดหลักๆ ดังต่อไปนี้

- COPTER TYPE SPECIFIC OPTIONS – ระบุชนิดของอากาศยานที่ใช้งาน เนื่องจาก ระบบควบคุมการบินของ MultiWii สามารถใช้งานกับอากาศยานหลายรูปแบบ แต่สำหรับงานวิจัยนี้เลือกรูปแบบ QUADX คือ อากาศยานสี่ใบพัดลักษณะแบบ X แสดงดังรูปที่ จ.8
- RC Configuration – กำหนดข้อมูลของ Throttle เพื่อกำหนดการใช้งานอากาศยานสี่ใบพัด รวมถึงค่าเริ่มต้นของสัญญาณที่จ่ายให้กับอุปกรณ์ควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์ ได้แก่ ค่า MINTHROTTLE และ MAXTHROTTLE ในไฟล์ config.h ในตัวอย่างได้ใช้ค่า 1150 และ 1900 ตามลำดับ ขึ้นอยู่กับ อุปกรณ์ควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์ (ESC) ที่ใช้งาน แสดงดังรูปที่ จ.9
- ALTERNATE CPUs & BOARDS – ระบุระบบควบคุมการบินที่ใช้งาน ในงานวิจัยนี้เลือกใช้ระบบควบคุมการบิน โดยเลือก CRIUS\_SE\_V2\_0 ซึ่งตรงกับบอร์ดที่ใช้ไอซี เซนเซอร์ MPU6050, HMC5883L และ BMP085 แสดงดังรูปที่ จ.10
- OPTIONAL FEATURES – เพิ่มการเลือกใช้ขา D8 สำหรับช่องสัญญาณ อินพุต AUX2 จากอุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุควบคุมการ แสดงดังรูปที่ จ.11

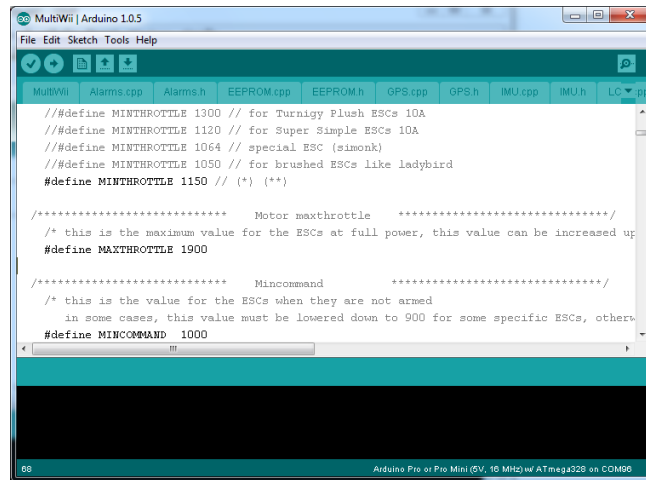


```

MultiWii | Arduino 1.0.5
File Edit Sketch Tools Help
MultiWii Alarms.cpp Alarms.h EEPROM.cpp EEPROM.h GPS.cpp GPS.h IMU.cpp IMU.h LC...pp
/*****
/***** The type of multicopter *****/
// #define GIMBAL
// #define BI
// #define TRI
// #define QUADP
#define QUADX
// #define Y4
// #define Y6
// #define HEX6
// #define HEX6X
// #define HEX6H // New Model
39 Arduino Pro or Pro Mini (GV, 16 MHz) w/ ATmega328 on COM00

```

รูปที่ จ. 8 แสดงการเลือก COPTER TYPE SPECIFIC OPTIONS ในไฟล์ config.h ของ MultiWii



```

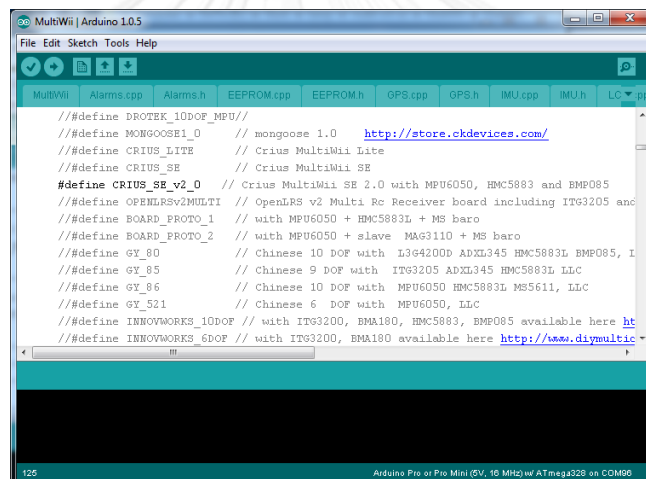
MultiWii | Arduino 1.0.5
File Edit Sketch Tools Help
MultiWii Alarms.cpp Alarms.h EEPROM.cpp EEPROM.h GPS.cpp GPS.h IMU.cpp IMU.h LCD.cpp
//#define MINTHROTTLE 1300 // for Turnigy Plush ESCs 10A
//#define MINTHROTTLE 1120 // for Super Simple ESCs 10A
//#define MINTHROTTLE 1064 // special ESC (simonk)
//#define MINTHROTTLE 1050 // for brushed ESCs like ladybird
#define MINTHROTTLE 1150 // (*) (**)

/* ***** Motor maxthrottle ***** */
/* this is the maximum value for the ESCs at full power, this value can be increased up
#define MAXTHROTTLE 1900

/* ***** Mincommand ***** */
/* this is the value for the ESCs when they are not armed
in some cases, this value must be lowered down to 900 for some specific ESCs, other
#define MINCOMMAND 1000

```

รูปที่ จ. 9 แสดงการเลือก RC Configuration ในไฟล์ config.h ของ MultiWii

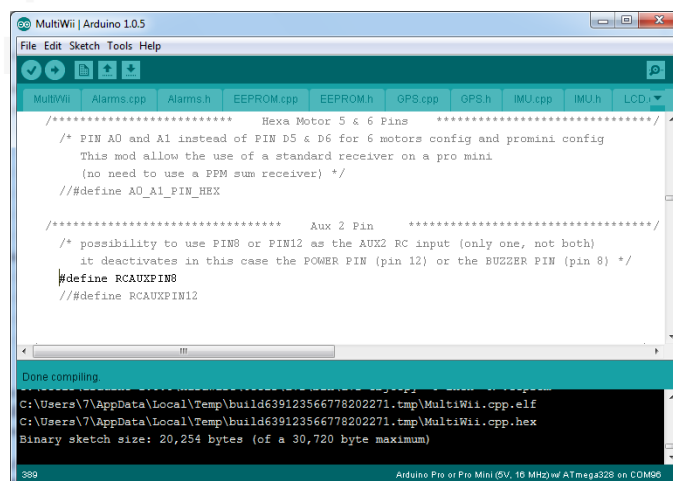


```

MultiWii | Arduino 1.0.5
File Edit Sketch Tools Help
MultiWii Alarms.cpp Alarms.h EEPROM.cpp EEPROM.h GPS.cpp GPS.h IMU.cpp IMU.h LCD.cpp
//#define DROTEK_10DOF_MPU//
//#define MONGOOSE1_0 // mongoose 1.0 http://store.ckdevices.com/
//#define CRIUS_LITE // Crius MultiWii Lite
//#define CRIUS_SE // Crius MultiWii SE
#define CRIUS_SE_V2_0 // Crius MultiWii SE 2.0 with MPU6050, HMC5883L and BMP085
//#define OPENLRSV2MULTI // OpenLRS v2 Multi Rc Receiver board including IT93205 and
//#define BOARD_PROTO_1 // with MPU6050 + HMC5883L + MS baro
//#define BOARD_PROTO_2 // with MPU6050 + slave MAG3110 + MS baro
//#define GY_80 // Chinese 10 DOF with L3G4200D ADXL345 HMC5883L BMP085, I
//#define GY_85 // Chinese 9 DOF with IT93205 ADXL345 HMC5883L LLC
//#define GY_86 // Chinese 10 DOF with MPU6050 HMC5883L MS5611, LLC
//#define GY_521 // Chinese 6 DOF with MPU6050, LLC
//#define INNOVWORKS_10DOF // with IT93200, BMA180, HMC5883, BMP085 available here http://www.diydrones.com/
//#define INNOVWORKS_6DOF // with IT93200, BMA180 available here http://www.diydrones.com/

```

รูปที่ จ. 10 แสดงการเลือกชนิดของระบบควบคุมการบิน ในไฟล์ config.h ของ MultiWii



```

MultiWii | Arduino 1.0.5
File Edit Sketch Tools Help
MultiWii Alarms.cpp Alarms.h EEPROM.cpp EEPROM.h GPS.cpp GPS.h IMU.cpp IMU.h LCD.cpp
/* ***** Hexa Motor 5 & 6 Pins ***** */
/* PIN A0 and A1 instead of PIN D5 & D6 for 6 motors config and promini config
This mod allow the use of a standard receiver on a pro mini
(no need to use a PPM sum receiver) */
#define A0_A1_PIN_HEX

/* ***** Aux 2 Pin ***** */
/* possibility to use PIN8 or PIN12 as the AUX2 RC input (only one, not both)
it deactivates in this case the POWER PIN (pin 12) or the BUZZER PIN (pin 8) */
#define RCAUXPIN8
//#define RCAUXPIN12

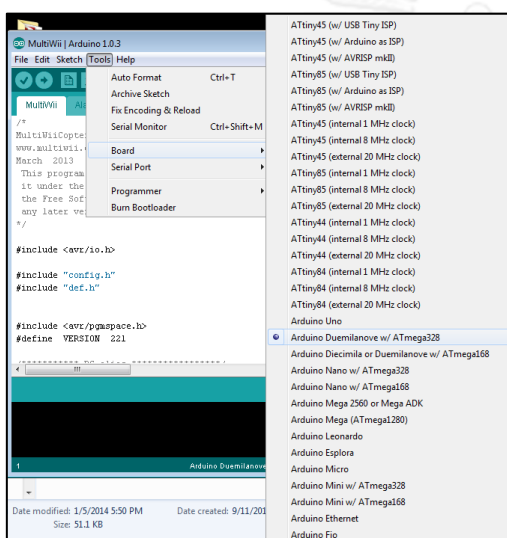
Done compiling
C:\Users\A7\AppData\Local\Temp\build639123566778202271.tmp\MultiWii1.cpp.elf
C:\Users\A7\AppData\Local\Temp\build639123566778202271.tmp\MultiWii1.cpp.hex
Binary sketch size: 20,254 bytes (of a 30,720 byte maximum)

```

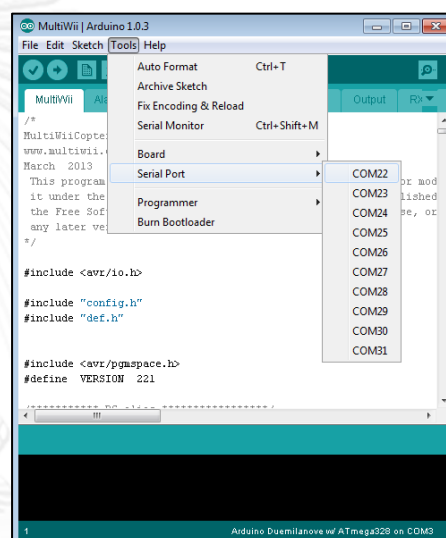
รูปที่ จ. 11 แสดงการเลือก OPTIONAL FEATURES ในไฟล์ config.h ของ MultiWii

หลังจากนั้นเชื่อมต่อโมดูล USB-to-Serial Converter กับระบบควบคุมการบิน MultiWii แล้ว ขั้นตอนต่อไป ดำเนินการอัปเดตเฟิร์มแวร์ มีขั้นตอนดังต่อไปนี้

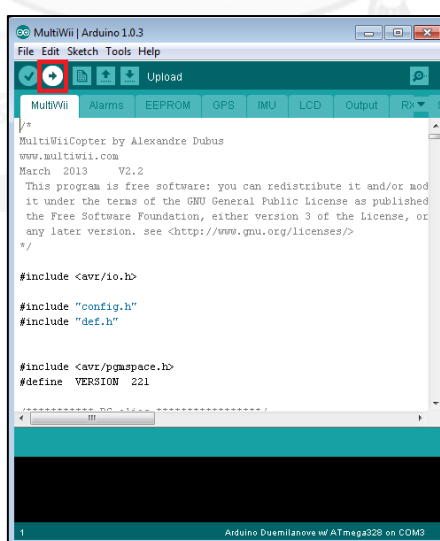
1. ระบุระบบควบคุมการบินที่ใช้งานคล้ายกับบอร์ด Arduino ชนิดใด ในการทดลองนี้เลือกบอร์ด Arduino Duemilanove w/ ATmega328 แสดงดังรูปที่ จ.12 (ก)
2. กำหนด COM PORT ในการเชื่อมต่อระหว่างโมดูล USB-to-Serial ของบริษัท FTDI กับระบบควบคุมการบิน MultiWii ในงานวิจัยนี้ใช้ COM22 แสดงดังรูปที่ จ.12 (ข)
3. อัปเดตเฟิร์มแวร์สู่ระบบควบคุมการบิน แสดงดังรูปที่ จ.12 (ค) (สีเหลี่ยมสีแดง)



(ก)



(ข)



(ค)

รูปที่ จ. 12 แสดงขั้นตอนการอัปเดตเฟิร์มแวร์สู่ระบบควบคุมการบิน MultiWii



### ประวัติผู้เขียนวิทยานิพนธ์

เรืออากาศเอก วีระวัฒน์ ฝาระมี เกิดเมื่อวันที่ 15 มิถุนายน พ.ศ. 2526 ที่จังหวัดนครพนม เข้าศึกษาชั้นประถมศึกษาที่โรงเรียนวัดพระธาตุพนม (พนมวิทยาคาร) เมื่อสำเร็จการศึกษาได้เข้าศึกษาต่อชั้นมัธยมศึกษาตอนต้นที่โรงเรียนจุฬาลงกรณ์ราชวิทยาลัย มุกดาหาร และเมื่อสำเร็จการศึกษาชั้นมัธยมศึกษาปีที่ 3 ได้เข้าศึกษาต่อที่โรงเรียนมัธยมวัดมกุฎกษัตริย์ เมื่อสำเร็จการศึกษาชั้นมัธยมศึกษาปีที่ 5 ได้เข้าศึกษาต่อที่โรงเรียนเตรียมทหาร เป็นนักเรียนเตรียมทหารรุ่นที่ 44 หลังจากนั้น ได้เข้าศึกษาโรงเรียนนายเรืออากาศ เป็นนักเรียนนายเรืออากาศ รุ่นที่ 51 และได้สำเร็จปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต สาขาวิศวกรรมเครื่องกลในปีการศึกษา 2549 ทำงานรับราชการ ที่กองโรงงาน กรมขนส่งทหารอากาศ หลังจากนั้นจึงเข้าศึกษาต่อในระดับปริญญาโท สาขาวิศวกรรมเครื่องกล จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัยในปีการศึกษา 2554



จุฬาลงกรณ์มหาวิทยาลัย  
CHULALONGKORN UNIVERSITY