

การออกแบบและสร้างเครื่องต้นแบบอากาศยานสี่ใบพัด
ที่บังคับการเคลื่อนที่ด้วยตนเอง

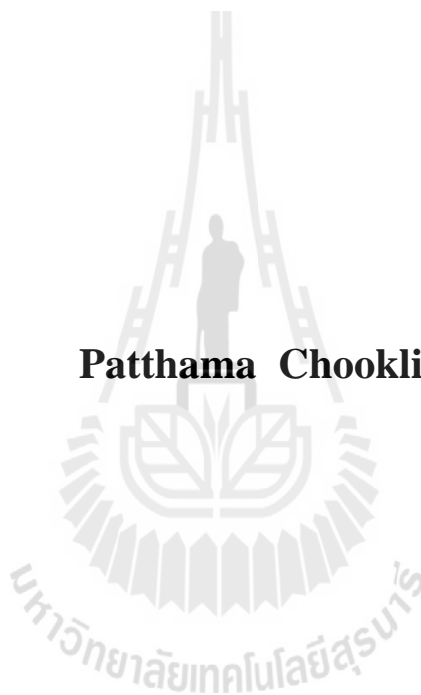


นางสาวปัทมา ชุกกลิ่น

วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต
สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล
มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี
ปีการศึกษา 2557

**DESIGN AND PROTOTYPING OF QUAD-ROTOR
AIRCRAFT WITH AUTOMATE MOTION CONTROL**

Patthama Chooklin



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

Suranaree University of Technology

Academic Year 2014

การออกแบบและสร้างเครื่องต้นแบบอากาศยานสี่ใบพัดที่บังคับการเคลื่อนที่ด้วยตนเอง

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี อนุมัติให้นับวิทยานิพนธ์ฉบับนี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษา
ตามหลักสูตรปริญญาวิทยาศาสตรบัณฑิต

คณะกรรมการสอบวิทยานิพนธ์

(ผศ. ดร. กীরติ สุลักษณ์)

ประธานกรรมการ

(รศ. ร.อ. ดร. กนต์ธร ชำนิประศาสน์)

กรรมการ (อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์)

(ผศ. ดร. อาทิตย์ คุณศรีสุข)

กรรมการ

(อ. ดร. ชโลธร ธรรมแท้)

กรรมการ

(ศ. ดร. ชูกิจ ลิ้มปิจำนงค์)

รองอธิการบดีฝ่ายวิชาการและนวัตกรรม

(รศ. ร.อ. ดร. กนต์ธร ชำนิประศาสน์)

คณบดีสำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์

บทคัดย่อ : การออกแบบและสร้างเครื่องต้นแบบอากาศยานสี่ใบพัดที่บังคับ
การเคลื่อนที่ด้วยตนเอง (DESIGN AND PROTOTYPING OF QUAD-ROTOR
AIRCRAFT WITH AUTOMATE MOTION CONTROL) อาจารย์ที่ปรึกษา :
รองศาสตราจารย์ เรืออากาศเอก ดร.กนต์ธร ชำนิประศาสน์, 116 หน้า.

งานวิจัยนี้ทำการสร้างเครื่องต้นแบบอากาศยานแบบสี่ใบพัดที่สามารถขึ้นบินและลงจอดแบบอัตโนมัติ โดยเคลื่อนที่อย่างไร้คนบังคับไปตามเส้นทางที่กำหนดได้ ทั้งนี้เนื่องจากมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารีมีพื้นที่บริเวณกว้าง จึงทำให้อาคารบริหารส่วนต่าง ๆ ตั้งอยู่ห่างกัน ทำให้ยากต่อการติดต่อสื่อสารในด้านเอกสาร และปัจจุบันเครื่องบินบังคับวิทยุแบบปีกหมุนกำลังเป็นที่นิยมนำไปถ่ายรูปแบบสูง ซึ่งมีข้อดีที่สามารถบินขึ้น-ลงในแนวดิ่ง และสามารถรับภาระน้ำหนักได้ ผู้วิจัยจึงทำการออกแบบและสร้างอากาศยานสี่ใบพัดไร้คนขับที่สามารถบินรับ-ส่งเอกสารระหว่างอาคารแบบอัตโนมัติ โดยจะมีสถานีสำหรับรับ-ส่งเอกสารอยู่แต่ละอาคารที่กำหนด ซึ่งเส้นทางการบินจะถูกกำหนดไว้ก่อนด้วยพิกัดดาวเทียม GPS ข้อกำหนดของการออกแบบสามารถรับภาระน้ำหนักได้ไม่เกิน 200 กรัม ที่ระดับเพดานบิน 40 เมตร จากผลของการออกแบบอากาศยานต้นแบบมีน้ำหนัก 1,869.8 กรัม และเมื่อรวมน้ำหนักบรรทุกทุก อากาศยานต้นแบบมีน้ำหนักรวมทั้งหมด 2,039.3 กรัม ทำการบินทดสอบโดยกำหนดเส้นทางการบินผ่าน โปรแกรม Mission Planner ด้วยระยะทางการบิน 286 เมตร เมื่อทำการทดสอบการบินของอากาศยานต้นแบบแบบอัตโนมัติ โครงสร้างที่ได้ทำการออกแบบมานั้นมีการตอบสนองต่อการบินนอกอาคารที่ดี สามารถเคลื่อนที่ไปยังจุดต่าง ๆ ตามที่โปรแกรมไว้ได้ โดยอาศัยข้อมูลในการบินดังนี้ พิกัดตำแหน่ง ความสูง และความเร็ว ใช้เวลาในการบิน 3.16 นาที ผลที่ได้จากการวิจัยและสร้างเครื่องต้นแบบนี้ จะช่วยให้งานขนส่งเอกสารภายในมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี เกิดความสะดวก ประหยัดเวลา และเพิ่มประสิทธิภาพในการขนส่งเอกสาร พร้อมทั้งพัฒนาระบบการบินของอากาศยานไร้คนควบคุมให้มีประสิทธิภาพสูงขึ้น

สาขาวิชา วิศวกรรมเครื่องกล
ปีการศึกษา 2557

ลายมือชื่อนักศึกษา _____
ลายมือชื่ออาจารย์ที่ปรึกษา _____

PATTHAMA CHOOKLIN : DESIGN AND PROTOTYPING OF QUAD-
ROTOR AIRCRAFT WITH AUTOMATE MOTION CONTROL.

THESIS ADVISOR : ASSOC. PROF. FLT. LT. KONTORN

CHAMNIPRASART, Ph.D., 116 PP.

QUAD-ROTOR AIRCRAFT/UNMANNED AERIAL VEHICLE/OUTDOOR
FLYING/GLOBAL POSITIONING SYSTEM

This research is to design a prototype of a quad-rotor aircraft that can automatically takeoff and landing with automatic motion control along the specified route. Since Suranaree University of Technology has a wide area, it is rather difficult to deliver the documents quickly among buildings which are located quite far apart from each other. Nowadays, the quad-rotor aircraft is quite popular, it is installed with cameras for taking the high-angle photographs. The quad-rotor aircraft should not only be able to fly up and down vertically but also be able to handle the articles. The researcher has designed and constructed the unmanned quad-rotor aircraft which controlled by GPS. The quad-rotor aircraft is required to carry 200 g. payloads at 40 m. altitude. The weight of this prototype is constrain at 1,869.8 g., the payloads are total of 2,039.3 g. From flight route test through the Mission Planner Program with mileage of 286 m., the results show the high performance of the outdoor flying that can move to various points with flight time at 3.16 minutes. The data based on positioning, height, and speed. The results of this research will facilitate the documents transmission on SUT campus because it is convenience. It is also save time and provide the higher performance, including the unmanned aerial vehicle development.

School of Mechanical Engineering

Student's Signature _____

Academic Year 2014

Advisor's Signature _____

กิตติกรรมประกาศ

วิทยานิพนธ์ฉบับนี้สำเร็จลุล่วงด้วยดี ทั้งนี้ผู้วิจัยขอขอบพระคุณบุคคลและหน่วยงานต่างๆ ที่ได้ให้คำปรึกษา แนะนำ ชี้แนะแนวทาง และให้ความช่วยเหลืออย่างดียิ่งเสมอมา

รองศาสตราจารย์เรืออากาศเอก ดร.กนต์ธร ชำนิประศาสน์ อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์ ที่ได้ถ่ายทอดความรู้ อบรมสั่งสอน ให้คำปรึกษา ชี้แนะข้อมูลต่างๆ ที่เป็นประโยชน์ในการทำโครงการวิจัย และแนวทางการแก้ปัญหาต่างๆ ด้วยความเมตตากรุณาเสมอมา

อาจารย์ ดร. ชโลธร ธรรมแท้ ผู้ให้ความรู้ คำแนะนำด้านวิชาการ ที่เป็นประโยชน์ในการทำโครงการวิจัย และเป็นแบบอย่างที่ดีในการทำวิจัยแก่ผู้ทำวิจัย

รองศาสตราจารย์ นาวาอากาศเอก ดร.วรพจน์ ขำพิศ รองศาสตราจารย์ ดร.ทวิช จิตรสมบุญ และคณาจารย์สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกลทุกท่าน รวมถึงครูบาอาจารย์ในอดีตที่ประสิทธิ์ประสาทวิชาความรู้ด้วยความเมตตากรุณา

คุณธัญฉล ศิริบุญลักษณ์กุล ที่ให้ความช่วยเหลือด้านอุปกรณ์ ให้คำปรึกษา ชี้แนะข้อมูลต่างๆ รวมทั้งวิธีการแก้ไขปัญหาที่เกิดขึ้นในงานวิจัย ให้สำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยดี

คุณปาริชาติ ประกาศวุฒิชน คุณธวัชรัตน์ ทองปั้น คุณณกาจ จบนุช คุณชัยยุทธ คงเชื้อ และเพื่อนบัณฑิตศึกษาทุกท่าน ที่คอยให้ความช่วยเหลือและเป็นกำลังใจให้เสมอมา

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารีรวมถึงบุคลากรประจำศูนย์เครื่องมือวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยี ที่ได้ให้ความช่วยเหลือในด้านสถานที่ การใช้อุปกรณ์ และเครื่องมือต่าง ๆ ในการทำวิจัย

ห้างหุ้นส่วนจำกัด ชูทรัพย์โมลด์ และบุคลากรทุกท่านที่ให้ความช่วยเหลือในการใช้อุปกรณ์และสนับสนุนเครื่องมือที่จำเป็นในโครงการวิจัย

ท้ายนี้ ผู้วิจัยขอกราบขอบพระคุณบิดา มารดา ที่ให้การอุปการะอบรมเลี้ยงดู ส่งเสริมด้านการศึกษา ตลอดจนคอยให้การสนับสนุนทั้งทุนทรัพย์ กำลังร่างกาย และกำลังใจในการดำเนินงานวิจัยในครั้งนี้จนประสบความสำเร็จด้วยดี

ปัทมา ชุกกลิ่น

สารบัญ

หน้า

บทคัดย่อ (ภาษาไทย).....	ก
บทคัดย่อ (ภาษาอังกฤษ).....	ข
กิตติกรรมประกาศ.....	ค
สารบัญ.....	ง
สารบัญตาราง.....	ช
สารบัญรูป.....	ซ
คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ.....	ฎ
บทที่	
1 บทนำ.....	1
1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา.....	1
1.2 วัตถุประสงค์การวิจัย.....	2
1.3 ขอบเขตการวิจัย.....	2
1.4 สถานที่ทำงานวิจัย.....	2
1.5 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ.....	3
2 ปรัชญ่วรรณกรรมและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง.....	4
2.1 ประวัติความเป็นมาและปรัทธศน่วรรณกรรมที่เกี่ยวข้อง.....	4
2.2 ประวัติความเป็นมาของอากาศยานสี่ใบพัด.....	6
2.2.1 เฮลิคอปเตอร์แบบสี่ใบพัดขนาดใหญ่.....	6
2.2.2 เฮลิคอปเตอร์แบบสี่ใบพัดขนาดเล็ก.....	10
2.3 หลักการทำงานของอากาศยานแบบสี่ใบพัด.....	12
2.3.1 การลอยตัวอยู่กับที่ (Hovering).....	13
2.3.2 การทำให้อากาศยานสามารถบินขึ้น-ลงได้ (Throttle).....	13
2.3.3 การเอียงตัวซ้าย-ขวา (Roll).....	14
2.3.4 การควบคุมอากาศยานเงยหรือก้ม (Pitch).....	15
2.3.5 การหมุนตัว (Yaw).....	16

สารบัญ (ต่อ)

หน้า

2.4	ส่วนประกอบของอากาศยานแบบสี่ใบพัด	16
2.4.1	ตัวลำ (Frame)	16
2.4.2	ชุดควบคุมการบิน (Flight Controller)	17
2.4.3	ชุดรับ-ส่งสัญญาณ (Signal transmit – Receive system)	18
2.4.4	ส่วนสร้างแรงยก	19
2.4.5	แบตเตอรี่ (Battery)	19
2.5	ชุดควบคุมการบิน.....	23
2.5.1	การควบคุมระดับมุมเอียง (Attitude Control)	23
2.5.2	การควบคุมระดับความสูง (Altitude Control)	28
2.5.3	การควบคุมตำแหน่ง (Position Control)	30
2.6	ชุดรับ-ส่งสัญญาณ (Signal transmit – Receive system)	31
2.6.1	ชุดส่งสัญญาณ (Signal Transmitter) หรือวิทยุบังคับ.....	31
2.6.2	ชุดรับสัญญาณ (Receive system)	31
2.7	ส่วนสร้างแรงยก.....	33
2.7.1	มอเตอร์ (Motor)	33
2.7.2	ชุดควบคุมความเร็วรอบแบบอิเล็กทรอนิกส์ (Electronic Speed Controller: ESC)	37
2.7.3	ใบพัด (Propeller)	39
2.8	หลักการทำงานของวิทยุบังคับ	42
2.8.1	ระบบการส่งคลื่นวิทยุบังคับ	43
2.8.2	ระบบ Modulation	44
2.8.3	ระบบ Spread Spectrum.....	47
2.9	โปรแกรมควบคุมการบิน	48
3.	วิธีการดำเนินการวิจัย.....	51
3.1	ข้อกำหนดในการออกแบบ.....	51
3.1.1	น้ำหนักบรรทุก (Payload)	51
3.1.2	เวลาในการบิน (Flight Time)	52

สารบัญ (ต่อ)

หน้า

3.2	การออกแบบอากาศยานสี่ใบพัด.....	52
3.2.1	ระบบต้นกำลัง	52
3.2.2	ระบบโครงสร้าง	59
3.2.3	ระบบควบคุม.....	61
3.3	การปรับตั้งค่า PID.....	62
3.4	การออกแบบชุดควบคุมวิทยุบังคับ	64
4.	ผลการวิจัย	68
4.1	ผลการออกแบบอากาศยานต้นแบบสี่ใบพัดลำที่ 1	69
4.1.1	อุปกรณ์ที่ได้จากการออกแบบ	69
4.1.2	ผลการทดสอบการบิน	70
4.2	ผลการออกแบบอากาศยานต้นแบบสี่ใบพัดลำที่ 2.....	73
4.2.1	อุปกรณ์ที่ได้จากการออกแบบ	74
4.2.2	ผลการทดสอบการบิน	75
5.	สรุปผลและข้อเสนอแนะ.....	84
5.1	สรุปผลการวิจัย.....	84
5.2	ข้อเสนอแนะ	85
	รายการอ้างอิง	87
	ภาคผนวก	
	ภาคผนวก ก. การประกอบอุปกรณ์	89
	ภาคผนวก ข. การทำ Auto Waypoint สำหรับโปรแกรม Mission Planner	98
	ภาคผนวก ค. รายละเอียดโปรแกรม Lab VIEW สำหรับการควบคุมวิทยุบังคับ	103
	ภาคผนวก ง. รายการตรวจสอบก่อนบินอากาศยานสี่ใบพัด	107
	ภาคผนวก จ. บทความที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่	110
	ประวัติผู้เขียน	116

สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
2.1	แสดงผู้พัฒนาโปรแกรมและชุดควบคุมอากาศยานแบบสี่ใบพัด49
2.2	แสดงรายละเอียดของชุดควบคุมของผู้พัฒนาแต่ละราย.....49



สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
2.26	แสดงเมื่อลูกบอลอยู่ในสภาวะมีแรงโน้มถ่วง26
2.27	แสดงเมื่อเอียงกล่อง 45 องศา.....27
2.28	แสดงเซนเซอร์วัดความเร็วเชิงมุม (Gyroscope)28
2.29	แสดงหลักการทำงานของเซนเซอร์ชนิดอัลตราโซนิก29
2.30	แสดงเซนเซอร์ชนิดอัลตราโซนิกที่ใช้ในอากาศยานแบบสี่ใบพัด29
2.31	แสดงบารอมิเตอร์บน MultiWiiCopter Controller.....30
2.32	แสดงส่วนต่างๆของ Signal Transmitter.....31
2.33	แสดง FM radio block diagram สำหรับเครื่องบินบังคับวิทยุ (R/C)32
2.34	แสดงส่วนประกอบของมอเตอร์34
2.35	แสดงมอเตอร์แบบไม่ใช้แปรงถ่านชนิดเอาท์รันเนอร์ รุ่น MN3508 KV 380.....36
2.36	แสดงชุดควบคุมความเร็วรอบแบบอิเล็กทรอนิกส์ (Electronic Speed Controller)39
2.37	แสดงใบพัดไม้.....40
2.38	แสดงใบพัดคาร์บอนเสริมไนลอน หรือ ใบพัด APC40
2.39	แสดงใบพัดคาร์บอนไฟเบอร์.....40
2.40	แสดง APC 6x4 Speed 400 Electric Propeller41
2.41	แสดง APC 10x4.7 Slow-Flyer Propeller41
2.42	แสดงใบพัดรูปแบบต่างๆ.....42
2.43	แสดงสัญญาณพัลส์อนุกรม.....42
2.44	แสดงสัญญาณพัลส์อนุกรมแบบกลับทาง42
2.45	แสดงระบบการรับ – ส่ง สัญญาณวิทยุบังคับ.....43
2.46	แสดงระบบ modulation แบบ AM.....45
2.47	แสดงระบบ modulation แบบ FM46
3.1	แสดงกราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงยกและค่าอัตราการบินกระแสนของมอเตอร์54
3.2	แสดงใบพัด ชนิด APC ขนาด 11 x 4.755
3.3	แสดงมอเตอร์ รุ่น iFlight MT2814 810 KV.....55
3.4	แสดงแบตเตอรี่ขนาด Turnigy5000 mAh.....59
3.5	แสดงส่วนของโครงสร้างหลัก.....60

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
3.6	แสดงส่วนแขนของอากาศยาน.....60
3.7	แสดงภาพการวิเคราะห์โครงสร้างด้วยโปรแกรม ANSYS61
3.8	แสดง Control Board รุ่น APM 2.662
3.9	แสดงการควบคุมวิทยุบังคับ.....64
3.10	แสดงขั้นตอนการควบคุมวิทยุบังคับ66
3.11	แสดงกล่องครอบวิทยุบังคับพร้อมติดตั้งเซอร์โว67
3.12	แสดงชุดอุปกรณ์ควบคุมวิทยุบังคับ67
4.1	แสดงอากาศยานต้นแบบสี่ใบพัดสำหรับบินส่งเอกสาร68
4.2	แสดงหน้าโปรแกรม eCel ที่คำนวณระบบต้นกำลังของอากาศยานต้นแบบลำที่ 1.....69
4.3	แสดงอากาศยานต้นแบบลำที่ 170
4.4	แสดงการจัดวางอุปกรณ์ก่อนการแก้ไข71
4.5	แสดงการจัดวางอุปกรณ์หลังการแก้ไข.....71
4.6	แสดงการติดโฟมเพื่อลดการสั่นสะเทือนของ Control Board72
4.7	แสดงการนำฟองน้ำมาปิดบารอมิเตอร์.....72
4.8	แสดงอากาศยานต้นแบบลำที่ 274
4.9	แสดงน้ำหนักของอากาศยานสี่ใบพัด.....75
4.10	แสดงข้อมูลการบินจากอาคารเครื่องมือ 6 ไปอาคารเครื่องมือ 5 (กรณีที่ 1).....76
4.11	แสดงข้อมูลการบินจากอาคารเครื่องมือ 6 ไปอาคารเครื่องมือ 5 (กรณีที่ 2).....77
4.12	แสดงข้อมูลการบินหน้าอาคารเครื่องมือ 5 (กรณีที่ 3)77
4.13	แสดงข้อมูลการบินหน้าอาคารวิชาการ 1 (กรณีที่ 4).....78
4.14	แสดงข้อมูลการบินจากอาคารวิชาการ 1 ไปอาคารวิชาการ 2 (กรณีที่ 5)79
4.15(ก)	แสดงข้อมูลการบินจากอาคารวิชาการ 1 ไปอาคารวิชาการ 2 (กรณีที่ 6)79
4.15(ข)	แสดงข้อมูลการบินจากอาคารวิชาการ 1 ไปอาคารวิชาการ 2 (กรณีที่ 6)80
4.16	แสดงข้อมูลการบินจากอาคารเครื่องมือ 5 ไปอาคารเครื่องมือ 6 (กรณีที่ 7).....80
4.17	แสดงความเสียหายที่เกิดจากการตกในกรณีที่ 7.....81
4.18	แสดงลักษณะการวางวิทยุบังคับและการส่งสัญญาณ.....82
4.19	แสดงข้อมูลการบินจากอาคารเครื่องมือ 5 ไปอาคารเครื่องมือ 6 (กรณีที่ 8).....83

สารบัญรูป (ต่อ)

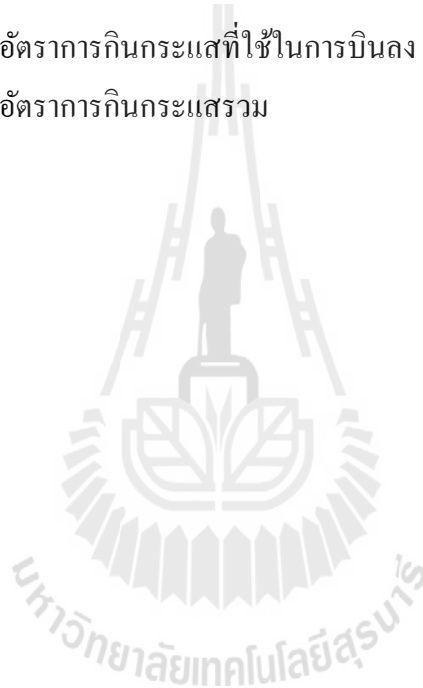
รูปที่	หน้า
ก.1	แสดงไดอะแกรมสำหรับเชื่อมต่ออุปกรณ์ต่างๆ.....91
ก.2	แสดงการต่อชุดควบคุมความเร็วรอบแบบอิเล็กทรอนิกส์กับแผงจ่ายไฟหลัก92
ก.3	แสดงการต่อมอเตอร์กับชุดควบคุมความเร็วรอบแบบอิเล็กทรอนิกส์92
ก.4	แสดงรูปแบบการต่อช่อง Output ของอากาศยานสี่ใบพัด93
ก.5	แสดงการต่อสายแพฝั่ง Output.....93
ก.6	แสดงการเชื่อมต่อช่องสัญญาณฝั่ง Input กับชุดรับสัญญาณ.....94
ก.7	แสดงการต่อสัญญาณฝั่ง Input กับชุดรับสัญญาณ.....94
ก.8	แสดงช่องของ GPS.....95
ก.9	แสดงการต่อ GPS กับ บอร์ด APM95
ก.10	แสดงการต่อ Telemetry กับ บอร์ด APM.....96
ก.11	แสดงการต่อ Power Module กับแผงจ่ายไฟหลักและบอร์ด APM.....96
ก.12	แสดงการต่ออุปกรณ์ต่างๆเข้ากับ บอร์ด APM.....97
ข.1	แสดงหน้าต่าง FLIGHT PLAN99
ข.2	แสดงหน้าต่าง Action (ก) แสดงกรณีไม่ได้ Connect (ข) แสดงกรณีทำการ Connect99
ข.3	แสดงหน้าต่าง Waypoint100
ข.4	แสดงตำแหน่ง Home101
ข.5	แสดงโหมดต่างๆในช่อง Command102
ข.6	แสดงหน้าต่าง FLIGHT PLAN ที่มีการกำหนด Waypoint102
ค.1	แสดงรายละเอียดโปรแกรม LabVIEW สำหรับสั่ง Start104
ค.2	แสดงรายละเอียดโปรแกรม LabVIEW สำหรับสั่ง Armed.....104
ค.3	แสดงรายละเอียดโปรแกรม LabVIEW สำหรับสั่ง Throttle Up105
ค.4	แสดงรายละเอียดโปรแกรม LabVIEW สำหรับสั่ง Auto105
ค.5	แสดงรายละเอียดโปรแกรม LabVIEW สำหรับสั่ง Throttle Down106

คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ

Ω_H	=	ความเร็วรอบของใบพัดขณะบินลอยตัว
Δ_A	=	การเพิ่มความเร็วยุติในแต่ละด้าน
Δ_B	=	การเพิ่มความเร็วยุติในแต่ละด้าน
$\ddot{\phi}$	=	ความเร็วเชิงมุมตามแกน X
$\ddot{\theta}$	=	ความเร็วเชิงมุมตามแกน Y
$\ddot{\psi}$	=	ความเร็วเชิงมุมตามแกน Z
Q	=	ประจุไฟฟ้า
I	=	กระแสไฟฟ้า
t	=	เวลา
C-rating	=	อัตราการคายประจุ
V_{Battery}	=	ค่าแรงดันหรือแรงเคลื่อนไฟฟ้าของแบตเตอรี่
KV_{Motor}	=	ความเร็วรอบในการหมุนมอเตอร์ต่อ 1 โวลต์
rpm	=	ค่าความเร็วรอบต่อนาที
c	=	อัตราเร็วของแสงในอากาศมีค่า $3 \times 10^8 \text{ m/s}^2$
f	=	ความถี่
λ	=	ความยาวคลื่น
W_{Total}	=	น้ำหนักรวมทั้งหมดของอากาศยาน
W_{Frame}	=	น้ำหนักของโครงสร้าง
W_{Device}	=	น้ำหนักของอุปกรณ์ต้นกำลัง
Payload	=	น้ำหนักบรรทุก
T_{Use}	=	ค่าแรงยกที่ใช้ยก
T_{Piece}	=	ค่าแรงยกต่อมอเตอร์หนึ่งตัว
T_{Max}	=	ค่าแรงยกสูงสุดต่อมอเตอร์หนึ่งตัว
A_{Total}	=	อัตราการกินกระแสรวม
A_{Takeoff}	=	อัตราการกินกระแสที่ใช้ในการบินขึ้น
A_{Hovering}	=	อัตราการกินกระแสที่ใช้ในการบินลอยตัวเคลื่อนที่
A_{Landing}	=	อัตราการกินกระแสที่ใช้ในการบินลง

คำอธิบายสัญลักษณ์และคำย่อ (ต่อ)

T_{Takeoff}	=	แรงยกที่ใช้ในช่วงการบินขึ้น
$A_{(A)}$	=	ค่าอัตราการกินกระแสที่อ่านได้จากกราฟ
$A_{(mA/\text{min})}$	=	ค่าอัตราการกินกระแสที่มีหน่วยมิลลิแอมป์ต่ออนาที
A_{Takeoff}	=	อัตราการกินกระแสที่ใช้ในการบินขึ้น
t	=	เวลาที่ใช้ในการบินหน่วยเป็นวินาที
A_{Hovering}	=	อัตราการกินกระแสที่ใช้ในการบินลอยตัวเคลื่อนที่
A_{Landing}	=	อัตราการกินกระแสที่ใช้ในการบินลง
A_{Total}	=	อัตราการกินกระแสรวม



บทที่ 1

บทนำ

1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา

อากาศยานหลายใบพัดมีการวิจัยครั้งแรกในปี ค.ศ. 1920 โดยกองทัพสหรัฐอเมริกา ซึ่งเริ่มแรกมีแนวคิดจากแบบหกลใบพัด และพัฒนาต่อเนื่องเป็นแบบสี่ใบพัดและแปดใบพัด ตามลำดับ โดยมีจุดประสงค์เพื่อนำไปใช้ในภารกิจทางทหาร ในยุคแรกอากาศยานแบบสี่ใบพัดที่สร้างได้นั้นมีขนาดใหญ่มาก แต่ปัจจุบันด้วยเทคโนโลยีที่ก้าวหน้าจึงทำให้อากาศยานสี่ใบพัดมีขนาดเล็กลงเหมาะสมกับการใช้งาน

สำหรับในปัจจุบันและอนาคตข้างหน้ามนุษย์มีความต้องการทางอากาศยานขนาดเล็กต่างๆที่สามารถปฏิบัติการในด้านต่างๆที่เกินขีดความสามารถของมนุษย์ หรือเพื่อความสะดวกสบายในด้านต่างๆได้อย่างมีประสิทธิภาพและสามารถใช้งานได้ในทุกสภาพแวดล้อม ซึ่งอากาศยานไร้คนขับหรือยูเอวี (Unmanned Aerial Vehicle: UAV) เป็นอากาศยานที่ควบคุมจากระยะไกล ใช้การควบคุมอัตโนมัติซึ่งมีอยู่ 2 ลักษณะ คือ การควบคุมอัตโนมัติจากระยะไกล และการควบคุมแบบอัตโนมัติโดยใช้ระบบการบินด้วยตนเอง โดยอาศัยโปรแกรมคอมพิวเตอร์ที่มีระบบซับซ้อนแล้วทำการติดตั้งไว้ในอากาศยาน โดยอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กได้กลายเป็นที่นิยมสำหรับทางทหารมากขึ้น จึงมีงานวิจัยนำอากาศยานสี่ใบพัดมาทำเป็นอากาศยานแบบไร้คนขับ เนื่องจากง่ายต่อการออกแบบ สามารถบรรทุกสัมภาระได้มากเมื่อเทียบกับตัวลำ มีเสถียรภาพในการบิน สามารถเคลื่อนที่ได้อย่างรวดเร็ว ด้วยเหตุผลนี้อากาศยานสี่ใบพัดจึงเป็นที่นิยมและได้รับความสนใจมากขึ้น จึงทำให้สามารถนำไปปฏิบัติการทั้งภายในและภายนอกอาคารได้ ไม่ว่าจะเป็นงานด้านการสำรวจหรือถ่ายภาพทางอากาศ และเริ่มมีการพัฒนาให้สามารถบินส่งของตามพิกัดที่กำหนด

จากการดำเนินการของมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี มาเป็นระยะเวลากว่า 20 ปี มหาวิทยาลัยได้ประสบผลสำเร็จในการดำเนินการตามภารกิจที่คาดหวังไว้ทุกประการ จากความสำเร็จดังกล่าวทำให้มีจำนวนนักศึกษาและบุคลากรในมหาวิทยาลัยเพิ่มขึ้นอย่างต่อเนื่อง จึงทำให้ทางมหาวิทยาลัยต้องมีการจัดสร้างอาคารต่าง ๆ ขึ้น เพื่อรองรับการใช้สอยที่เพียงพอต่อจำนวนนักศึกษา แต่สืบเนื่องจากการที่มหาวิทยาลัยมีพื้นที่ขนาดใหญ่ จึงทำให้อาคารบริหารส่วนต่างๆตั้งอยู่ห่างไกลกัน และด้วยจำนวนเอกสารภายในที่เพิ่มมากขึ้น จึงทำให้เกิดปัญหาในการติดต่อสื่อสารทางด้านเอกสาร ดังนั้นเพื่อให้เกิดความสะดวกและประหยัดเวลา เราควรจะมีระบบสำหรับขนส่งเอกสารระหว่างอาคาร

ผู้วิจัยจึงมีแนวคิดที่จะทำการสร้างระบบขนส่งเอกสารที่ทำงานแบบอัตโนมัติระหว่างอาคารภายในมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี ด้วยการใช้อากาศยานแบบสี่ใบพัด (Quad Rotor Aircraft) ที่เคลื่อนที่ได้ด้วยอัตโนมัติหรือเป็นอากาศยานไร้คนขับ (Unmanned Aerial Vehicle: UAV) ที่ทำงานแบบอัตโนมัติ การเลือกใช้อากาศยานแบบสี่ใบพัดก็เนื่องจากเป็นอากาศยานที่สามารถเคลื่อนที่ขึ้นลงในแนวดิ่งได้ โดยไม่ต้องอาศัยทางวิ่งในการขึ้นและลงเหมือนเครื่องบิน และสามารถควบคุมได้ง่ายกว่าอากาศยานแบบปีกหมุนแบบโรเตอร์เดี่ยวหรือเฮลิคอปเตอร์ที่พบเห็นกันทั่วไป อีกทั้งอากาศยานสี่ใบพัดยังให้แรงยกที่ค่อนข้างสูงเมื่อเทียบกับเครื่องปีกหมุนประเภทอื่น และด้วยขนาดลำที่เล็ก สามารถบรรทุกทุกสัมภาระได้มากเมื่อเทียบกับตัวลำ มีเสถียรภาพในการบิน สามารถเคลื่อนที่ได้อย่างรวดเร็ว จึงเหมาะที่จะนำมาใช้ในการขนส่งเอกสารระหว่างอาคาร

1.2 วัตถุประสงค์การวิจัย

สำหรับงานวิจัยนี้ มีวัตถุประสงค์ของงานวิจัยในด้านการออกแบบและสร้างอากาศยานต้นแบบเพื่อบินขนส่งเอกสารระหว่างอาคาร ซึ่งวัตถุประสงค์หลัก ๆ ของงานวิจัยนี้มีดังต่อไปนี้

- 1.2.1 เพื่อออกแบบและสร้างเครื่องต้นแบบอากาศยานแบบสี่ใบพัดควบคุมอัตโนมัติ
- 1.2.2 อากาศยานสามารถเคลื่อนที่ไปจุดต่าง ๆ ตามที่โปรแกรมไว้ได้อย่างอัตโนมัติ
- 1.2.3 อากาศยานสามารถขนส่งเอกสารระหว่างอาคารได้

1.3 ขอบเขตการวิจัย

งานวิจัยนี้จะกำหนดขอบเขตการวิจัยเพื่อสามารถเป็นเป้าหมายและวิธีการในการแก้ปัญหาได้อย่างเป็นระบบ ขอบเขตของงานวิจัยนี้ประกอบด้วย

- 1.3.1 อากาศยานต้นแบบที่สร้างขึ้นจะมีสี่ใบพัด และทำงานในสภาพอากาศที่ลมสงบ
- 1.3.2 อากาศยานต้นแบบสามารถขนส่งเอกสารด้วยน้ำหนักไม่เกิน 200 กรัม
- 1.3.3 การเคลื่อนที่ของอากาศยานต้นแบบ จะเคลื่อนที่ส่งเอกสารระหว่างอาคารภายในมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี โดยการกำหนดเส้นทางเคลื่อนที่ด้วยพิกัดของ GPS
- 1.3.4 สามารถที่จะปรับเปลี่ยนมาเป็นการบินโดยใช้คนบังคับได้ในเวลาที่ต้องการ

1.4 สถานที่ทำงานวิจัย

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

1.5 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ

- 1.5.1 ได้ระบบสำหรับขนส่งเอกสารระหว่างอาคารภายในมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี
- 1.5.2 จะช่วยให้งานขนส่งเอกสารภายในมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี เกิดความสะดวก ประหยัดเวลา และเพิ่มประสิทธิภาพในการขนส่งเอกสาร
- 1.5.3 ช่วยพัฒนาระบบการออกแบบอากาศยานสี่ใบพัดให้ใช้งานได้จริง
- 1.5.4 เป็นการพัฒนาระบบการบินของอากาศยานแบบไร้คนควบคุมให้มีประสิทธิภาพสูงขึ้น



บทที่ 2

ปริทรรศน์วรรณกรรมและทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

ในบทนี้จะเป็นการกล่าวถึงปริทรรศน์วรรณกรรมที่เกี่ยวข้องกับงานวิจัยฉบับนี้ และยังคงกล่าวถึงความเป็นมาของอากาศยานหลายใบพัด ซึ่งมีการค้นคว้าและวิจัยในด้านนี้มาเป็นระยะเวลากว่า 90 ปี โดยกองทัพสหรัฐอเมริกา ซึ่งมีจุดประสงค์เพื่อนำไปใช้ในภารกิจทางทหาร ปัจจุบันอากาศยานสี่ใบพัดจึงเป็นที่นิยมและได้รับความสนใจมากขึ้น จึงทำให้สามารถนำไปปฏิบัติการทั้งภายในและภายนอกอาคารได้ ไม่ว่าจะเป็นงานด้านการสำรวจหรือถ่ายภาพทางอากาศ และเริ่มมีการพัฒนาให้สามารถบินส่งของตามพิกัดที่กำหนด

ในส่วนแรกจะเป็นส่วนที่ผู้วิจัยได้ทำการค้นคว้าเอกสาร รายงานการวิจัย วิทยานิพนธ์ต่าง ๆ ที่เกี่ยวข้องกับงานวิจัยที่ได้ดำเนินการอยู่ และตามที่ได้กล่าวมาแล้วว่างานวิจัยด้านนี้มีระยะเวลานาน จึงมีบทความและเอกสารต่าง ๆ ที่เกี่ยวข้องเป็นจำนวนมาก ดังนั้นผู้วิจัยได้เลือกเฉพาะส่วนของงานวิจัยที่เกี่ยวข้องหรือมีส่วนคล้ายกับงานวิจัยที่กำลังดำเนินการอยู่นี้มานำเสนอเท่านั้น

นอกเหนือจากนั้นส่วนที่สองของในบทนี้ ผู้วิจัยจะนำเสนอประวัติความเป็นมาของอากาศยานแบบสี่ใบพัด ทั้งเฮลิคอปเตอร์แบบสี่ใบพัดขนาดใหญ่และแบบขนาดเล็ก ที่ได้พัฒนามาจนถึงปัจจุบัน

สำหรับในส่วนต่อมาได้กล่าวถึงทฤษฎีหลักการทำงานของอากาศยานแบบสี่ใบพัด ทั้งหลักการการบินลอยตัวของอากาศยาน การบินขึ้น-ลง การเอียงซ้าย-ขวา หรือการหมุนตัวของอากาศยาน นอกจากหลักการการทำงานของอากาศยานแล้วในบทนี้ยังกล่าวถึงส่วนประกอบของอากาศยานชนิดสี่ใบพัด ซึ่งจะแสดงเนื้อหาที่สามารถนำไปใช้ในการเลือกใช้อุปกรณ์ และเข้าใจในรายละเอียดของแต่ละและอุปกรณ์มากยิ่งขึ้น รวมไปถึงการกล่าวถึงโปรแกรมสำหรับควบคุมการบิน

2.1 ประวัติความเป็นมาและปริทรรศน์วรรณกรรมที่เกี่ยวข้อง

DiCesar et al. (2013) กล่าวว่าน้ำหนักของอากาศยานแบบสี่ใบพัดมีผลต่อเวลาในการบิน และทำให้สิ้นเปลืองพลังงาน ดังนั้นจึงได้มีการออกแบบโครงสร้างอากาศยานให้น้ำหนักลดลง 10% แล้ววิเคราะห์ดูความแข็งแรงที่เป็นไปได้ จึงทำการจัดสร้างอากาศยานแบบสี่ใบพัด โดยได้ทำการออกแบบระบบควบคุมที่ทำงานผ่านไมโครโปรเซสเซอร์และระบบตรวจจับสัญญาณอื่น ๆ หลักจากทำการบินทดสอบ พบว่าการลดน้ำหนักของตัวอากาศยานลง ส่งผลให้เวลาในการบินของอากาศยานเพิ่มขึ้น

ชิตี นิลทองคำ (2555) ได้นำเสนอการใช้ตัวควบคุมแบบคลาสสิกมาควบคุมเสถียรภาพของอากาศยานไร้คนขับแบบสี่ใบพัดขนาดเล็ก บทความนี้ได้แสดงถึงแบบจำลองระบบสมการทางพลศาสตร์ของอากาศยานและแสดงการออกแบบระบบควบคุมเพื่อรักษาเสถียรภาพทางการบิน (Attitude Stabilization) ของอากาศยานสี่ใบพัดด้วยระบบควบคุมแบบคลาสสิกให้สามารถบินรักษาระดับ (Hovering)

Jeong and Jung (2011) ได้นำเสนอการออกแบบและควบคุมระบบของอากาศยานแบบสี่ใบพัด จุดประสงค์ต้องการลดค่าใช้จ่ายในการสร้างอากาศยานที่ต้องการใช้ในการศึกษาหรือสำหรับทำเป็นงานอดิเรกทั่วไป โดยเริ่มต้นจะทำการลดขนาดของตัวอากาศยานลง ซึ่งมีผลทำให้อากาศยานเกิดความคล่องตัวมากยิ่งขึ้น ส่วนที่สองทำการควบคุมขนาดของฮาร์ดแวร์ ส่วนที่สามเกี่ยวข้องกับระบบควบคุมการตรวจจับต่างๆ ที่จะต้องใช้เวลาที่สั้นลง เพื่อลดเวลาในการคำนวณให้เหมาะสมกับขนาดของหน่วยประมวลผลที่ใช้อยู่ บทความนี้จึงทำการทดลองเพื่อตรวจสอบความเป็นไปได้ของระบบที่ได้ทำการออกแบบ

Jaimes et al. (2008) ได้นำเสนอวิธีการเฝ้าระวังของฝูงเครื่องบินและอากาศยานสี่ใบพัดแบบไร้คนขับ ซึ่งวิธีการจะนำเสนอเกี่ยวกับสถานการณ์จริงที่เครื่องบินและอากาศยานสี่ใบพัดแบบไร้คนขับทำงานร่วมกัน เพื่อเฝ้าระวังพื้นที่ โดยอากาศยานสี่ใบพัดแบบไร้คนขับจะเป็นตัวกำหนดความสูงของพื้นที่เฝ้าระวัง โดยใช้พิกัด GPS ที่อยู่บนตัวอากาศยานเป็นตัวกำหนดตำแหน่ง และใช้ในการสื่อสารและส่งภาพกลับมายังภาคพื้นดิน ซึ่งข้อมูลที่ได้รับนั้นอยู่ในระดับที่สามารถยอมรับได้ในสถานการณ์นี้ระบบและการควบคุมของมนุษย์สามารถทำงานร่วมกันได้โดยมีปฏิสัมพันธ์ในระบบการทำงาน

Bousbaine et al. (2012) กล่าวว่าอากาศยานแบบสี่ใบพัด เป็นอากาศยานที่ง่ายต่อการสร้างและดูแลรักษา แลยังมีข้อดีที่สามารถบินลอยตัวขึ้น-ลงในแนวดิ่งได้ ซึ่งขั้นตอนแรกได้พัฒนาระบบควบคุม คือการสร้างแบบจำลอง บทความนี้นำเสนอรูปแบบการวิเคราะห์รายละเอียดแบบไดนามิกของอากาศยานแบบสี่ใบพัด โดยการใช้การประมาณเชิงเส้นของทฤษฎีเทย์เลอร์ และพัฒนารูปแบบการวิเคราะห์ให้เสมือนจริงในโปรแกรม MatLab/Simulink

Rodic and Mester (2011) บทความนี้ได้จากการสร้างแบบจำลองควบคุมอากาศยาน โดยเน้นการพัฒนาการใช้เครื่องมือที่ทันสมัยที่เหมาะสมการออกแบบระบบควบคุมและแบบจำลองของแบบอากาศยานสี่ใบพัดซึ่งจะใช้สำหรับการพัฒนาขั้นตอนวิธีการควบคุมและตรวจสอบก่อนที่จะทำงานร่วมกับระบบจริง

Senkul and Altug (2013) กล่าวว่า การเอียงตัวของอากาศยานจะส่งผลต่อมุมมองของกล้อง ในบทความนี้ได้นำเสนอการออกแบบและควบคุมอากาศยานแบบสี่ใบพัดแบบใหม่ ซึ่งแตกต่างจากการศึกษาทั่วไป ในบทความนี้ได้แนะนำระบบเครื่องยนต์ที่เลือกจากการเอียงของใบพัด การออกแบบนี้จะช่วยลดการเอียงของระบบโครงสร้าง โดยใช้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์มาออกแบบขั้นตอนวิธีการควบคุม ซึ่งผลที่ได้คืออากาศยานแบบสี่ใบพัดให้ประสิทธิภาพในการบินเพิ่มขึ้น

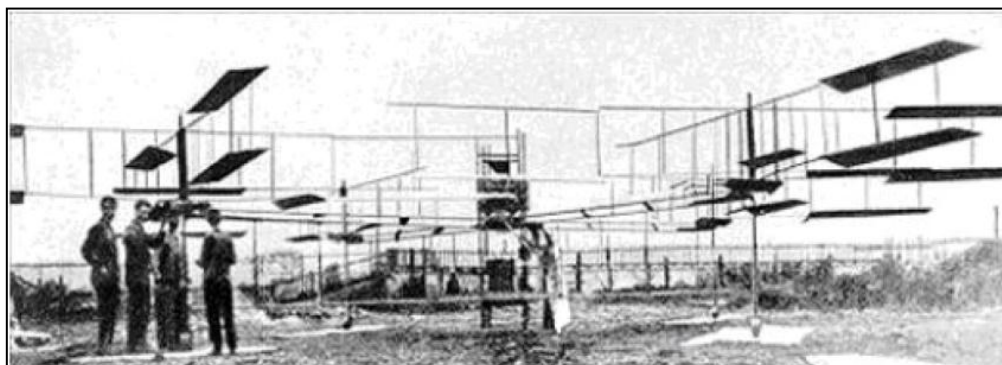
Gonzalez et al. (2011) บทความนี้ได้แนะนำการแก้ไขปัญหาของระดับความสูงและการควบคุมความสูงของอากาศยานแบบสี่ใบพัด ไร้คนขับขนาดเล็ก ที่บินลอยตัวในร่มและกลางแจ้ง ดังนั้นในบทความนี้ได้ทำการควบคุมความสูงโดยใช้การตรวจวัดความเร็วรอบของมอเตอร์แต่ละตัว โดยจะส่งผลให้อากาศยานขนาดเล็กมีเสถียรภาพและมีประสิทธิภาพในการบินลอยตัวเคลื่อนที่ตามแนวแกนนอน นอกจากนี้ยังอธิบายถึงการควบคุมการทรงตัวของอากาศยาน โดยใช้การตรวจวัดความเร็วของอุปกรณ์ควบคุมต่าง ๆ

Flynn (2013) ได้กล่าวถึงข้อเสียของการสร้างอากาศยาน ไร้คนขับ ซึ่งก็คือค่าใช้จ่ายของการออกแบบและค่าใช้จ่ายในการผลิตตัวอากาศยาน เนื่องจากในตัวอากาศยานจะมีจำนวนอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ที่ซับซ้อนจำนวนมาก ไม่เพียงแค่นั้นการออกแบบยังช่วยในเรื่องของการเลือกใช้พลังงานที่เหมาะสม ดังนั้นขนาดและน้ำหนักของอากาศยาน ถือเป็นปัจจัยหลักที่จะช่วยในเรื่องของการออกแบบ

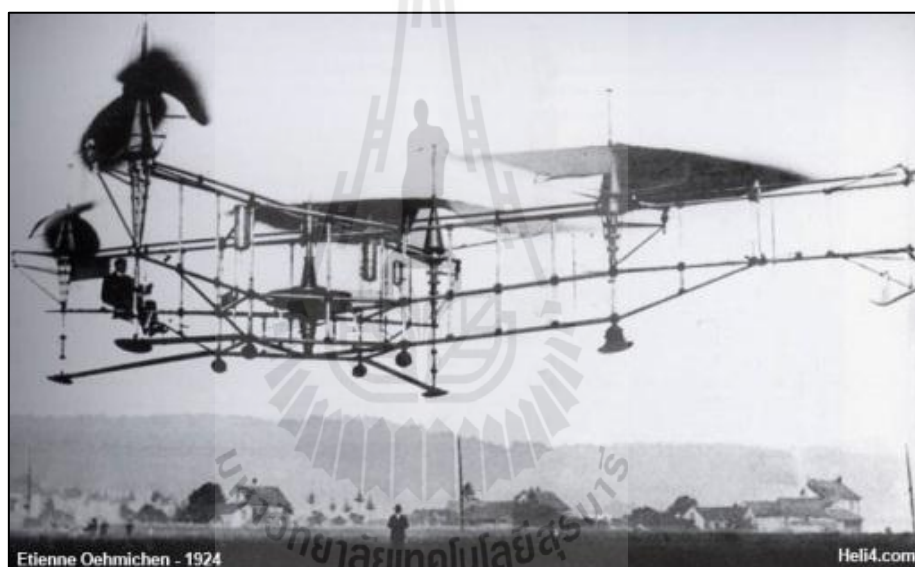
2.2 ประวัติความเป็นมาของอากาศยานสี่ใบพัด

2.2.1 เฮลิคอปเตอร์แบบสี่ใบพัดขนาดใหญ่

เฮลิคอปเตอร์แบบสี่ใบพัดลำแรกมีชื่อว่า “Breguet-Richet Gyroplan No.1” ถูกสร้างขึ้นเมื่อปี ค.ศ. 1907 ประกอบไปด้วยโครงสร้างแบบคานากบาท (Cross beam fuselage) มีโรเตอร์แบบหมุนกลับด้าน (Bi-plane) 4 ชุด (มีใบพัดทั้งหมด 32 ใบ) ดังรูปที่ 2.1 เครื่องสามารถบรรทุกคนได้ 1 คน แต่ไม่สามารถบินขึ้นให้พ้นจากผลของแรงลมปะทะพื้นดินได้ (Ground effect) ทำให้เครื่องขาดเสถียรภาพในการบินขณะลอยตัวอยู่กับที่ (Hovering) ในปี ค.ศ. 1921 Etienne Oehmichen ได้สร้างและปรับปรุงเฮลิคอปเตอร์แบบสี่ใบพัดจนทำสถิติบินได้สูงถึง 360 เมตรในปี ค.ศ. 1924 ดังรูปที่ 2.2

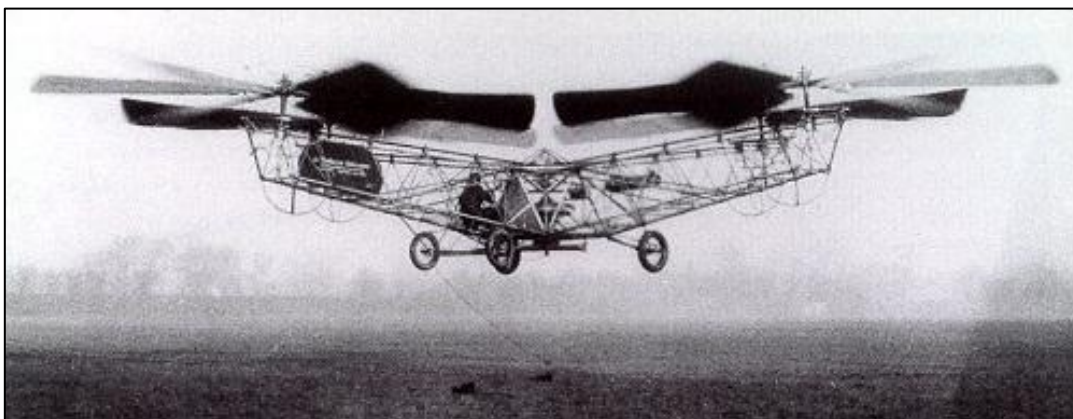


รูปที่ 2.1 แสดงเฮลิคอปเตอร์แบบสี่ใบพัดลำแรกมีชื่อว่า “Breguet-Richet Gyroplan No.1”



รูปที่ 2.2 แสดงเฮลิคอปเตอร์แบบสี่ใบพัดของ Etienne Oehmichen

ในปี ค.ศ. 1922 Jerome-de Bothezat ได้สร้างและพัฒนาเฮลิคอปเตอร์แบบสี่ใบพัด ชื่อ “Flying Octopus” ดังรูปที่ 2.3 ร่วมกับกองทัพสหรัฐ และบินได้อย่างประสบความสำเร็จ คือสามารถลอยตัวและบินเดินทางได้อย่างช้าๆ แต่โครงการถูกยกเลิกไป เนื่องจากต้นทุนสูง สมรรถนะการบินต่ำ และกองทัพให้ความสนใจเครื่องบินแบบออโต้ไจโร (Auto gyro plane) มากกว่า



รูปที่ 2.3 แสดงเฮลิคอปเตอร์แบบสี่ใบพัดชื่อ “Flying Octopus”

ในปี ค.ศ. 1956 ได้มีการพัฒนาเฮลิคอปเตอร์แบบสี่ใบพัดแบบ Convertawing ดังรูปที่ 2.4 โดยได้ปรับปรุงข้อด้อยของ Oehmichen เพื่อให้การบินเดินทางได้ดีขึ้น โดยใช้เครื่องยนต์สองเครื่องปรับแรงยกใบพัดด้านหน้าและด้านหลัง แต่โครงการก็ถูกยกเลิกไปเนื่องจากไม่ได้รับความสนใจในเชิงพาณิชย์และทางทหาร ซึ่งเฮลิคอปเตอร์แบบนี้ใช้การควบคุมแบบใหม่ถือว่าเป็นจุดเริ่มต้นในการพัฒนาเฮลิคอปเตอร์แบบสี่ใบพัดในปัจจุบัน



รูปที่ 2.4 แสดงเฮลิคอปเตอร์แบบสี่ใบพัดแบบ Convertawing

ในยุคทศวรรษ 1960 สหรัฐอเมริกามีโครงการพัฒนาอากาศยานแบบตีใบพัดใช้ชื่อโครงการว่า “X-Plane” โครงการนี้ได้พัฒนาอากาศยานสองแบบคือ x-19 ดังรูปที่ 2.5 และ x-22 ดังรูปที่ 2.6 ทั้งคู่ใช้การปรับมุมพิทของใบพัด เพื่อเพิ่ม-ลด แรงยก ซึ่งโครงการ x-19 ใช้ปรับมุมของแรงขับของเครื่องยนต์โรเจททั้งสี่ เพื่อควบคุมการลอยตัวของอากาศยาน x-19 บินตกขณะที่บินทดสอบเที่ยวแรก (First flight) ทำให้โครงการถูกยกเลิกไป



รูปที่ 2.5 แสดงอากาศยานแบบตีใบพัดแบบ Curtiss-Wright X-19

ส่วน x-22 ใช้ท่อลม (Ducted fan) จำนวนสี่ชุดเป็นส่วนควบคุมการเคลื่อนที่และปรับท่อลมในแนวระดับเพื่อบินด้วยความเร็วดังรูปที่ 2.6



รูปที่ 2.6 แสดงอากาศยานแบบตีใบพัดแบบ Bell X-22

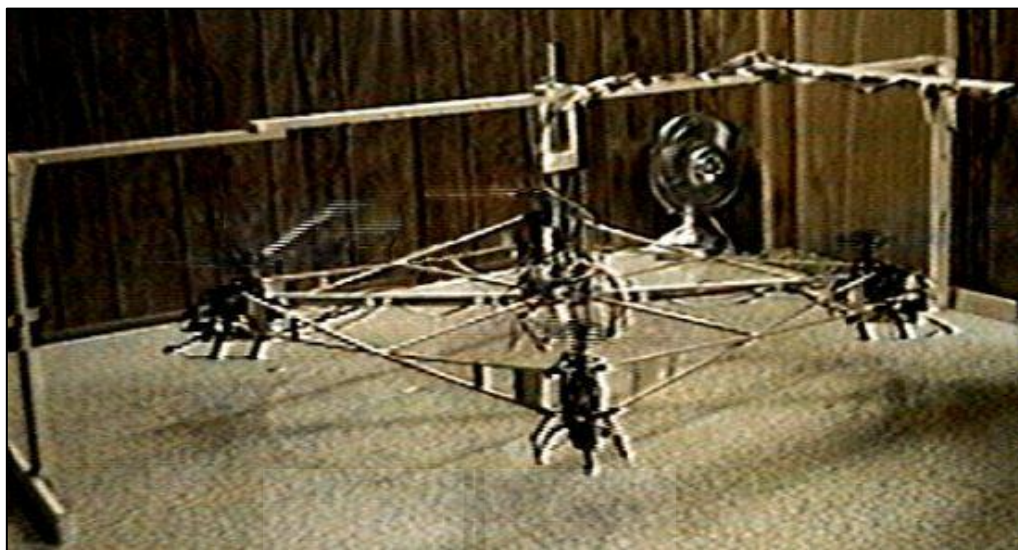
หลังจากที่ Boeing ประสบความสำเร็จกับโครงการ V-22 Osprey ซึ่งเป็นอากาศยานแบบสองใบพัด ก็ได้เริ่มโครงการพัฒนาอากาศยานแบบสี่ใบพัดแบบปรับมุมได้ ดังรูปที่ 2.7 ซึ่งอยู่ในระหว่างการออกแบบและทดสอบแบบจำลองอุโมงค์ลม



รูปที่ 2.7 แสดงอากาศยานแบบสองใบพัด V-22 Osprey

2.2.2 เฮลิคอปเตอร์สี่ใบพัดขนาดเล็ก

เฮลิคอปเตอร์แบบสี่ใบพัดขนาดเล็กได้ถูกพัฒนาสำหรับเป็นอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็ก (Unmanned Aerial Vehicle, UAV) แบบขึ้นลงในแนวดิ่ง เพื่อใช้ในกิจการต่างๆ ในปี ค.ศ. 1992 ได้มีการพัฒนาอากาศยานชื่อว่า “Hover bot” ดังรูปที่ 2.8 การรักษาการทรงตัวทำได้โดยใช้เซนเซอร์แบบตัวต้านทานปรับค่าได้ที่แกนกลางเป็นตัวบอกระดับ แล้วปรับมุมพิทช์ที่ใบพัดแต่ละแกนเพื่อควบคุมระดับความเอียง



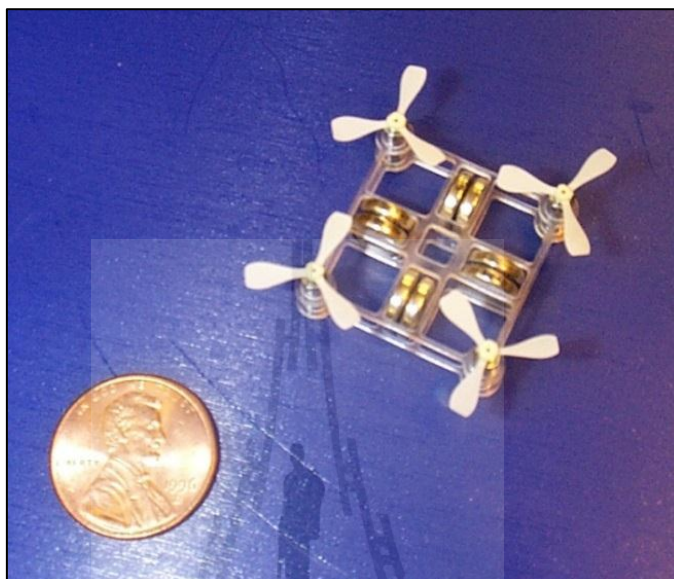
รูปที่ 2.8 แสดงอากาศยานแบบสี่ขาพัฒนาขนาดเล็กชื่อว่า “Hover bot”

ช่วงกลางทศวรรษที่ 90 ได้มีการสร้างอากาศยานสี่ขาพัฒนาเล็กเชิงพาณิชย์เพื่องานอดิเรกโดยใช้เซนเซอร์'ไจโรแบบ โครงสร้างจักรกลไฟฟ้าขนาดเล็ก หรือเรียกว่า MEMs (Micro Electro Mechanical structure) ชื่อว่า “Roswell flyer” และ HMX-4 ต่อมากลายเป็น “Dragon flyer” มีโครงสร้างขนาดเล็ก น้ำหนักเบา บรรทุกน้ำหนักได้ไม่มาก ราคาถูกดังรูปที่ 2.9



รูปที่ 2.9 แสดงอากาศยานแบบสี่ขาพัฒนาขนาดเล็กชื่อว่า “Dragon flyer”

ช่วงปลายทศวรรษที่ 90 มหาวิทยาลัย Stanford ได้พัฒนาอากาศยานสี่ใบพัดขนาดเล็กในเชิงวิจัยชื่อว่า “Mesicopter” มีลักษณะใบพัดอยู่ด้านล่าง มวลส่วนใหญ่อยู่ด้านบน ซึ่งตรงข้ามกับอากาศยานสี่ใบพัดในปัจจุบัน ดังรูปที่ 2.10



รูปที่ 2.10 แสดงอากาศยานแบบสี่ใบพัดขนาดเล็กชื่อว่า “Mesicopter”

ช่วงปี ค.ศ. 2000 เป็นต้นมา อากาศยานแบบสี่ใบพัดได้กลายเป็นของเล่นและเป็นเครื่องมือสำหรับงานวิจัย นักบินต้องควบคุมเครื่องร่วมกับใจโร ต่อมา Dragonfly ได้กลายเป็นส่วนหนึ่งในงานวิจัยทั่วโลก นักวิจัยใช้ลำตัวและมอเตอร์เป็นอุปกรณ์หลัก เพื่อพัฒนาระบบควบคุมอัตโนมัติ

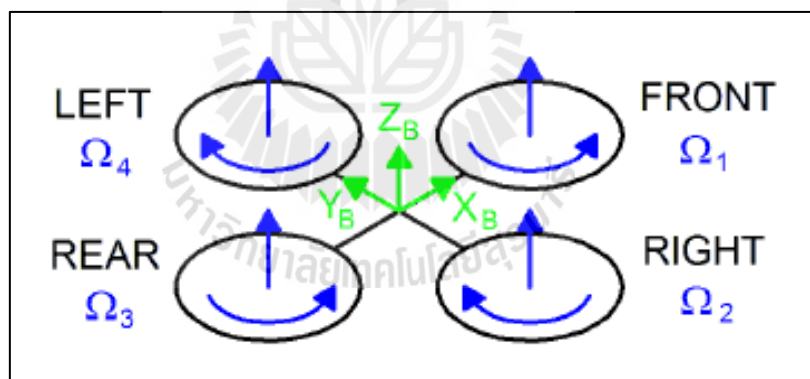
2.3 หลักการทำงานของอากาศยานแบบสี่ใบพัด

การควบคุมการเคลื่อนที่ของอากาศยานแบบสี่ใบพัด จะควบคุมโดยการกำหนดให้ความเร็วรอบของใบพัดอากาศยานทั้งสี่ใบมีความเร็วในรูปแบบต่าง ๆ กัน ซึ่งอุปกรณ์ที่ทำการควบคุมความเร็วรอบของใบพัดอากาศยานนั้น ทุกวันนี้จะใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์ (Micro Controller) ซึ่งในปัจจุบันนี้มีบอร์ดสำเร็จรูปที่ได้รับการออกแบบและสร้างขึ้นสำหรับควบคุมการเคลื่อนที่ของอากาศยานแบบสี่ใบพัดโดยเฉพาะ ซึ่งนอกจากไมโครคอนโทรลเลอร์แล้ว บนแผงวงจรยังจะมีอุปกรณ์ที่ตรวจจับต่าง ๆ ที่จำเป็นในการควบคุมอากาศยานอีก เช่น อุปกรณ์วัดความเร่ง (Accelerometer) อุปกรณ์วัดมุมเอียง (Gyroscopic Sensor) อุปกรณ์หาตำแหน่ง (GPS) และอุปกรณ์

อื่น ๆ ทั้งนี้ ทำให้การควบคุมอากาศยานแบบนี้สามารถทำได้ง่ายมากขึ้น สำหรับลักษณะการควบคุมอากาศยานแบบปีกหมุนนั้น เพื่อให้ได้การเคลื่อนที่ตามที่ต้องการ จะประกอบด้วย การเคลื่อนที่หลัก ๆ ดังนี้

2.3.1 การลอยตัวอยู่กับที่ (Hovering)

ทำได้โดยควบคุมให้ความเร็วใบพัดทั้งสี่ตัวมีความเร็วที่เท่ากันเพื่อสร้างโมเมนต์บิดที่เกิดจากด้านหนึ่งหักล้างกับโมเมนต์บิดที่เกิดขึ้นจากอีกด้านหนึ่ง ตามที่แสดงในรูปที่ 2.11 โดยกำหนดแกน X ชี้ไปในทิศทางด้านหน้าของอากาศยาน แกน Z อยู่ในทิศทางที่ชี้ขึ้นด้านบน และแกน Y เป็นไปตามกฎมือขวา สำหรับชื่อของใบพัดทั้งสี่ก็จะเป็น ใบพัดหน้า (Front Rotor) ใบพัดหลัง (Rear Rotor) ใบพัดขวา (Right Rotor) ใบพัดซ้าย (Left Rotor) เพื่อให้อากาศยานลอยหยุดอยู่นิ่งได้ อุปกรณ์ควบคุมจะทำการควบคุมใบพัดที่อยู่ในแนวเส้นทแยงมุมกันหมุนไปในทิศทางเดียวกันด้วยความเร็วเท่ากัน โดยใบพัดทั้งสี่จะมีความเร็วรอบเท่ากัน ด้วย Hove speed Ω_H นั่นคือ $\Omega_1 = \Omega_2 = \Omega_3 = \Omega_4 = \Omega_H$ การหมุนของใบพัดเช่นนี้จะทำให้โมเมนต์รอบแกน Z ของอากาศยานหักล้างกันไปหมด ทำให้อากาศยานหยุดนิ่ง ไม่มีการหมุนรอบแกนใดๆ แรงถ่วงเมื่อแรงยกที่เกิดจากใบพัดทั้งสี่เท่ากับน้ำหนักของอากาศยาน ก็จะทำให้อากาศยานลอยนิ่งได้

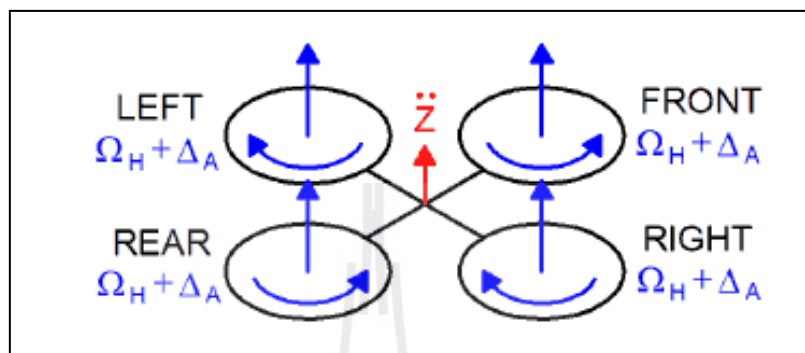


รูปที่ 2.11 แสดงการลอยตัวอยู่กับที่ของอากาศยานแบบสี่ใบพัด (Hovering)

2.3.2 การทำให้อากาศยานสามารถบินขึ้น-ลง (Throttle)

จากการที่อากาศยานหยุดนิ่งในอากาศได้ เนื่องจากแรงยกเท่ากับน้ำหนักและความเร็วรอบของใบพัดทั้งสี่เท่ากันที่ Ω_H การที่จะให้อากาศยานยกตัวขึ้น จะสามารถเพิ่มความเร็วรอบให้มากกว่า Ω_H ตามที่แสดงในรูปที่ 2.12 โดยเพิ่มความเร็วรอบของใบพัดทั้งสี่ให้เป็น $\Omega_H + \Delta_A$ เท่ากันทั้งหมดการกระทำเช่นนี้จะทำให้โมเมนต์รอบแกน Z ยังคงเท่ากับศูนย์แต่แรงในแกน Z จะมากขึ้น ทำให้แรงยกมากกว่าน้ำหนัก ก็จะทำให้อากาศยานยกตัวขึ้นต่อเนื่องด้วยความเร็ว

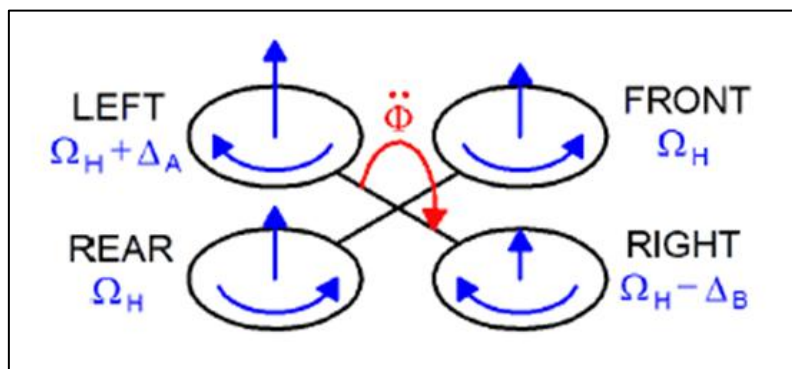
เท่ากับ Z ตามที่แสดงในรูปส่วนในกรณีเราต้องการจะลดระดับความสูง ก็จะทำในลักษณะเดียวกัน เพียงแต่ให้ค่าความเร็วรอบต่ำลงเป็น $\Omega_H + \Delta_A$ ก็จะทำให้แรงยกมีค่าน้อยกว่าน้ำหนัก อากาศยานจะค่อย ๆ เคลื่อนตัวต่ำลงด้วยอัตราเร่ง Z ด้วยวิธีการนี้ เราสามารถที่จะควบคุมการบินขึ้นและลงของอากาศยานได้



รูปที่ 2.12 แสดงการบินขึ้นของอากาศยานแบบสี่ใบพัด (Throttle)

2.3.3 การเอียงตัวซ้าย-ขวา (Roll)

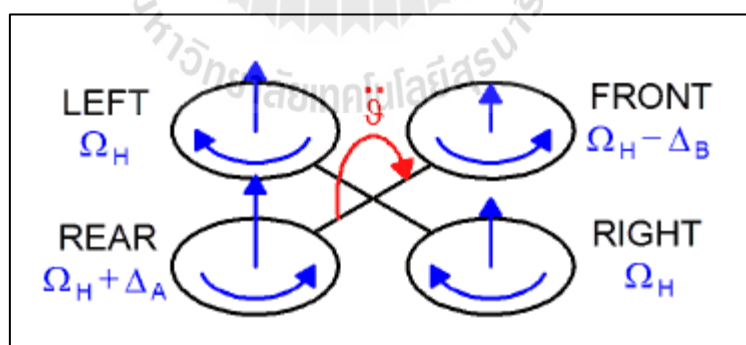
หากเราต้องการให้อากาศยานหมุนรอบแกน X หรือเรียกว่าการเอียงตัวซ้าย-ขวา สิ่งที่เราต้องทำคือทำให้แรงบิดรอบแกน X ไม่เป็นศูนย์ เหมือนกับการลอยตัว เพื่อจะได้แรงตามวัตถุประสงคนี้ เราจะต้องควบคุมใบพัดหน้าและใบพัดหลัง มีความเร็วเท่าเดิม แต่ความเร็วใบพัดซ้ายใบพัดขวาจะเปลี่ยนไป ยกตัวอย่างเช่นเราต้องการให้อากาศยานหมุนตัวเป็นมุมบวกรอบแกน X เราก็จะกำหนดให้ใบพัดซ้ายหมุนเร็วขึ้นให้มีความเร็วเป็น $\Omega_H + \Delta_A$ เพื่อเพิ่มแรงยกด้านซ้าย ในขณะที่ลดความเร็วใบพัดขวาลงให้เป็น $\Omega_H - \Delta_B$ แรงที่มากขึ้นทางด้านซ้ายและลดลงด้านขวา จะทำให้อากาศยานเริ่มหมุนรอบแกน X หมุนตามต้องการ ด้วยความเร่งเชิงมุมเท่ากับ $\ddot{\Phi}$ โดยการเพิ่มความเร็วทางใบซ้ายด้วยปริมาณ Δ_A และลดความเร็วทางใบพัดขวาด้วยปริมาณ Δ_B นั้นไม่จำเป็นต้องเป็นอัตราเดียวกัน ทั้งนี้ขึ้นกับอัตราเร่งในการหมุนตัวที่เราต้องการ ดังรูป 2.13



รูปที่ 2.13 แสดงการเอียงตัวทางขวาของอากาศยานแบบสี่ใบพัด (Roll)

2.3.4 การควบคุมอากาศยานเงยหรือก้ม (Pitch)

การควบคุมนี้จะคล้ายกับการหมุนรอบแกน X หรือ Roll เพียงแต่เราเปลี่ยนแกนการหมุนให้เป็นแกน Y ตามที่แสดงในรูป 2.14 โดยถ้าหากเราต้องการจะก้มหน้าอากาศยานเราจะกำหนดใบพัดซ้ายและขวาให้มีความเร็วรอบเท่ากันและลดความเร็วรอบของใบพัดหน้าลงให้เป็น $\Omega_H - \Delta_B$ และเพิ่มความเร็วของใบพัดหลังให้เป็น $\Omega_H + \Delta_A$ แรงที่เกิดจากความแตกต่างของแรงยกที่ใบพัดหน้าและหลัง จะทำให้เกิดโมเมนต์รอบแกน Y ขึ้น ทำให้อากาศยานเริ่มหมุนตัวรอบแกน Y ด้วยความเร่ง $\ddot{\theta}$ เพื่อเข้าสู่สมดุลใหม่



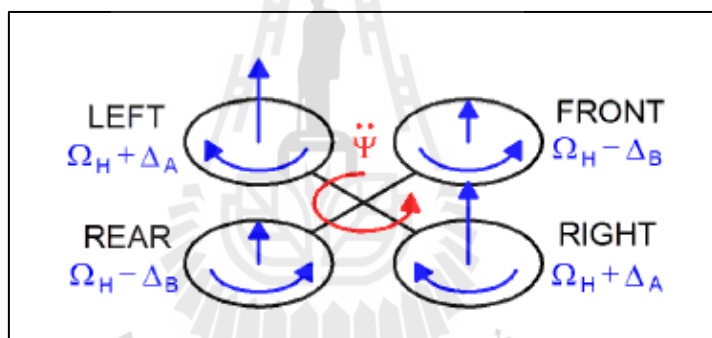
รูปที่ 2.14 แสดงการก้มของอากาศยานแบบสี่ใบพัด (Pitch)

เพื่อเข้าใจการเคลื่อนที่ของอากาศยานปีกหมุนได้ดีขึ้น ในขณะที่อากาศยานอยู่ในลักษณะก้มหน้าลง แรงยกที่ได้จากใบพัดนั้นจะไม่อยู่ในแนวตั้งอีกต่อไป แต่จะอยู่ในแนวที่ทำมุมเอียงเล็กน้อยกับแนวตั้ง ทำให้แรงจากใบพัดแตกออกได้สองแนวคือ แนวตั้ง และในแนวระดับ

ซึ่งแรงในแนวนอนนี้จะทำหน้าที่ขับเคลื่อนอากาศยานไปข้างหน้า ในขณะที่แรงในแนวตั้งจะทำหน้าที่สมดุลกับน้ำหนัก เพื่อให้อากาศยานลอยตัวในระดับความสูงที่คงที่ จะเป็นการแสดงการเคลื่อนที่ของอากาศยานไปข้างหน้า จะเห็นว่าในขณะที่เคลื่อนที่ไปข้างหน้านั้น อากาศยานจะอยู่ในลักษณะก้มลง คือใบพัดหลังจะสูงกว่าใบพัดหน้าเล็กน้อย ซึ่งจะทำให้แรงที่ได้จากใบพัดสร้างทั้งแรงยก เพื่อให้อากาศยานลอยตัวอยู่ได้และแรงผลัก เพื่อให้อากาศยานเคลื่อนที่ไปข้างหน้าพร้อมๆกัน

2.3.5 การหมุนตัว (Yaw)

เป็นการกำหนดให้อากาศยานหมุนตัวรอบแกน Z ของอากาศยาน ซึ่งสามารถทำได้โดยการกำหนดให้ความเร็วใบพัดหน้าเท่ากับใบพัดหลังและมีความเร็วต่ำกว่าใบพัดซ้ายและใบพัดขวา เพื่อให้แรงบิดทางด้านซ้ายหรือขวามากกว่าด้านหน้าหรือด้านหลัง จึงทำให้เครื่องบินหมุนตัวรอบแกน Z ด้วยความเร็วเชิงมุมเท่ากับ $\ddot{\psi}$ ตามที่แสดงในรูปที่ 2.15 การควบคุมนี้จะทำให้อากาศยานหมุนตัวกลับหน้าหลังได้

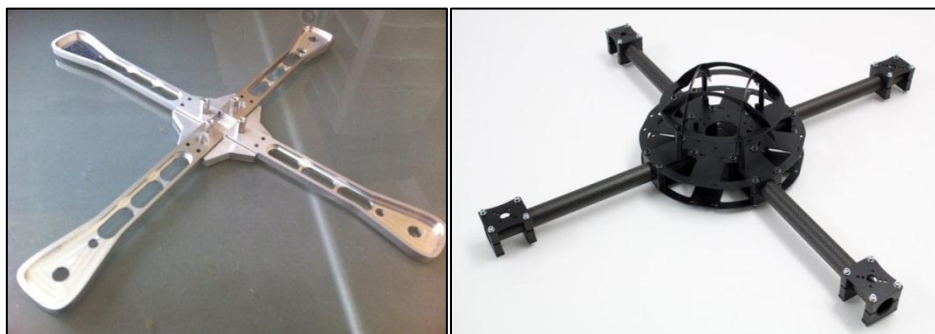


รูปที่ 2.15 แสดงการหมุนตัวทางซ้ายของอากาศยานแบบสี่ใบพัด (Yaw)

2.4 ส่วนประกอบของอากาศยานแบบสี่ใบพัด

2.4.1 ตัวลำ (Frame)

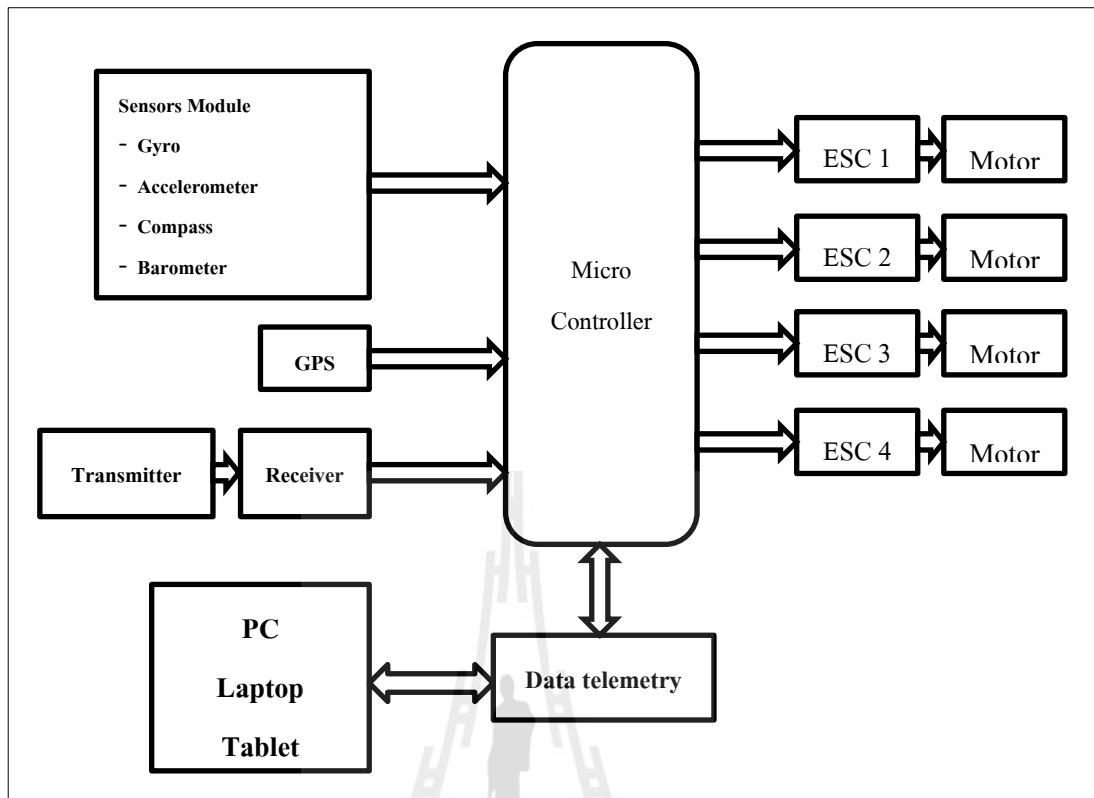
ตัวลำของอากาศยานแบบสี่ใบพัดคือ โครงสร้างหลักของตัวอากาศยานที่มีหน้าที่รับน้ำหนักของอุปกรณ์ต่าง ๆ สามารถออกแบบได้หลายรูปแบบแต่เน้นความแข็งแรง ด้วยเหตุนี้เอง ตัวลำของอากาศยานต้องทำด้วยวัสดุที่มีความแข็งแรง เพื่อให้สามารถทนต่อแรงยกและรับแรงบิดของมอเตอร์ได้ดีโดยไม่มีการบิดตัว และสามารถรับแรงสั่นสะเทือนจากมอเตอร์ได้ดี นอกจากตัวลำจะมีความแข็งแรงแล้ว วัสดุที่เลือกใช้จะต้องเป็นวัสดุที่มีน้ำหนักเบา เช่น อลูมิเนียม, คาร์บอนไฟเบอร์ หรือ แผ่น G10 ดังรูปที่ 2.16 เพื่อลดน้ำหนักของตัวอากาศยานและใช้พลังงานในการยกน้อยที่สุด



รูปที่ 2.16 แสดงตัวลำของอากาศยานแบบสี่ใบพัด

2.4.2 ชุดควบคุมการบิน (Flight Controller)

ชุดควบคุมการบินถือว่าเป็นหัวใจหลักของอากาศยานสี่ใบพัด ทำหน้าที่ควบคุมเสถียรภาพในการบินทั้งหมด ได้แก่ ควบคุมระดับความเอียง (Attitude Control) ควบคุมความสูง (Altitude Control) ควบคุมตำแหน่ง (Position Control) ควบคุมทิศทาง (Heading Control) และนำทางการบิน (Navigation) นอกจากนี้จะควบคุมการบินแล้ว ชุดควบคุมยังรับคำสั่งการบินจากนักบินผ่านทางวิทยุบังคับทางไกลอีกด้วย ชุดควบคุมการบินใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์ขนาดเล็กเป็นส่วนประมวลผลการควบคุมทั้งหมด โดยจะรับสัญญาณจากเซ็นเซอร์หลายแบบเพื่อใช้ในการควบคุมการบินแบบต่าง ๆ ดังรูป 2.17



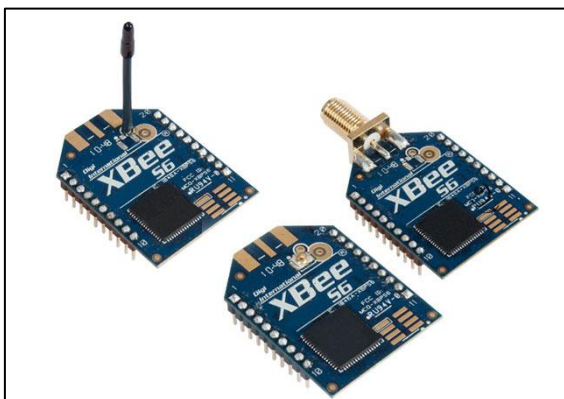
รูปที่ 2.17 แสดงระบบควบคุมของอากาศยานแบบสี่ใบพัด

2.4.3 ชุดรับ-ส่งสัญญาณ (Signal transmit – Receive system)

ชุดรับ-ส่งสัญญาณทำหน้าที่รับส่งสัญญาณควบคุมจากนักบินและทำหน้าที่ส่งข้อมูลการบินทั้งหมดกลับมายังฐานบนพื้นดิน (Ground Station)



รูปที่ 2.18 แสดงชุดรับ-ส่งสัญญาณควบคุมการบิน



รูปที่ 2.19 แสดงชุดรับ-ส่งข้อมูลการบิน

2.4.4 ส่วนสร้างแรงยก

เป็นส่วนสร้างแรงยกให้กับอากาศยานแบบสี่ใบพัด ประกอบด้วย มอเตอร์ ซึ่งโดยทั่วไปจะเป็นแบบใช้ไฟฟ้ากระแสตรงชนิดไร้แปรงถ่าน (Brushless DC Motor) ต้องใช้งานร่วมกับชุดควบคุมความเร็วรอบแบบอิเล็กทรอนิกส์ (Electronic Speed Controller, ESC) และใบพัดเป็นตัวสร้างแรงยก ใบพัดที่ใช้ส่วนมากจะเป็นแบบที่ให้กำลังขับมากในรอบต่ำ และเป็นใบพัดแบบหมุนกลับทิศทางการหมุนเพื่อสร้างความสมดุลแรงบิดของใบพัดทั้งหมด นอกจากนี้ส่วนสร้างแรงยกยังทำหน้าที่สร้างแรงในการควบคุมทิศทางการบินของอากาศยานอีกด้วย ส่วนรายละเอียดต่าง ๆ จะกล่าวในหัวข้อต่อไป

2.4.5 แบตเตอรี่ (Battery)

เป็นส่วนเก็บพลังงานสำรองสำหรับการบิน แบตเตอรี่ที่ใช้เป็นชนิดที่มีน้ำหนักเบาและมีความสามารถจ่ายพลังงานสูงได้อย่างต่อเนื่อง (มีค่ากำลังวัตต์ต่อน้ำหนักสูง) ระยะเวลาในการบินจะขึ้นอยู่กับค่าความจุของแบตเตอรี่ แบตเตอรี่ที่นิยมใช้กันในปัจจุบันนั้นมีอยู่ด้วยกันหลายแบบ ในที่นี้จะกล่าวถึงเพียงสองแบบใหญ่ ๆ คือ

1. แบตเตอรี่แบบ NiMH (Nickel Metal Hydride)

สำหรับอากาศยานขนาดเล็กแบบ FP นั้น บางรุ่นก็จะใช้แบตเตอรี่แบบ NiMH (Nickel Metal Hydride) แบตเตอรี่แบบนี้ใช้งานง่ายและการดูแลรักษาก็ไม่ยุ่งยากนัก ในปัจจุบันแบตเตอรี่แบบนี้เป็นที่นิยมใช้กันมากกว่าแบตเตอรี่แบบ NiCd (Nickel Cadmium) แต่ที่ใช้กันมากเนื่องจากมีความจุมากกว่าถึง 2-3 เท่า นอกจากนี้ NiCd ยังมีสารที่เป็นพิษต่อสิ่งแวดล้อมอีกด้วย ความจุของแบตเตอรี่นิยมนอกในรูปของค่าประจุที่แบตเตอรี่จ่ายได้เช่น 1000 mAh จากสมการความสัมพันธ์ระหว่างกระแสไฟฟ้า (I) และประจุไฟฟ้า (Q)

$$Q = It \quad (2.1)$$

โดยที่ Q คือ ประจุไฟฟ้า มีหน่วยเป็น คูลอมบ์

I คือ กระแสไฟฟ้า มีหน่วยเป็น แอมป์

t คือ เวลา มีหน่วยเป็น วินาที

เมื่อ t เป็นเวลาจะพบว่าในเวลา t ชั่วโมง แบตเตอรี่จ่ายกระแสออกมาอย่างต่อเนื่องได้ 1000 mA หรือ 1 A คิดเป็นประจุไฟฟ้า $Q = 1 \times 60 \times 60 = 3600$ C พลังงานไฟฟ้าที่เกิดขึ้นจากปฏิกิริยาเคมีที่ขั้วบวกและขั้วลบซึ่งเป็นปฏิกิริยาระหว่างโลหะกับน้ำเกิดเป็น Metal Hydride และปฏิกิริยาระหว่างนิกเกิลไฮดรอกไซด์กับน้ำ โดยทั่วไปแล้วแบตเตอรี่แบบนี้หนึ่งเซลล์จะมีความต่างศักย์ประมาณ 1.2 V ตามที่ระบุไว้ข้างเซลล์ เมื่อทำการชาร์จเต็มที่จะให้ความต่างศักย์เฉลี่ยประมาณ 1.25 V เมื่อนำมาใช้กับอากาศยานบังคับจะต้องนำมาต่อเข้าด้วยกันแบบอนุกรมเพื่อเพิ่มความต่างศักย์เป็น 9-12 V สำหรับอากาศยานบังคับขนาดเล็ก ถ้าอากาศยานมีขนาดใหญ่กว่านี้แบตเตอรี่แบบ NiMH จะไม่สามารถจ่ายพลังงานได้เพียงพอกับน้ำหนักแบตเตอรี่ที่เพิ่มขึ้นมา ตัวอย่างของแบตเตอรี่แบบนี้แสดงอยู่ในรูปที่ 2.20 ปัจจุบันนี้แม้แต่ในเฮลิคอปเตอร์บังคับแบบของเล่นราคาถูกก็ใช้แบตเตอรี่แบบ LiPo กันเป็นส่วนใหญ่เนื่องจากให้พลังงานสูงกว่าและมีน้ำหนักเบา ดังนั้น ในที่นี้เราจะเน้นไปที่แบตเตอรี่แบบ LiPo



รูปที่ 2.20 แสดงแบตเตอรี่แบบ NiMH ขนาดต่างๆ

2. แบตเตอรี่แบบ LiPo (Lithium Polymer)

เทคโนโลยีใหม่ที่ทำให้อากาศยานบังคับที่ใช้พลังงานไฟฟ้าได้รับความนิยมมากในปัจจุบันคือแบตเตอรี่แบบ LiPo (Lithium Polymer) แบตเตอรี่แบบนี้มีข้อได้เปรียบกว่าแบบ NiMH หลายอย่างเช่น มีน้ำหนักเบาให้พลังงานสูง ความจุสูงและประสิทธิภาพสูงกว่ามาก นอกจากนี้ แบตเตอรี่แบบ LiPo ยังมีอัตราการคายประจุสูงมากทำให้มอเตอร์ได้รับพลังงานเพียงพอกับกำลังที่ต้องการ ส่วนข้อเสียของแบตเตอรี่แบบนี้ก็คือ มีราคาสูงถ้าดูแลกรักษาไม่ดี แบตเตอรี่แบบนี้จะชาร์จได้เพียง 300-400 ครั้งเท่านั้น สารประกอบที่อยู่ภายในแบตเตอรี่แบบ LiPo ติดไฟง่ายจึงอาจเกิดการระเบิดได้ถ้าไม่ชาร์จหรือจัดเก็บอย่างถูกวิธี รวมทั้งถ้าติดตั้งไว้ในตำแหน่งที่ไม่ปลอดภัยจะทำให้เกิดการระเบิดได้เมื่อเกิดการกระแทก ดังนั้นการใช้แบตเตอรี่แบบนี้จึงต้องมีข้อควรระวังที่ต้องปฏิบัติตามอย่างเคร่งครัด

แบตเตอรี่ LiPo คือ แบตเตอรี่ LiPo Hybrid โดยทั่วไปเซลล์ของแบตเตอรี่แบบนี้จะห่อหุ้มด้วยแผ่นพอลิเมอร์ แต่ละเซลล์จะให้ความต่างศักย์ 3.7 V ในการใช้งานกับอากาศยานขนาดเล็กไปจนถึงขนาดกลาง จำนวนเซลล์ที่มาต่ออนุกรมกันจะมีประมาณ 1-4 เซลล์ โดยจะระบุไว้ที่ข้างแบตเตอรี่ว่า 1S 2S 3S หรือ 4S ซึ่งบอกว่ามีกี่เซลล์ต่อกันแบบอนุกรม (S-series) บางแบบก็จะมีการต่อเซลล์แบบขนานด้วยเพื่อเพิ่มปริมาณกระแส (หรือเพิ่มความจุ) ที่จ่ายออกมาซึ่งในกรณีนี้ก็จะระบุ ตัว P (Parallel) เพิ่มขึ้นมาเช่น 3S2P ก็หมายความว่ามีความถี่สองชุดต่อขนานกัน โดยที่แต่ละชุดมีสามเซลล์ต่ออนุกรมกันอยู่ซึ่งโดยรวมแล้วจะให้ความต่างศักย์ $3.7 \times 3 = 11.1V$ และมีความจุเท่ากับความจุของแต่ละชุดรวมกัน รูปที่ 2.21 แสดงตัวอย่างของแบตเตอรี่แบบ LiPo ขนาดต่าง ๆ



รูปที่ 2.21 แสดงแบตเตอรี่แบบ LiPo ขนาดต่าง ๆ

เรื่องความจุและอัตราการคายประจุของแบตเตอรี่ LiPo เช่นเดียวกับแบตเตอรี่ NiMH ความจุของแบตเตอรี่แบบนี้จะระบุด้วยค่า mAh ซึ่งย่อมาจาก mili-ampere hours หมายถึงความจุต่อชั่วโมงที่สามารถจ่ายได้จนแบตเตอรี่หมด และมีความหมายเช่นเดียวกันกับปริมาณที่สำคัญอีกอย่างคืออัตราการคายประจุหรือบางครั้งเรียกว่าค่า C-rating (C: capacity) ค่านี้จะปรากฏอยู่บนแบตเตอรี่แต่ละก้อน ตัวอย่างเช่น แบตเตอรี่ก้อนหนึ่งจะระบุว่า 3S 11.1 V 25 C 2000 mAh หมายความว่า แบตเตอรี่ก้อนนี้ประกอบด้วย 3 เซลล์ต่ออนุกรมกันมีความต่างศักย์รวม 11.1 V และคายประจุได้สูงสุดถึง 25 เท่าของค่าความจุที่กำหนด นั่นคือ $25 \times 2000 \text{ mAh} = 50A$ ในเวลาหนึ่งชั่วโมง เราสามารถคำนวณเวลาที่แบตเตอรี่สามารถจ่ายกระแสได้โดยนำค่าความจุมาหาร 60 นาที ในหนึ่งชั่วโมง จะได้ $2000 / 60 = 33.3 \text{ mAh/min}$ จากนั้นคูณด้วย C-rating ได้ $33.3 \times 25 = 833 \text{ mAh/min}$ ซึ่งคิดเป็นเวลา $2000 / 833 = 2.4$ นาที นั่นคือถ้าดึงกระแสออกมาด้วยอัตราสูงสุด 25 C จะใช้งานแบตเตอรี่นี้ได้เพียง 2.4 นาทีเท่านั้น แต่โดยทั่วไปแล้ว ในการบินปกติที่ไม่ใช่การบินผาดโผนแบบหนัก ๆ จะไม่ได้ดึงกระแสจากแบตเตอรี่ด้วยอัตราสูงสุดทำให้เวลาในการบินยาวกว่าที่คำนวณไว้ข้างต้น การคำนวณนี้โดยทั่วไปสามารถคิดได้ว่า เวลาที่แบตเตอรี่จะคายประจุหมดด้วยอัตราสูงสุดนั้นมีค่าเท่ากับ $60/C\text{-rating}$ นาที ในกรณีนี้คือ $60 / 25 = 2.4$ นาที เป็นต้น

ในการเลือกแบตเตอรี่มาใช้งานนั้นควรเลือกซื้อแบตเตอรี่ที่มีค่า C สูง ๆ การใช้แบตเตอรี่ที่มีค่า C ต่ำเกินไปจะทำให้มอเตอร์และตัวควบคุมความเร็วรอบแบบอิเล็กทรอนิกส์ (Electronic Speed Controller: ESC) เสียหายได้ บางครั้งค่า C-rating ที่กำหนดมาให้จะระบุทั้งค่าต่อเนื่องและค่าการระเบิดพลังงานออกมาในช่วงเวลาสั้นๆ (burst) เช่น 20C Continuous/40C Bursts หมายความว่าในการใช้งานปกติสามารถจ่ายกระแสได้ต่อเนื่องที่อัตราสูงสุด 20 C แต่ถ้าในการบินที่รุนแรงซึ่งมอเตอร์ต้องการกำลังมากในเวลาอันสั้น แบตเตอรี่นี้จะจ่ายกระแสได้เต็มที่ 40 เท่าของค่าความจุในเวลาอันรวดเร็ว (โดยปกติจะอยู่ที่ 10 วินาที) นอกจากเรื่องของปริมาณและอัตราการจ่ายกระแสแล้ว การใช้แบตเตอรี่ที่มีค่า C ต่ำเกินไปจะทำให้แบตเตอรี่ร้อนมากการเปลี่ยนไปใช้แบตเตอรี่ที่มีค่า C สูงขึ้นจะทำให้แบตเตอรี่เย็นกว่าในขณะที่ใช้งานทำให้อายุการใช้งานของแบตเตอรี่ยาวนานขึ้น

มีข้อควรระวังอีกข้อคือในการคายประจุของแบตเตอรี่ LiPo นั้นจะต้องไม่ใช้งานแบตเตอรี่จนเหลือความต่างศักย์ในแต่ละเซลล์ไม่ถึง 3 V เนื่องจากจะทำให้แบตเตอรี่ร้อนมากและมีอายุการใช้งานไม่นาน คำแนะนำโดยทั่วไปในการยืดอายุการใช้งานแบตเตอรี่ LiPo คือไม่ควรใช้งานเกิน 80% ของค่าความจุของแบตเตอรี่ เช่นแบตเตอรี่ที่มีความจุ 2500 mAh ไม่ควรถูกใช้งานเกิน $2500 \times 0.8 = 2000 \text{ mAh}$ และเมื่อแบตเตอรี่มีอายุการใช้งานที่นานขึ้นค่าความจุจะลดลงไปตามเวลาที่ใช้อีกด้วย หลังจากชาร์จเต็มที่แล้ว แบตเตอรี่ LiPo จะมีความต่างศักย์ 4.2 V ต่อเซลล์

ถ้ายังชาร์จต่อไปอีกอาจทำให้เกิดระเบิดและไฟไหม้ได้ ดังนั้นจึงต้องหยุดชาร์จทันทีหรือใช้เครื่องชาร์จที่ตัดกระแสไฟฟ้าที่ชาร์จเข้าไปทันทีที่ความต่างศักย์ของเซลล์มีค่า 4.2 V

สรุปหลักการใช้งานแบตเตอรี่ LiPo เพื่อความปลอดภัย ดังนี้

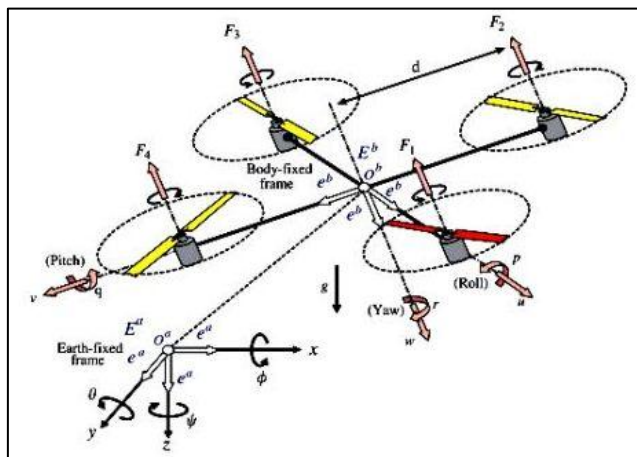
- ชาร์จแบตเตอรี่ในบริเวณที่ไม่ติดไฟหรือมีผนังกันไฟไหม้ได้
- หลังจากใช้งานแล้วควรรออย่างน้อย 15-30 นาทีเพื่อให้แบตเตอรี่เย็นลงก่อนที่จะนำไปชาร์จ
- อย่าชาร์จแบตเตอรี่ทิ้งไว้โดยไม่มีคนดูแล
- อย่าแกะหีบห่อบรรจุแบตเตอรี่ออกจากกัน ถ้าชำรุดหรือมีรูรั่วให้นำไปวางไว้ให้ห่างไกลจากผู้คนและทรัพย์สิน เพื่อความปลอดภัย เพราะอาจเกิดการระเบิดได้ จากนั้นให้นำไปกำจัดให้ถูกวิธีต่อไป
- หากอากาศยานตก ให้รีบตรวจสอบความเสียหายของแบตเตอรี่แล้วถอดออกไปไว้กลางแจ้งให้ห่างไกลจากผู้คน เพื่อป้องกันการระเบิดที่อาจจะเกิดขึ้นตามมา จากนั้นให้นำไปกำจัดให้ถูกวิธีต่อไป
- อย่าชาร์จแบตเตอรี่ด้วยเครื่องชาร์จที่ไม่ได้มาตรฐาน และอย่าชาร์จเกินเวลาที่กำหนด ในกรณีที่ใช้เครื่องชาร์จที่ไม่ตัดไฟหลังจากชาร์จเต็มแล้ว
- ประการสุดท้าย เมื่อแบตเตอรี่หมดอายุ ต้องทิ้งให้เป็นที่ อย่าทิ้งปนกับขยะอื่นๆ ถ้าจำเป็นต้องทิ้งให้ทำตามขั้นตอนการการทำลายแบตเตอรี่ LiPo ควรนำไปทิ้งในที่สำหรับทิ้งแบตเตอรี่โดยเฉพาะเท่านั้น

2.5 ชุดควบคุมการบิน

ชุดควบคุมการบินทำหน้าที่ควบคุมเสถียรภาพทางการบินของอากาศยานประกอบด้วย ไมโครคอนโทรลเลอร์เป็นส่วนประมวลผลและควบคุมการบิน และเซ็นเซอร์ต่าง ๆ (Sensor) เป็นส่วนวัดสภาพการบิน ดังรูป 2.17 ซึ่งการควบคุมแบ่งออกเป็น

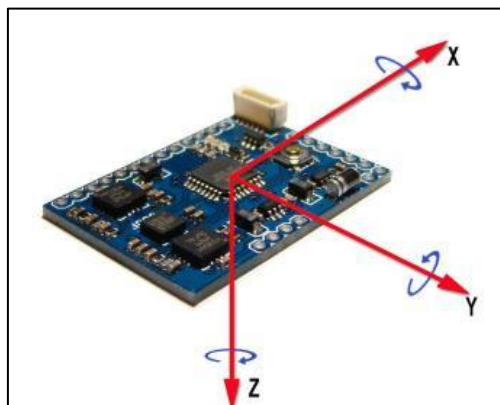
2.5.1 การควบคุมระดับมุมเอียง (Attitude Control)

การควบคุมความเอียงเป็นการควบคุมมุมเอียง (Orientation) ในแนวแกนต่าง ๆ (Angle Control) ได้แก่ Roll Pitch และ Yaw (หรือ X, Y, Z) ถือเป็นการควบคุมพื้นฐานที่ทำให้อากาศยานบินได้อย่างมีเสถียรภาพ ดังรูปที่ 2.22



รูปที่ 2.22 แรงต่างๆที่กระทำบนอากาศยานแบบสี่ใบพัด

เซนเซอร์พื้นฐานที่ใช้สำหรับการควบคุมมุมเอียงได้แก่ ไจโรสโคป (Gyroscope) ในกรณีที่ต้องการควบคุมระดับ Roll กับ Pitch (Level Control) หรือแกน X กับ Y นั้นต้องใช้ ไจโรสโคป ร่วมกับเซนเซอร์วัดความเร็ว (Accelerometer) เพื่อชดเชยข้อผิดพลาดของเซนเซอร์ทั้งสอง การประมาณค่ามุมทำได้โดยใช้เทคนิคทางคณิตศาสตร์ เช่น Kalman Filter Complementary Filter เป็นต้น หลังจากประมาณค่ามุมต่างๆได้แล้ว จึงควบคุมมุมต่างๆด้วยเทคนิคการควบคุม เช่น PID (Proportion Integral Derivative Control) การควบคุมแบบฟัซซี่ (Fuzzy Logic Control) เป็นต้น ส่วนการควบคุมทิศทางในแนวแกน Yaw หรือแกน Z ใช้ร่วมกับเซนเซอร์วัดสนามแม่เหล็กโลก (Magnetometer) ปัจจุบันได้มีการรวมเซนเซอร์ทั้งสามเข้าด้วยกัน เรียกว่า Inertial Measurement Unit หรือ IMU ดังรูปที่ 2.23 การต่อสัญญาณ IMU เข้ากับไมโครคอนโทรลเลอร์ทำได้สองแบบ ได้แก่ แบบอนาล็อก (Analog) และแบบดิจิทัล (Digital) ซึ่งดิจิทัลจะทำการเชื่อมต่อแบบ I²C หรือ SPI จะมีความสะดวกมากกว่าแบบอนาล็อก ใช้สายสัญญาณน้อยกว่า นอกจากนี้ เซนเซอร์แบบดิจิทัลจะมีตัวแปลงอนาล็อกเป็นดิจิทัลภายในซึ่งมีความละเอียดมากกว่าตัวแปลงในไมโครคอนโทรลเลอร์เอง



รูปที่ 2.23 แสดง Inertial Measurement Unit หรือ IMU

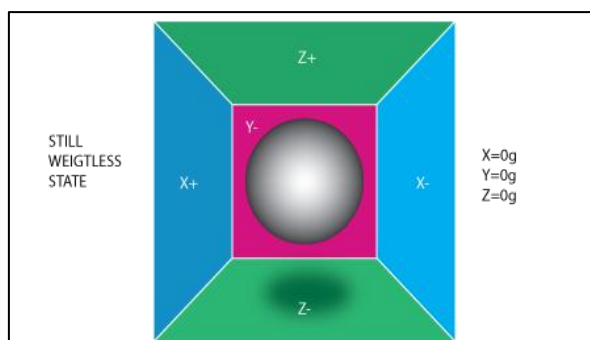
Inertial Measurement Unit (IMU) เซนเซอร์หรืออุปกรณ์ที่ใช้ใน INS (Inertial Navigation System) เป็นส่วนประกอบหลักที่ใช้ในเครื่องบิน, ยานอวกาศ และ เรือ เช่นเดียวกับ จรวดขีปนาวุธ IMU ประกอบด้วย 2 ส่วนหลักคือ accelerometers 3 ทิศทาง และ gyroscopes 3 ทิศทาง ซึ่งรับความเร่งยานพาหนะและความเร็วเชิงมุมตามลำดับ

- **Accelerometer**

เป็นอุปกรณ์ที่ใช้วัดความเร่งตามแนวแกนที่เฉพาะเจาะจง ตั้งข้อสังเกตได้ว่า accelerometers ใน IMU รับเพียง specific forces แนวคิดนี้เป็นสิ่งสำคัญใน inertial navigation หรือ ระบบนำทางอาศัยแรงเฉื่อย

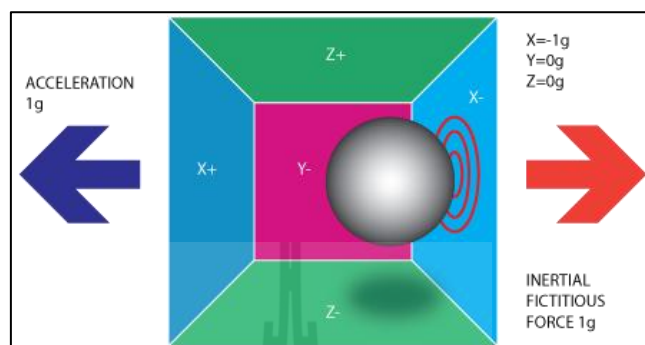
- **หลักการของเซนเซอร์วัดความเร่ง (Accelerometer)**

ทำหน้าที่วัดความเร่งในการเอียงทั้งสามแกน X, Y, Z ที่อ้างอิงกับแรงโน้มถ่วงของโลก สามารถอธิบายโดยมีลูกบอลบรรจุภายในกล่องสี่เหลี่ยม



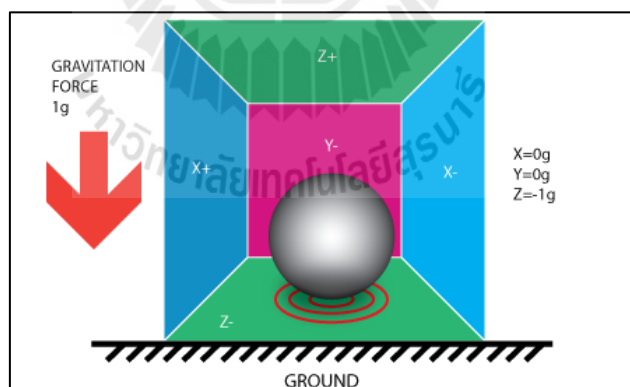
รูปที่ 2.24 แสดงเมื่อลูกบอลอยู่ในสภาวะไร้แรงโน้มถ่วงของโลก

จากรูปที่ 2.24 ในสภาวะไร้แรงโน้มถ่วงของโลก ลูกบอลที่บรรจุภายในกล่องนั้น ลอยอยู่ระหว่างแกน X,Y,Z โดยไม่สัมผัสกับผิวของกล่อง ซึ่งเปรียบเสมือนค่าที่ส่งออกมาได้คือ $X,Y,Z = 0 \text{ g}$ (โดยที่ $g = 9.8 \text{ m/s}^2$)



รูปที่ 2.25 แสดงเมื่อกล่องเคลื่อนที่ไปทางด้าน X-

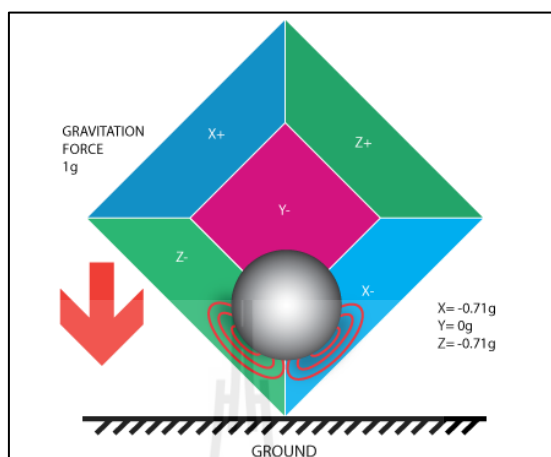
จากรูปที่ 2.25 สามารถแสดงให้เห็นว่า เมื่อลูกบอลนั้นสัมผัสกับผนังทางขวาซึ่ง แสดงผลเป็นค่าแกน $-X$ ของ Accelerometer ซึ่งจะได้ค่า $X = -1 \text{ g}$, $Y = 0 \text{ g}$, $Z = 0 \text{ g}$



รูปที่ 2.26 แสดงเมื่อลูกบอลอยู่ในสภาวะมีแรงโน้มถ่วง

จากรูปที่ 2.26 สมมุติลูกบอลที่บรรจุในกล่องนั้นอยู่ในสภาวะมีแรงโน้มถ่วง ซึ่งจะ ทำให้ลูกบอลมีแรงกดลงที่แกน $-Z$ ของกล่องเนื่องจากค่า g จะส่งผลทำให้ค่าของ $X = 0 \text{ g}$, $Y = 0 \text{ g}$, $Z = -1 \text{ g}$ ซึ่งจะเห็นได้ว่า ถ้าในสภาวะปกติของ Accelerometer จะมีผลต่อค่าแรงโน้มถ่วงของโลก

ตลอดเวลา โดยจากแบบจำลองข้างต้นลูกบอลได้ตกลงที่แกน $-Z$ จะทำให้ค่าของ $Z = 1 \text{ g}$ เสมอตามแรงกดของแรงโน้มถ่วงโลกอยู่ตลอดเวลาในสภาวะปกติ



รูปที่ 2.27 แสดงเมื่อเอียงกล่อง 45 องศา

จากรูปที่ 2.27 เมื่อเราเอียงกล่องไป 45 องศา โดยยังคงให้อยู่ภายใต้สภาวะแรงโน้มถ่วงของโลกจะทำให้ลูกบอลตกที่ผนังของกล่องทั้งสองด้าน คือตกลงที่แกน $-Z$ และ $-X$ โดยจะทำให้ค่าของ $X = -0.71 \text{ g}$, $Y = 0 \text{ g}$ และ $Z = -0.71 \text{ g}$ ซึ่งเป็นผลจากการแตกแรงกดของค่าแรงโน้มถ่วงของโลกที่กระทำต่อแกน $-Z$ และ $-X$ ซึ่งทำมุมเป็น 45 องศา

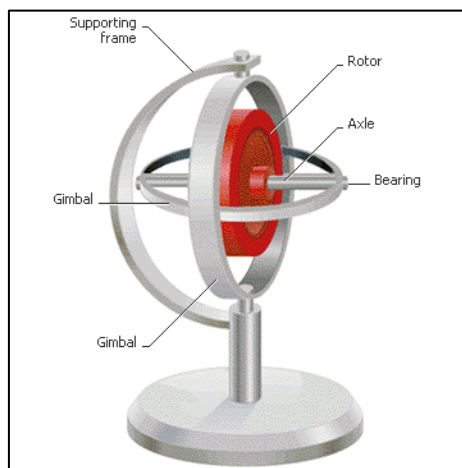
- **Gyroscope**

เป็นอุปกรณ์สำหรับการวัด หรือการรักษาการปรับทิศทาง ขึ้นอยู่กับหลักการของการอนุรักษ์โมเมนตัมเชิงมุม

- **หลักการเซนเซอร์วัดความเร็วเชิงมุม (Gyroscope)**

ตามหลักการแล้วเป็นอุปกรณ์ที่อาศัยแรงเฉื่อยของ Rotor ที่หมุน เพื่อช่วยในการรักษาทิศทางของแกนหมุนให้อยู่ในตำแหน่งเดิมตลอดเวลาที่มีการหมุนดังรูปที่ 2.28 ซึ่งประกอบด้วย Rotor บรรจุใน Gimbal อีกที่หนึ่ง ทำให้เอียงในทิศทางต่างๆโดยอิสระ โมเมนตัมเชิงมุมของ Rotor ดังกล่าวจะทำการรักษาตำแหน่งไว้ แม้ว่า Gimbal จะเกิดการเอียงตัวไปมา

จากคุณสมบัติดังกล่าว ทำให้สามารถนำหลักการนี้ไปประยุกต์ใช้เพื่อประโยชน์ต่าง ๆ เช่น เข็มทิศ (Compass) ใช้เป็นระบบนำร่องของเครื่องบิน เรือ อุปกรณ์ป้องกันการก่อกวนเรือขนาดใหญ่ รวมถึงระบบในยานอวกาศและสถานีอวกาศ



รูปที่ 2.28 แสดงเซนเซอร์วัดความเร็วเชิงมุม (Gyro)

- **Gyroscope มีบทบาทอย่างไรใน IMU**

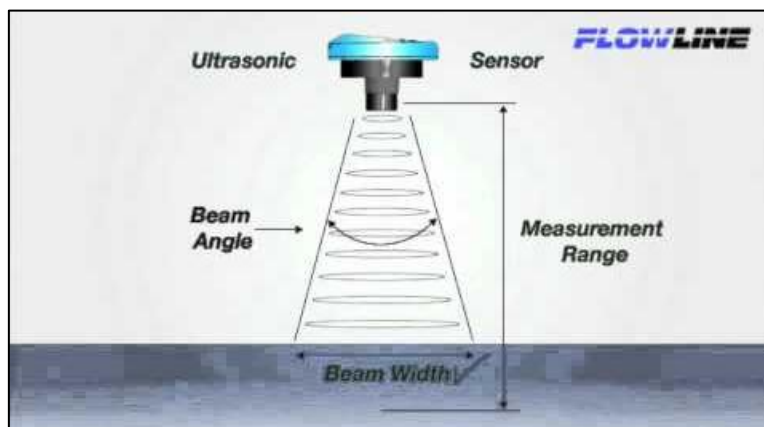
ในเมื่อ Accelerometer สามารถวัดความเอียงได้เรียบร้อย ไม่มีความจำเป็นจะต้องวัดความเร็วเชิงมุม เพราะว่า Output ของ Accelerometer มีผลกับแรงโน้มถ่วง นั่นหมายถึงค่า Output ของ Accelerometer ไม่มีทางหยุดนิ่งเลย แม้ปล่อยทิ้งไว้ ก็จะเคลื่อนที่ขึ้น-ลง สั้นไป-มา ต่างกับ Gyroscope ที่ปล่อยทิ้งไว้ค่า Output ที่ได้ก็จะนิ่ง ไม่เกิดการสั่น และถ้านำ Output ของ Gyroscope มาใช้กรรมวิธีการ Discrete Integral ก็จะสามารถหามุมได้

2.5.2 การควบคุมระดับความสูง (Altitude Control)

การควบคุมความสูงของอากาศยานแบบสี่ใบพัดทำได้โดยการควบคุมร่วมกับอุปกรณ์เซนเซอร์ที่ทำหน้าที่วัดความสูงโดยตรงหรือโดยทางอ้อม เช่น เซนเซอร์ชนิดอัลตราโซนิก (Ultrasonic) เซนเซอร์วัดความดันบรรยากาศ (Barometer) เซนเซอร์จับภาพเคลื่อนไหว (Optical Flow)

- **เซนเซอร์ชนิดอัลตราโซนิก (Ultrasonic)**

เป็นเซนเซอร์ที่ทำงานโดยอาศัยคลื่นเสียงที่มีความถี่สูงกว่า 20 kHz ซึ่งเป็นคลื่นในย่านที่มนุษย์ไม่สามารถได้ยินเสียง เซนเซอร์ชนิดอัลตราโซนิกทำงานโดยอาศัยการกระจายหรือ การเคลื่อนที่ของคลื่นเสียงไปกระทบกับพื้นผิวของตัวกลาง ซึ่งอาจเป็นของแข็งหรือของเหลว บางส่วนของคลื่นเสียงจะแทรกผ่านเข้าไปในตัวกลางนั้นและส่วนใหญ่ของคลื่นความถี่สูงนี้จะสะท้อนกลับเรียกว่า "Echo" โดยช่วงเวลาของการสะท้อนกลับของคลื่นเสียงเป็นสัดส่วนโดยตรงกับระยะห่างระหว่างวัตถุกับเซนเซอร์ ดังรูปที่ 2.29



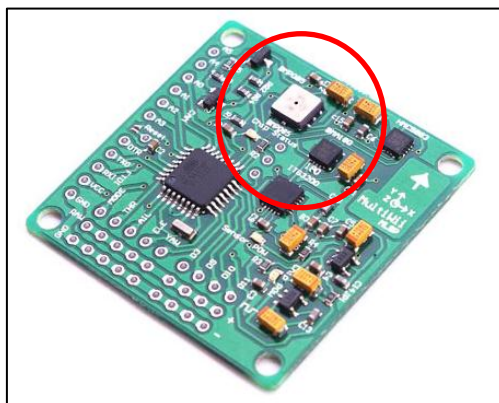
รูปที่ 2.29 แสดงหลักการทำงานของเซนเซอร์ชนิดอัลตราโซนิก



รูปที่ 2.30 แสดงเซนเซอร์ชนิดอัลตราโซนิกที่ใช้ในอากาศยานแบบสี่ใบพัด

- **เซนเซอร์วัดความดันบรรยากาศ (Barometer)**

บารอมิเตอร์ (Barometer) คือ เครื่องมือตรวจวัดความดันบรรยากาศ สำหรับวัดค่าความกดดันที่เกิดจากแรงดันของอากาศ โดยใช้ของเหลวหรือวัสดุแข็งที่สัมผัสโดยตรงกับอากาศ แนวโน้มการเปลี่ยนแปลงความกดดัน สามารถนำไปทำนายการเปลี่ยนแปลง สภาพอากาศ ในช่วงเวลาสั้น ๆ การวัดความกดดันอากาศหลายจุด นำมาประมวลผลภายในการวิเคราะห์อากาศพื้นผิว (Surface Weather Analysis) เพื่อช่วยค้นหาร่องความกดอากาศ (Surface Troughs), ระบบความกดอากาศสูง (High Pressure Systems) และเส้นความกดอากาศเท่า (Frontal Boundaries)



รูปที่ 2.31 แสดงบอร์ดมิเตอร์บิน MultiWiiCopter Controller

- **เซนเซอร์จับภาพเคลื่อนไหว (Optical Flow)**

เซนเซอร์จับภาพเคลื่อนไหว (Optical Flow) มีความสามารถในการวัดการไหลของแสงหรือการเคลื่อนไหวของภาพและแสดงผลการวัดขึ้นอยู่กับการไหลของแสง เซนเซอร์จับภาพเคลื่อนไหว (Optical Flow) ยังถูกใช้ในหุ่นยนต์ที่ใช้งานส่วนใหญ่ที่มีความต้องการที่จะวัดการเคลื่อนไหวของภาพเคลื่อนไหวหรือความสัมพันธ์ระหว่างหุ่นยนต์และวัตถุอื่น ๆ ในบริเวณใกล้เคียงของหุ่นยนต์ การใช้เซนเซอร์จับภาพเคลื่อนไหว (Optical Flow) ในอากาศยานไร้คนขับ (UAVs) นั้นมีเพื่อเพิ่มความมีเสถียรภาพและการหลบหลีกสิ่งกีดขวาง

2.5.3 การควบคุมตำแหน่ง (Position Control)

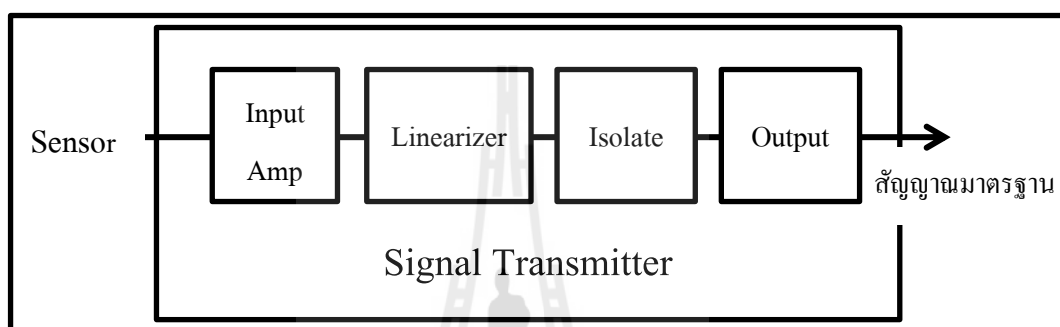
GPS คือ ระบบระบุตำแหน่งบนพื้นโลก ย่อมาจากคำว่า Global Positioning System ชื่อเต็มของระบบนี้คือ NAVSTAR Global Positioning System คำว่า NAVSTAR เป็นอักษรย่อมาจาก Navigation Satellite Timing and Ranging ภาคของคำว่าดาวเทียมสำหรับนำร่อง คือ ระบบที่ระบุตำแหน่งทุกแห่งบนโลก จากกลุ่มดาวเทียม 24 ดวง ที่โคจรรอบโลก ในระดับสูงที่พ้นจากคลื่นวิทยุรบกวนของโลกและวิธีการที่สามารถให้ความถูกต้องเพียงพอที่จะใช้ชี้บอกตำแหน่งได้ทุกแห่งบนโลกตลอดเวลา 24 ชั่วโมง จากการนำมาใช้งานจริงจะให้ความถูกต้องสูง โดยที่ความคลาดเคลื่อนมาตรฐานของตำแหน่งทางราบต่ำกว่า 50 เมตร และถ้าเป็นแบบวิธี "อนุพันธ์" (Differential) จะให้ความถูกต้องถึงระดับเซนติเมตรจากการพัฒนาทางด้านอุปกรณ์คอมพิวเตอร์ทำให้สามารถผลิตเครื่องรับ GPS ที่มีขนาดลดลงและมีราคาถูกลงกว่าเครื่องรับระบบ TRANSIT เดิม

2.6 ชุดรับ-ส่งสัญญาณ (Signal transmit – Receive system)

ชุดรับ-ส่งสัญญาณทำหน้าที่รับส่งสัญญาณควบคุมจากนักบินและทำหน้าที่ส่งข้อมูลการบินทั้งหมดกลับมายังฐานบนพื้นดิน (Ground Station)

2.6.1 ชุดส่งสัญญาณ (Signal Transmitter) หรือวิทยุบังคับ

เป็นอุปกรณ์ที่ทำหน้าที่แปลงสัญญาณวัดเซนเซอร์แบบต่าง ๆ มาเป็นสัญญาณส่วนประกอบต่างๆของ Signal Transmitter มีหน้าที่ดังนี้



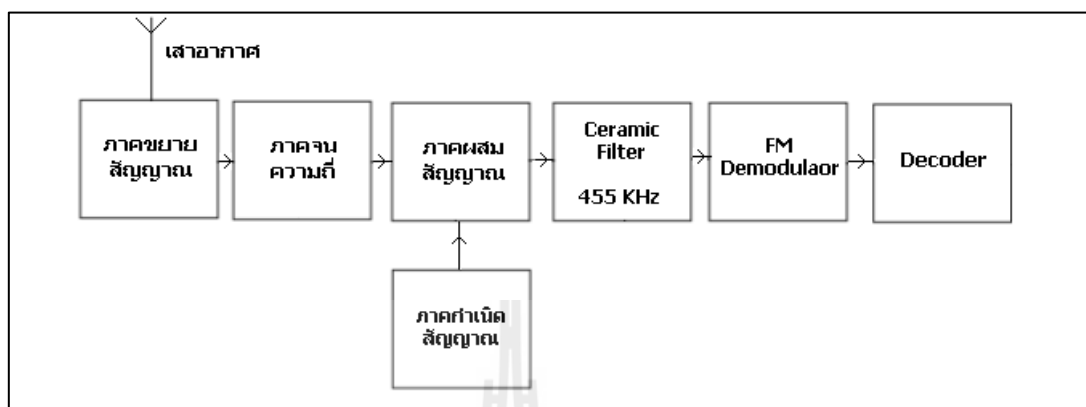
รูปที่ 2.32 แสดงส่วนต่างๆของ Signal Transmitter

- Input Amplifier เป็นส่วนที่ขยายสัญญาณจากเซนเซอร์ ซึ่งเป็นสัญญาณไฟฟ้าค่าต่ำให้มีระดับสัญญาณแรงขึ้น
- Linearizer เนื่องจากคุณสมบัติของเซนเซอร์แต่ละชนิดมีความไม่เชิงเส้น (Non-linear) กับค่าวัด Linearizer จึงมีหน้าที่แก้ไขความไม่เชิงเส้นของเซนเซอร์
- Isolate ทำหน้าที่แยกสัญญาณไฟฟ้าระหว่างด้าน Sensor Input และสัญญาณไฟฟ้าด้าน Output เข้า Isolate เพื่อป้องกันสัญญาณรบกวนจากเซนเซอร์ ไม่ให้ออกไปทาง Output ป้องกันสัญญาณรบกวนอันเนื่องมาจากการเกิด Ground Loop และป้องกันความเสียหายที่เกิดขึ้นกับอุปกรณ์ที่ต่อพ่วงทางด้าน Output ในกรณีที่เกิดความผิดปกติทางด้านเซนเซอร์
- Output มีหน้าที่แปลงสัญญาณจาก Isolate มาเป็นสัญญาณมาตรฐาน

2.6.2 ชุดรับสัญญาณ (Receive system)

ชุดรับสัญญาณหรือ Receiver มีอยู่หลายแบบ โดยมีการทำงานตั้งแต่ง่าย ๆ ไม่ซับซ้อน จนถึงซับซ้อนมาก และแบบที่ซับซ้อนมากก็ต้องมีความสามารถในการรับสัญญาณได้ดีกว่าด้วย แต่ในหัวข้อนี้จะกล่าวถึงเครื่องรับวิทยุที่ใช้กันในเครื่องบินบังคับวิทยุ (R/C) จะเป็นแบบที่เรียกว่า Super Heterodyne

การทำงานของเครื่องรับวิทยุในเครื่องบินบังคับวิทยุ(R/C) แบบ Super Heterodyne มีการทำงานดังรูปที่ 2.33



รูปที่ 2.33 แสดง FM radio block diagram สำหรับเครื่องบินบังคับวิทยุ (R/C)

จากรูปที่ 2.33 เครื่องรับวิทยุระบบ FM ที่ใช้ในเครื่องบินบังคับวิทยุ (R/C) ทั่วไป จะรับสัญญาณวิทยุที่ผ่านเข้ามาทางเสาอากาศ สัญญาณวิทยุนี้มีกำลังอ่อนมากต้องทำการขยายให้มีความถี่สูงขึ้นด้วยภาคขยายสัญญาณ ซึ่งจะทำให้การขยายสัญญาณทุกความถี่ ดังนั้นหากต้องการเฉพาะย่านความถี่ที่ต้องการ ซึ่งทำได้โดยการใช้ภาคจูนความถี่ (Tuner) วงจรจูนความถี่จะสามารถเลือกความถี่เข้ามาได้ถูกต้องระดับหนึ่ง เช่น ความถี่ย่าน 72 MHz ทั้งหมด แต่ไม่สามารถที่จะเลือกเอาเฉพาะความถี่เพียงหนึ่งช่องในย่าน 72 MHz ได้ ดังนั้นถ้ามีเครื่องรับวิทยุสำหรับความถี่ 40 MHz และจะนำไปใช้กับความถี่ 72 MHz จึงไม่สามารถทำได้ เพราะภาคจูนความถี่จะทำงานอยู่คนละช่วงความถี่กัน แต่สำหรับเครื่องรับวิทยุย่านความถี่ 72 MHz ซึ่งยังมีการแบ่งเป็นแบบ Lo-Band กับ Hi-Band เราอาจจะนำเอาแรงของย่านความถี่ Hi-Band ไปใช้กับ Lo-Band ได้แต่ไม่ควรทำเพราะภาคจูนความถี่จะทำงานคนละช่วงความถี่กัน จะทำให้มีสัญญาณอื่นแทรกเข้ามา ถ้าคลื่นแทรกนี้ไม่แรงมากก็จะไม่มีปัญหาอะไร แต่ถ้าแรงมากเราก็จะควบคุมเครื่องบินไม่ได้

เพื่อที่จะเลือกเอาความถี่เพียงหนึ่งช่องเท่านั้น เราต้องเพิ่มภาคกำเนิดสัญญาณและภาคผสมสัญญาณเข้ามา โดยเราจะใช้ภาคกำเนิดสัญญาณโดยใช้แร่ Crystal ทำการกำเนิดความถี่ที่มีความถี่ 455 kHz แตกต่างจากความถี่ของช่องที่ต้องการ เช่น ถ้าเราต้องการรับความถี่ช่องที่ 48 ซึ่งตรงกับความถี่ 72.750 MHz เราจะต้องสร้างสัญญาณความถี่ 72.295 MHz เป็นต้น เมื่อเรานำความถี่ที่ผลิตได้มาผสมกับความถี่ที่รับเข้ามา ความถี่ทั้งสองจะถูกหักล้างกันเองเหลือแต่ความถี่ 455 kHz แต่เนื่องจากอาจจะมีความถี่อื่น ๆ ปนอยู่ในความถี่ 455 kHz นี้ เราจะนำสัญญาณที่ได้มาผ่าน

อุปกรณ์ที่เรียกว่า Ceramic Filter 455 kHz ซึ่งทำให้สัญญาณมีความบริสุทธิ์มากยิ่งขึ้น สัญญาณที่ได้ยังเป็นสัญญาณวิทยุระบบ FM อยู่ เราจะต้องนำสัญญาณวิทยุนี้ไปแปลงเป็นสัญญาณเสียงด้วยวงจร Demodulator แล้วนำไปถอดรหัสด้วยวงจร Decoder ก่อนนำไปใช้ควบคุมเซอร์โวต่อไป การทำงานทั้งหมดที่กล่าวมาเป็นการทำงานของเครื่องรับวิทยุแบบ Single Conversion

ส่วนเครื่องรับวิทยุแบบ Dual Conversion จะใช้ภาคกำเนิดสัญญาณและภาคผสมสัญญาณสองชุด โดยในชุดแรกวงจรกำเนิดสัญญาณโดยใช้แร่ Crystal กำเนิดความถี่ที่มีความถี่แตกต่างจากความถี่ของช่องที่เราต้องการอยู่ 10.7 MHz พอนำสัญญาณมาผสมกันก็จะเหลือความถี่ 10.7 MHz จากนั้นนำสัญญาณนี้มาผ่าน Ceramic Filter 10.7 MHz เพื่อกรองสัญญาณอื่นๆที่ไม่ต้องการออกไป จากนั้นจะนำความถี่ที่ได้มาผสมกับความถี่ 10.245 MHz ซึ่งสร้างมาจากวงจรกำเนิดความถี่อีกชุด สัญญาณที่ออกจากวงจรผสมความถี่ชุดที่สองจะเหลือแต่ความถี่ 455 kHz จากนั้นก็นำมาผ่าน Ceramic Filter 455 kHz ซึ่งทำให้สัญญาณมีความบริสุทธิ์มากยิ่งขึ้น สัญญาณที่ได้ยังเป็นสัญญาณวิทยุระบบ FM อยู่ จะต้องนำสัญญาณวิทยุนี้ไปแปลงเป็นสัญญาณเสียงด้วยวงจร Demodulator แล้วนำไปถอดรหัสด้วยวงจร Decoder ก่อนนำไปใช้ควบคุมเซอร์โวต่อไป จะเห็นว่าเครื่องรับวิทยุแบบ Dual Conversion จะสามารถกรองสัญญาณรบกวนออกไปได้มากกว่า เพราะต้องผ่านการกรองความถี่ถึงสองชั้น จึงทำให้มีการรบกวนต่ำกว่า จะเห็นว่าแร่ Crystal สำหรับเครื่องรับแบบ Single Conversion กับ Dual Conversion จะกำเนิดความถี่ที่แตกต่างกันให้ภาคผสมสัญญาณ แม้ว่าเครื่องรับวิทยุจะทำงานที่ช่องเดียวกัน ดังนั้นเราจึงไม่สามารถนำเอาแร่ Crystal ของเครื่องรับแบบ Single Conversion ไปใช้กับแบบ Dual Conversion ได้

2.7 ส่วนสร้างแรงยก

เป็นส่วนสร้างแรงยกให้กับอากาศยานแบบสี่ใบพัด ประกอบด้วย มอเตอร์ (Brushless DC Motor) ชุดควบคุมความเร็วรอบแบบอิเล็กทรอนิกส์ (Electronic Speed Controller) และใบพัดเป็นตัวสร้างแรงยก

2.7.1 มอเตอร์ (Motor)

มอเตอร์ไฟฟ้า หมายถึงเครื่องกลไฟฟ้าชนิดหนึ่ง ใช้สำหรับเปลี่ยนพลังงานไฟฟ้าเป็นพลังงานกล เพื่อไปขับเคลื่อนอุปกรณ์ต่าง ๆ เช่น พัดลม บีม เครื่องปรับอากาศหรือใช้ในโรงงานเพื่อควบคุมเครื่องจักรกลต่าง ๆ ในโรงงาน สามารถแบ่งตามการใช้กระแสไฟฟ้าได้ 2 ชนิดคือ

1. มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง (Direct Current Motor: DC)
2. มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสสลับ (Alternating Current Motor: AC)

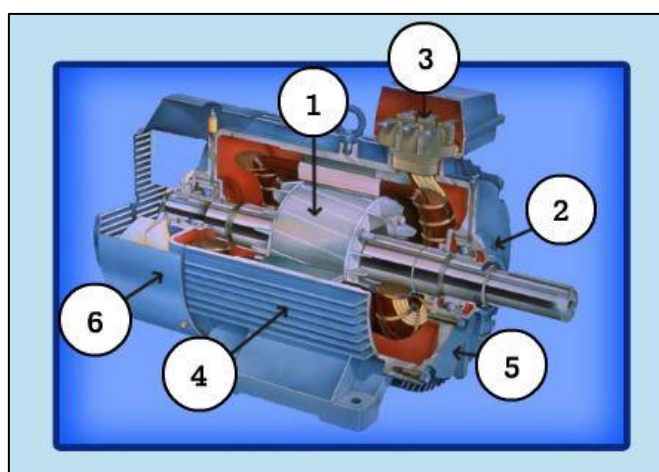
- **มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง (Direct Current Motor: DC)**

หลักการการทำงานของมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง

มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงประกอบด้วย แม่เหล็กถาวร 2 ขั้ววางอยู่ระหว่างขดลวดตัวนำ ขดลวดตัวนำจะได้รับแรงดันไฟตรงป้อนให้ในการทำงาน ทำให้เกิดอำนาจแม่เหล็ก 2 ชุด มีขั้วแม่เหล็กเหมือนกันวางใกล้กัน เกิดแรงผลักดันทำให้ขดลวดตัวนำหมุนเคลื่อนที่ได้ การทำงานเบื้องต้นของมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง มีแรงดันไฟตรงจ่ายผ่านแปรงถ่าน (Brushes) ไปคอมมิวเตเตอร์ (Commutator) ผ่านไปให้ขดลวดตัวนำที่อาร์เมเจอร์ (Armature) ทำให้ขดลวดอาร์เมเจอร์เกิดสนามแม่เหล็กไฟฟ้าขึ้นมา ทางด้านซ้ายมือเป็นขั้วเหนือ (N) และด้านขวามือเป็นขั้วใต้ (S) เหมือนกับขั้วแม่เหล็กถาวรที่วางอยู่ใกล้ๆ เกิดอำนาจแม่เหล็กผลักดันกัน อาร์เมเจอร์หมุนไปในทิศทางตามเข็มนาฬิกา พร้อมกับคอมมิวเตเตอร์หมุนตามไปด้วย แปรงถ่านสัมผัสกับส่วนของคอมมิวเตเตอร์ เปลี่ยนไปไปอีกปลายหนึ่งของขดลวด แต่มีผลทำให้เกิดขั้วแม่เหล็กที่อาร์เมเจอร์เหมือนกับขั้วแม่เหล็กถาวรที่อยู่ใกล้ๆ อีกครั้ง ทำให้อาร์เมเจอร์ยังคงถูกผลักให้หมุนไปในทิศทางตามเข็มนาฬิกา ตลอดเวลาเกิดการหมุนของอาร์เมเจอร์ คือมอเตอร์ไฟฟ้าทำงาน

ส่วนประกอบของมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง

มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงมีโครงสร้างและส่วนประกอบคล้ายกับเครื่องกำเนิดไฟฟ้ากระแสตรง มีส่วนประกอบที่สำคัญเหมือนกัน มีรูปร่างลักษณะภายนอกคล้ายกัน แตกต่างกันตรงการนำไปใช้งาน โดยเครื่องกำเนิดไฟฟ้ากระแสตรงจะทำให้เกิดไฟฟ้าในรูปของแรงดันไฟออกมา ส่วนมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง เมื่อจ่ายแรงดันไฟตรงให้มอเตอร์ ทำให้มอเตอร์หมุนเกิดพลังงานกลขึ้นมา ส่วนประกอบของมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแสดงดังรูปที่ 2.35



รูปที่ 2.36 แสดงส่วนประกอบของมอเตอร์

1. ขดลวดสนามแม่เหล็ก (Field Coil) คือ ขดลวดที่ถูกพันอยู่กับขั้วแม่เหล็กที่ยึดติดกับโครงมอเตอร์ ทำหน้าที่กำเนิดขั้วแม่เหล็กขั้วเหนือ (N) และขั้วใต้ (S) แทนแม่เหล็กถาวร ขดลวดที่ใช้เป็นขดลวดอาน้ำยาล้วน สนามแม่เหล็กจะเกิดขึ้นเมื่อจ่ายแรงดันไฟตรงให้มอเตอร์

2. ขั้วแม่เหล็ก (Pole Pieces) คือแกนสำหรับรองรับขดลวดสนามแม่เหล็กถูกยึดติดกับโครงมอเตอร์ด้านใน ขั้วแม่เหล็กทำมาจากแผ่นเหล็กบางๆอัดซ้อนกัน (Lamination Sheet Steel) เพื่อลดการเกิดกระแสไหลวน (Eddy Current) ที่จะทำให้ความเข้มของสนามแม่เหล็กลดลง ขั้วแม่เหล็กทำหน้าที่ให้กำเนิดขั้วสนามแม่เหล็กมีความเข้มสูงสุด แทนขั้วสนามแม่เหล็กถาวร ผิวด้านหน้าของขั้วแม่เหล็กทำให้โค้งรับกับอาร์เมเจอร์พอดี

3. โครงมอเตอร์ (Motor Frame) คือส่วนเปลือกหุ้มภายนอกของมอเตอร์ และยึดส่วนอยู่กับที่ (Stator) ของมอเตอร์ ไว้ภายในร่วมกับฝาปิดหัวท้ายของมอเตอร์ โครงมอเตอร์ทำหน้าที่เป็นทางเดินของเส้นแรงแม่เหล็กระหว่างขั้วแม่เหล็กให้เกิดสนามแม่เหล็กครบวงจร

4. อาร์เมเจอร์ (Armature) คือส่วนที่เคลื่อนที่ (Rotor) ถูกยึดติดกับเพลา (Shaft) และรองรับการหมุนด้วยที่รองรับการหมุน (Bearing) ตัวอาร์เมเจอร์ทำจากเหล็กแผ่นบางๆอัดซ้อนกัน ถูกเซาะร่องออกเป็นส่วนๆ เพื่อไว้พันขดลวดอาร์เมเจอร์ (Armature Winding) ขดลวดอาร์เมเจอร์เป็นขดลวดอาน้ำยาล้วน ร่องขดลวดอาร์เมเจอร์จะมีขดลวดพันอยู่และมีลิ้มไฟเบอร์อัดแน่นจึงขดลวดอาร์เมเจอร์ไว้ ปลายขดลวดอาร์เมเจอร์ต่อกับคอมมิวเตเตอร์ อาร์เมเจอร์ผลัดกันของสนามแม่เหล็กทั้งสอง ทำให้อาร์เมเจอร์หมุนเคลื่อนที่

5. คอมมิวเตเตอร์ (Commutator) คือส่วนเคลื่อนที่อีกส่วนหนึ่ง ถูกยึดติดเข้ากับอาร์เมเจอร์และเพลาร่วมกัน คอมมิวเตเตอร์ทำจากแท่งทองแดงแข็งประกอบเข้าด้วยกันเป็นรูปทรงกระบอก แต่ละแท่งทองแดงของคอมมิวเตเตอร์ถูกแยกออกจากกันด้วยฉนวนไมก้า (Mica) อาร์เมเจอร์ คอมมิวเตเตอร์ทำหน้าที่เป็นขั้วรับแรงดันไฟตรงที่จ่ายมาจากแปรงถ่าน เพื่อส่งไปให้ขดลวดอาร์เมเจอร์

6. แปรงถ่าน (Brush) คือตัวสัมผัสกับคอมมิวเตเตอร์ ทำเป็นแท่งสี่เหลี่ยมผลิตมาจากคาร์บอนหรือแกรไฟต์ผสมผงทองแดง เพื่อให้แข็งและนำไฟฟ้าได้ดี มีสายตัวนำต่อร่วมกับแปรงถ่านเพื่อไปรับแรงดันไฟตรงที่จ่ายเข้ามา แปรงถ่านทำหน้าที่รับแรงดันไฟตรงจากแหล่งจ่ายจ่ายผ่านไปให้คอมมิวเตเตอร์

การควบคุมมอเตอร์ โดยทั่วไปการควบคุมมอเตอร์จะควบคุม 3 ส่วน คือ

1. ควบคุมความเร็วของมอเตอร์ (Speed Control)
2. ควบคุมแรงบิดของมอเตอร์ (Torque Control)
3. ควบคุมทิศทางการหมุนของมอเตอร์ (Direction Control)

การควบคุมความเร็วของมอเตอร์กระแสตรงนั้น จะทำได้โดยการปรับแรงดันที่จ่ายให้มอเตอร์ ส่วนการควบคุมแรงบิด ทำโดยการควบคุมกระแสที่ผ่านขดลวดอาเมเจอร์ และที่จ่ายให้กับขดลวดสเตเตอร์ ในกรณีสเตเตอร์แบบใช้ขดลวดพัน สำหรับการควบคุมการหมุน หรือการสลับทิศทางหมุนนั้น ในกรณีมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง สามารถทำได้โดยการสลับขั้วแหล่งจ่ายไฟ ที่จ่ายให้แก่มอเตอร์ สำหรับกรณีของ มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงขนาดเล็ก แบบใช้แม่เหล็กถาวรเป็นสเตเตอร์ จะไม่สามารถควบคุมได้มากนัก โดยการควบคุมความเร็วของมอเตอร์ จะถูกจำกัดด้วยขนาดแรงดัน โดยสามารถปรับได้ไม่เกินค่าแรงดันสูงสุดที่จ่ายให้มอเตอร์ ส่วนการควบคุมแรงบิด อาจทำโดยใช้ตัวต้านทานปรับค่าแบบขดลวด (Wire Wound Resistor) แต่ก็เกิดกำลังไฟฟ้าสูญเสียที่ตัวต้านทาน ฉะนั้นในปัจจุบัน จึงมักนิยมใช้การควบคุม ด้วยวงจรรีเลย์พัลส์มอเตอร์ (Pulse Width Modulator) ซึ่งจะใช้วิธีจ่ายไฟให้แก่มอเตอร์เป็นช่วง ๆ โดยการควบคุมแรงดัน คือการปรับช่วงกว้างของพัลส์ที่จ่ายให้นั่นเอง ซึ่งวิธีนี้จะทำให้ลดกำลังสูญเสียได้มาก สำหรับการกลับทางหมุนของมอเตอร์ อาจใช้วิธีสลับขั้วด้วยมือ หรือใช้วงจรรีเลย์หรืออิเล็กทรอนิกส์เข้าไปควบคุม

รายละเอียดบนมอเตอร์



รูปที่ 2.35 แสดงมอเตอร์แบบไม่ใช้แปรงถ่านชนิดเอาท์รันเนอร์ รุ่น MN3508 KV 380

จากรูปที่ 2.35 คือรูปมอเตอร์แบบไม่ใช้แปรงถ่านชนิดเอาท์รันเนอร์ (Outrunner) ที่ใช้ในอากาศยานแบบสี่ใบพัด ซึ่งจะพบว่าบนมอเตอร์จะมีตัวเลขระบุค่าต่างๆไว้

ตัวเลขหลักที่แสดงบนมอเตอร์ คือ ตัวเลขที่บอกขนาดของมอเตอร์ โดยสองหลักแรก หมายถึง ขนาดเส้นผ่านศูนย์กลางของสเตเตอร์ การที่เส้นผ่านศูนย์กลางของสเตเตอร์มากขึ้น มอเตอร์ก็จะมีขนาดใหญ่ขึ้น นั่นคือ รัศมียาวมากขึ้น จากกฎของแรง มอเตอร์เอาท์รันเนอร์

ใช้เปลือกนอกเป็นตัวหมุน เปลือกนอกเป็นที่อยู่ของแม่เหล็กที่มีสนามแม่เหล็กตัดกับสนามแม่เหล็กของลวดบนสเตเตอร์ จุดที่สนามแม่เหล็กออกแรงผลักกัน ก็เปรียบเสมือนการออกแรงที่ปลายด้านหนึ่งของคาน โดยมีแกนมอเตอร์เป็นจุดหมุน เมื่อเราใส่ใบพัดเข้าไป ความยาวของใบตั้งแต่ปลายถึงจุดหมุนคือสิ่งที่คานต้องงัด ยิ่งเส้นผ่าศูนย์กลางมากขึ้นเท่าไร เส้นรัศมีก็ยาวมากขึ้นเท่านั้น เปรียบเหมือนคานงัดที่ยาวมากขึ้น ยิ่งรหัส 2 ตัวแรกมากค่ามากขึ้น ก็จะสามารถใช้ใบพัดขนาดใหญ่ได้มากขึ้น ส่วนตัวเลขสองหลักหลัง หมายถึง ความหนาของสเตเตอร์ ยิ่งความหนาของสเตเตอร์มากขึ้นเท่าไร จำนวนความยาวของแท่งแม่เหล็กบนเปลือกก็จะเพิ่มมากขึ้น เท่านั้น จะช่วยในเรื่องของการเพิ่มกำลังของสนามแม่เหล็ก (คานยาวขึ้นอย่างเดียวไม่พอ ต้องมีแรงผลักที่เพิ่มมากขึ้นด้วย)

ค่า KV (Knowledge Vision) ที่แสดงบนมอเตอร์ คือ ค่าแรงดันหรือแรงเคลื่อน ไฟฟ้า ซึ่งจะแสดงรอบที่ทำได้ต่อแรงดันไฟที่ 1 โวลต์ โดยความเร็วรอบของมอเตอร์คิดเป็นรอบต่อนาที (RPM) หาได้จากเอาค่าแรงดันของแบตเตอรี่คูณด้วยค่า KV ที่แสดงอยู่บนมอเตอร์ ก็จะได้ความเร็วรอบที่มอเตอร์จะสามารถทำได้

$$V_{\text{Battery}} \times KV_{\text{Motor}} = \text{rpm} \quad (2.2)$$

โดยที่ V_{Battery} คือ ค่าแรงดันของแบตเตอรี่
 KV_{Motor} คือ ความเร็วรอบในการหมุนมอเตอร์ต่อ 1 โวลต์
 rpm คือ ค่าความเร็วรอบต่อนาที

จากรูปที่ 2.35 เป็นมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไร้แปรงถ่านชนิดเอาที่รันเนอร์ของค่าย Tiger Motor รุ่น MN3508 KV: 380 จากรุ่นของมอเตอร์จะพบว่า มอเตอร์รุ่นนี้ มีขนาดเส้นผ่าศูนย์กลางของสเตเตอร์เท่ากับ 35 มิลลิเมตร และความหนาของสเตเตอร์มีค่าเท่ากับ 8 มิลลิเมตร

2.7.2 ชุดควบคุมความเร็วรอบแบบอิเล็กทรอนิกส์ (Electronic Speed Controller:ESC)

ชุดควบคุมความเร็วรอบแบบอิเล็กทรอนิกส์หรือสปีดคอนโทรลเลอร์หรือ ESC เป็นอุปกรณ์ควบคุมความเร็วรอบของมอเตอร์ไฟฟ้า ทำให้เราสามารถเร่งหรือเบารอบของมอเตอร์ได้ ซึ่งสปีดคอนโทรลเลอร์จะมีสายไฟออกมาทั้งสองด้าน ด้านหนึ่งจะใช้จ่ายกระแสไฟฟ้าให้แก่มอเตอร์ ส่วนอีกด้านหนึ่งก็จะมีสายไฟออกมาอีก 2 เส้นเพื่อรับกระแสไฟจากแบตเตอรี่และในด้านที่มีสายไฟ นี้ก็จะมีสายไฟเส้นเล็กพร้อมแฉีกอีก 1 ตัวเพื่อเสียบเข้ากับเครื่องรับสัญญาณ (receiver) สำหรับรับคำสั่งจากเครื่องส่งวิทยุผ่านเครื่องรับสัญญาณอีกที เมื่อเร่งเดินเบาที่เครื่องส่งวิทยุ เครื่องรับวิทยุจะรับคำสั่งจากเครื่องส่งผ่านสปีดคอนโทรลเลอร์ เพื่อจ่ายกระแสมากหรือน้อยให้มอเตอร์เร่งหรือเดินเบาได้ตามความต้องการ สปีดคอนโทรลเลอร์แบ่งได้เป็น 2 ชนิด คือ

1. แบบกระแสตรง DC ใช้ควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบมีแปรงถ่าน (Brushed Motor) สปีดคอนโทรลชนิดนี้ จะควบคุมการจ่ายกระแสไฟกระแสตรง DC จากแบตเตอรี่สู่มอเตอร์ ถ้าจ่ายไฟมากมอเตอร์ก็หมุนเร็ว จ่ายไฟน้อยมอเตอร์ก็หมุนช้า ตามแต่ที่เราบังคับผ่านเครื่องส่งวิทยุ

2. แบบกระแสสลับ AC ใช้ควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบไร้แปรงถ่าน (Brushless Motor) สปีดคอนโทรลชนิดนี้จะแปลงไฟจากกระแสตรงที่ได้รับจากแบตเตอรี่ เป็นไฟกระแสสลับ เพื่อจ่ายไฟให้แก่มอเตอร์แบบไร้แปรงถ่าน (Brushless Motor) ซึ่งมักมีสายไฟออกมาจากตัวสปีดคอนโทรล 3 เส้น

สปีดคอนโทรล นอกจากจะทำหน้าที่ควบคุมความเร็วของมอเตอร์แล้ว ยังทำหน้าที่จ่ายกระแสไฟให้แก่เครื่องรับสัญญาณอีกด้วย โดยจะทำการควบคุมกระแสของแบตเตอรี่ที่ถูกใช้ไปกับมอเตอร์ไม่ให้ต่ำกว่า 5 V เมื่อกระแสไฟในแบตเตอรี่ถูกมอเตอร์ใช้ไปจนถึงจุดที่ 5V สปีดคอนโทรลจะทำหน้าที่ตัดกระแสไฟที่จ่ายไปยังมอเตอร์ เพราะหากสปีดคอนโทรลไม่ตัดการทำงานของมอเตอร์ กระแสไฟจากแบตเตอรี่จะถูกมอเตอร์ใช้ไปจนหมดหรืออาจมีกระแสไฟที่ต่ำมากจนเครื่องรับสัญญาณไม่สามารถทำงานได้ อากาศยานก็จะขาดการบังคับกับเครื่องส่งวิทยุ อากาศยานก็อาจหลุดลอยไปไม่อาจบังคับทิศทางได้หรือตกพังเสียหายได้

หลักการของ ESC มีหลักการดังนี้

- ค่า **Voltage Cut-off** เป็นค่าที่รู้จักกันในอันดับแรกๆ เป็นค่าการตัดการทำงานของมอเตอร์ที่แรงดันของแบตเตอรี่ที่ถูกใช้จนลดลงถึงจุดที่ไม่ก่อความเสียหายแบตเตอรี่ โดยเฉพาะแบตเตอรี่แบบ LiPo หากมีการใช้แรงดันจนเกินจากที่กำหนด เช่น ต่ำกว่า 3 V/Cell มอเตอร์ก็จะตัดการทำงานหรือค่อย ๆ ลดกำลังมอเตอร์ลงเพื่อ Safe Battery

- ค่า **Motor Brake** เป็นค่าที่ใช้การเปิด-ปิด โหมดการหยุดของมอเตอร์ เมื่อลดคันเร่งจนสุด การหยุดของมอเตอร์จะใช้งานกับเครื่องบินเป็นส่วนใหญ่ ทั้งนี้ก็เพื่อลดการหมุนของใบที่จะเป็นการต้านลมจากแรงลมที่ปะทะเวลาบินร่อน สำหรับอากาศยานสี่ใบพัดจะไม่ใช้งานโหมดนี้

- ค่า **Soft Start** เป็นค่าที่ใช้ลดแรงบิดของมอเตอร์ในขณะที่ Start โดยปกติมอเตอร์ที่ใช้กับอากาศยานจะมีค่าแรงดันไฟฟ้า (KV) ของมอเตอร์ที่สูง เมื่อเริ่ม Start ก็จะทำให้เกิดแรงบิดสูงซึ่งอาจจะกระชากจนเกิดความเสียหายกับระบบเกียร์ได้ โหมด Soft Start จึงเป็นตัวทำหน้าที่หน่วงแรงบิดให้กับมอเตอร์จนถึงรอบใช้งานจริงตามที่ต้องการ

- ค่า **Throttle Response** เป็นค่าการหน่วงอัตราเร่งของมอเตอร์เพื่อป้องกันหางอากาศยานบิดจากแรงบิดของมอเตอร์เวลาที่เร่งหรือลดเครื่อง สำหรับค่านี้ต้องปรับให้เหมาะสมหรือประมาณกลาง ๆ ของโหมด

- ค่า **Motor Timing** เป็นที่เรียกเอาประสิทธิภาพของมอเตอร์มาใช้งาน ต้องเข้าใจ โครงสร้างการทำงานของ มอเตอร์แบบไร้แปรงถ่าน (Brushless Motor) แต่ละแบบ และรอบการทำงานที่ใช้จึงจะกำหนดได้ โดยกำหนดเป็นองศาการทำงาน ตั้งแต่ 0-30 องศา โดยปกติ 0-5 องศา สำหรับมอเตอร์ Out Runner และ 10-20 องศาสำหรับ In Runner แต่ในปัจจุบัน ESC รุ่นใหม่จะมี โหมด Auto มาให้เรียบร้อยแล้วก็ควรเลือกไปที่โหมด Auto น่าจะดีที่สุด แต่อย่างไรก็ตามก็ควรที่จะ ศึกษาคู่มือของ ESC แต่ละรุ่นให้ละเอียดเสียก่อน ก่อนทำการ Setup



รูปที่ 2.36 แสดงชุดควบคุมความเร็วรอบแบบอิเล็กทรอนิกส์ (Electronic Speed Controller: ESC)

2.7.3 ใบพัด (Propeller)

ใบพัด คือ กลอุปรณ์หมุนชนิดขับเคลื่อนด้วยกำลัง มีดุมหนึ่งดุม และแขนหรือกลีบ รูปร่างปิดอย่างเกลียวตั้งแต่สองอันขึ้นไป กลอุปรณ์นี้ติดอยู่บนอากาศยาน หรือเรือบางแบบ และใช้สำหรับขับเคลื่อน หรือดึงอากาศยานไปข้างหน้าผ่านอากาศ โดยการกระทำของใบพัดหมุนกินอากาศ หรือของไหลอื่น

ข้อมูลทั่วไปของใบพัด

Thrust เป็นแรงที่ใช้ขับเคลื่อนอากาศยานไปในอากาศ Thrust เป็นระบบที่สร้างขึ้น เพื่อใช้ผลักดันอากาศยาน ซึ่งมีอยู่หลายแบบและหลายวิธีการในการสร้างระบบผลักดันนี้ขึ้นมา ใบพัดก็เป็นหนึ่งในระบบขับเคลื่อนอากาศยาน จุดมุ่งหมายของใบพัดก็คือการขับเคลื่อนอากาศยาน ให้เคลื่อนที่ไปในอากาศ ใบพัดประกอบใบหรือกลีบ ตั้งแต่สองกลีบหรือสองใบขึ้นไป ต่อกันด้วยที่ ศูนย์กลาง ซึ่งเรียกว่า Hub ทำหน้าที่ยึด ใบพัดแต่ละกลีบหรือแต่ละใบเข้ากับ Shaft ของเครื่องยนต์

ชนิดของใบพัด

ใบพัดไม้ เป็นใบพัดที่แข็งแรงที่สุดและมีน้ำหนักเบา การที่ใบพัด ไม้มีน้ำหนักเบา จะช่วยในเรื่องลดน้ำหนัก ทำให้ได้รอบที่สูงขึ้น



รูปที่ 2.37 แสดงใบพัดไม้

ใบพัดคาร์บอนเสริมไนลอน หรือ ใบพัด APC เป็นใบพัดที่นิยมใช้ทั่วไป มีน้ำหนักมากกว่าใบพัดชนิดไม้และมีความยืดหยุ่นสูงกว่า สำหรับการลงจอดของอากาศยานที่ใช้ใบพัดชนิดนี้อาจจะทำได้ไม่ดีแต่ดีกว่าใบพัดชนิดไม้



รูปที่ 2.38 แสดงใบพัดคาร์บอนเสริมไนลอนหรือใบพัด APC

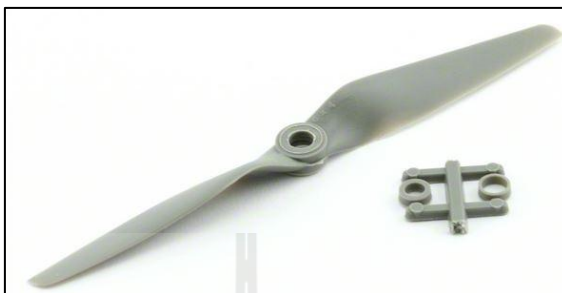
ใบพัดคาร์บอนไฟเบอร์ เป็นใบพัดที่นิยมใช้ในการแข่งขัน ใบพัดมีความยืดหยุ่นมากกว่าใบพัดชนิดอื่น ๆ และมีพื้นที่ใบขนาดใหญ่



รูปที่ 2.39 แสดงใบพัดคาร์บอนไฟเบอร์

- ใบพัดที่นิยมใช้กับอากาศยานหลายใบพัด แบ่งออกเป็น 2 ชนิด คือ

1. ใบพัดแบบรอบจัด (Speed Propeller) ซึ่งใบพัดชนิดนี้จะใช้กับอากาศยานประเภทบินเร็วและมีน้ำหนักเบา เน้นรอบจัด เพื่อความคล่องตัวในการบิน



รูปที่ 2.40 แสดง APC 6x4 Speed 400 Electric Propeller

2. ใบพัดแบบรอบต่ำ (Slow Propeller) ใบพัดชนิดนี้จะใช้กับอากาศยานที่มีขนาดใหญ่ มีน้ำหนักตัวลำที่มาก โดยใบพัดชนิดนี้จะเน้นสำหรับสร้างแรงดึง ให้รอบต่ำและทอร์คสูง



รูปที่ 2.41 แสดง APC 10x4.7 Slow-Flyer Propeller

ส่วนลักษณะของใบพัดที่แตกต่างกันนั้น เกิดจากการออกแบบให้มีลักษณะพิเศษ เช่น การออกแบบมาเพื่อลดเสียงการรบกวน หรือออกแบบมาเพื่อเน้นรอบของการบิน



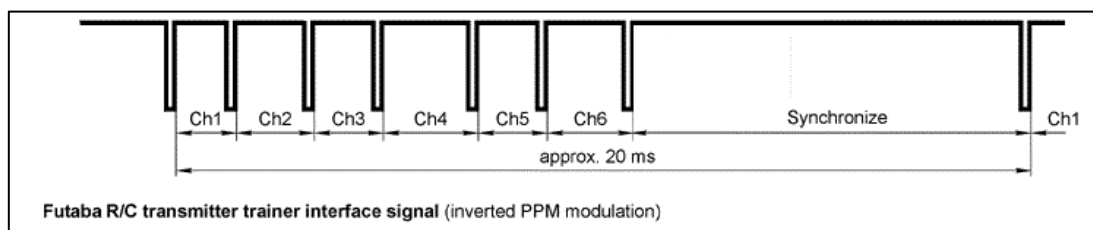
รูปที่ 2.42 แสดงใบพัดรูปแบบต่าง ๆ

2.8 หลักการทำงานของวิทยุบังคับ

วิทยุบังคับเป็นอุปกรณ์ที่ใช้ส่งสัญญาณควบคุมไปยังอากาศยาน สัญญาณควบคุมจากคันบังคับและสวิตช์ควบคุมต่าง ๆ จะถูกเข้ารหัส (Encode) ให้เป็นสัญญาณพัลส์อนุกรม (Pulse Position Modulation, PPM) ดังรูปที่ 2.43 สัญญาณ PPM ของวิทยุบังคับบางค่าย เช่น Futaba จะเป็นสัญญาณแบบกลับทาง (Inverted PPM) ดังรูปที่ 2.44

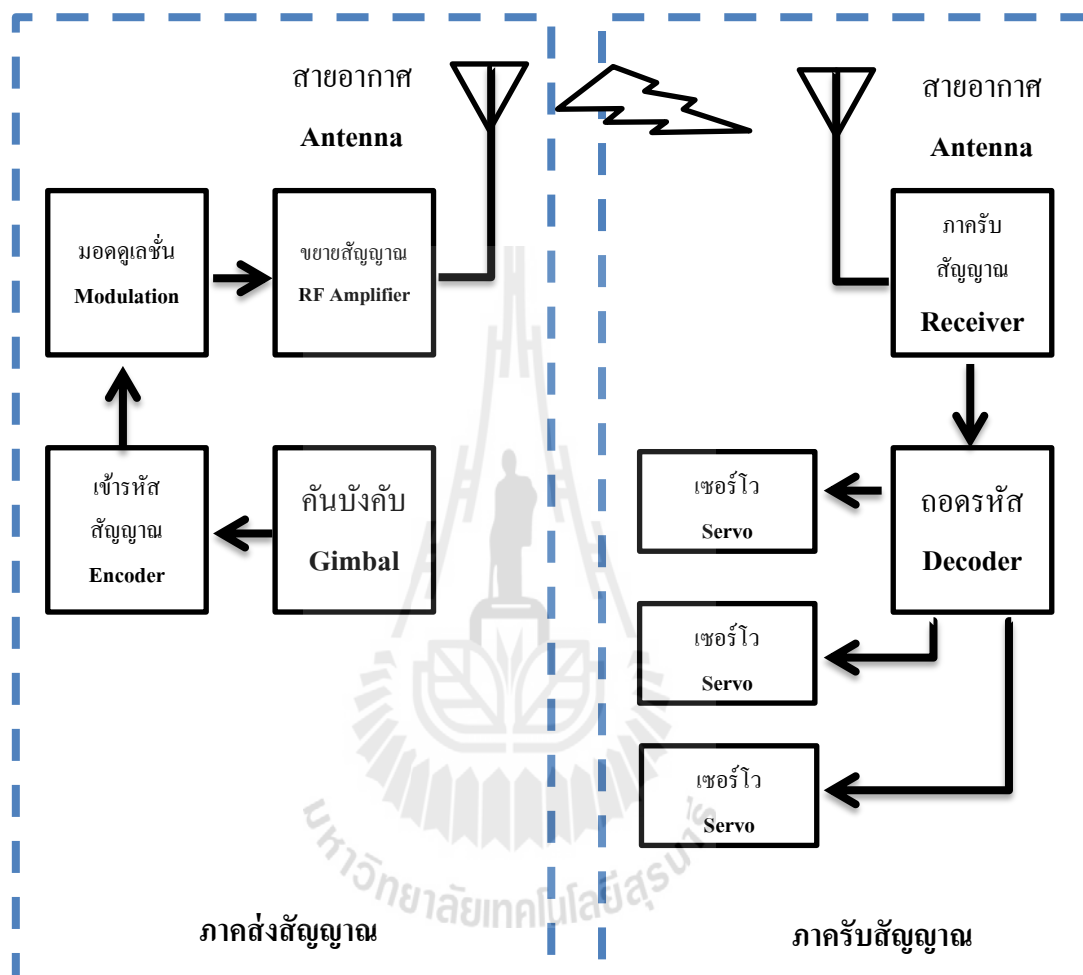


รูปที่ 2.43 แสดงสัญญาณพัลส์อนุกรม



รูปที่ 2.44 แสดงสัญญาณพัลส์อนุกรมแบบกลับทาง

สัญญาณ PPM จะถูกนำมามอดดูเลชั่นกับสัญญาณวิทยุแล้วส่งออกไป หลังจากนั้นภาครับสัญญาณจะนำสัญญาณมาถอดรหัสให้เป็นสัญญาณสำหรับควบคุมตำแหน่งเซอร์โวต่อไป ดังรูปที่ 2.45



รูปที่ 2.45 แสดงระบบการรับ – ส่ง สัญญาณวิทยุบังคับ

2.8.1 ระบบการส่งคลื่นวิทยุบังคับ

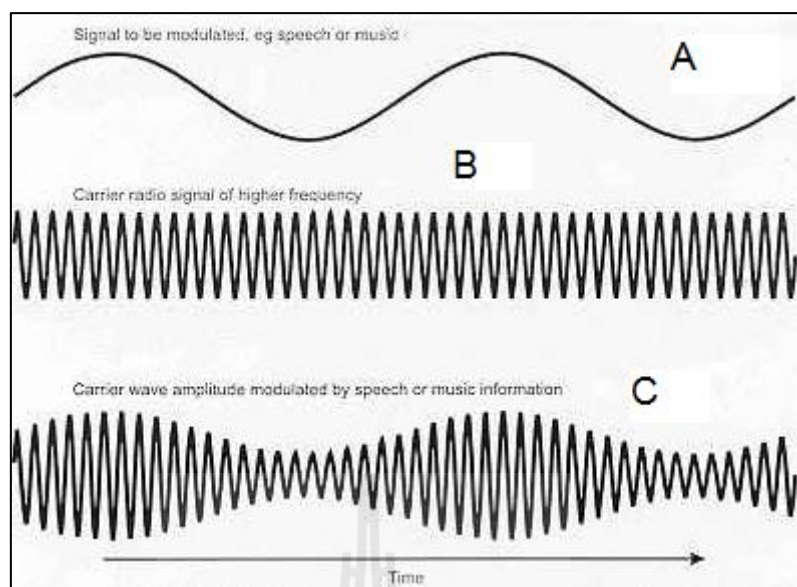
การรับ-ส่งสัญญาณวิทยุนั้นประกอบไปด้วยส่วนสำคัญ 3 ส่วนด้วยกันคือ เครื่องส่งวิทยุ (Transmitter) ตัวคลื่นวิทยุ (Radio wave) และ เครื่องรับวิทยุ (Receiver) กระบวนการรับ-ส่งวิทยุเริ่มจากการที่เครื่องส่งวิทยุสร้างคลื่นวิทยุออกมาในการสร้างคลื่นวิทยุของเครื่องส่งนั้น คลื่นวิทยุจะถูกสร้างจากวงจรกำเนิดความถี่ (Generating circuit) ซึ่งมีหลักการทำงานคือ การเร่งประจุไฟฟ้า (ในที่นี้คืออิเล็กตรอน) ให้เคลื่อนที่กลับไปกลับมา โดยทฤษฎีแม่เหล็ก-ไฟฟ้าของแมกซ์เวลล์ การที่ประจุไฟฟ้าเคลื่อนที่ด้วยความเร่งจะทำให้เกิดคลื่นแม่เหล็กไฟฟ้าขึ้นซึ่งคลื่นนี้ก็

คือพลังงานที่ประจุไฟฟ้าปลดปล่อยออกมาขณะที่มีความเร่งนั่นเอง จากนั้นสัญญาณที่เราต้องการส่ง (ในที่นี้ก็คือสัญญาณการควบคุมอากาศยานแต่สำหรับเครื่องรับวิทยุที่เราฟังกันอยู่ทุกวันนี้ สัญญาณนี้ก็คือสัญญาณเสียงที่ได้รับการแปลงเป็นสัญญาณไฟฟ้าด้วยไมโครโฟน) จะถูกรวมเข้าไปในคลื่นที่ถูกสร้างขึ้นนี้ซึ่งเป็นขั้นตอนที่เรียกว่า Modulation คลื่นวิทยุที่ผ่านการผสมสัญญาณแล้วจะถูกส่งออกจากเครื่องส่งผ่านทางเสาอากาศของเครื่องส่ง เมื่อคลื่นนี้เดินทางมาถึงเครื่องรับ เสาอากาศของเครื่องรับจะจับคลื่นนี้ไว้ หลักการที่เกี่ยวข้องก็คือการเหนี่ยวนำแม่เหล็กไฟฟ้า คลื่นแม่เหล็กไฟฟ้าประกอบไปด้วยคลื่นสนามไฟฟ้าและสนามแม่เหล็กที่สั่น เมื่อคลื่นมากระทบกับเสาอากาศที่เป็นโลหะตัวนำจะเหนี่ยวนำให้เกิดไฟฟ้ากระแสสลับขึ้นในเสาอากาศ กระแสไฟฟ้านี้จะถูกส่งผ่านไปยังวงจรขยายสัญญาณเพื่อให้ความแรงมากขึ้น จากนั้นสัญญาณที่ถูกขยายแล้วจะถูกส่งต่อไปยังวงจรแยกสัญญาณซึ่งเป็นกระบวนการที่เรียกว่า demodulation ในกรณีของอากาศยานบังคับสัญญาณที่แยกออกมาได้จะไปควบคุมอุปกรณ์ต่าง ๆ ภายในตัวอากาศยาน เช่น Electronic Speed Controller (ESC) ในการเร่งความเร็วรอบของใบพัดเพื่อยกให้เฮลิคอปเตอร์ยกตัวสูงขึ้นหรือลดระดับต่ำลง

2.8.2 ระบบ Modulation

● ระบบ AM

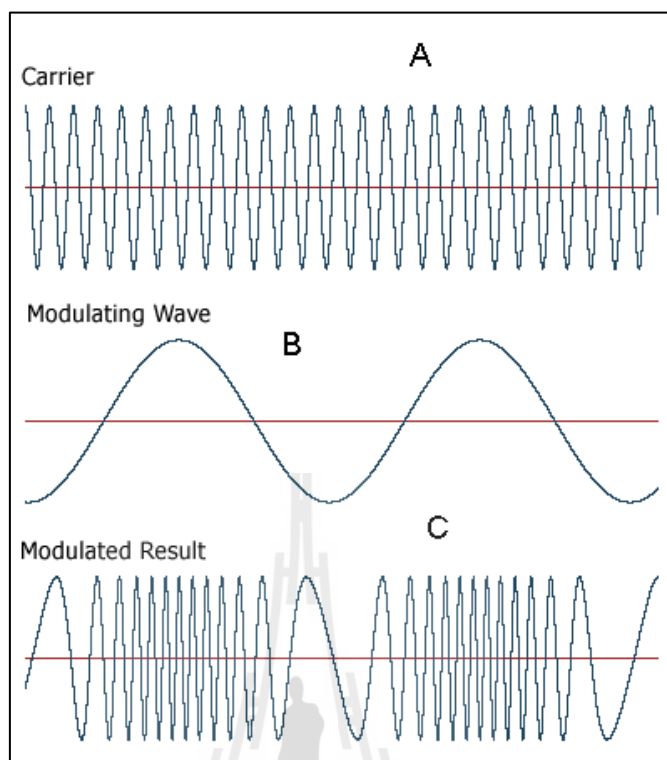
ในระบบนี้ สัญญาณการควบคุมจะถูกส่งไปกับคลื่นวิทยุโดยการบังคับให้แอมพลิจูดของคลื่นวิทยุเปลี่ยนแปลงไปดังรูปที่ 2.46 ในรูปนี้ A คือสัญญาณที่จะส่ง B คือคลื่นวิทยุ และ C คือคลื่นที่เกิดจากการผสมสัญญาณเข้าไปกับคลื่นวิทยุ การเปลี่ยนแปลงนี้จะมีลักษณะที่จำเพาะต่อสัญญาณแบบต่าง ๆ ที่มาจากการโยกคันบังคับหรือการกดปุ่มต่าง ๆ บนตัวเครื่องส่งวิทยุ ระบบนี้ไม่ค่อยนิยมนำมาใช้เนื่องจากการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดของคลื่นวิทยุถูกรบกวนได้ง่ายจากสิ่งแวดล้อมภายนอก เช่น ไฟฟ้าหรือสัญญาณรบกวน (noise) ทางไฟฟ้าที่มาจากอุปกรณ์อื่น ๆ อย่างเช่นการสตาร์ทรถยนต์ เป็นต้น ข้อดีของระบบ AM คือเครื่องรับสามารถคัดกรองการเปลี่ยนแปลงแอมพลิจูดสูงต่ำของคลื่นวิทยุได้โดยง่ายและในการส่งวิทยุกระจายเสียงย่านความถี่ประมาณ 560 kHz ถึง 1650 kHz ของคลื่นวิทยุ AM ทั่วไปนั้น คลื่น AM จะส่งได้ไกลกว่าโดยไม่ต้องมีสถานีถ่ายทอดระหว่างทางเนื่องจากคลื่นสามารถสะท้อนกลับลงมายังพื้นโลกได้จากบรรยากาศชั้นไอโอโนสเฟียร์



รูปที่ 2.46 แสดงระบบ modulation แบบ AM

- ระบบ FM หรือ ระบบ PPM (Pulse Position Modulation)

ในระบบนี้สัญญาณการควบคุมจะถูกส่งไปโดยการเปลี่ยนแปลงความถี่ของคลื่นวิทยุ ดังรูปที่ 2.47 ในรูปนี้ A คือคลื่นวิทยุ B คือสัญญาณที่จะส่ง และ C คือคลื่นที่เกิดจากการผสมสัญญาณแบบ FM ในแควดของ RC ระบบนี้ยังเรียกกันอีกชื่อหนึ่งว่า PPM ด้วย ชื่อนี้ย่อมาจาก Pulse Position Modulation ในระบบนี้สัญญาณรบกวนที่ส่งผลต่อแอมพลิจูดของคลื่นวิทยุจะไม่มีผลกระทบใด ๆ ต่อระบบ FM เนื่องจากเครื่องรับจะสนใจแต่การเปลี่ยนแปลงความถี่ของคลื่นวิทยุเท่านั้น ระบบนี้อาจเกิดความผิดพลาดขึ้นได้เนื่องมาจากชิ้นส่วนที่หมุนได้สามารถก่อให้เกิดสัญญาณรบกวนได้ซึ่งเครื่องรับอาจจะคิดว่าเป็นสัญญาณที่ถูกส่งมา สิ่งนี้จะส่งผลให้อากาศยานเกิดการกระตุก นอกจากนี้เครื่องรับของระบบ PPM จะส่งผ่านการแทรกสอดของสัญญาณรบกวนกับคลื่นวิทยุที่ส่งมาไปยังเซอร์โวโดยตรง ระบบ PCM ที่จะกล่าวถึงต่อไปนี้สามารถจัดการกับสัญญาณรบกวนได้ดีกว่า



รูปที่ 2.47 แสดงระบบ modulation แบบ FM

- **ระบบ PCM (Pulse Code Modulation)**

ระบบนี้จัดว่าเป็นการ Modulation แบบดิจิทัลเนื่องจากการผสมสัญญาณดิจิทัลเข้ากับคลื่น FM ปกติ สัญญาณควบคุมโดยทั่วไปแล้วเป็นสัญญาณอนาลอก ดังนั้นในเครื่องส่งจะต้องมีตัวแปลงสัญญาณเหล่านี้ให้เป็นสัญญาณดิจิทัลที่เรียกว่ากระบวนการ Digitization ภายในเครื่องส่งจะมีชิปที่ทำหน้าที่เข้ารหัสแล้วส่งสัญญาณดิจิทัลออกไปกับคลื่นวิทยุ และที่เครื่องรับก็จะมีชิปที่จะแยกเอาสัญญาณดิจิทัลออกมาแล้วถอดรหัสให้เป็นสัญญาณอนาลอกของการควบคุมปกติออกมา ระบบนี้ลดความผิดพลาดไปได้มากเนื่องจากเครื่องรับจะตอบสนองต่อสัญญาณดิจิทัลที่เครื่องรับเข้าใจเท่านั้นโดยไม่สนใจกับสัญญาณรบกวนอื่น ๆ ในระบบนี้ยังมีฟังก์ชันที่เรียกว่า ความปลอดภัยเมื่อล้มเหลว (failsafe) อีกด้วย เมื่อใดก็ตามที่มีความผิดพลาดในเรื่องของการรับส่งสัญญาณฟังก์ชันนี้จะทำหน้าที่ปรับตำแหน่งของเซอร์โวและลดคันเร่งลงมายังตำแหน่งต่ำสุดตามที่ตั้งค่าไว้ ฟังก์ชันนี้มีข้อดีสำหรับเครื่องบินบังคับซึ่งช่วยลดความเสี่ยงจากการตกได้ นอกจากนี้แล้วระบบ PCM ยังมีการรบกวนระหว่างเครื่องส่งที่ใช้ความถี่เดียวกันเมื่อใช้พร้อม ๆ กันด้วย

2.8.3 ระบบ Spread Spectrum

ระบบนี้จะใช้ความถี่ 2.4 GHz ซึ่งจะพบได้ทั่วไปในเครื่องส่งวิทยุราคาแพง ระบบนี้มีฟังก์ชันที่ขัดแย้งคือเครื่องรับเครื่องใดเครื่องหนึ่งไว้กับเครื่องส่งที่ใช้อยู่ หลังจากการเชื่อมโยง (Binding) แล้วเครื่องรับจะตอบสนองต่อสัญญาณจากเครื่องส่งเครื่องที่เชื่อมต่อไว้เท่านั้น จึงไม่มีปัญหาของการรบกวนจากการใช้ย่านความถี่เดียวกันในระบบ 2.4 GHz นี้ใช้การกระจายย่านความถี่ออกไปซึ่งมีชื่อเรียกว่า Spread Spectrum ซึ่งการกระจายนี้จะเป็นแบบสุ่มจึงมีโอกาสน้อยมากที่จะรบกวนกับเครื่องส่งอื่น ๆ นอกจากนี้ถ้ามีการรบกวนเกิดขึ้นก็จะเกิดในช่วงเวลาที่สั้นมาก ๆ จนไม่อาจสังเกตเห็นได้ นอกจากนี้การกระจายความถี่ยังส่งผลให้สัญญาณรบกวนถูกกระจายออกไปด้วย ทำให้สัญญาณรบกวนเหล่านี้อ่อนลงไปมากจนแทบจะไม่ส่งผลใด ๆ ต่อการส่งสัญญาณเลย ระบบนี้เป็นการ modulation แบบดิจิทัลเช่นเดียวกับระบบ PCM จึงมีข้อดีทุกอย่างที่ระบบ PCM มี สิ่งที่ตั้งเกตได้จากรูปร่างภายนอกของเครื่องส่งที่ใช้ความถี่ 2.4 GHz คือเสาอากาศที่สั้นกว่าระบบอื่นมาก เหตุผลก็เนื่องมาจากการใช้ความถี่ที่สูงกว่าจึงมีความยาวคลื่นน้อยกว่า ซึ่งถ้าคำนวณโดยใช้สมการพื้นฐานของวิชาฟิสิกส์เกี่ยวกับคลื่น

$$c = f\lambda \quad (2.3)$$

โดยที่ c คือ อัตราเร็วของคลื่นในอากาศมีค่า $3 \times 10^8 \text{ m/s}^2$

F คือ ความถี่

λ คือ ความยาวคลื่น

จะได้ว่าที่ความถี่ 2.4 GHz หรือ $2.4 \times 10^9 \text{ Hz}$ เราจะได้ความยาวคลื่น 12.5 cm ในขณะที่ความถี่ 72 MHz จะให้ความยาวคลื่น 4.17 m ซึ่งจะเห็นได้ว่าเครื่องส่งระบบ PPM และ PCM จะมีเสาอากาศที่ยาวกว่ามาก การที่มีความยาวคลื่นน้อยนี้มีผลเสียคือความยาวคลื่นน้อยจะทำให้คลื่นเกิดการสะท้อนมากขึ้น ถ้าคลื่นที่มีความยาวคลื่นมากเคลื่อนที่มากกระทบกับวัตถุขนาดเล็กคลื่นจะเคลื่อนที่อ้อมวัตถุนั้นไปซึ่งในทางฟิสิกส์เราเรียกปรากฏการณ์นี้ว่าการเลี้ยวเบนของคลื่น แต่ถ้าคลื่นมีความยาวคลื่นสั้นกว่าขนาดของวัตถุ แนวโน้มที่คลื่นจะสะท้อนกลับจะมีมาก การดูดกลืนและสะท้อนกลับของชิ้นส่วนต่าง ๆ ในอากาศยานที่ทำจากคาร์บอนไฟเบอร์และอลูมิเนียมสามารถทำให้เกิดความผิดพลาดขึ้นได้ถ้าสัญญาณจากเครื่องส่งไม่แรงพอ ปัญหานี้ได้รับการแก้ไขโดยการเพิ่มเครื่องรับตัวที่สองเข้าไปโดยจัดวางการวางตัวของสายอากาศที่เครื่องรับให้อยู่คนละแนวกันเพื่อตรวจจับสัญญาณที่มาในทิศทางต่าง ๆ ในขณะที่เฮลิคอปเตอร์กำลังบินอยู่ในทิศทางต่าง ๆ กันได้ระบบ Spread Spectrum ยังแบ่งออกได้เป็น 2 รูปแบบใหญ่ ๆ คือ

- **Frequency Hopping Spread Spectrum (FHSS)**

เป็นระบบแรกที่เกิดขึ้นใน Spread Spectrum Modulation การส่งผ่านสัญญาณด้วยวิธีการนี้ใช้การกระโดด (hop) จากย่านความถี่แคบ ๆ ช่องหนึ่งไปอีกช่องหนึ่งที่อยู่ภายในช่วงความถี่ย่านกว้างนี้หลายร้อยครั้งต่อวินาที ลำดับของการกระโดดและอัตราการกระโดดจะมีรูปแบบเฉพาะ เครื่องรับในระบบนี้จึงต้องรับรู้รูปแบบการเปลี่ยนแปลงความถี่นี้ได้จึงจะรับสัญญาณได้ ระบบนี้สามารถหลบหลีกการรบกวนได้โดยการสกัดกั้นความถี่ที่กำหนดไว้ บริษัทผลิตวิทยุบังคับที่ใช้ระบบนี้คือ Futaba

- **Direct Sequence Spread Spectrum (DSSS)**

เป็นระบบที่นิยมใช้กันมากโดยบริษัท Spektrum ซึ่งเป็นบริษัทที่ผลิตวิทยุบังคับออกมาหลายรุ่นด้วยกัน เริ่มตั้งแต่ 2-3 channel ไปจนถึง 12 channel ในระบบนี้ สัญญาณจะถูกกระจายลงบนช่วงความถี่ย่านกว้างโดยตรงด้วยลำดับโค้ดที่เฉพาะเจาะจง ระบบนี้ส่งผ่านข้อมูลได้รวดเร็วกว่าและไม่ล่าช้าเนื่องจากเครื่องรับและเครื่องส่งไม่ต้องเสียเวลาในการเปลี่ยนช่องความถี่กลับไปกลับมา แต่ด้วยเทคโนโลยีเกี่ยวกับโปรเซสเซอร์ในปัจจุบัน ความล่าช้าที่เกิดขึ้นนี้จึงไม่เป็นปัญหาแต่อย่างใด ระบบนี้ช่วยให้การตอบสนองของเฮลิคอปเตอร์ต่อการโยกคันบังคับเป็นไปอย่างรวดเร็วจึงทำให้การเล่นดูสมจริงและรวดเร็วทันใจมากยิ่งขึ้น ระบบนี้สามารถเลี่ยงการรบกวนได้โดยตั้งค่าฟังก์ชันให้กับเครื่องรับเพื่อให้เครื่องรับสนใจแต่เฉพาะสัญญาณที่ส่งมาเท่านั้น และในขณะเดียวกันก็กระจายสัญญาณรบกวนออกไป

2.9 โปรแกรมควบคุมการบิน

ในช่วงไม่นานมานี้ได้เกิดกระแสการเผยแพร่ภาพการบินของอากาศยานแบบสี่ใบพัดตามอินเทอร์เน็ตอย่างมากมาย อากาศยานเหล่านี้บินได้ด้วยการควบคุมโดยอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ ซึ่งเป็นผลการวิจัยจากห้องทดลองต่าง ๆ ชุดควบคุมที่พัฒนาเชิงพาณิชย์ และจากการพัฒนาชุดควบคุมแบบเปิดเผยซอร์สโค้ดหรือที่เรียกว่าโอเพ่นซอร์ส (Open Source) จากที่สำรวจพบว่ามีผู้พัฒนาระบบควบคุมอากาศยานแบบสี่ใบพัดตามตารางที่ 2.1 ซึ่งแต่ละรายได้พัฒนาส่วนของโปรแกรมตั้งค่าให้มีความสะดวกในการปรับแต่งอากาศยานแบบสี่ใบพัด และบางรายมีการเปิดเผยซอร์สโค้ดเพื่อนำไปพัฒนาต่อได้ง่าย ด้วยเหตุนี้จึงทำให้กระแสการพัฒนาชุดควบคุมอากาศยานอย่างก้าวกระโดด รวมไปถึงห้องวิจัยต่าง ๆ ที่ได้เอาโปรแกรมดังกล่าวไปพัฒนาต่อออกให้สอดคล้องต่อการใช้งานมากที่สุด โดยรายละเอียดของชุดควบคุมแสดงดังตารางที่ 2.2

ตารางที่ 2.1 แสดงผู้พัฒนาโปรแกรมและชุดควบคุมอากาศยานแบบสี่ใบพัด

ชื่อโครงการ	เว็บไซต์
Arducopter	http://code.google.com/p/arducopter
Openpilot	http://www.openpilot.org
Paparazzi	http://paparazzi.enac.fr
Pixhawk	http://pixhawk.ethz.ch
Mikrokopter	http://www.mikrokopter.de
KKmulticopter	http://www.kkmulticopter.com
Multiwii	http://www.multiwii.com
Aeroquad	http://www.aeroquad.com

ตารางที่ 2.2 แสดงตารางรายละเอียดของชุดควบคุมของผู้พัฒนาแต่ละราย

ผู้พัฒนา	CPU	Gyro	Accelerometer	Magnetometer	Barometer	GPS
Arducopter	Atmega 2560 8bit 16MHz	MPU-6000	MPU-6000	HMC5843	MS5611	มี
Openpilot	STM32F103CB 32bit 72MHz	ISZ/ID C-500	ADX330	HMC5843	BMP085	มี
Paparazzi	STM32F105- RCT6 32bit 60MHz	MPU-6000	MPU-6000	HMC5843	MS5611	มี
Pixhawk	LPC2148 32bit 60MHz	ISZ/ID C-500	SCA3100- D04	HMC5843	BMP085	มี
Mikrokopter	ATmega644 8bit 20MHz	ADXR S 610	LIS344ALH	KMZ51	MPX4115A	มี
KKmulti copter	ATmega168 8bit 20MHz	ENC-03	-	-	-	-

ตารางที่ 2.2 แสดงตารางรายละเอียดของชุดควบคุมของผู้พัฒนาแต่ละราย (ต่อ)

ผู้พัฒนา	CPU	Gyro	Accelerometer	Magnetometer	Barometer	GPS
Multiwii	ATmega328P	ITG3200	ADXL345	HMC5843	MS5611 BMP085	มี
	ATmega2560		BMA180	HMC5883		
	ATmega32U4		BMA020	AK8975		
	8bit 16MHz		LIS3LV02	MAG3110		
			LSM303DLx			
Aeroquad	ATmega328P	ITG3200	ADXL345	HMC5843	BMP085	ไม่มี
	ATmega2560		BMA180			
	8bit 16MHz					



บทที่ 3

วิธีการดำเนินการวิจัย

งานวิจัยนี้ได้ทำการออกแบบและจัดสร้างอากาศยานแบบสี่ใบพัดที่สามารถบินรับ-ส่งเอกสารระหว่างอาคารแบบอัตโนมัติ โดยเริ่มต้นจากการศึกษาลักษณะการทำงานของอากาศยานแบบสี่ใบพัด คุณลักษณะโครงสร้าง และส่วนประกอบต่าง ๆ เพื่อนำมาเป็นข้อมูลสำหรับการออกแบบอากาศยาน โดยทางผู้วิจัยมีแนวคิดที่ต้องการให้อากาศยานสามารถบินขึ้น-ลงแบบอัตโนมัติ พร้อมทั้งบินขนส่งเอกสารระหว่างอาคารหรือตามเส้นทางที่กำหนด ซึ่งในขั้นตอนของการออกแบบเป็นขั้นตอนที่สำคัญมาก ในการสร้างอากาศยานเราจะต้องคำนึงเรื่องน้ำหนักเป็นอย่างมาก เพราะฉะนั้นการเลือกใช้วัสดุและอุปกรณ์ทุกชิ้นมีส่วนสำคัญ เพราะถ้าน้ำหนักมากเกินไป อาจส่งผลให้อากาศยานบินไม่ได้ แล้วอาจจะต้องเปลี่ยนอุปกรณ์ใหม่ทั้งหมด ทำให้เกิดความสิ้นเปลือง และเพื่อให้อากาศยานสามารถบินขึ้น-ลงแบบอัตโนมัติได้โดยไร้การควบคุมจึงได้ทำการออกแบบชุดอุปกรณ์เพื่อควบคุมวิทยุบังคับอีกส่วนหนึ่งนอกเหนือจากในส่วนของโปรแกรม เมื่อจัดสร้างอากาศยานต้นแบบเรียบร้อยแล้ว นำไปบินทดสอบในรูปแบบต่าง ๆ ทั้งการบินที่ควบคุมด้วยวิทยุบังคับและการสร้างเส้นทางให้บินแบบอัตโนมัติ เพื่อนำไปเป็นต้นแบบของอากาศยานแบบสี่ใบพัดที่ใช้สำหรับบินส่งเอกสารระหว่างอาคารต่อไป

3.1 ข้อกำหนดในการออกแบบ

ในการสร้างอากาศยานแบบสี่ใบพัด ส่วนของการออกแบบถือว่าเป็นส่วนที่สำคัญที่สุด เพราะฉะนั้นเพื่อให้การออกแบบออกมาสมบูรณ์แบบตามลักษณะของงานที่เรากำหนดหรือต้องการ เราจะต้องมีการกำหนดข้อกำหนดที่จะใช้ในการออกแบบ ซึ่งข้อกำหนดนี้เกิดจากความต้องการในการใช้งานจริงและยังเป็นตัวกำหนดข้อจำกัดของการออกแบบและเลือกใช้อุปกรณ์ต่าง ๆ โดยงานวิจัยนี้มีข้อกำหนดดังนี้

3.1.1 น้ำหนักบรรทุก (Payload)

สำหรับการสร้างอากาศยานแบบสี่ใบพัด เรื่องของน้ำหนักถือว่าเป็นสิ่งที่สำคัญมาก เราควรจะออกแบบและเลือกใช้วัสดุ อุปกรณ์ต่าง ๆ ให้มีน้ำหนักรวมเบาที่สุด เพื่อเป็นการประหยัดพลังงานและเพิ่มระยะเวลาในการบิน เนื่องจากอากาศยานที่เราทำการออกแบบนั้น เป็นอากาศยานเพื่อการขนส่งเอกสาร ดังนั้นเราจึงจำเป็นต้องมีข้อกำหนดของน้ำหนักบรรทุก (Payload) โดยจะประกอบไปด้วยกล่องใส่เอกสารขนาด A4 และเอกสารที่ใช้บรรจุหรือรับ-ส่งที่มีน้ำหนักรวมไม่เกิน 200 กรัม เพื่อที่อากาศยานจะสามารถบินรับ-ส่งเอกสารได้อย่างปลอดภัย

3.1.2 เวลาในการบิน (Flight Time)

อีกข้อกำหนดของการออกแบบที่สำคัญ คือ เวลาที่ใช้ในการบิน ซึ่งเวลาที่กำหนดจะใช้เป็นข้อมูลสำหรับการคำนวณ เพื่อเลือกใช้ขนาดของแบตเตอรี่ที่เหมาะสมกับขนาดและน้ำหนักของตัวอากาศยาน ซึ่งทางผู้วิจัยได้กำหนดให้อากาศยานบินรับ-ส่งเอกสารระหว่างอาคาร เครื่องมือ 5 และอาคารเครื่องมือ 6 โดยมีระยะทางประมาณ 200 เมตร ซึ่งน่าจะใช้เวลาในการบินประมาณ 3-4 นาที ต่อการบินหนึ่งครั้ง ดังนั้นเพื่อความปลอดภัยและสามารถที่จะบินไป-กลับได้หลายครั้ง ผู้วิจัยจึงกำหนดเวลาในการบินที่จะใช้ในการออกแบบอยู่ที่ 7 นาที ที่ระดับเพดานบิน 40 เมตร

3.2 การออกแบบอากาศยานสี่ใบพัด

สำหรับในขั้นตอนของการออกแบบ ผู้วิจัยได้แบ่งการออกแบบออกเป็น 3 ส่วน คือ ระบบต้นกำลัง ในส่วนนี้จะทำการคำนวณหาแรงยก ค่าการกินกระแส และอื่น ๆ เพื่อใช้เป็นข้อมูลในการเลือกชุดอุปกรณ์ อาทิเช่น มอเตอร์ แบตเตอรี่ ขนาดของใบพัด ในส่วนต่อมาจะทำการออกแบบระบบโครงสร้าง เมื่อทราบขนาดของใบพัด จะสามารถกำหนดขนาดของตัวลำของอากาศยานได้ หรือการทราบน้ำหนักโดยรวมของอากาศยาน จะสามารถเลือกใช้วัสดุที่เหมาะสมกับน้ำหนักของอากาศยานได้เช่นเดียวกัน และในที่สุดท้าย ระบบควบคุม ซึ่งในส่วนนี้จะเป็ระบบควบคุมการทำงานทั้งหมด ทั้งการเลือกใช้โปรแกรม การปรับค่า PID โดยทั้งสามส่วนที่กล่าวมา มีหลักการในการออกแบบดังนี้

3.2.1 ระบบต้นกำลัง

ระบบต้นกำลัง คือ ชุดอุปกรณ์ที่ใช้สำหรับสร้างแรงยกและการเคลื่อนที่ของอากาศยาน ซึ่งระบบต้นกำลังจะประกอบไปด้วย มอเตอร์ ชุดควบคุมความเร็วรอบแบบอิเล็กทรอนิกส์ ใบพัด และแบตเตอรี่

การออกแบบในส่วนของระบบต้นกำลังเริ่มต้นจากการคำนวณหาน้ำหนักรวมทั้งหมด โดยพิจารณาจากน้ำหนักของโครงสร้าง น้ำหนักของระบบต้นกำลัง และน้ำหนักบรรทุก ซึ่งมีขนาด 200 กรัม ตามที่ผู้วิจัยได้กำหนดไว้ในส่วนของข้อกำหนดในการออกแบบ ส่วนน้ำหนักในส่วน of โครงสร้างและอุปกรณ์ในส่วนระบบต้นกำลัง ทั้งสองส่วนนี้เป็นน้ำหนักที่ผู้วิจัยสมมุติขึ้นมา เนื่องจากยังไม่ทราบขนาด วัสดุ และอุปกรณ์ที่จะใช้ในการสร้างอากาศยาน ดังนั้นจึงพิจารณาน้ำหนักมากที่สุดที่จะเป็นไปได้ โดยกำหนดให้สองส่วนนี้มีน้ำหนักรวมกันไม่เกิน 2,000 กรัม

$$W_{\text{Total}} = (W_{\text{Frame}} + W_{\text{Device}}) + \text{Payload} \quad (3.1)$$

$$W_{\text{Total}} = (2,000 \times 9.8) + (200 \times 9.8)$$

$$\therefore W_{\text{Total}} = 21,560 \quad \text{N}$$

โดย W_{Total} คือ น้ำหนักรวมทั้งหมดของอากาศยาน

W_{Frame} คือ น้ำหนักของ โครงสร้าง

W_{Device} คือ น้ำหนักของอุปกรณ์ต้นกำลัง

Payload คือ น้ำหนักบรรทุก

เมื่อทราบน้ำหนักรวมทั้งหมดของอากาศยานแล้ว จึงนำไปหาค่าแรงยกสูงสุดต่อมอเตอร์หนึ่งตัว ที่จะกระทำได้ เพื่อใช้เป็นข้อมูลในการพิจารณาเลือกขนาดของมอเตอร์และใบพัด ที่สอดคล้องกับค่าน้ำหนักที่เราได้กำหนดไว้คือ 2,200 กรัม (21,560 N) โดยผู้วิจัยกำหนดให้ระบบต้นกำลังมีประสิทธิภาพในการสร้างแรงยกได้ 80% หมายความว่า 80% ของแรงยกที่คำนวณได้จะสามารถยกอากาศยานที่น้ำหนักรวมทั้งหมดที่เราได้กำหนดไว้ได้ นั่นคือ

$$0.80T_{\text{Use}} = W_{\text{Total}} \quad (3.2)$$

$$T_{\text{Use}} = \frac{21,560}{0.80}$$

$$\therefore T_{\text{Use}} = 26,950 \quad \text{N}$$

โดย T_{Use} คือ ค่าแรงยกที่ใช้

จากค่าแรงยก T_{Use} ที่ได้จากการคำนวณนั้น เป็นค่าแรงยกทั้งหมดที่มอเตอร์จะสามารถยกได้ ซึ่งอากาศยานที่จะทำการสร้างนั้น เป็นอากาศยานแบบสี่ใบพัด เพราะฉะนั้นแรงยกที่คำนวณได้นั้นจะเป็นแรงยกของมอเตอร์ทั้ง 4 ตัวรวมกัน ดังนั้นเพื่อการเลือกขนาดของมอเตอร์ที่ถูกต้อง จะต้องคิดคำนวณแรงยกของมอเตอร์ต่อหนึ่งตัวเท่านั้น

$$T_{\text{Piece}} = \frac{T_{\text{Use}}}{4} \quad (3.3)$$

$$T_{\text{Piece}} = \frac{26,950}{4}$$

$$\therefore T_{\text{Piece}} = 6,737.50 \quad \text{g}$$

โดย T_{Piece} คือ ค่าแรงยกที่ใช้ต่อมอเตอร์หนึ่งตัว

แต่ในการนำมอเตอร์ไปใช้งานจริงนั้น ค่าแรงยกที่มอเตอร์จะทำงานได้นั้นจะอยู่ในช่วง 40-70% ของแรงยกสูงสุดของมอเตอร์แต่ละตัว ดังนั้น เพื่อจะหาแรงยกสูงสุดของมอเตอร์แต่ละตัว ผู้วิจัยจึงกำหนดให้ค่าแรงยกสูงสุดของมอเตอร์ต่อหนึ่งตัวที่ใช้งานได้อยู่ที่ 70%

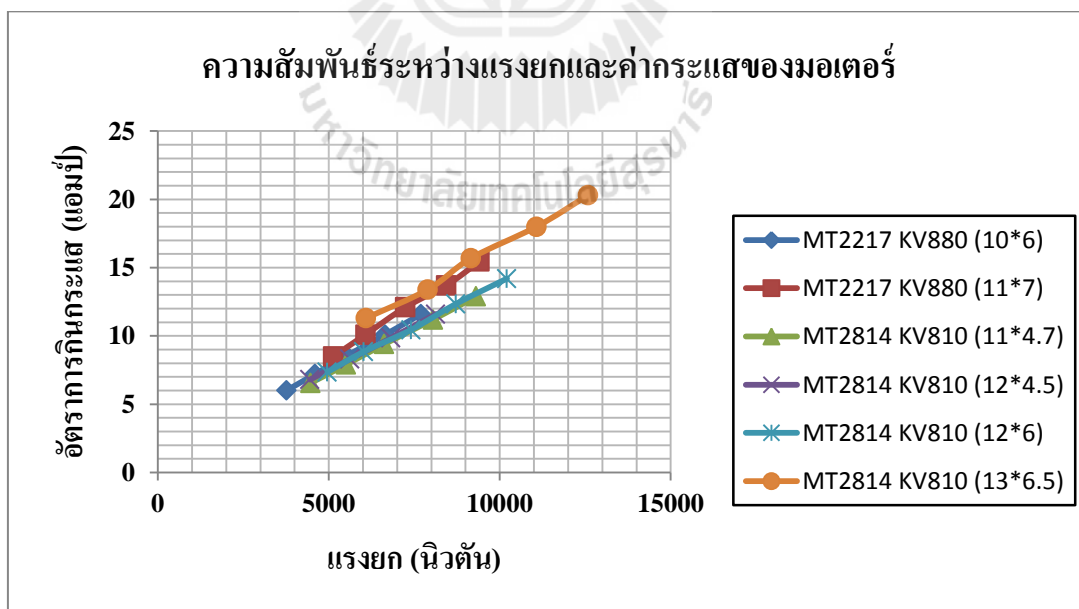
$$0.70T_{\text{Max}} = T_{\text{Piece}} \quad (3.4)$$

$$T_{\text{Max}} = \frac{6,737.50}{0.70}$$

$$\therefore T_{\text{Max}} = 9,625 \text{ N}$$

โดย T_{Max} คือ ค่าแรงยกสูงสุดต่อมอเตอร์หนึ่งตัว

จากผลการคำนวณ จะได้ค่าแรงยกสูงสุดที่มอเตอร์หนึ่งตัวจะยกอากาศยานได้ อยู่ที่ 9,625 นิวตัน เมื่อได้ค่าแรงยกสูงสุดของมอเตอร์แล้ว นำข้อมูลที่ได้นี้ไปเลือกขนาดของมอเตอร์และใบพัดที่สอดคล้องกัน โดยการเลือกขนาดของมอเตอร์นั้นสามารถทำได้โดยใช้ข้อมูลจากผู้ผลิตหรือจะทำการสุ่มทดลองหาแรงยกของมอเตอร์ แต่สำหรับในงานวิจัยนี้ ผู้วิจัยได้เลือกขนาดมอเตอร์จากข้อมูลของผู้ผลิต ซึ่งในข้อมูลของผู้ผลิตจะแสดงรายละเอียดต่าง ๆ ทั้งข้อมูลทางเทคนิค ค่าแรงยกที่สามารถยกได้ อัตราการกินกระแส เมื่อใช้คู่กับใบพัดแต่ละขนาดและแต่ละประเภท



รูปที่ 3.1 แสดงกราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงยกและค่าอัตราการใช้กระแสของมอเตอร์

จากข้อมูลของผู้ผลิต ผู้วิจัยได้พิจารณาจากค่าแรงยก (Thrust) เป็นหลัก โดยทำการสร้างกราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงยกและค่ากระแสของมอเตอร์แต่ละรุ่นที่มีความเป็นไปได้ เพื่อดูความสัมพันธ์เปรียบเทียบของมอเตอร์แต่ละรุ่นที่เราจะทำการเลือก จากกราฟจะพบว่ามอเตอร์รุ่น MT 2814 KV 810 ทดลองคู่กับใบพัดขนาด 11 x 4.7 (เส้นสามเหลี่ยม) ให้ค่าแรงยกอยู่ที่ช่วงตามที่ได้คำนวณไว้คือ 982.14 กรัม และอัตราการกินกระแสต่ำสุดเมื่อเทียบกับแรงยกที่ตำแหน่งเดียวกันก็มีค่าน้อยสุด ดังนั้นผู้วิจัยจึงเลือกมอเตอร์รุ่น MT 2814 KV 810 คู่กับใบพัด 11 x 4.7



รูปที่ 3.2 แสดงใบพัด ชนิด APC ขนาด 11 x 4.7



รูปที่ 3.3 แสดงมอเตอร์ รุ่น iFlight MT2814 810 KV

เมื่อเลือกขนาดของมอเตอร์และใบพัดได้แล้ว ต่อมาจะทำการหาอัตราการกินกระแสของมอเตอร์ที่สภาวะต่าง ๆ เพื่อเป็นข้อมูลในการคำนวณหาความจุของแบตเตอรี่ที่จะเลือกจ่ายให้กับมอเตอร์ โดยมีหลักการการคำนวณหาอัตราการกินกระแสรวมทั้งหมดดังนี้

กำหนดให้อัตราการกินกระแสรวมทั้งหมด คือ ผลรวมของอัตราการกินกระแสที่ใช้ในการบินขึ้น อัตราการกินกระแสที่ใช้ในการบินลอยตัวเคลื่อนที่ และอัตราการกินกระแสที่ใช้ในการบินลงของอากาศยาน

$$A_{\text{Total}} = A_{\text{Takeoff}} + A_{\text{Hovering}} + A_{\text{Landing}} \quad (3.5)$$

โดย A_{Total} คือ อัตราการกินกระแสรวม
 A_{Takeoff} คือ อัตราการกินกระแสที่ใช้ในการบินขึ้น
 A_{Hovering} คือ อัตราการกินกระแสที่ใช้ในการบินลอยตัวเคลื่อนที่
 A_{Landing} คือ อัตราการกินกระแสที่ใช้ในการบินลง

การหาอัตราการกินกระแสที่ใช้ในการบินขึ้นนั้น เนื่องจากในการบินขึ้นของอากาศยานนั้นจะต้องใช้กำลังหรือแรงยกมากกว่าการลอยตัวอยู่บนอากาศ ดังนั้นผู้วิจัยจึงกำหนดให้ใช้กำลังมากกว่าการบินลอยตัว 30%

$$T_{\text{Takeoff}} = 0.3T_{\text{Piece}} + T_{\text{Piece}} \quad (3.6)$$

$$T_{\text{Takeoff}} = (0.3 \times 6,737.50) + 6,737.50$$

$$\therefore T_{\text{Takeoff}} = 8,758.75 \text{ N}$$

โดย T_{Takeoff} คือ แรงยกที่ใช้ในช่วงการบินขึ้น

จากรูปที่ 3.1 พบว่าที่แรงยกในช่วงการบินขึ้นที่คำนวณได้นั้น สามารถอ่านค่าอัตราการกินกระแสได้ 12.15 แอมป์ เนื่องจากได้กำหนดเวลาในการบินเป็นนาที และขนาดของแบตเตอรี่จะบอกเป็นมิลลิแอมป์ ดังนั้นเพื่อง่ายต่อการคำนวณ จึงทำการแปลงค่าอัตราการกินกระแสที่ได้จากรูปที่ 3.1 เป็นมิลลิแอมป์ต่อนาที (mA/min)

$$A_{(A)} \times \frac{1 \text{ mA}}{60 \text{ s}} = A_{(\text{mA}/\text{min})} \quad (3.7)$$

$$12.15 \times \frac{1000}{60} = 202.5 \text{ mA}/\text{min}$$

โดย $A_{(A)}$ คือ ค่าอัตราการกินกระแสที่อ่านได้จากกราฟหน่วยเป็นแอมป์

$A_{(\text{mA}/\text{min})}$ คือ ค่าอัตราการกินกระแสที่มีหน่วยเป็นมิลลิแอมป์ต่อนาที

ผู้วิจัยกำหนดความเร็วของอากาศยานต่อนาทีอยู่ที่ 120 เมตรต่อนาที (2 m/s) ที่ระดับเพดานบิน 40 เมตร เพราะฉะนั้นในช่วงเวลาที่ใช้ในการบินขึ้นของอากาศยานคือ 20 วินาที หรือ 0.33 นาที ดังนั้นอัตราการกินกระแสที่ใช้ในการบินขึ้นหาได้จาก ผลคูณของค่ากระแสที่มีหน่วยเป็นมิลลิแอมป์ต่อนาทีกับเวลาที่ใช้ในการบินขึ้น

$$A_{\text{Takeoff}} = A_{(\text{mA}/\text{min})} \times t \quad (3.8)$$

$$A_{\text{Takeoff}} = 202.50 \times 0.33$$

$$\therefore A_{\text{Takeoff}} = 66.83 \text{ mA}$$

โดย A_{Takeoff} คือ อัตราการกินกระแสที่ใช้ในการบินขึ้น

t คือ เวลาที่ใช้ในการบินหน่วยเป็นวินาที

ต่อมาในส่วนของกระแสที่ใช้ในการบินลอยตัวเคลื่อนที่ ในส่วนนี้สามารถใช้ค่าแรงยกต่อมอเตอร์หนึ่งตัวหรือ T_{Piece} ที่คำนวณไว้ก่อนหน้านี้ มาใช้ในการคำนวณหาค่าอัตราการกินกระแสที่ใช้ในการบินลอยตัว

$$T_{\text{Hovering}} = T_{\text{Piece}} \quad (3.9)$$

$$\therefore T_{\text{Hovering}} = 6,737.50 \text{ N}$$

จากรูปที่ 3.1 พบว่าที่แรงยกในช่วงการบินลอยตัว สามารถอ่านค่าอัตราการกินกระแสได้ 9.51 แอมป์ ทำการแปลงค่ากระแสเป็นมิลลิแอมป์ต่อนาทีตามสมการ (3.7)

$$9.51 \times \frac{1000}{60} = 158.50 \text{ mA}/\text{min}$$

จากข้อกำหนดในการออกแบบเรื่องเวลาในการบิน ผู้วิจัยได้กำหนดเวลาที่จะใช้ในการออกแบบอยู่ที่ 7 นาที ดังนั้นอัตราการกินกระแสที่ใช้ในการบินลอยตัวเคลื่อนที่ คือ

$$A_{\text{Hovering}} = A_{(\text{mA}/\text{min})} \times t \quad (3.10)$$

$$A_{\text{Hovering}} = 158.5 \times 7$$

$$\therefore A_{\text{Hovering}} = 1,109.50 \text{ mA}$$

โดย A_{Hovering} คือ อัตราการกินกระแสที่ใช้ในการบินลอยตัวเคลื่อนที่

t คือ เวลาที่ใช้ในการบินหน่วยเป็นวินาที

ในส่วนสุดท้ายคือ อัตราการกินกระแสที่ใช้ในการบินลงของอากาศยาน โดยในส่วนนี้ผู้วิจัยได้ใช้ข้อมูลทางเทคนิคของผู้ผลิตมาใช้ในการคำนวณ คือ ช่วงรอบเดินเบาของมอเตอร์ที่มีอัตราการกินกระแส 0.65 แอมป์ เมื่อทำการแปลงค่ากระแสตามสมการ (3.7) จะได้ว่า

$$0.65 \times \frac{1000}{60} = 10.83 \text{ mA/min}$$

ผู้วิจัยได้กำหนดความเร็วในการบินลงของอากาศยานอยู่ที่ 36 เมตรต่อนาที (0.6 m/s) เพราะฉะนั้นในช่วงการบินลงของอากาศยานจะใช้เวลาคือ 66.67 วินาที หรือ 1.11 นาที

$$A_{\text{Landing}} = A_{(\text{mA/min})} \times t \quad (3.11)$$

$$A_{\text{Landing}} = 10.83 \times 1.11$$

$$\therefore A_{\text{Landing}} = 12.02 \quad \text{mA}$$

โดย A_{Landing} คือ อัตราการกินกระแสที่ใช้ในการบินลง
 t คือ เวลาที่ใช้ในการบินหน่วยเป็นวินาที

ดังนั้นจากสมการ (3.5) จะหาค่าอัตราการกินกระแสรวมทั้งหมดได้ คือ

$$A_{\text{Total}} = 66.83 + 1109.50 + 12.02$$

$$\therefore A_{\text{Total}} = 1,188.35 \quad \text{mA}$$

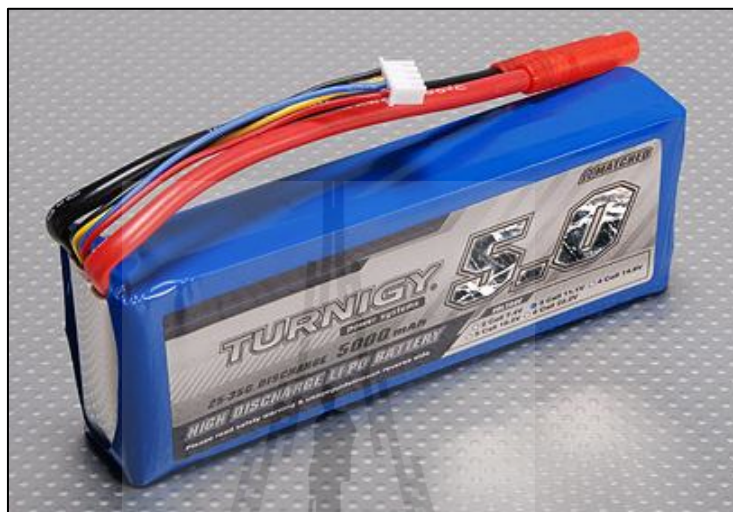
โดย A_{Total} คือ อัตราการกินกระแสรวม

จากค่าอัตราการกินกระแสรวมที่คำนวณได้นั้น เป็นอัตราการกินกระแสของมอเตอร์เพียงตัวเดียวเท่านั้น แต่เนื่องจากอากาศยานที่ต้องการสร้างเป็นชนิดสี่ใบพัด ดังนั้นค่าอัตราการกินกระแสที่คำนวณได้นั้นจะต้องคูณกับจำนวนมอเตอร์ที่ใช้งาน จะได้

$$A_{\text{Total}} = 1,188.35 \times 4$$

$$\therefore A_{\text{Total}} = 4,753.40 \quad \text{mA}$$

จากค่าอัตราการกินกระแสรวมที่คำนวณได้นั้น จะทำให้เราทราบถึงขนาดความจุของแบตเตอรี่ที่ต้องการ ซึ่งแบตเตอรี่ที่จะเลือกนั้นต้องมีขนาดความจุโดยประมาณไม่ต่ำกว่า 4,753.40 mAh เพื่อความปลอดภัยผู้วิจัยจึงเลือกขนาดความจุของแบตเตอรี่ที่ใกล้เคียงกับที่คำนวณได้ คือเลือกแบตเตอรี่ชนิด LiPo ที่มีขนาดความจุ 5,000 mAh



รูปที่ 3.4 แสดงแบตเตอรี่ขนาด Turnigy 5000 mAh

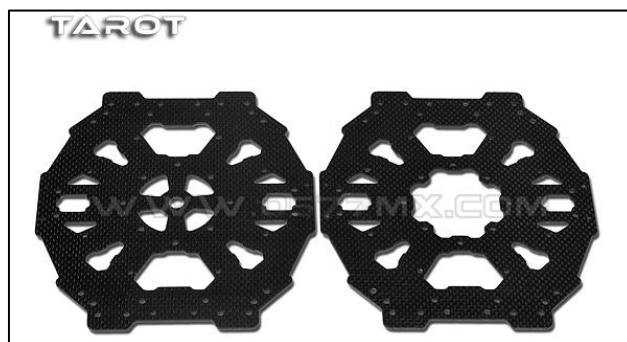
3.2.2 ระบบโครงสร้าง

ระบบ โครงสร้างหรือตัวลำของอากาศยาน คือ โครงสร้างหลักของอากาศยานที่มีหน้าที่รับน้ำหนักของอุปกรณ์ต่าง ๆ สามารถออกแบบได้หลายรูปแบบตามความสวยงามและการใช้ประโยชน์ แต่เน้นความแข็งแรงและน้ำหนักเบาเป็นหลัก

การออกแบบในส่วนของ โครงสร้างจุดที่สำคัญที่สุด คือ เรื่องของน้ำหนัก โครงสร้างที่ทำการออกแบบนั้นจะต้องเลือกใช้วัสดุที่มีน้ำหนักเบาแต่มีความแข็งแรง เพื่อให้สามารถรองรับน้ำหนักของอุปกรณ์ต่าง ๆ ได้และรับแรงบิดของมอเตอร์ได้ดีโดยไม่มีการบิดตัว สามารถรับแรงสั่นสะเทือนจากมอเตอร์ได้ดี ซึ่งผู้วิจัยได้แบ่งการออกแบบ โครงสร้างออกเป็น 2 ส่วน คือ ส่วนโครงสร้างหลักและส่วนแขน

- ส่วนโครงสร้างหลัก

ในส่วนนี้ผู้วิจัยเลือกใช้วัสดุคาร์บอนไฟเบอร์ ชนิดแผ่น ขนาด 160 x 140 มิลลิเมตรหนา 1.6 มิลลิเมตร ซึ่งส่วนนี้ใช้ขนาดใหญ่พอสมควร เพื่อให้สะดวกต่อการวางอุปกรณ์ต่าง ๆ โดยมีลักษณะดังรูป 3.5



รูปที่ 3.5 แสดงส่วนของโครงสร้างหลัก

- ส่วนแขน

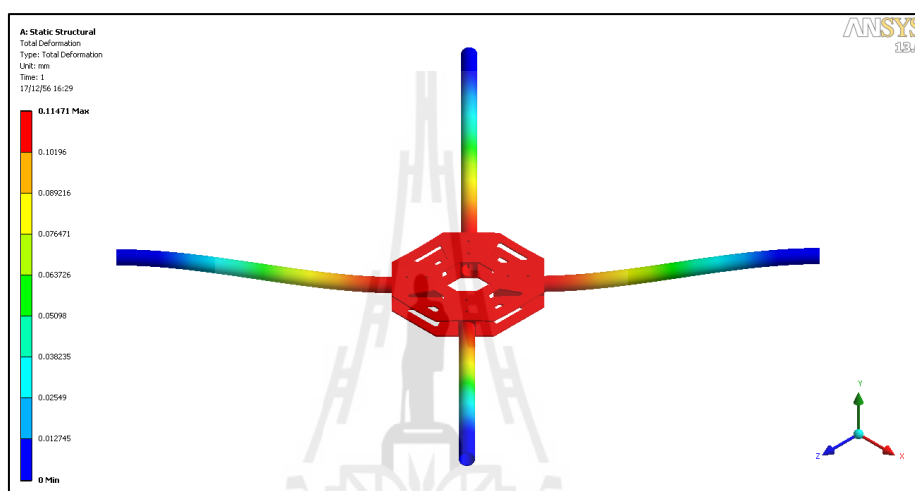
ในส่วนนี้จะใช้ยึดติดกับแท่นของมอเตอร์ ดังนั้นเพื่อลดแรงสั่นสะเทือนจากมอเตอร์และรองรับแรงบิดของมอเตอร์ได้ดีโดยไม่มีการบิดตัว ผู้วิจัยจึงเลือกใช้วัสดุคาร์บอนไฟเบอร์ ชนิดท่อ เพราะจะมีความแข็งแรงมากกว่าชนิดแผ่น ซึ่งขนาดความยาวของส่วนแขนจะต้องนำขนาดของใบพัดมาคิดคำนวณด้วย โดยขนาดของใบพัดที่ได้จากการเลือกให้สอดคล้องกับมอเตอร์มีขนาด 11 นิ้ว หรือ 279.4 มิลลิเมตร ดังนั้นขนาดของส่วนแขนควรจะมีความยาวมากกว่า 279.4 มิลลิเมตร ผู้วิจัยจึงกำหนดให้ระยะห่างระหว่างใบพัดกับโครงสร้างหลักไม่น้อยกว่า 2 นิ้ว หรือ 50.8 มิลลิเมตร เพราะฉะนั้นขนาดของส่วนแขนที่จะทำการเลือกใช้มีเส้นผ่านศูนย์กลาง 16 มิลลิเมตร ยาว 330 มิลลิเมตร ซึ่งถ้าวัดขนาดจากแกนมอเตอร์(ติดตั้งที่ส่วนปลายแขน) ถึงแกนมอเตอร์ฝั่งตรงข้าม จะได้ขนาดของโครงสร้าง 650 มิลลิเมตร ดังรูป 3.6



รูปที่ 3.6 แสดงส่วนแขนของอากาศยาน

ผู้วิจัยได้เลือกใช้ชิ้นส่วนที่มีจำหน่ายตามท้องตลาด โดยจะเลือกให้ได้ขนาดและรูปทรงให้ตรงตามที่ได้ออกแบบมา เพื่อให้สะดวกต่อการใช้งาน และได้ขนาดของชิ้นงานที่ได้มาตรฐาน

ในการคำนวณความแข็งแรงและหาการโก่งงอ ผู้วิจัยทำการวิเคราะห์หาค่าการโก่งงอจากโปรแกรม ANSYS โดยได้กำหนดน้ำหนักถ่วงลงที่กลางลำหรือบริเวณโครงสร้างหลักด้วยค่าแรง 40 นิวตัน โดยไม่คิณน้ำหนักของมอเตอร์และใบพัดที่บริเวณปลายแขน



รูปที่ 3.7 แสดงภาพการวิเคราะห์โครงสร้างด้วยโปรแกรม ANSYS

จากผลการวิเคราะห์หาค่าการโก่งงอที่ได้จากโปรแกรม ANSYS ดังรูปที่ 3.7 ค่าโก่งงอสูงสุดมีค่าอยู่ที่ 0.1147 มิลลิเมตร โดยค่าแรง 40 นิวตัน ที่กดลงบนโครงสร้างหลักเป็นเพียงค่าแรงที่เกิดจากการสมมุติเท่านั้น ซึ่งเป็นค่าแรงที่มากกว่าความเป็นจริงที่จะใช้งาน ดังนั้นการโก่งงอจริงจะเกิดขึ้นเพียงเล็กน้อยเท่านั้น ซึ่งถือว่าเป็นค่าที่ยอมรับได้

3.2.3 ระบบควบคุม

ระบบควบคุม คือ ส่วนที่ใช้ในการควบคุมการบินของอากาศยาน เป็นส่วนสำคัญที่มีหน้าที่ทำให้อากาศยานสามารถบินได้ ไม่ว่าจะเป็นการลอยตัวอยู่ในอากาศ การบินขึ้น-ลง ช่วยควบคุมการบินเดินทางทั้งแบบปกติและแบบอัตโนมัติ

ในส่วนของระบบการควบคุมถือว่าเป็นหัวใจหลักของอากาศยาน ทำหน้าที่ควบคุมเสถียรภาพในการบินของอากาศยานทั้งหมด ไม่ว่าจะ เป็น ควบคุมระดับความเอียง (Attitude Control) ควบคุมความสูง (Altitude Control) ควบคุมตำแหน่ง (Position Control) ควบคุมทิศทาง (Heading Control) และนำทางการบิน (Navigation) การสามารถรับ-ส่งสัญญาณหรือข้อมูลใน

การบิน โดยผู้วิจัยได้เลือกใช้คอนโทรลเลอร์ (Controller) รุ่น APM 2.6 without Compass ของค่าย 3D Robotics ซึ่งรายละเอียดภายในคอนโทรลเลอร์จะกล่าวในภาคผนวก ในส่วนของโปรแกรม ผู้วิจัยเลือกมาติดตั้งคือ โปรแกรม Mission Planner ซึ่งเป็นโปรแกรมที่ง่ายต่อการใช้งาน มีรูปแบบที่สวยงาม และครอบคลุมการทำงานในหลายส่วน สำหรับกฎการควบคุมที่ใช้คือ PID (Proportion Integral Derivative Control) ซึ่งการบินจะมีเสถียรภาพจะต้องมีการปรับค่าตัวแปรของตัวควบคุม PID (Proportion Integral Derivative Control) เพื่อให้การบินมีเสถียรภาพมากที่สุด



รูปที่ 3.8 แสดง Control Board รุ่น APM 2.6

3.3 การปรับตั้งค่า PID

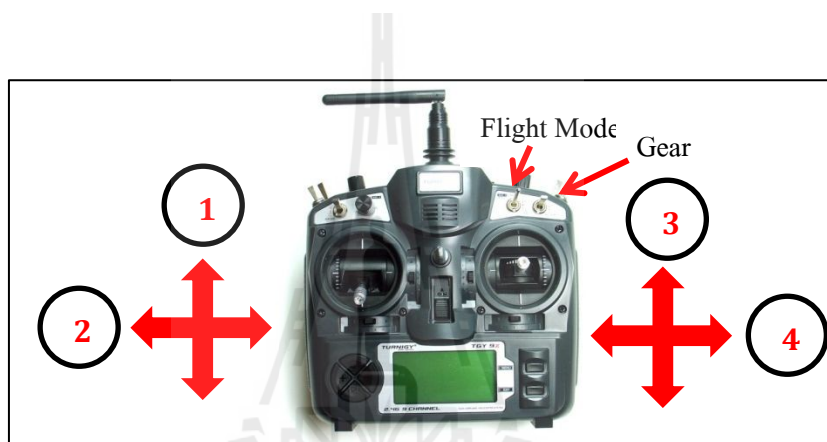
การปรับตั้งค่าจะใช้หลักการสังเกตพฤติกรรมของอากาศยานว่ามีลักษณะการตอบสนองอย่างไร เมื่อลอยตัวอยู่นิ่ง ๆ และเมื่อถูกรบกวนจากภายนอก การปรับค่า PID ของแกนในระบบ Pitch และ Roll จะให้ผลที่คล้ายคลึงกัน มีการปรับเพื่อให้การทรงตัวมีความเสถียรภาพ หากค่าน้อยเกินไปจะไหลไปไหลมา และถ้ามากเกินไปจะเกิดการกระเพื่อมขึ้น อาจจะทำให้ระบบขาดเสถียรภาพได้ ส่วนการปรับค่า PID ที่ Yaw จะปรับเพื่อป้องกันไม่ให้เกิดการหมุนตัวของอากาศยาน ค่า PID ของ Yaw ที่มากจนเกินไปจะส่งผลต่อการบิน

ข้อควรระวัง ในระหว่างการปรับค่าต่าง ๆ นักบินทดสอบต้องมีประสบการณ์ในการบิน เพื่อป้องกันความเสียหาย ทั้งการบาดเจ็บจากอุบัติเหตุ และความเสียหายจากการตกของอากาศยาน หรืออาจจะต้องทำบนแท่นทดสอบเบื้องต้นก่อน จึงทำการทดสอบบินจริง

- **การปรับค่า PID แนวแกน Roll และ Pitch**
 - เมื่อทำการบิน ถ้าหาก Gain P มีค่าต่ำเกินไป แกน Pitch และ Roll จะขยับขึ้นลงช้า ๆ ในทางตรงกันข้าม ถ้าหาก Gain สูงเกินไป แกน Pitch และ Roll จะขยับขึ้นเร็ว ๆ (อาการสับัดขึ้นลงอย่างรวดเร็ว และเป็นจังหวะช้า ๆ)
 - เมื่อปรับ Gain P จน Hovering นิ่งแล้ว ทดสอบ โยกซ้าย ขวา หน้า หลัง แล้วหยุด ถ้ามีอาการกระเพื่อมเมื่อหยุด แสดงว่า Gain D มีค่าสูงเกินไป แต่ถ้ามีอาการหยุดช้าหรือเลยตำแหน่งไปแสดงว่า Gain D มีค่าต่ำเกินไป
 - การปรับ Gain I เมื่อทำการหยุด โยกแล้ว แกนต่าง ๆ กลับคืนสู่แนวระดับแสดงว่าค่า Gain I ต่ำเกินไป แต่ถ้าเลยตำแหน่งหรือมีอาการไหลไปเรื่อย ๆ แสดงว่า Gain I สูงเกินไป
 - การเพิ่ม Gain P จะทำให้อากาศยานมีเสถียรภาพมากขึ้น จนมีอาการแกว่ง (Oscillation) วิธีการลด Oscillation โดยไม่ทำให้ขาดเสถียรภาพเพิ่มคือ เพิ่ม Gain D (ทางลบ) เพื่อลด Oscillation นี้
 - การบินที่เน้นเสถียรภาพเมื่อไม่มี Accelerometer วัดความเอียง โดยปกติจะปรับเฉพาะ P และ D ส่วน I เป็น 0 หรือเข้าใกล้ 0
 - การบินแบบ Aerobatic ให้ลด Gain P และ D ต่ำลง อากาศยานจะตอบสนองต่อการบังคับไวขึ้น
- **การปรับค่า PID แนวแกน YAW**
 - การปรับใช้หลักการเดียวกันกับการปรับ gain หางของเฮลิคอปเตอร์
 - ถ้า Gain P ต่ำเกินไปจะมีอาการหมุนในแนวแกน YAW
 - ถ้า Gain P สูงเกินไปจะมีอาการหางสับัด หรือมีอาการควบคุมด้วยมือลำบากตอบสนองช้า และมีการหมุนในทิศทางตรงกันข้ามกับ Gain ต่ำ
 - Gain I จะช่วยเรื่องการจำตำแหน่งเดิม ถ้าสูงเกินไปอาจจะมีอาการไหลเช่นเดียวกัน
 - ทริมหงอากาศยานในโหมดปกติบินได้นิ่ง หลังจากนั้นเข้าโหมด ALT (Altitude Hold) สังเกตอาการแล้วนำเครื่องลง ดับมอเตอร์โดยโยกคันเร่งไปซ้ายสุด หากอากาศยานไปทางซ้าย ขวา หน้าหรือหลัง ด้านใดมาก ให้ยกคันเร่งขึ้น (มอเตอร์จะไม่หมุน) โยก elevator หรือ aileron ไปด้านตรงข้าม ทีละขั้นแล้วทดสอบบินทำซ้ำจนบินได้นิ่ง
 - เมื่อบินในโหมด Altitude Hold ได้นิ่งแล้ว ให้ปรับตั้งค่าในโหมดอื่น ๆ ต่อไป

3.4 การออกแบบชุดควบคุมวิทยุบังคับ

โดยปกติแล้วอากาศยานแบบสี่ใบพัด ที่ติดตั้งระบบบินขึ้น-ลงแบบอัตโนมัติ นั้น จะมีระบบคอมพิวเตอร์สั่งการผ่านโปรแกรม Mission Planner ให้อากาศยานสามารถบินไปตามตำแหน่งที่ได้ตั้งตามพิกัดในแผนที่ (Google Earth) ที่สามารถกำหนดความสูงและความเร็วในการบินได้ แต่ในทุกระบบต้องมีชุดช่วยการบินอัตโนมัติและสามารถบังคับด้วยมือได้ ดังนั้นเพื่อความปลอดภัยจึงต้องมีวิทยุบังคับเพื่อช่วย แต่ก็ยังมีบางคำสั่งที่ยังต้องทำการควบคุมผ่านวิทยุบังคับ ซึ่งในส่วนนี้ทางวิจัยจึงได้ทำการออกแบบชุดอุปกรณ์เพื่อควบคุมกันบังคับในส่วนนี้ เพื่อให้อากาศยานสามารถบินขึ้น-ลงได้อย่างไร้การควบคุมจากมนุษย์



รูปที่ 3.9 แสดงการควบคุมวิทยุบังคับ

ในการควบคุมการทำงานของวิทยุบังคับ จะมีอยู่ 2 โหมด ซึ่งแตกต่างกันที่ลักษณะของการตั้งค่าเพื่อควบคุมการบินของอากาศยาน ทางผู้วิจัยได้เลือกการควบคุมแบบ Mode 2

Mode 2 : เป็นโหมดที่นิยมใช้ในการควบคุมอากาศยานหลายใบพัด นิยมใช้กันมากในประเทศสหรัฐอเมริกา และในประเทศไทย มีลักษณะการควบคุมบังคับบังคับดังรูปที่ 3.9

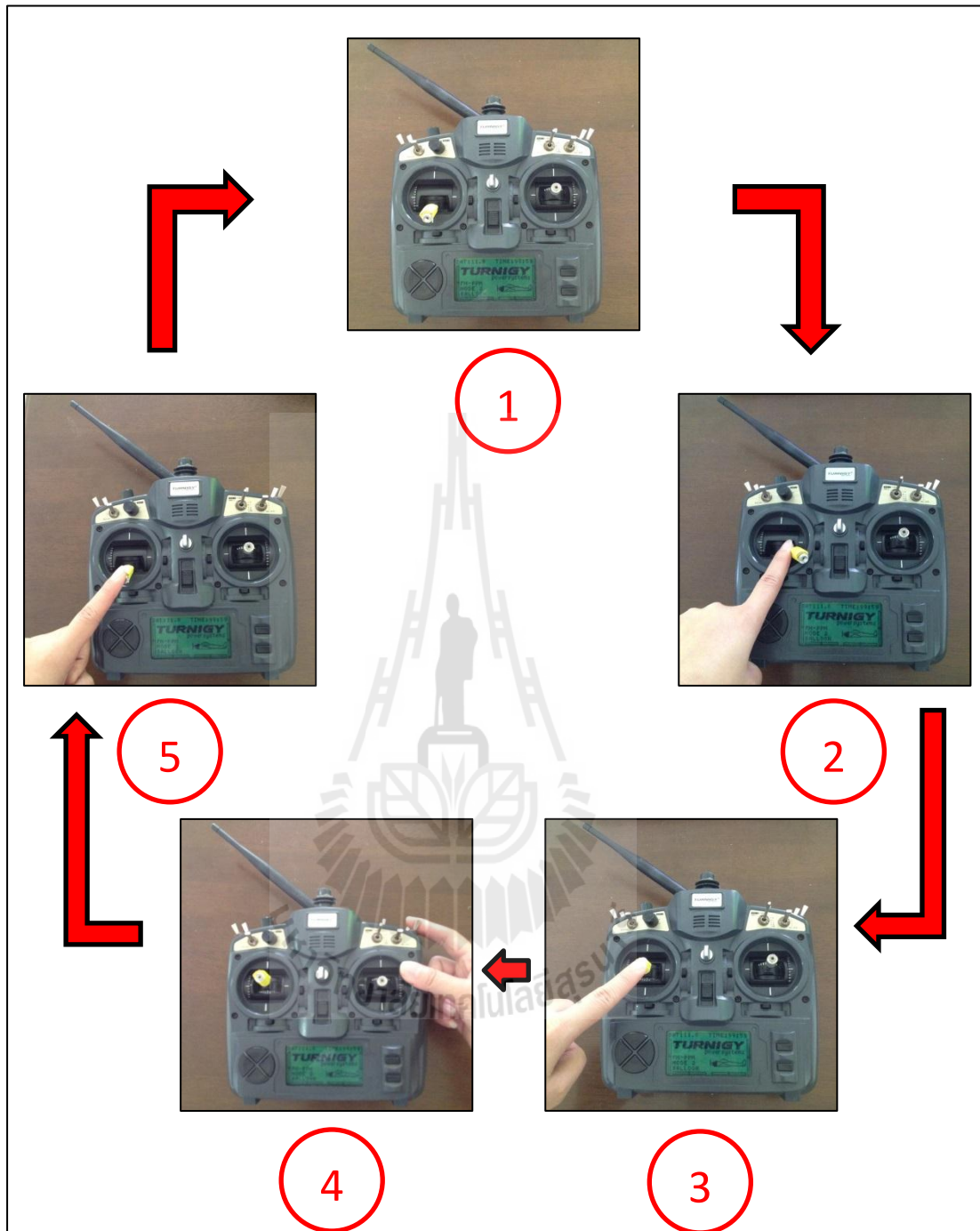
1. ขึ้น/ลง กำหนดเป็น Throttle
2. ซ้าย/ขวา กำหนดเป็น Rudder
3. ขึ้น/ลง กำหนดเป็น Elevator
4. ซ้าย/ขวา กำหนดเป็น Aileron

ในการออกแบบชุดอุปกรณ์เพื่อควบคุมการทำงานของวิทยุบังคับนั้น จะสนใจเฉพาะการสั่งงานเพื่อสั่งให้มอเตอร์หมุน (Armed) มอเตอร์ตัดการทำงาน (Disarmed) เร่งคันเร่ง (Throttle) ซึ่งการสั่งงานที่กล่าวมานั้นจะใช้บังคับด้านซ้าย และการเปลี่ยน Flight Mode จาก Stabilize เป็น Auto จะใช้เป็นสวิทช์ Gear โดยในการควบคุมกันบังคับด้วยซ้ายนั้น จะใช้การเคลื่อนที่ทั้งสองแกน

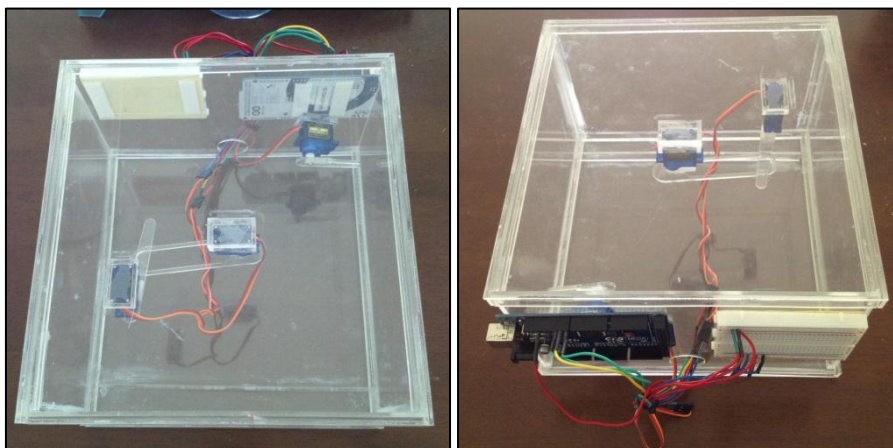
ส่วนสวิตช์ Gear จะเคลื่อนที่เพียงแกนเดียว ดังนั้นผู้วิจัยจึงเลือกใช้เซอร์โวทั้งหมด 3 ตัว เพื่อมาควบคุมคันบังคับและสวิตช์ Gear แต่เพื่อให้วิทยุบังคับยังสามารถควบคุมด้วยมือได้ดังเดิม ผู้วิจัยจึงทำการสร้างกล่องสำหรับติดตั้งเซอร์โวเพื่อครอบไปบนวิทยุบังคับ

สำหรับชุดอุปกรณ์เพื่อควบคุมการทำงานของวิทยุบังคับนั้น จะต้องมีโปรแกรมสำหรับการสั่งการทำงานของเซอร์โว ให้เคลื่อนที่ไปตามมุมมองเสาที่กำหนด ผู้วิจัยได้เลือกใช้โปรแกรม LabVIEW interface for Arduino เพื่อควบคุมเซอร์โวตามลำดับขั้นตอนในการสั่งงาน โดยมีขั้นตอนการควบคุมวิทยุบังคับตามรูปที่ 3.10

1. แสดงตำแหน่งเริ่มต้นของวิทยุบังคับ
2. ทำการ Armed Motor ใน Stabilize Mode โดยให้คันบังคับอยู่ต่ำสุด แล้วบังคับไปทางขวาสุดประมาณ 5-10 วินาที
3. เมื่อ Armed Motor เรียบร้อยแล้ว มอเตอร์จะทำการหมุน แต่อากาศยานยังไม่มี การยกตัวขึ้น ดังนั้นจึงทำการเร่ง Throttle ขึ้น เพื่อให้มอเตอร์มีกำลังมากขึ้น อากาศยานจะทำการยกตัวขึ้นจากพื้นดิน
4. เมื่ออากาศยานเริ่มมีแรงยก จึงทำการสับสวิตช์ Gear เพื่อเปลี่ยนสถานะ Flight Mode จาก Stabilize Mode เป็น Auto Mode
5. เมื่อเข้าสู่ Auto Mode อากาศยานจะทำการขึ้นบินไปตามตำแหน่งที่ได้ตั้งพิกัดไว้ ในระหว่างนี้ให้ทำการลด Throttle ลงต่ำสุด เพื่อให้ระบบทำการ Disarmed Motor เมื่ออากาศยานทำการลงจอด



รูปที่ 3.10 แสดงขั้นตอนการควบคุมวิทยุบังคับ



รูปที่ 3.11 แสดงกล่องครอบวิทยุบังคับพร้อมติดตั้งเซอร์โว



รูปที่ 3.12 แสดงชุดอุปกรณ์ควบคุมวิทยุบังคับ

บทที่ 4

ผลการวิจัย

ในบทนี้จะกล่าวถึงการนำเสนอผลการดำเนินการสร้างอากาศยานสี่ใบพัดที่บังคับการเคลื่อนที่ด้วยตนเองสำหรับบินส่งเอกสารระหว่างอาคาร โดยจะเริ่มต้นจากการออกแบบระบบต้นกำลัง ในส่วนนี้ได้กำหนดเวลาในการบินและระดับเพดานบินมาช่วยในการออกแบบ เพื่อใช้เป็นข้อมูลในการเลือก มอเตอร์ ใบพัด ชุดควบคุมความเร็วรอบแบบอิเล็กทรอนิกส์ (ESC) และแบตเตอรี่ ส่วนต่อมาทำการออกแบบระบบ โครงสร้าง ระบบควบคุม และชุดควบคุมวิทยุบังคับ เมื่อได้อุปกรณ์ต่าง ๆ ตามที่ได้ออกแบบแล้วนั้น จึงนำมาสร้างเป็นอากาศยานต้นแบบ เพื่อนำไปบินทดสอบอุปกรณ์ที่เหมาะสมกับการใช้งานจริง โดยกระบวนการวิจัยนี้ได้แบ่งการทดสอบออกเป็น 2 ระบบ คือระบบการควบคุมอากาศยานด้วยวิทยุบังคับ และระบบการควบคุมแบบอัตโนมัติ

ดังนั้นเมื่อนำผลที่ได้จากการทดสอบการบินมาวิเคราะห์และปรับปรุงแก้ไขจนกระทั่งได้ผลตามวัตถุประสงค์แล้วนั้น ทำให้ได้อากาศยานสี่ใบพัดที่บังคับการเคลื่อนที่ด้วยตนเองสำหรับบินส่งเอกสารระหว่างอาคาร ดังรูปที่ 4.1



รูปที่ 4.1 แสดงอากาศยานต้นแบบสี่ใบพัดสำหรับบินส่งเอกสาร

4.1 ผลการออกแบบอากาศยานต้นแบบลำที่ 1

ในการออกแบบอากาศยานต้นแบบลำที่ 1 นั้น ไม่ได้มีการกำหนดเงื่อนไขของน้ำหนักบรรทุก (Payload) เข้ามาเกี่ยวข้อง มีเพียงการกำหนดน้ำหนักรวมทั้งหมดของตัวอากาศยานไม่เกิน 1,500 กรัม โดยในการออกแบบนั้นทางผู้วิจัยได้ทำการใช้โปรแกรม eCalc ซึ่งเป็นโปรแกรมที่ใช้คำนวณ ประเมิน และออกแบบ ระบบต้นกำลังของ Multicopter เข้ามาช่วยในการเลือกใช้อุปกรณ์

The screenshot shows the eCalc Multicopter Calculator interface. It includes a header with the S4R logo, a 'Restricted Demo Version' notice, and social media links. The main area is divided into several sections for configuration: General, Battery Cell, Controller, Motor, and Propeller. Each section has input fields for various parameters like motor cooling, rotor count, cell capacity, controller current, motor KV, and propeller diameter. A 'calculate' button is visible at the bottom right. Below the configuration fields, there is a 'Remarks' section and a detailed performance table.

Remarks:		Motor @ Optimum Efficiency	Motor @ Maximum	Motor @ Hover	Total Drive	Multicopter
Battery Load:	14.21 C	Current: 7.84 A	Current: 11.72 A	Current: 4.98 A	Drive Weight: 735 g	All-up Weight: 1500 g
Voltage:	10.47 V	Voltage: 10.63 V	Voltage: 10.37 V	Voltage: 10.79 V		52.9 oz
Rated Voltage:	11.10 V	Revolutions*: 8724 rpm	Revolutions*: 8035 rpm	Throttle (linear): 62 %	Current @ Hover: 19.93 A	add. Payload: 407 g
Flight Time:	4.2 min	electric Power: 81.2 W	electric Power: 121.6 W	electric Power: 53.8 W	P(in) @ Hover: 221.3 W	14.4 oz
Mixed Flight Time:	6.7 min	mech. Power: 67.3 W	mech. Power: 98.7 W	mech. Power: 43.5 W	P(out) @ Hover: 173.9 W	max Tilt: 38 °
Hover Flight Time:	8.4 min	Efficiency: 82.9 %	Efficiency: 81.2 %	Efficiency: 80.8 %	Efficiency @ Hover: 78.6 %	max. Speed: 34 km/h
Weight:	276 g	est. Temperature: 39 °C	est. Temperature: 39 °C	est. Temperature: 31 °C	Current @ max: 46.90 A	21.1 mph
	9.7 oz		102 °F	88 °F	P(in) @ max: 520.6 W	
				specific Thrust: 6.97 g/W	P(out) @ max: 394.8 W	
				0.25 oz/W	Efficiency @ max: 75.8 %	

รูปที่ 4.2 แสดงหน้าโปรแกรม eCalc ที่คำนวณระบบต้นกำลังของอากาศยานต้นแบบลำที่ 1

4.1.1 อุปกรณ์ที่ได้จากการออกแบบ

จากผลของการคำนวณระบบต้นกำลังจากโปรแกรม eCalc และการออกแบบระบบโครงสร้างและระบบควบคุม ผู้วิจัยได้เลือกใช้อุปกรณ์ดังนี้

1. Motor : My Stery A2212-15 KV 930 Outrunner Brushless Motor
2. ESC : ZTW AL-ZTW 30 A
3. Propeller : APC SlowFly 10x45
4. Battery : Lipo 3300 mAh 3s 35/50C
5. Frame : Aluminum and Carbon Fiber
6. Multi-Rotor Control Board : APM 2.5
7. GPS : GTPA 010

8. Telemetry : RCTimer Radio Telemetry Kit 915 MHz

9. Receiver : FlySky FS-R8B 2.4 GHz 8CH Receiver

10. Remote Control : FlySky FS-TH9X



รูปที่ 4.3 แสดงอากาศยานต้นแบบลำที่ 1

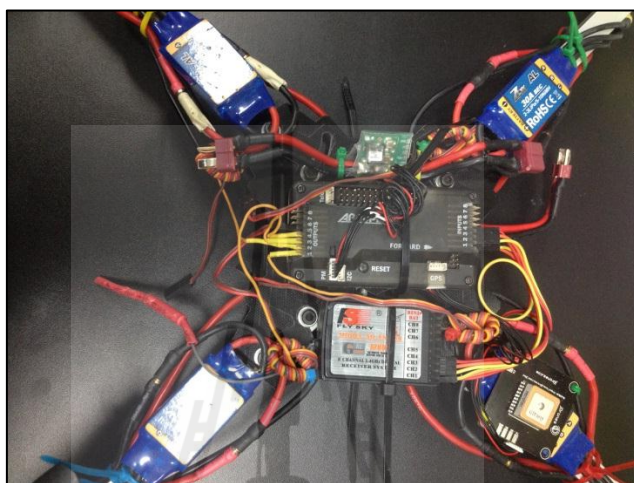
4.1.2 ผลการทดสอบการบิน

เมื่อเลือกอุปกรณ์ที่จะสร้างอากาศยานเรียบร้อยแล้ว จึงทำการประกอบและจัดวางอุปกรณ์ต่าง ๆ ได้ดังรูปที่ 4.3 จากนั้นจึงนำไปทดสอบการบินทั้งควบคุมด้วยวิทยุและบินแบบอัตโนมัติ ในการทดสอบการบินพบว่ามีปัญหาเกิดขึ้นหลายสาเหตุ โดยจะแสดงรายละเอียดของปัญหาและการแก้ไขเป็นกรณี ๆ ไป

- อากาศยานขาดเสถียรภาพในการบิน (บินไม่นิ่ง) และบินหลงทาง ถึงแม้ว่าจะทำการปรับแก้ค่า PID ด้วยวิธี Auto Tune

สาเหตุ 1 : เกิดจาก Compass ที่อยู่ใน Control Board มีการทำงานผิดพลาด เนื่องจากถูกรบกวนจากสัญญาณของอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์และมอเตอร์ที่อยู่รอบ ๆ Control Board จากรูปที่ 4.4 จะพบว่าการจัดวางอุปกรณ์ทั้ง ESC Receiver และ Power Module อยู่ใกล้ Control Board มากเกินไป และ GPS ไม่ควรวางบน ESC เมื่อนำไปทดสอบค่า Mag Field (Magnetic Field) ที่รบกวน Compass ที่อยู่ใน Control Board พบว่ามีค่ามากถึง 45%

การแก้ไขปัญหา : ทำการติดตั้ง Control Board ให้อยู่ในตำแหน่งที่ไม่ใกล้กับอุปกรณ์ โดยทำการจัดวางอุปกรณ์ต่างๆใหม่ดังรูปที่ 4.5 เพื่อลดค่า Mag Field (Magnetic Field) ที่รบกวน Compass ให้น้อยลง โดยเลื่อนให้ ESC มาอยู่ที่ปลายแขน ย้าย Power Module ลงมาอยู่ใต้ลำ เพื่อเพิ่มระยะห่างของสัญญาณจากแบตเตอรี่ เนื่องจาก Main Plate มีขนาดเล็กจึงทำให้ไม่มีพื้นที่สำหรับวางมากนักจึงจำเป็นต้องวาง Receiver ไว้ในตำแหน่งเดิม แต่อย่าให้ติดกัน



รูปที่ 4.4 แสดงการจัดวางอุปกรณ์ก่อนการแก้ไข



รูปที่ 4.5 แสดงการจัดวางอุปกรณ์หลังการแก้ไข

สาเหตุ 2 : การสั้นสะพานของ Control Board จะเป็นอีกหนึ่งปัจจัยที่เป็นการรบกวนระบบ เพราะ Control Board APM 2.5 ใช้เซนเซอร์วัดอัตราเร่งมาคำนวณระบบ

การแก้ไขปัญหา : ติดตั้งตัวกันสั้นสะพานหรือใช้กาวสองหน้าชนิดโฟม มาติดที่ได้ Control Board ดังรูปที่ 4.6

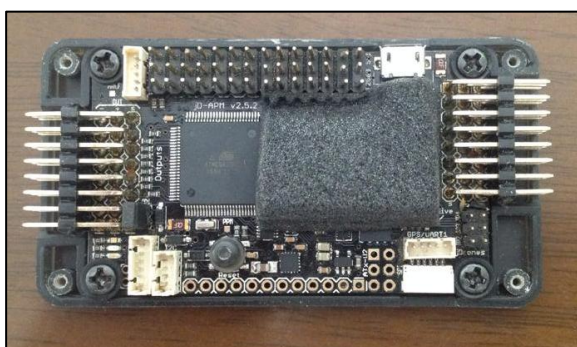


รูปที่ 4.6 แสดงการติดโฟมเพื่อลดการสั้นสะพานของ Control Board

- เมื่อปรับเข้าสู่โหมด ALT_Hold (Auto Altitude) อากาศยานไม่สามารถถือความสูงหรือรักษาระดับการบินได้

สาเหตุ : เกิดจากบารอมิเตอร์ มีลมจากใบพัดหรือในอากาศไหลผ่านเข้ามา รบกวน จึงทำให้ความดันอากาศแปรปรวน การคำนวณความสูงไม่เที่ยงตรง ส่งผลให้มีผลต่อการบิน

การแก้ไขปัญหา : นำฟองน้ำหนาๆ ที่พอระบายอากาศได้บ้างมาปิดในส่วน ของบารอมิเตอร์



รูปที่ 4.7 แสดงการนำฟองน้ำมาปิดบารอมิเตอร์

- ในการทดสอบการบินแบบอัตโนมัติ เครื่องรับสัญญาณ GPS จับสัญญาณได้ไม่เสถียร เกิดอาการ Failsafe GPS ในขณะที่อยู่ใน Auto Mode และเนื่องจาก Throttle อยู่ในตำแหน่งต่ำสุด จึงทำให้อากาศยานตกกระหว่างบิน

สาเหตุ : สภาพอากาศมีผลอย่างยิ่งต่อการรับสัญญาณ GPS เพราะเมื่อเครื่องรับ GPS รับสัญญาณจากดาวเทียมมาแล้ว จะทำการคำนวณค่าตำแหน่งพิกัดที่อยู่บนโลก ความสูงและความเร็ว หากเครื่องรับ GPS สามารถรับสัญญาณได้แรง สามารถรับค่าจากดาวเทียมได้หลายดวง จะยิ่งทำให้การคำนวณพิกัดแม่นยำมากขึ้น แต่เมื่อสภาพอากาศไม่เอื้ออำนวยและเครื่องรับสัญญาณ GPS รับสัญญาณได้อ่อน จะเป็นผลให้ค่าการคำนวณผิดพลาด ส่งผลให้ไม่สามารถบินแบบอัตโนมัติได้

การแก้ไขปัญหา : ให้บินในสภาพอากาศที่ปลอดโปร่ง สำหรับ GPS ให้ลองตรวจสอบค่า HDop ซึ่งเป็นค่าความแม่นยำของ GPS โดยจะต้องมีค่าต่ำกว่า 2 ถึงจะอยู่ในเกณฑ์ที่ดี ลองบินใน Loiter Mode เพื่อตรวจสอบการล็อกพิกัดของ GPS ถ้าไม่ล็อกพิกัด GPS อาจจะเป็นไปได้ที่เครื่องรับสัญญาณ GPS มีปัญหา อาจจะต้องเปลี่ยนตัวใหม่

- ชุดควบคุมความเร็วรอบแบบอิเล็กทรอนิกส์ (ESC) ใหม่ ทำให้อากาศยานตกกระหว่างบิน

สาเหตุ : เนื่องจากเปลี่ยนขนาดใบพัดจาก APC 10x45 เป็น APC 13x10E ซึ่งต้องใช้คู่กับมอเตอร์ My Stery A2212-15 KV 930 Outrunner Brushless Motor และ ESC 30 A ส่งผลให้ขนาดของใบพัดไม่เหมาะสมกับขนาดของมอเตอร์ จึงทำให้มอเตอร์ร้อนและ ESC ใหม่

การแก้ไขปัญหา : เปลี่ยนใบพัดให้มีขนาดเหมาะสมกับมอเตอร์

4.2 ผลการออกแบบอากาศยานต้นแบบลำที่ 2

เนื่องจากการออกแบบอากาศยานต้นแบบลำที่ 1 นั้น มีปัญหาที่เกิดขึ้นดังที่ได้กล่าวไว้ในหัวข้อก่อนหน้านี้ ดังนั้นทางผู้วิจัยจึงได้ทำงานออกแบบอากาศยานต้นแบบขึ้นใหม่เป็นลำที่ 2 โดยเพิ่มเงื่อนไขว่าอากาศยานที่ได้ทำการออกแบบนั้นจะต้องสามารถขนส่งเอกสารระหว่างอาคารได้ โดยมีการกำหนดขนาดของน้ำหนักบรรทุก (Payload) ไม่เกิน 200 กรัม และกำหนดน้ำหนักรวมทั้งหมดของตัวอากาศยานไม่เกิน 2,000 กรัม เมื่ออากาศยานต้องบินส่งเอกสารระหว่างอาคาร เวลาในการบินถือเป็นข้อมูลที่สำคัญสำหรับการคำนวณเพื่อเลือกใช้แบตเตอรี่ที่เหมาะสม ผู้วิจัยจึงกำหนดเวลาในการบินอยู่ที่ 7 นาที

4.2.1 อุปกรณ์ที่ได้จากการออกแบบ

จากผลของการคำนวณระบบต้นกำลัง ระบบโครงสร้าง และระบบควบคุม ที่ได้กล่าวมาแล้วในบทที่ 3 ผู้วิจัยได้เลือกใช้อุปกรณ์ดังนี้

1. Motor : iFlight iPower MultiMate MT2814 KV 810
Outrunner Brushless DC Motor
2. ESC : T-Motor T40A Pro
3. Propeller : APC SlowFly 11x47
4. Battery : Lipo 5000 mAh 3s 35/50C
5. Frame : Carbon Fiber
6. Multi-Rotor Control Board : APM 2.6
7. GPS : 3DR uBox LEA-6H whit compass 7A994
8. Telemetry : 3DR Telemetry Radio 915 MHz EAR99
9. Receiver : FrSky D8R-II plus 2.4 GHz 8CH Receiver
10. Remote Control : Turnigy 9X 9 CH with Module FrSky DJT



รูปที่ 4.8 แสดงอากาศยานต้นแบบลำที่ 2

จากข้อกำหนดในการออกแบบผู้วิจัยได้กำหนดน้ำหนักในส่วน of โครงสร้างและอุปกรณ์ในส่วนระบบต้นกำลัง ซึ่งพิจารณาน้ำหนักมากที่สุดที่จะเป็นไปได้ โดยกำหนดให้สองส่วนนี้มีน้ำหนักรวมกันไม่เกิน 2,000 กรัม ผลที่ได้จากการประส่วนโครงสร้างกับอุปกรณ์ต่างๆของอากาศยานได้น้ำหนักรวมอยู่ที่ 1,869.8 กรัม และเมื่อรวมน้ำหนักบรรทุกเข้าไป อากาศยานจะมีน้ำหนักรวมทั้งหมด 2,039.3 กรัม ซึ่งยังอยู่ในขอบเขตข้อกำหนดที่ได้กำหนดไว้คือ 2,200 กรัม



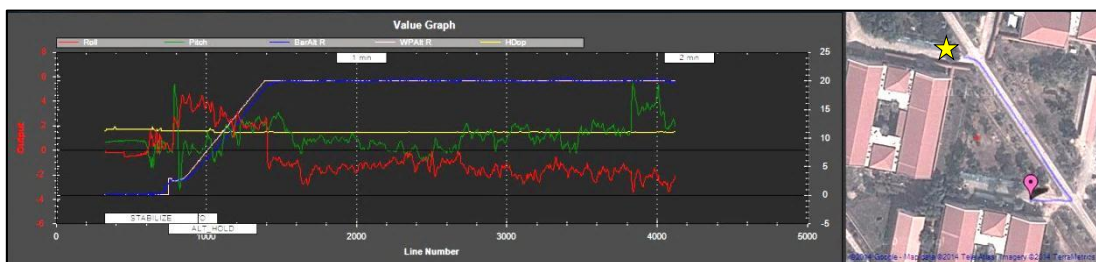
รูปที่ 4.9 แสดงน้ำหนักของอากาศยานสี่ใบพัดต้นแบบลำที่ 2

4.2.2 ผลการทดสอบการบิน

จากปัญหาของอากาศยานลำที่ 1 จึงได้ทำการออกแบบ ปรับปรุง แก้ไข และปรับเปลี่ยนอุปกรณ์บางอย่างเพื่อให้อากาศยานลำที่ 1 ไม่เกิดขึ้นกับอากาศยานลำที่ 2 แต่ยังคงเกิดปัญหาจากสาเหตุอื่นขึ้นอีก ส่วนใหญ่จะเกิดกับการทดสอบการบินแบบอัตโนมัติ โดยจะแสดงรายละเอียดของปัญหาและการแก้ไขเป็นกรณีๆไป

- กรณีที่ 1 ทดสอบการบินระหว่างอาคารเครื่องมือ 6 และอาคารเครื่องมือ 5

ในการบินทดสอบพบว่า อากาศยานสามารถบินไปตามพิกัดได้อย่างแม่นยำ เนื่องจากค่า $HDop = 1.5$ ซึ่งเป็นค่าความแม่นยำที่อยู่ในเกณฑ์ดีมาก จากรูปที่ 4.9 กราฟ Roll (สีแดง) และ Pitch (สีเขียว) มีการเพิ่ม-ลดอยู่ตลอดเวลา นั้น เป็นผลมาจากสภาพอากาศที่มีลมแรง จึงทำให้อากาศยานต้องพยายามรักษาเสถียรภาพการบิน ใช้เวลาในการบิน 2.02 นาที



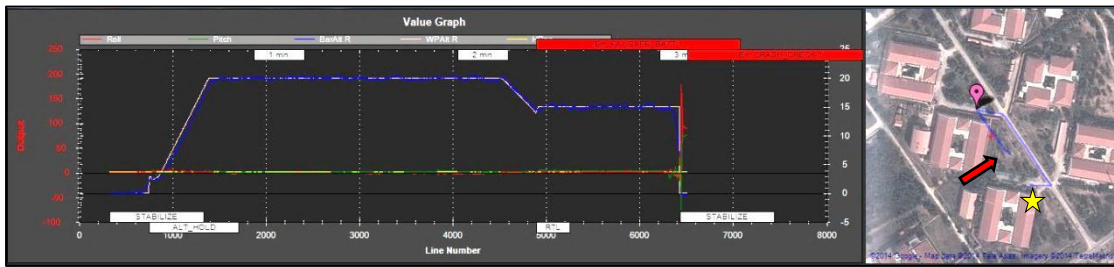
รูปที่ 4.10 แสดงข้อมูลการบินจากอาคารเครื่องมือ 6 ไปอาคารเครื่องมือ 5 (กรณีที่ 1)

- กรณีที่ 2 ทดสอบการบินไป-กลับระหว่างอาคารเครื่องมือ 6 และอาคารเครื่องมือ 5

จากการบินทดสอบจากอาคารเครื่องมือ 6 ไปอาคารเครื่องมือ 5 ที่กล่าวไปก่อนหน้านี้ พบว่าสามารถบินได้ปกติ และใช้เวลาเพียงแค่ 2 นาที โดยก่อนหน้านี้ทางผู้วิจัยได้ทดลองบินแบบอัตโนมัติที่บริเวณอื่น สามารถบินได้ถึง 6 นาที คำนึงด้วยเวลาที่ยังสามารถใช้ได้อีกประมาณ 4 นาที ซึ่งน่าจะเพียงพอต่อการบินไป-กลับ ผู้วิจัยจึงทำการทดลองบินไป-กลับ (เปลี่ยนแบตเตอรี่ก่อนใหม่) โดยใช้พิกัดเดียวกันกับการทดลองก่อนหน้านี้ทั้งบินไปและกลับ จากรูปที่ 4.10 จะพบว่าทุกค่านี้และเป็นปกติดี จนเมื่อถึงตำแหน่งที่หน้าอาคารเครื่องมือ 5 (ปีกหมุด) ใช้เวลาในการบิน 2.21 นาที โปรแกรมได้ฟ้อง Failsafe Battery แล้วทำการเปลี่ยนจาก Auto Mode เป็น RTL Mode ทันที ขณะนั้นอากาศยานจะเลือกเส้นทางที่สั้นที่สุดเพื่อบินกลับไปยังตำแหน่ง Home (ดาว) แต่ก่อนที่จะถึงตำแหน่ง Home แรงดันของแบตเตอรี่ได้ลดต่ำลงจนไม่สามารถสร้างแรงยกตัวลำได้ จึงได้ร่วงลงไปที่ดินไม้ (ลูกศรชี้) และตรงลงสู่พื้น ส่งผลให้ใบพัดหัก โดยใช้เวลาบินเพียง 3.09 นาที

สาเหตุ : เนื่องจากแบตเตอรี่ที่ใช้ทำการทดสอบนั้น เป็นแบตเตอรี่ที่ผ่านการใช้งานมาพอสมควรแล้ว ทำให้ค่าประสิทธิภาพของแบตเตอรี่ลดลง จึงส่งผลให้ไม่สามารถบินได้ตามเวลาที่เคยทดสอบ

การแก้ไขปัญหา : ลดระยะทางการบิน โดยบินเฉพาะไปหรือเฉพาะกลับเท่านั้น และทำการติดตั้งอุปกรณ์วัดแรงดันเพื่อส่งสัญญาณแจ้งเตือน



รูปที่ 4.11 แสดงข้อมูลการบินจากอาคารเครื่องมือ 6 ไปอาคารเครื่องมือ 5 (กรณีที่ 2)

- กรณีที่ 3 ทดสอบการบินระหว่างอาคารเครื่องมือ 5 และอาคารเครื่องมือ 6

ในการบินทดสอบครั้งนี้ได้ทำการกำหนดพิกัดเริ่มต้นที่อาคารเครื่องมือ 5 แต่บริเวณหน้าอาคารมีต้นไม้ขนาดใหญ่ ซึ่งเป็นอุปสรรคต่อการบิน จึงทำการกำหนดพิกัดให้ห่างจากบริเวณที่มีต้นไม้ใหญ่ และทำการกำหนดระดับความสูงอยู่ที่ 20 เมตร เมื่อเข้าสู่ Auto Mode แล้วอากาศยานจะบินไปตามตำแหน่งเริ่มต้นในระดับความสูงที่กำหนด แต่เมื่ออากาศยานบินขึ้นไปถึงระดับความสูง 16 เมตร อากาศยานได้บินเข้าไปติดต้นไม้ขนาดใหญ่หน้าอาคารเครื่องมือ 5 (ปักหมุด) ผู้วิจัยจึงทำการเปลี่ยนจาก Auto Mode เป็นการควบคุมผ่านวิทยุบังคับ เพื่อจะควบคุมให้อากาศยานหลุดออกจากต้นไม้ การทดสอบครั้งนี้เกิดความเสียหายคือ ใบพัดหักและโครงส่วนขาหัก

สาเหตุ : เนื่องจากบริเวณหน้าอาคารเครื่องมือ 5 มีต้นไม้ขนาดใหญ่ จึงทำให้เป็นอันตรายหากกำหนดระดับความสูงไม่มากพอ และอีกหนึ่งสาเหตุน่าจะเกิดจากการผิดพลาดของ GPS ทำให้อากาศยานบินไปไม่ตรงพิกัดที่ได้กำหนดไว้

การแก้ไขปัญหา : ทำการกำหนดพิกัดแต่ละตำแหน่งใหม่ เพื่อหลีกเลี่ยงสิ่งกีดขวาง และเพิ่มระดับความสูงจาก 20 เมตร เป็น 40 เมตร



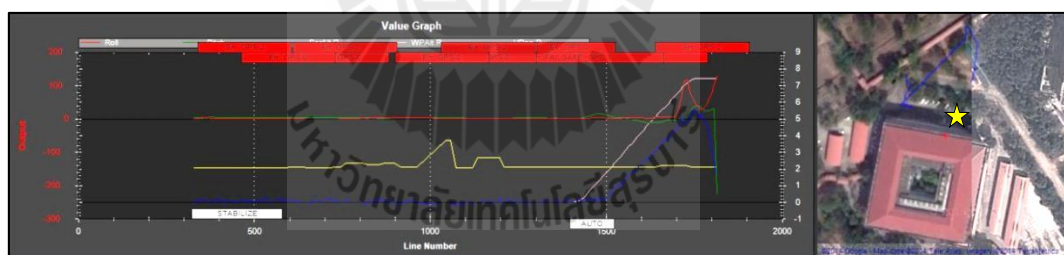
รูปที่ 4.12 แสดงข้อมูลการบินหน้าอาคารเครื่องมือ 5 (กรณีที่ 3)

- กรณีที่ 4 ทดสอบการบินหน้าอาคารวิชาการ 1

ในการบินทดสอบครั้งนี้ ต้องการที่จะบินทดสอบจากอาคารวิชาการ 1 ไปอาคารวิชาการ 2 เนื่องจากบริเวณอาคารวิชาการ 1 ตั้งอยู่ในพื้นที่ที่ต่ำกว่าและด้านหน้าอาคารยังมีต้นไม้ขนาดใหญ่เป็นจำนวนมาก ทำให้บริเวณนี้สามารถจับจำนวนดาวเทียมได้น้อย ส่งผลให้ค่า HDop สูง ผู้วิจัยจึงตั้งสมมุติฐานว่าถ้าอากาศยานสามารถบินลอยตัวขึ้นไปในที่สูง ไม่มีสิ่งกีดขวาง GPS น่าจะจับสัญญาณได้ดีขึ้น จึงทำการกำหนดระดับความสูงอยู่ที่ 40 เมตร เพื่อลอยตัวขึ้นไปสูงกว่าตัวอาคาร แต่เมื่อเปลี่ยนเป็น Auto Mode พบว่าเกิดอาการ Failsafe GPS และบินไปชนหลังคาหน้าอาคาร (ดาว) ด้วยระดับความสูงเพียง 7 เมตร ทำให้ไม่สามารถเปลี่ยนจาก Auto Mode มาเป็นการควบคุมด้วยวิทยุบังคับได้ทัน จึงทำให้อากาศยานตกลงสู่พื้น การทดสอบครั้งนี้เกิดความเสียหายคือ ใบพัดหัก เส้า GPS หัก เป็นวางมอเตอร์หัก และมอเตอร์เสีย

สาเหตุ : เนื่องจากบริเวณอาคารวิชาการ 1 ตั้งอยู่ในพื้นที่ต่ำกว่าบริเวณอื่นและมีต้นไม้ขนาดใหญ่อยู่ด้านหน้าอาคาร ซึ่งทำให้บริเวณดังกล่าวเป็นจุดที่อับสัญญาณ ซึ่งเป็นอันตรายอย่างมากต่อการบินแบบอัตโนมัติ

การแก้ไขปัญหา : ให้เปลี่ยนตำแหน่งในการ Takeoff ออกไปบริเวณที่โล่งกว่าบริเวณหน้าอาคาร ซึ่งจะช่วยให้สัญญาณ GPS ดีขึ้น



รูปที่ 4.13 แสดงข้อมูลการบินหน้าอาคารวิชาการ 1 (กรณี ที่ 4)

- กรณีที่ 5 ทดสอบการบินระหว่างอาคารวิชาการ 1 ไปอาคารวิชาการ 2

เนื่องจากปัญหาการอับสัญญาณ GPS ในการบินทดสอบครั้งนี้ จึงทำการย้ายตำแหน่งของการ Takeoff ออกไปบริเวณทางโค้งหน้าอาคารแทน (ดาว) ซึ่งบริเวณนี้มีสิ่งกีดขวางที่บังสัญญาณน้อยกว่าบริเวณหน้าอาคาร ในช่วงแรกที่ทำการบินเปลี่ยนเป็น Auto Mode พบว่าค่า HDop สูงถึง 3.21 แต่เมื่ออากาศยานทำการบินขึ้นถึงระดับความสูง 20 เมตร ค่า HDop ได้ลดลงเหลือ 1.4 และบินไต่ระดับความสูงขึ้นไปถึงพิกัดตำแหน่งที่ได้กำหนดไว้ อากาศยานสามารถบินตามพิกัดตำแหน่งได้อย่างแม่นยำ เนื่องจากมีกระแสลมแรง ค่า Roll และ Pitch จึงมีการเพิ่ม-ลดตลอดเวลา

เพื่อเป็นการรักษาเสถียรภาพในการบินให้หนึ่งที่สุด จากที่กล่าวไว้ก่อนหน้านี้ว่าอาคารวิชาการ 1 ตั้งอยู่ในพื้นที่ที่ต่ำกว่าอาคารวิชาการ 2 แต่เนื่องจากได้ทำการเลียบแบตเตอรี่ที่หน้าอาคารวิชาการ 1 ดังนั้นบารอมิเตอร์จะอ้างอิงระดับความสูงเป็น 0 เมตร จากรูปที่ 4.13 ที่ตำแหน่ง Landing (ปีกหยุด) กราฟความสูงที่วัดจากบารอมิเตอร์ (สีน้ำเงิน) จึงอยู่ที่ระดับ 5.48 เมตร โดยการทดสอบการบินในครั้งนี้ ใช้เวลาในการบิน 3.23 นาที



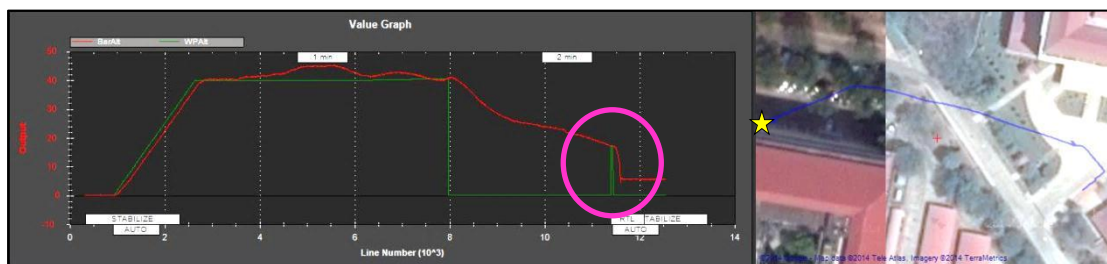
รูปที่ 4.14 แสดงข้อมูลการบินจากอาคารวิชาการ 1 ไปอาคารวิชาการ 2 (กรณีที่ 5)

จากการทดสอบการบินที่กล่าวไปในข้างต้นนั้น เป็นการบินทดสอบแบบอัตโนมัติ โดยถือวิทยุบังคับไปตามตำแหน่งที่อากาศยานเคลื่อนที่ไป ต่อมาจะทำการทดสอบผ่านชุดอุปกรณ์ควบคุมวิทยุบังคับ โดยจะต้องตั้งวิทยุบังคับไว้ที่สถานีภาคพื้นดิน (Ground Station) ซึ่งก่อนหน้าที่จะทำการบินทดสอบ ได้เกิดปัญหาคือวิทยุบังคับกับชุดรับสัญญาณ (Receiver) หากันไม่เจอ จึงได้ทำการแก้ไขโดยการ Binding และตั้งค่าวิทยุบังคับใหม่

- กรณีที่ 6 ทดสอบการบินระหว่างอาคารวิชาการ 1 ไปอาคารวิชาการ 2



รูปที่ 4.15(ก) แสดงข้อมูลการบินจากอาคารวิชาการ 1 ไปอาคารวิชาการ 2 (กรณีที่ 6)

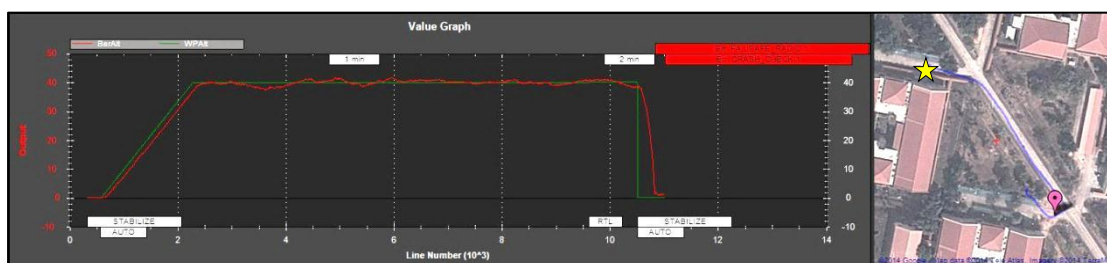


รูปที่ 4.15(ข) แสดงข้อมูลการบินจากอาคารวิชาการ 1 ไปอาคารวิชาการ 2 (กรณีที่ 6)

จากรูปที่ 4.15 ทั้งรูป ก. และรูป ข. เป็นการบินทดสอบการบินแบบอัตโนมัติ มีสถานีภาคพื้นดิน (Ground Station) และชุดอุปกรณ์ควบคุมวิทยุบังคับ ซึ่งจากทั้ง 2 รูป พบว่าได้เกิดปัญหาแบบเดียวกัน คือ เมื่ออากาศยานบินไปถึงพิกัดตำแหน่งในการ Landing แล้วค่อยๆ เคลื่อนตัวลงจอด โหมดในการบินได้ถูกเปลี่ยนเป็น RTL Mode จึงเกิดอาการ Shoot ตัวขึ้น (ในวงกลม) แล้วถูกเปลี่ยนโหมดการบินไปเป็น Auto Mode อีกครั้ง อากาศยานจึงค่อยๆ เคลื่อนตัวลงจอด เพียงเสี้ยววินาที ถูกเปลี่ยนโหมดการบินเป็น Stabilize Mode ซึ่งขณะนั้น Throttle อยู่ในตำแหน่งต่ำสุด อากาศยานจึงตกลงสู่พื้น จากรูป 4.15 (ข) จะพบว่าไม่มีการแจ้งเตือนว่าเกิดการตกของอากาศยาน เป็นเพราะว่าอากาศยานตัดระบบก่อนที่จะตกลงสู่พื้น ในการทดสอบครั้งนี้เกิดความเสียหายคือ แกนสำหรับยึดตัวลำได้ฐานหัก

เนื่องจากยังไม่ทราบถึงสาเหตุที่เกิดขึ้นอย่างแท้จริง ว่าเกิดจากปัจจัยใด อุปกรณ์ใดมีปัญหา เพราะในข้อมูลการบินไม่ได้มีการแจ้งเตือนให้ทราบ ผู้วิจัยจึงนำไปบินทดสอบระหว่างอาคารเครื่องมือ 5 ไปอาคารเครื่องมือ 6 โดยที่ยังไม่ได้ทำการแก้ไข

- กรณีที่ 7 ทดสอบการบินระหว่างอาคารเครื่องมือ 5 ไปอาคารเครื่องมือ 6



รูปที่ 4.16 แสดงข้อมูลการบินจากอาคารเครื่องมือ 5 ไปอาคารเครื่องมือ 6 (กรณีที่ 7)

จากข้อมูลการบินในรูปที่ 4.16 ในช่วงตั้งแต่เข้า Auto Mode จนถึงพิกัดตำแหน่งในการ Landing พบว่ามีลักษณะเดียวกันกับรูปที่ 4.15 แต่กรณีนี้โหมดของการบินได้ถูกเปลี่ยนเป็น RTL Mode โดยไม่มีการแจ้งเตือนข้อความ Failsafe Radio ของวิทยุบังคับ ก่อนที่จะทำการ Landing (ปักหมุด) อากาศยานจึงทำการบินกลับไปตำแหน่ง Home (ดาว) ตามคำสั่งของโหมดการบิน จากนั้นโหมดการบินได้เปลี่ยนเป็น Auto Mode และ Stabilize Mode ตามลำดับ เมื่อเข้าสู่ Stabilize Mode ส่งผลให้มอเตอร์หยุดหมุนกลางอากาศ เนื่องจากในโหมดการบินนี้ จะต้องมีการเร่ง Throttle ขึ้น แต่ขณะนั้น Throttle อยู่ในตำแหน่งที่ 20% ซึ่งทำให้เกิดแรงยกไม่เพียงพอที่จะใช้ในการพยุงตัวลำ จึงทำให้อากาศยานตกแบบทิ้งดิ่งจากระดับความสูง 40 เมตร โดยแบตเตอรี่ที่อยู่ได้ลำได้มากระแทกกับพื้นปูนอย่างแรง ส่งผลให้แบตเตอรี่เกิดการระเบิดขึ้น แต่ด้วยตำแหน่งที่ตกลงมานั้นมีน้ำอยู่ จึงทำให้ไม่เกิดประกายไฟ อากาศยานจึงเสียหายเฉพาะในส่วน โครงสร้าง ใบพัด สายไฟ และแบตเตอรี่ แสดงดังรูปที่ 4.17



รูปที่ 4.17 แสดงความเสียหายที่เกิดจากการตกในกรณีที่ 7

สาเหตุ 1 : จากข้อมูลการบินที่แสดงในรูปที่ 4.15 และ 4.16 นั้น จะพบว่าโหมดการบินได้เปลี่ยนเข้า RTL แต่ไม่มีการแจ้งเตือนข้อความ Failsafe Radio ของวิทยุบังคับ จึงตั้งข้อสงสัยไปที่การตั้งค่าวิทยุบังคับ จึงทำการทดสอบโดยการ Armed Motor และปิดสัญญาณวิทยุบังคับ พบว่าเมื่อเกิดกรณี Failsafe Radio หรือสัญญาณหลุดจะถูกส่งไปที่ Ch5 ซึ่งจะเข้าโหมดการบิน RTL และ Ch7 ที่เป็นโหมด Auto จะถูกปิด แต่เมื่อวิทยุบังคับรับสัญญาณได้อีกครั้ง Ch7 จะกลับไปโหมดเดิมที่ได้ตั้งค่าไว้ และเป็นตำแหน่งล่าสุดของวิทยุบังคับ ซึ่งขณะนั้นสวิทช์ของวิทยุ

บังคับอยู่ที่โหมด Auto จากนั้นจะทำการส่งสัญญาณ PWM ไปที่ช่องของโหมด Stabilize พร้อมกับ Ch5 จะถูกเลื่อนไปที่ตำแหน่งล่าสุดของวิทยุบังคับ เนื่องจากการเปลี่ยนโหมดของ Ch7 จะทำการเปลี่ยนทันทีแต่ Ch5 จะมีการ Delay เล็กน้อย จึงทำให้เข้าสู่ Auto Mode จากช่อง Ch7 เพียงไม่กี่ ms แล้วจึงเข้าสู่โหมด Stabilize

การแก้ไขปัญหา : ทำการตั้งค่า Failsafe ของวิทยุบังคับใหม่ ให้เป็นไปตามหลักการของ Arducopter โดยถ้าเกิดการ Failsafe ในระยะไม่เกิน 2 เมตร จากจุด Home จะสั่งให้เข้าสู่โหมด Land แทน ไม่ใช่โหมด RTL แต่ถ้าระยะมากกว่านั้นจะเข้าสู่โหมด RTL

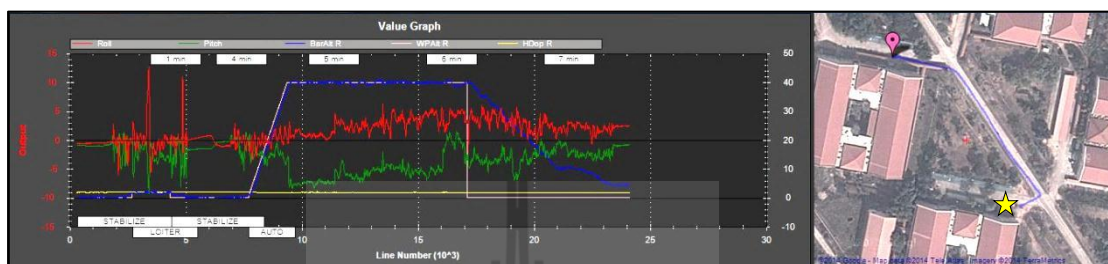
สาเหตุ 2 : เนื่องจากมีการแจ้งเตือน Failsafe Radio เป็นเหตุให้สัญญาณขาดการเชื่อมต่อ น่าจะมีสาเหตุมาจากการตั้งสถานีภาคพื้นดิน (Ground Station) ซึ่งตั้งอยู่บริเวณที่มีตึกบังสัญญาณ ทำให้การส่งสัญญาณไปไม่ถึงชุดรับสัญญาณ ดังรูปที่ 4.18 โดยปกติแล้ววิทยุบังคับจะส่งสัญญาณเป็นแนวตรง แต่ในการทดสอบวิทยุบังคับได้ตั้งอยู่บริเวณหน้าอาคาร ซึ่งอยู่คนละทิศกับเส้นทางการบิน จึงทำให้สัญญาณที่ถูกส่งออกไปถูกอาคารบังไปบางส่วน ส่งผลให้เกิดการหลุดสัญญาณของวิทยุบังคับ

การแก้ไขปัญหา : ลองเปลี่ยนสถานที่สำหรับตั้งสถานีภาคพื้นดิน ที่สามารถหันไปทิศทางเดียวกับเส้นทางการบินได้



รูปที่ 4.18 แสดงลักษณะการวางวิทยุบังคับและการส่งสัญญาณ

- กรณีที่ 8 ทดสอบการบินระหว่างอาคารเครื่องมือ 5 ไปอาคารเครื่องมือ 6 เมื่อได้ทำการซ่อมอุปกรณ์ต่างๆ และทำการตั้งค่าวิทยุบังคับให้ถูกต้องตามหลักการ แล้วพบว่าอากาศยานสามารถบินได้อย่างปกติ โดยไม่เกิดปัญหาของการเข้าสู่โหมด RTL เอง สามารถบินรักษาระดับความสูงได้แม่นยำ ใช้เวลาในการบิน 3.16 นาที



รูปที่ 4.19 แสดงข้อมูลการบินจากอาคารเครื่องมือ 5 ไปอาคารเครื่องมือ 6 (กรณีที่ 8)



บทที่ 5

สรุปผลและข้อเสนอแนะ

5.1 สรุปผลการวิจัย

งานวิจัยนี้เป็นการออกแบบและสร้างต้นแบบอากาศยานสี่ใบพัดที่บังคับการเคลื่อนที่ด้วยตนเอง เพื่อสำหรับขนส่งเอกสารระหว่างอาคาร ที่กำหนดเส้นทางการบินโดยผ่าน โปรแกรม Mission Planner โครงสร้างที่ได้ทำการออกแบบมานั้นมีการตอบสนองต่อการบินนอกอาคารที่ดี จากผลของการทดสอบการบินของอากาศยานต้นแบบทั้งแบบที่ควบคุมด้วยวิทยุบังคับและแบบอัตโนมัติ อากาศยานต้นแบบสามารถเคลื่อนที่ไปยังจุดต่างๆ ตามที่โปรแกรมไว้ได้ โดยอาศัยข้อมูลในการบินดังนี้ พิกัดตำแหน่ง ความสูง และความเร็ว พบว่าการบินลอยตัวอยู่กับที่ของอากาศยานต้นแบบสามารถบินได้เป็นเวลาประมาณ 15 นาที ส่วนการบินเคลื่อนที่ตามตำแหน่ง สามารถบินได้เป็นเวลาประมาณ 6 นาที โดยใช้แรงดันของแบตเตอรี่เป็นตัวกำหนดระยะเวลาในการบิน ผู้วิจัยได้กำหนดให้แรงดันต่ำสุดที่อากาศยานจะบินได้อย่างปลอดภัย (Battery Failsafe) คือ 10.6 โวลต์ ซึ่งระยะเวลาที่ทดสอบการบินของอากาศยานได้นั้นน้อยกว่าข้อกำหนดเวลาที่ใช้ในการออกแบบคือ 7 นาที ที่ระดับเพดานบิน 40 เมตร สำหรับในการบินทดสอบ อากาศยานสามารถรักษาระดับความสูงที่กำหนดได้อย่างแม่นยำ ส่วนการสั่นสะเทือนที่เกิดขึ้นกับอากาศยาน ที่วัดจาก Accelerometer Sensor นั้นมีค่าอยู่ในขอบเขตที่ยอมรับได้คือ แกน X และแกน Y มีค่าอยู่ระหว่าง -1 และ 2 m/s^2 และ แกน Z มีค่าอยู่ระหว่าง -12 และ -6 m/s^2 ในส่วนของการระบุตำแหน่งนั้นอาจจะเกิดความผิดพลาดของการกำหนดตำแหน่งได้ ซึ่งขึ้นอยู่กับสภาพภูมิอากาศ สัญญาณรบกวนภายนอก หรือแม้กระทั่งจำนวนดาวเทียมที่นับได้ในขณะนั้น

ในทุกการบินทดสอบจะพบว่ามีปัญหาเกิดขึ้นได้หลายสาเหตุ ปัญหาส่วนใหญ่ที่ทำให้เกิดความเสียหายต่อตัวอากาศยาน จะเกิดจากปัญหาการ Failsafe GPS มากสุด สัญญาณ GPS ถือเป็นสิ่งที่สำคัญสำหรับการบินแบบอัตโนมัติ ดังนั้นในทุกครั้งก่อนการบินแบบอัตโนมัติควรตรวจสอบค่าสัญญาณให้แน่นอน ว่าอยู่ในเกณฑ์ที่ปลอดภัยหรือไม่ ปัญหาที่พบรองลงมาคือ Failsafe Battery แบตเตอรี่เป็นแหล่งพลังงานเดียวที่ให้กับอากาศยาน ดังนั้นแบตเตอรี่เป็นสิ่งที่สำคัญที่ต้องให้ความสนใจ ควรจะต้องรู้ขอบเขตในการใช้งานของแบตเตอรี่ ว่าสามารถบินได้นานเท่าไรต่อน้ำหนักของอากาศยาน ควรจะมีการติดตัววัดแรงดันไปกับแบตเตอรี่ขณะบิน เพื่อช่วยใช้แจ้งเตือนอีกทางหนึ่ง ส่วนปัญหาสุดท้ายคือ Failsafe Radio ปัญหานี้จะไม่เกิดขึ้นถ้าอากาศยานบินอยู่ในสถานที่โล่งแจ้ง ไม่มีสิ่งกีดขวางสัญญาณ ทั้งสามปัญหาการแจ้งเตือนนั้นนอกเหนือจากการตรวจสอบด้วยตัวผู้บิน

ก่อนทำการบินแล้วนั้น การตั้งค่า Failsafe ในส่วนของโปรแกรมก็ถือว่ามีส่วนสำคัญที่จะลดความเสียหายหรืออันตรายที่จะเกิดขึ้น ควรจะต้องทำการตั้งค่าให้ถูกต้องตามหลักการของอุปกรณ์แต่ละชนิด

ในทุกปัญหาที่เกิดขึ้นย่อมเกิดความเสียหายทั้งต่อบุคคลและตัวอากาศยานเอง นอกจากนี้จะต้องระมัดระวังตรวจสอบอุปกรณ์ ระบบต่างๆ การใช้งานให้ถูกต้องแล้ว การออกแบบระบบของโครงสร้างของอากาศยานก็เป็นส่วนหนึ่งที่ช่วยลดความเสียหายได้มากพอสมควร ในส่วนของโครงสร้างและการติดตั้งอุปกรณ์ไม่ควรให้อุปกรณ์ทุกอย่างยึดติดแน่นเกินไป ควรจะให้อาจแยกออกจากกันได้ง่ายเมื่อเกิดการตกของอากาศยาน เพื่อเป็นการกระจายแรงและลดความเสียหายต่ออุปกรณ์ได้ จากผลการบินทดสอบจะพบว่าความเสียหายส่วนใหญ่จะมีแค่ในส่วนของใบพัดเท่านั้น เพราะในส่วนของโครงสร้างขาเป็นพลาสติกที่มีความยืดหยุ่นสามารถติดตัวได้ดี ลดแรงกระแทกได้ ส่วนของแขนก็สามารถพับได้ ทำให้เมื่อตกแบบเอียงตัวแทนที่แขนจะรับแรงกระแทกโดยตรง ก็ลดแรงและความเสียหายลงได้

จากการออกแบบแสดงให้เห็นว่าน้ำหนักมีผลต่อเวลาในการบินเป็นอย่างมาก และยังส่งผลต่อขนาดตัวลำอีกเช่นกัน ซึ่งในการคำนวณหาแรงดันของแบตเตอรี่ ผู้วิจัยไม่ได้นำค่าประสิทธิภาพของแบตเตอรี่มาคิดคำนวณด้วย จึงอาจทำให้เกิดความผิดพลาดของเวลาในการบินได้ การพัฒนาต่อจากนี้จะทำให้อากาศยานสามารถบินได้นานขึ้นด้วยการออกแบบใบพัดที่ให้พลังงานสูง ออกแบบเลือกมอเตอร์ที่มีการสูญเสียพลังงานต่ำ และชุดควบคุมความเร็วรอบแบบอิเล็กทรอนิกส์ที่มีการจำกัดพลังงาน ด้วยวิธี Optimization อีกต่อไป

5.2 ข้อเสนอแนะ

1. เนื่องจากในการทดสอบระบบการบินของอากาศยาน ผู้วิจัยได้ทำการเลือกใช้แบตเตอรี่ก้อนใหม่ ซึ่งอาจจะมีประสิทธิภาพของแบตเตอรี่ถึง 100% จึงส่งผลให้อากาศยานสามารถบินได้ตามเวลาที่ได้ทำการออกแบบมา แต่เมื่อแบตเตอรี่มีประสิทธิผลลดลง จะเป็นสาเหตุให้อากาศยานบินไม่สามารถบินได้ระยะเวลาตามข้อกำหนดที่ได้กำหนดไว้

2. ในการตั้งค่าแรงดันในช่วงที่ปลอดภัยหรือ Battery Fail Safe สามารถเปลี่ยนแปลงได้ขึ้นอยู่กับน้ำหนักโดยรวมของอากาศยาน ซึ่งถ้าอากาศยานมีน้ำหนักมากค่าแรงดันจะต้องเหลือมากพอที่มอเตอร์จะสามารถยกตัวลำของอากาศยานได้

3. น้ำหนักของตัวอากาศยานถือว่ามีส่วนสำคัญ การที่อากาศยานมีน้ำหนักรวมน้อยที่สุดจะช่วยประหยัดพลังงานและเพิ่มระยะเวลาในการบินได้ ดังนั้นในการออกแบบควรจะต้องเลือกใช้วัสดุที่แข็งแรงและมีน้ำหนักเบาเสมอ

4. ในการนำอากาศยานออกบินควรบินในสภาพอากาศที่แจ่มใส เพื่อลดปัญหาการเกิดสัญญาณรบกวน ที่จะส่งผลต่อค่าความแม่นยำของ GPS ซึ่งสัญญาณ GPS ถือเป็นสิ่งสำคัญที่ใช้ในการระบุตำแหน่งการบินในโหมด Loiter, Return To Lanch mode และ Auto ถ้าสภาพอากาศที่แปรปรวนอาจจะทำให้การจับสัญญาณจำนวนดาวเทียมลดลง ค่าความแม่นยำลดลง และส่งผลต่อการบินของอากาศยานได้

5. ในการบินของอากาศยานสิ่งที่ควรคำนึงมากที่สุดคือความปลอดภัยต่อชีวิตและทรัพย์สินของผู้อื่น ก่อนออกบินทุกครั้งควรตรวจสอบอุปกรณ์ว่าอยู่ในสภาพที่พร้อมใช้งานหรือไม่



รายการอ้างอิง

- ณัฐวุฒิ สุวรรณทา (2555). การสร้างเฮลิคอปเตอร์แบบสี่ใบพัด. เอกสารประกอบการบรรยาย มหาวิทยาลัยมหาสารคาม. pp. 1-34.
- ชิตี นิลทองคำ (2555). การควบคุมเสถียรภาพของอากาศยาน4ใบพัดโดยใช้ตัวควบคุมแบบคลาสสิก. การประชุมวิชาการเครือข่ายวิศวกรรมเครื่องกลแห่งประเทศไทย ครั้งที่ 26 (ME-NETT 26). โรงแรมดุสิต ไอส์แลนด์ รีสอร์ท จังหวัดเชียงราย. วันที่ 24-27 ตุลาคม 2555.
- DiCesare, A., Gustafson, K., and Lindenfelzer, P. (2013). Design Optimization of a Quad-Rotor Capable of Autonomous Flight. **Project report (Bachelor of Science In Aerospace/Mechanical Engineering); Worcester Polytechnic Institute.** pp. 22-45.
- Bousbaine, A., Wu, M.H., and Poyi, G.T. (2012). Modelling and simulation of a quad-rotor helicopter. **The 6th IET International Conference On Power Electronics, Machines and Drives (PEMD 2012)**, March 27-29, 2012. pp. 1-6.
- Flynn, E.P. (2013). Low-cost approaches to UAV design using advanced manufacturing techniques. **The 3rd IEEE Integrated STEM Education Conference (ISEC)**, March 9, 2013. pp.1-4.
- Gonzalez I., Salazar, S., Romero H., Lozano, R., and Torres, J. (2011). Attitude control of a quad-rotor using speed sensing in brushless DC motors. **The 8th International Conference On Electrical Engineering Computing Science and Automatic Control (CCE 2011)**, October 26-28, 2011. pp. 1-6.
- Jaimes, A., Kota, S., and Gomez, J. (2008). An approach to surveillance an area using swarm of fixed wing and quad-rotor unmanned aerial vehicles UAV(s). **IEEE International Conference On System of Systems Engineering (SoSE'08)**. June 2-4, 2008. pp. 1-6.
- Rodic A., and Mester, G. (2011). Modeling and simulation of quad-rotor dynamics and spatial navigation. **IEEE 9th International Symposium On Intelligent Systems and Informatics (SISY)**, September 8-10, 2011. pp. 23-28.
- Senkul F., and Altug, E. (2013). Modeling and control of novel tilt-Roll rotor quadrotor UAV.

International Conference On Unmanned Aircraft Systems (ICUAS), May 28-31, 2013, pp. 1071-1076.

Jeong, S.H., and Jung, S. (2011). Design and Control of a small quad-rotor system under practical limitation. **The 11th International Conference On Control, Automation and Systems (ICCAS)**, October 26-29, 2011, pp. 1163-1167.





ภาคผนวก ก

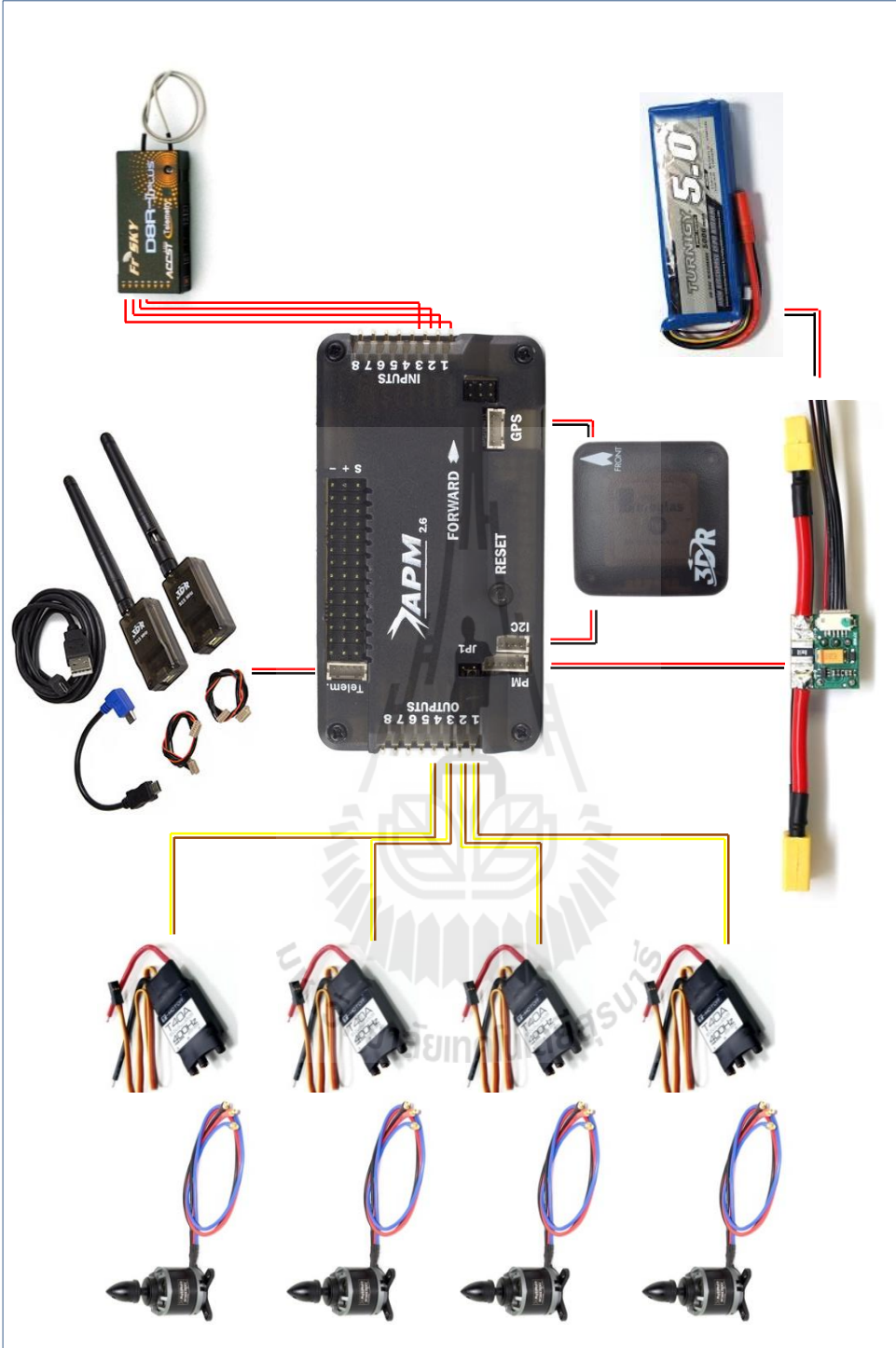
การประกอบอุปกรณ์

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

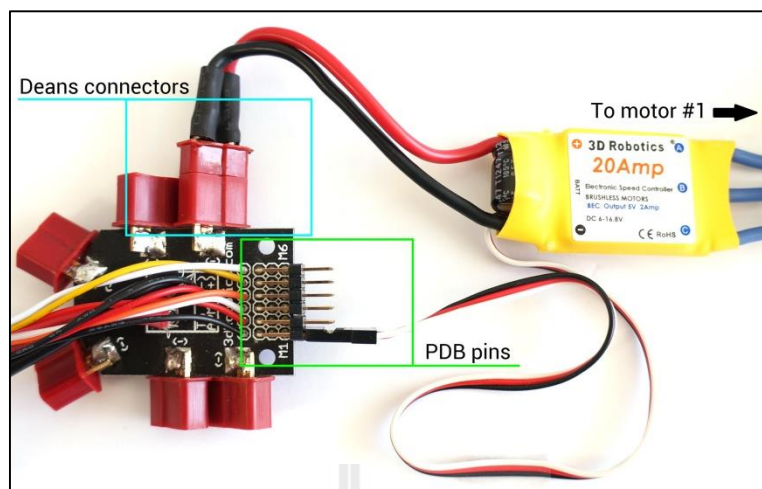
ก. ขั้นตอนการประกอบอุปกรณ์

จากรูปที่ ก.1 เป็นไดอะแกรมสำหรับเชื่อมต่ออุปกรณ์ต่างๆเข้ากับบอร์ด รุ่น APM 2.6 โดยเริ่มต้นจากการต่อมอเตอร์เข้ากับชุดควบคุมความเร็วรอบแบบอิเล็กทรอนิกส์ (Electronic Speed Controller: ESC) โดยมอเตอร์จะประกอบไปด้วย 3 คือสายสีดำคือไฟลบ สายสีแดงคือไฟบวก และสายสีน้ำเงินจะเป็นสายสัญญาณ (สีอาจเปลี่ยนแปลงตามรุ่นของมอเตอร์) และชุดควบคุมความเร็วรอบแบบอิเล็กทรอนิกส์จะมีสายไฟสองฝั่ง ฝั่งด้านบนจะมี 2 สาย คือสายสีดำและสีแดงสองสายนี้จะเป็นสายสำหรับรับกระแสไฟจากแผงจ่ายไฟหลัก (Power distribution board) ดังรูปที่ ก.2 ส่วนฝั่งด้านล่างจะมี 3 สาย บนตัวชุดควบคุมความเร็วรอบแบบอิเล็กทรอนิกส์จะมีตัวอักษรกำกับไว้คือ A, B และ C โดยสาย B จะเป็นสายไฟลบจะต่อเข้ากับมอเตอร์สายสีดำ ส่วนช่อง A และ B จะต่อเข้ากับสายสีแดงหรือสีน้ำเงินจากมอเตอร์ ซึ่งขึ้นอยู่กับว่าต้องการให้มอเตอร์หมุนตามเข็มนาฬิกาหรือทวนเข็มนาฬิกาดังรูปที่ ก.3

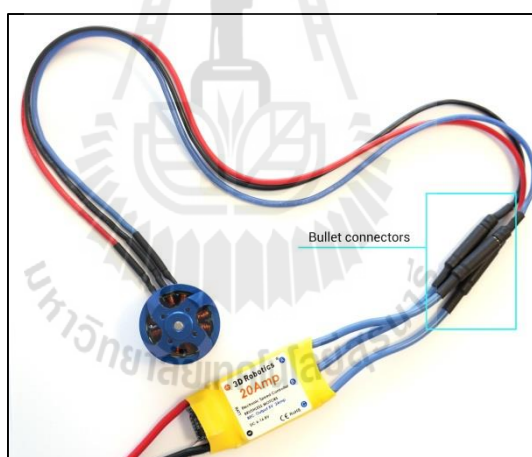




รูปที่ ก.1 แสดง ไดอะแกรมสำหรับเชื่อมต่ออุปกรณ์ต่างๆเข้ากับบอร์ด APM



รูปที่ ก.2 แสดงการต่อชุดควบคุมความเร็วรอบแบบอิเล็กทรอนิกส์กับแผงจ่ายไฟหลัก
(ที่มา : <http://copter.ardupilot.com/wiki/initial-setup/assembly-instructions>)



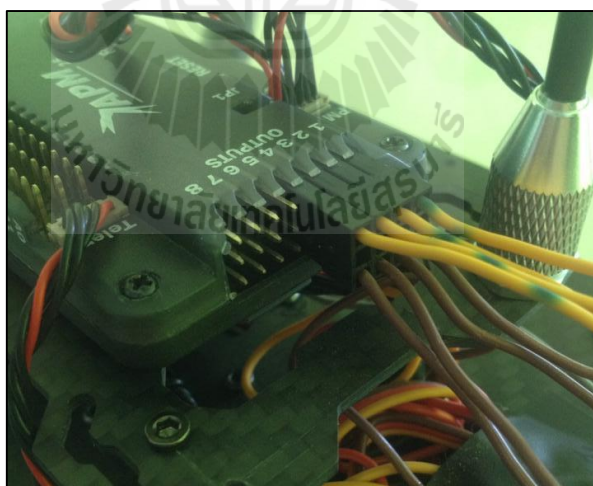
รูปที่ ก.3 แสดงการต่อมอเตอร์กับชุดควบคุมความเร็วรอบแบบอิเล็กทรอนิกส์
(ที่มา : <http://copter.ardupilot.com/wiki/initial-setup/assembly-instructions>)

ชุดควบคุมความเร็วรอบแบบอิเล็กทรอนิกส์ยังมีสายแพเหลืออยู่ ซึ่งสายนี้จะต่อเข้ากับบอร์ด APM ฝั่ง Output ตามช่องต่างๆ โดยเราจะต่อสายให้ถูกต้องตามตำแหน่งของมอเตอร์ กำหนดให้มีลักษณะการกำหนดตำแหน่งดังรูปที่ ก.4 สายแพจากชุดควบคุมความเร็วรอบแบบอิเล็กทรอนิกส์จะมีทั้งหมด 3 สาย คือ สีเหลือง สีแดง และสีน้ำตาล การต่อสายแพในฝั่งนี้จะต่อ

เฉพาะสายสีเหลืองและสีน้ำตาลแต่ไม่ต่อสายสีแดง(เส้นกลาง) ดังรูปที่ ก.5 เพราะช่องกลางของบอร์ดจะเป็นช่องของไฟเลี้ยง เราจะไปเชื่อมต่อกันในฝั่ง Input แทน

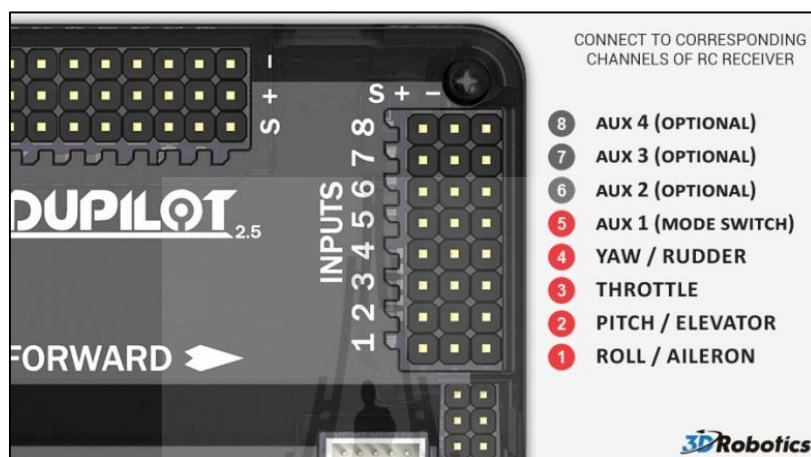


รูปที่ ก.4 แสดงรูปแบบการต่อช่อง Output ของอากาศยานสี่ใบพัด
(ที่มา : <http://copter.ardupilot.com/wiki/connecting-the-escs-and-motors/>)



รูปที่ ก.5 แสดงการต่อสายแพฝั่ง Output

ต่อมามาอยู่ในฝั่งทาง Input ของบอร์ด APM ฝั่งนี้จะทำการเชื่อมต่อเข้ากับชุดรับสัญญาณ หรือ Receiver โดยการต่อก็เช่นเดียวกัน นำสายต่อเข้าช่องต่างๆตามรูปที่ ก.6 ถ้าเราต่อสายเข้า Input 1 ฝั่งบอร์ด APM ฝั่งชุดรับสัญญาณต่อจะต้องเป็นช่องที่ 1 เช่นเดียวกัน ในช่อง Input 4 ผู้วิจัยได้ต่อสายแพครบทั้งสามช่อง เพื่อให้มีไฟเลี้ยง



รูปที่ ก.6 แสดงการเชื่อมต่อช่องสัญญาณฝั่ง Input กับชุดรับสัญญาณ
(ที่มา : <http://copter.ardupilot.com/wiki/connecting-your-rc-input-and-motors/>)



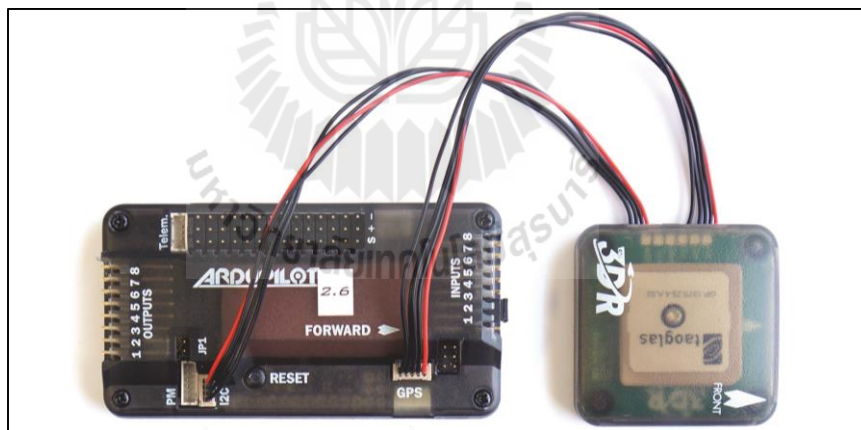
รูปที่ ก.7 แสดงการต่อสัญญาณฝั่ง Input กับชุดรับสัญญาณ

ต่อมาทำการต่อ GPS เนื่องจากบอร์ด APM 2.6 ไม่มีเข็มทิศนำทางหรือ Compass หรือ Magnetometer ดังนั้นจึงต้องเลือกใช้ GPS ที่มี Magnetometer มาในตัว ดังนั้นตัว GPS จึงมี 2 ช่อง สำหรับต่อสาย คือ ช่องของ GPS และช่องของ Magnetometer ดังรูป ก.8 สายที่ต่อออกจากช่อง GPS จะต่อเข้าช่อง GPS ของบอร์ด ส่วนสายที่ต่อออกจากช่องของ Magnetometer จะต่อเข้าสู่ช่อง I2C ดังรูปที่ ก.9



รูปที่ ก.8 แสดงช่องของ GPS

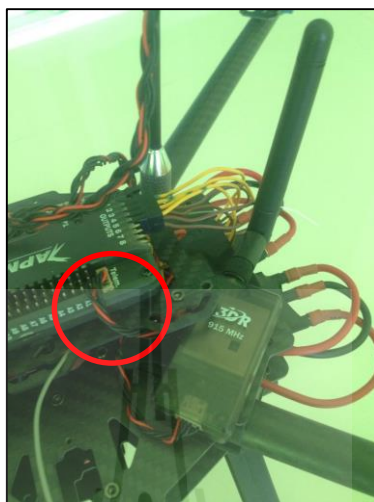
(ที่มา : <http://copter.ardupilot.com/wiki/common-installing-3dr-ublox-gps-compass-module/>)



รูปที่ ก.9 แสดงการต่อ GPS กับ บอร์ด APM

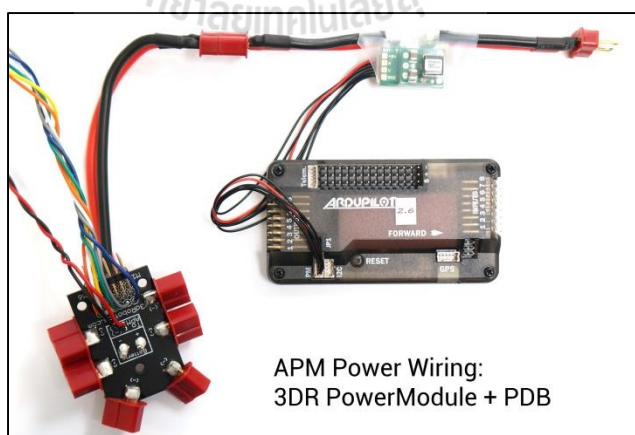
(ที่มา : <http://copter.ardupilot.com/wiki/common-installing-3dr-ublox-gps-compass-module/>)

ส่วนต่อมาก็ือชุดรับ-ส่งข้อมูลหรือ Telemetry สามารถใช้สายแพเชื่อมต่อเข้ากับช่อง Telem. จากบอร์ด APM ได้เลย ดังรูปที่ ก.10

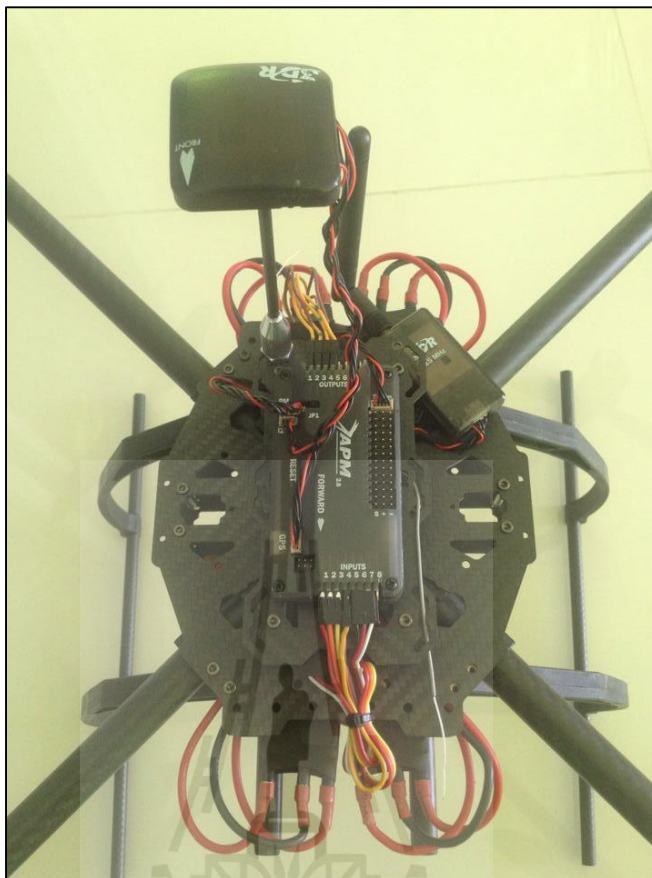


รูปที่ ก.10 แสดงการต่อ Telemetry กับ บอร์ด APM

ส่วนสุดท้ายคือแหล่งจ่ายพลังงาน จากรูปที่ พบว่า Power Module มีสายใหญ่สองฝั่ง ซึ่งฝั่งหนึ่งจะต่อเข้ากับแผงจ่ายไฟหลักที่กล่าวมาแล้วในข้างต้น ส่วนอีกฝั่งจะต่อเข้ากับแบตเตอรี่ชนิด Lipo และส่วนของสายแพจะต่อเข้ากับบอร์ด บริเวณช่อง PM ดังรูปที่ ก.11



รูปที่ ก.11 แสดงการต่อ Power Module กับแผงจ่ายไฟหลักและบอร์ด APM
(ที่มา : <http://copter.ardupilot.com/wiki/initial-setup/assembly-instructions>)



รูปที่ ก.12 แสดงการต่ออุปกรณ์ต่างๆเข้ากับ บอร์ด APM



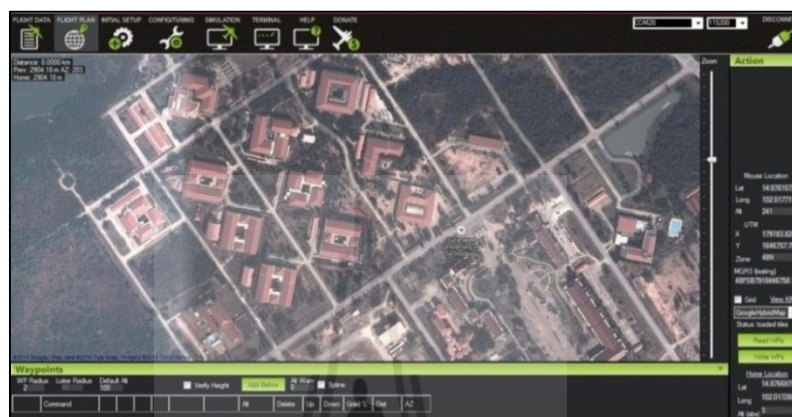
ภาคผนวก ข

การทำ Auto Waypoint สำหรับโปรแกรม Mission Planner

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ข. การทำ Auto Waypoint

โดยเริ่มต้นให้ทำการเชื่อมต่อบอร์ด APM กับ โปรแกรม Mission Planner หลังจากนั้นกดปุ่ม Connect เพื่อทำการเชื่อมต่อ เมื่อเชื่อมต่อบอร์ด APM กับ โปรแกรม Mission Planner เรียบร้อยแล้ว ให้ไปที่เมนู FLIGHT PLAN จะปรากฏหน้าต่างดังรูป ข.1



รูปที่ ข.1 แสดงหน้าต่าง FLIGHT PLAN



(ก)

(ข)

รูปที่ ข.2 แสดงหน้าต่าง Action (ก) แสดงกรณีไม่ได้ Connect (ข) แสดงกรณีทำการ Connect

Waypoints												
WP Radius	Loiter Radius	Default Alt										
2	5	100	<input type="checkbox"/> Verify Height		Add Below							
	Command	Delay	Hit Rad	Yaw Ang	Lat	Long	Alt	Delete	Up	Down	Grad %	Dist
1	TAKEOFF	0	0	0	0	0	2	X			0	0
2	WAYPOINT	0	0	0	14.8766933	102.0174685	20	X			45.1	44.4
3	WAYPOINT	0	0	0	14.8758015	102.0180210	20	X			0.0	115.6
4	LAND	0	0	0	14.8758222	102.0179111	2	X			-149.6	12.0

รูปที่ ข.3 แสดงหน้าต่าง Waypoint

ก่อนอื่นขออธิบายคำสั่งต่างๆที่อยู่ในเมนู FLIGHT PLAN ทั้งในส่วนคำสั่ง Waypoint และ Action โดยมีความหมายและหน้าที่ดังต่อไปนี้

ส่วน Waypoint

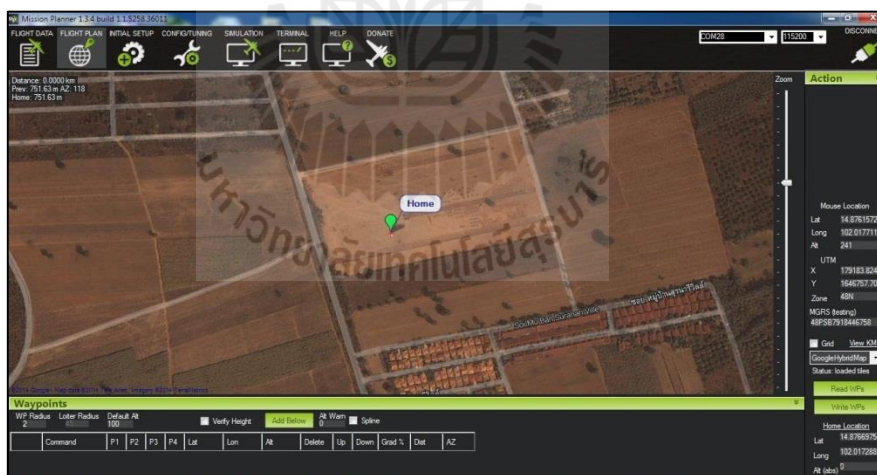
- WP Radius หรือ Waypoint Radius คือ รัศมีของตำแหน่งที่เลือก
- Loiter Radius คือ รัศมีการลือคความสูงและตำแหน่งด้วย GPS
- Default Alt คือ ระดับความสูงที่ได้ทำการตั้งค่าไว้
- Add Below คือ การเพิ่มตาราง
- Command คือ ช่องสำหรับใส่โหมดที่ต้องการในตำแหน่งนั้นๆ
- Lat หรือ Latitude คือ การแสดงค่าละติจูดในตำแหน่งที่เลือก
- Long หรือ Longitude คือ การแสดงค่าลองจิจูดในตำแหน่งที่เลือก
- Alt คือ ระดับความสูงที่ต้องการ
- Delete คือ คำสั่งที่ใช้ลบบรรทัดที่ไม่ต้องการ
- Up คือ คำสั่งที่ใช้เลื่อนบรรทัดที่เลือกขึ้นด้านบน
- Down คือ คำสั่งที่ใช้เลื่อนบรรทัดที่เลือกลงด้านล่าง

ส่วน Action

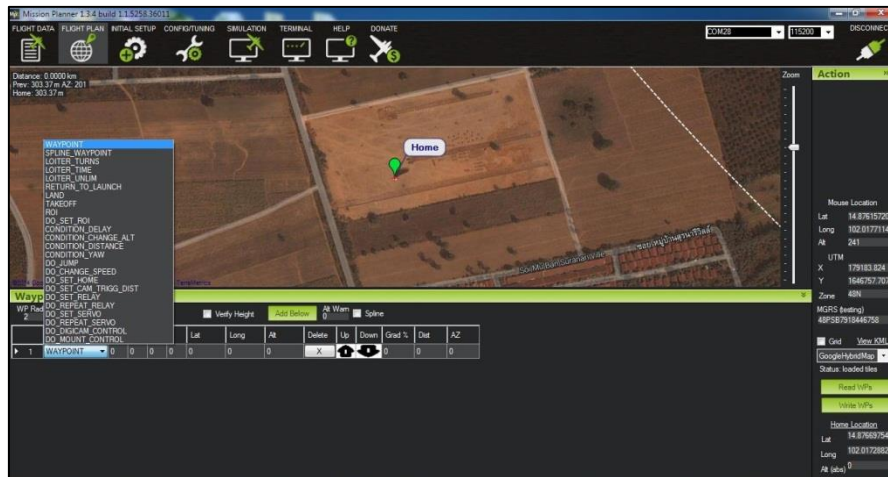
- Load WP File หรือ Load Waypoint File คือ การเรียกไฟล์ Waypoint ที่บันทึกไว้ ออกมาใช้งาน
- Save WP File หรือ Save Waypoint File คือ การบันทึกไฟล์ Waypoint
- Read WPs หรือ Read Waypoint คือ การอ่านไฟล์ Waypoint
- Write WPs หรือ Write Waypoint คือ การเขียนหรือบันทึกไฟล์ Waypoint ลงบอร์ด APM
- Home Location คือ คำสั่งที่ใช้อัปเดตตำแหน่งล่าสุดของอากาศยาน
- Mouse Location คือ แสดงตำแหน่งของลูกศรที่ชี้บนแผนภาพ

- Lat หรือ Latitude คือ การแสดงค่าละติจูดในตำแหน่งที่เลือก
- Long หรือ Longitude คือ การแสดงค่าลองจิจูดในตำแหน่งที่เลือก
- Alt คือ การแสดงระดับความสูงที่เลือก

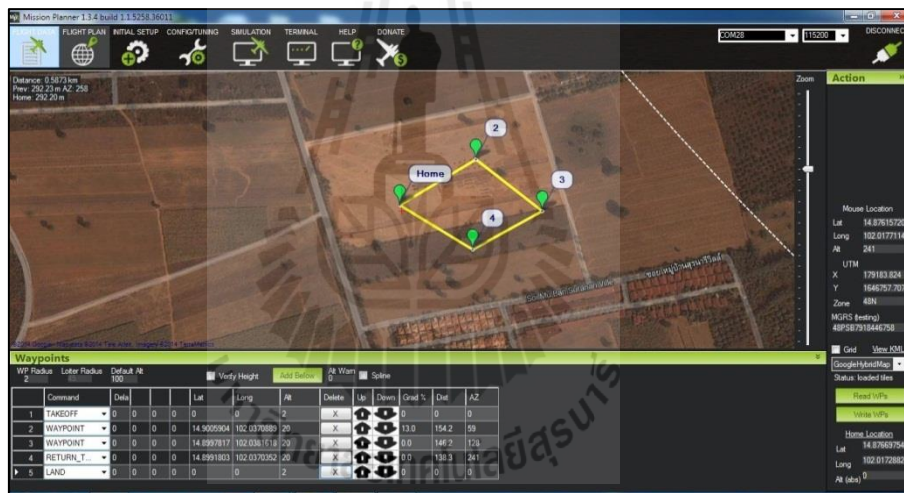
เริ่มแรกให้กด Home Location เพื่อจะเป็นการอัปเดตตำแหน่งล่าสุดที่อากาศยานนั้นอยู่ ดังรูปที่ ข.4 จะปรากฏตำแหน่ง Home ขึ้นมา ถ้าหากต้องการให้ตำแหน่ง Home เป็นตำแหน่งเริ่มต้น ให้ทำการกด Add Below เพื่อเพิ่มตารางคำสั่ง ในช่อง Command ดังรูปที่ ข.5 ผู้วิจัยเลือกโหมดเป็น TAKEOFF ที่ Alt 2 หมายความว่าที่ตำแหน่งนี้ต้องการให้อากาศยานลอยตัวขึ้นไปทีระดับ 2 เมตรเสร็จแล้วทำการเลือกตำแหน่งที่สองที่ต้องการ โดยตำแหน่งนี้ผู้วิจัยกำหนดความสูงเป็น 20 เมตร ในตำแหน่งที่สามก็เช่นเดียวกันกับตำแหน่งที่สอง ในตำแหน่งที่สี่ ผู้วิจัยกำหนดให้เป็นโหมด Return To Launch คือต้องการให้อากาศยานบินกลับไปที่ตำแหน่ง Home และในตำแหน่งสุดท้าย กำหนดให้เป็นโหมด Land ที่ Alt 2 คือผู้วิจัยกำหนดให้เป็นตำแหน่งในการลงจอดของอากาศยาน โดยระดับความสูงจะเริ่มลดจากตำแหน่งที่สามคือ 20 เมตร ลดลงมาเรื่อยๆ จนถึงระดับความสูง 2 เมตร ที่ตำแหน่ง Home แล้วทำการลงจอด ดังรูปที่ ข.6



รูปที่ ข.4 แสดงตำแหน่ง Home



รูปที่ ข.5 แสดงโหมดต่างๆในช่อง Command



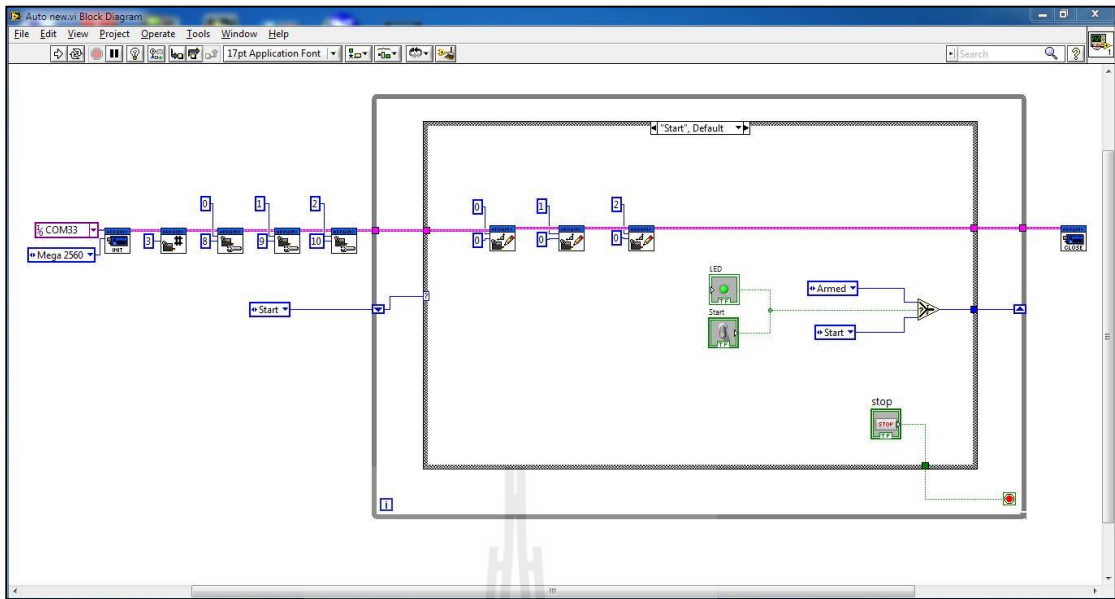
รูปที่ ข.6 แสดงหน้าต่าง FLIGHT PLAN ที่มีการกำหนด Waypoint

เมื่อเราทำการกำหนด Waypoint เรียบร้อยแล้วให้กด WriteWPs เพื่อเป็นการบันทึกข้อมูลลงสู่บอร์ด APM เพียงเท่านี้ก็สามารุทำการบินแบบ Auto Waypoint ได้แล้ว แต่อย่าลืมทำการตั้งค่าวิทยุบังคับให้มีโหมดสำหรับการบิน Auto ด้วย จึงจะสามารถทำงานให้โหมดนี้ได้อย่างสมบูรณ์

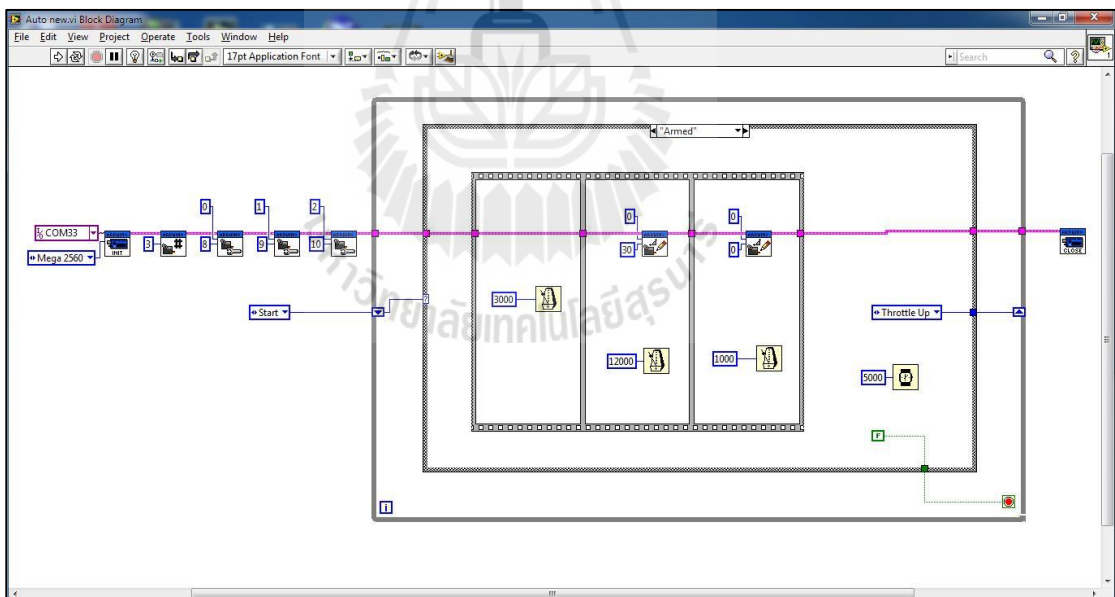


ภาคผนวก ค

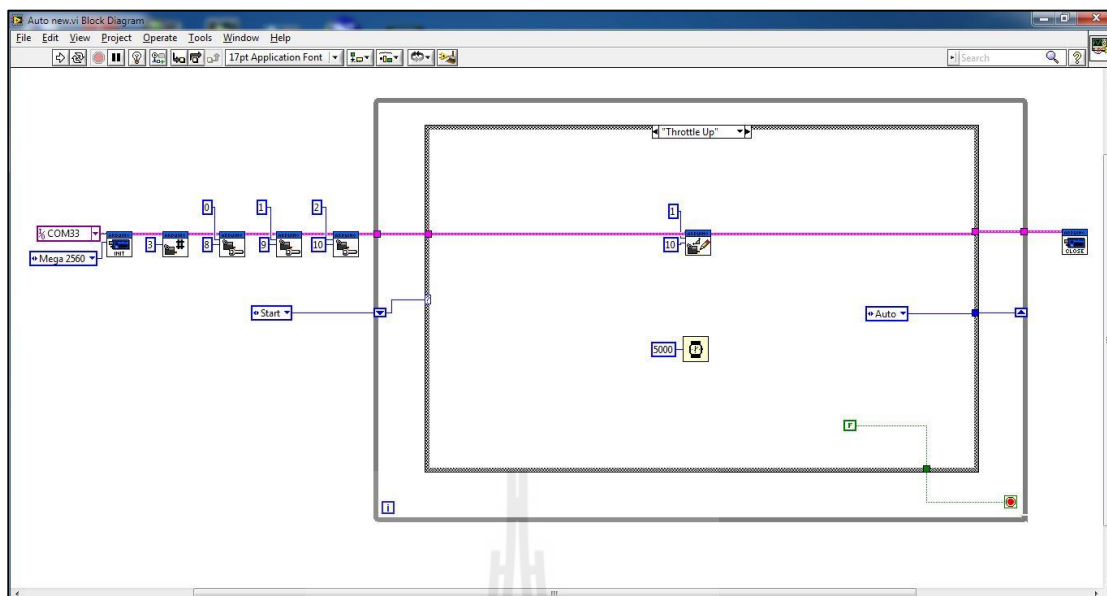
รายละเอียดโปรแกรม Lab View สำหรับการควบคุมวิทยุบังคับ



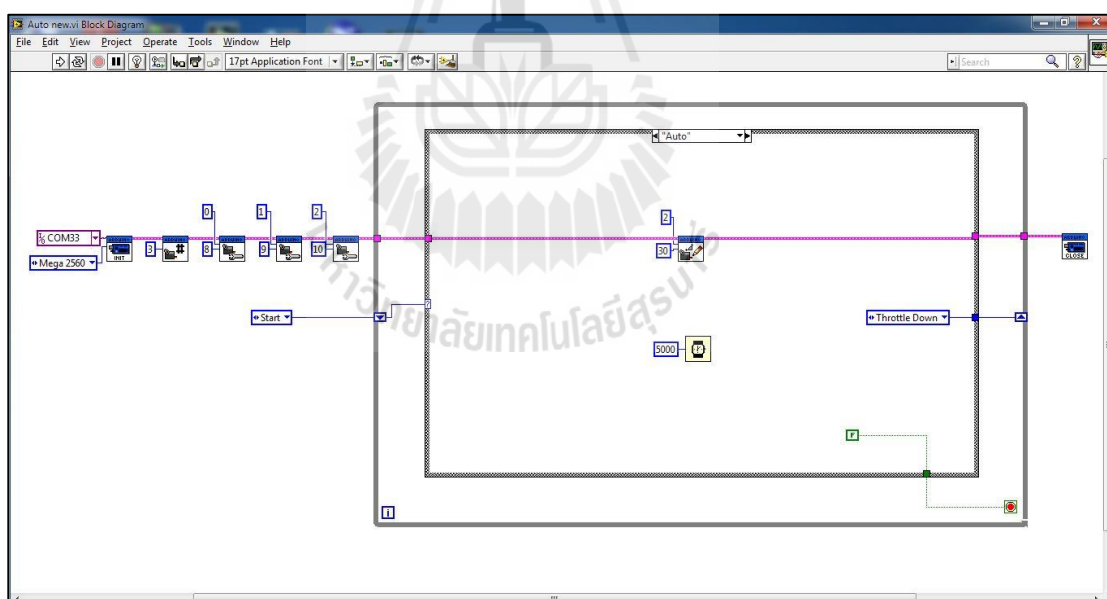
รูปที่ ค.1 แสดงรายละเอียดโปรแกรม Lab View สำหรับการ Start



รูปที่ ค.2 แสดงรายละเอียดโปรแกรม Lab View สำหรับการ Armed



รูปที่ ค.3 แสดงรายละเอียดโปรแกรม Lab View สำหรับการ Throttle Up



รูปที่ ค.4 แสดงรายละเอียดโปรแกรม Lab View สำหรับการ Auto



ภาคผนวก ง

รายการตรวจสอบก่อนการบินอากาศยานสี่ใบพัด

ง. รายการตรวจสอบก่อนการบินอากาศยานสี่ใบพัด

เนื่องจากการบินอากาศยานสี่ใบพัดนั้นถือว่ามีความเสี่ยงที่จะสามารถเกิดอันตรายต่อคน สัตว์ สิ่งของและทรัพย์สินได้ตลอดเวลา ดังนั้นเพื่อความปลอดภัยและป้องกันการเกิดความเสียหาย จากตัวอากาศยาน จึงควรมีการตรวจสอบ โครงสร้าง อุปกรณ์ และค่าการส่งสัญญาณต่างๆ ให้อยู่ใน สภาพที่ถูกต้องและพร้อมใช้งาน ในส่วนนี้ทางผู้วิจัยได้รวบรวมรายการการตรวจสอบพื้นฐาน เพื่อ ลดความเสี่ยงในการเกิดอันตรายที่มาจากอากาศยานสี่ใบพัด

- โครงสร้าง :

- _____ ตรวจสอบความแข็งแรงของโครงสร้างและไม่มีรอยแตกหัก
- _____ ตรวจสอบความหนาแน่นของการยึดติดระหว่างชิ้นส่วนของโครงสร้าง

- ใบพัด :

- _____ ตรวจสอบสภาพใบพัดให้อยู่ในสภาพพร้อมใช้งาน ไม่มีรอยแตกหักหรือเสียหาย
- _____ ตรวจสอบการติดตั้งให้ถูกต้องตามทิศทางการหมุนของมอเตอร์
- _____ ตรวจสอบการยึดติดของใบพัดกับแกนของมอเตอร์ ให้ความหนาแน่น
- _____ ตรวจสอบการหมุนของใบพัด สามารถหมุนได้อย่างราบรื่น ไม่มีวัตถุอยู่ใน ระนาบการหมุนของใบพัด

- มอเตอร์ :

- _____ ตรวจสอบระบบสายไฟว่าไม่มีการขาดหรือชำรุด
- _____ ตรวจสอบทิศทางการหมุนให้ถูกต้องตามลักษณะของอากาศยานสี่ใบพัด
- _____ ตรวจสอบการติดตั้งมอเตอร์กับโครงสร้างของอากาศยาน

- แบตเตอรี่ :

- _____ ตรวจสอบค่าแรงดันของแบตเตอรี่ให้มีค่าแรงดันเต็มความจุของแบตเตอรี่
- _____ ตรวจสอบการติดตั้งอย่างปลอดภัย มีสายรัดหนาแน่น ไม่เกิดการหลุดของ แบตเตอรี่ขณะบิน

- วิทยุบังคับ :

- _____ ตรวจสอบโหมดการบินให้ถูกต้องกับการใช้งาน
- _____ ตรวจสอบการส่งสัญญาณในระยะควบคุมการบิน

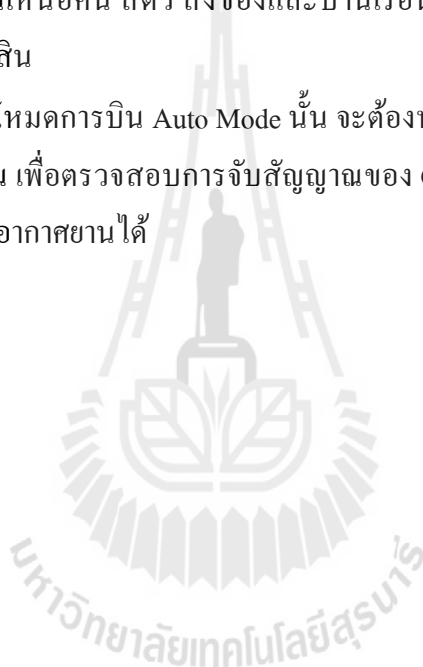
- โปรแกรม Mission Planner :

_____ ตรวจสอบสัญญาณ GPS จะต้องแสดง 3D Fix เพื่อแสดงการตรวจจับของสัญญาณ

_____ ตรวจสอบค่าความแม่นยำของสัญญาณ GPS (gpshdop) ต้องมีค่าอยู่ระหว่าง 1.5 – 2.0

_____ ตรวจสอบจำนวนดาวเทียม (Stascout) ที่ทำการตรวจจับได้ ต้องสามารถต้อง จับได้มากกว่า 4 ดวงขึ้นไป

- ตรวจสอบสภาพอากาศที่เหมาะสม ท้องฟ้าเปิด ลมสงบ
- ตรวจสอบสภาพพื้นที่ สภาพแวดล้อม ที่จะใช้ในการบิน ให้อยู่ในบริเวณที่โล่งแจ้ง หลีกเลี่ยงการบินเหนือคน สัตว์ สิ่งของและบ้านเรือน เพื่อไม่ให้เกิดความบาดเจ็บและเสียหายต่อทรัพย์สิน
- ก่อนเริ่มบินด้วยโหมดการบิน Auto Mode นั้น จะต้องทำการบินทดสอบในโหมดการบิน Loiter Mode ก่อน เพื่อตรวจสอบการจับสัญญาณของ GPS ที่สามารถรักษาพิกัดตำแหน่งและความสูงของอากาศยานได้





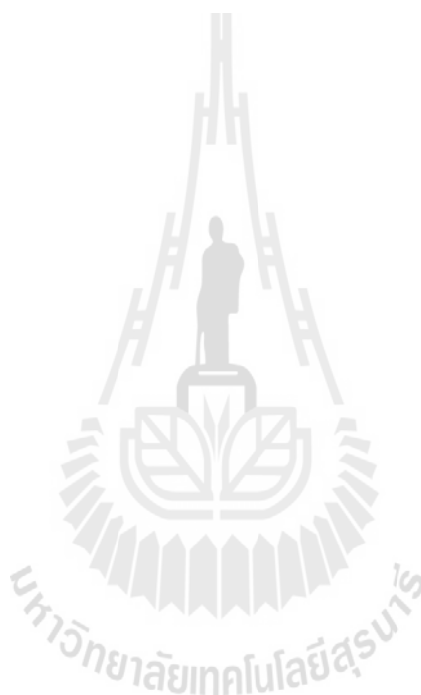
ภาคผนวก จ

บทความที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่

รายชื่อบทความทางวิชาการที่ได้รับการตีพิมพ์เผยแพร่

Patthama Chooklin, Kontorn Chamniprasart and Chalothorn Thumthae. (2014).

**DESIGN AND PROTOTYPING OF MULTI-ROTOR AIRCRAFT WITH
AUTOMATE MOTION CONTROL. THE 8th SOUTH EAST ASIAN TECHNICAL
UNIVERSITY CONSORTIUM (SEATUC) SYMPOSIUM, 4 pp. March 3th -5th, 2014,
Johor Bahru, Malaysia.**



OS Number _____

DESIGN AND PROTOTYPING OF MULTI-ROTOR AIRCRAFT WITH AUTOMATE MOTION CONTROL

PatthamaChooklin, KontornChamnprasart, and ChalothornThumthae
School of Mechanical Engineering, Suranaree University of Technology

ABSTRACT

As a big area administration buildings in Suranaree University of Technology (SUT) were located far apart. Transferring document between buildings is quite difficult. This research will create a prototype of automatic unmanned quad-rotor aircraft for document transfer between buildings. There are defined stations for transferring document between buildings. The routes of the multi-rotor aircraft can be controlled without human. The quad-rotor aircraft uses GPS to determine its route with auto pilot electronic system. The quad-rotor aircraft is required to carry 200 g. payloads at 10 m. altitude.

This research is expected to help document transfer within SUT, saving time and providing higher performance.

1. INTRODUCTION

The first experiment used multi-rotor aircraft designs found in the 1920s by the United States Army. The first concept employed hexa-rotor aircraft and the next evolution was 4 rotors and 8 rotors. The purpose is to use in a military mission.

For the last few decades, small scale Unmanned Aerial Vehicles (UAVs) have become more commonly used in many applications. The need for aircraft with greater maneuverability and hovering ability has led to current rise in quad-rotor research. The four-rotor design allows quad-rotor to be relatively simple in design yet highly reliable and maneuverable. Cutting-edge research is continuing to increase the viability of quad-rotor by making advances in multi-craft communication, environment exploration, and maneuverability. If all of these developing qualities can be combined together, quad-rotor would be capable of doing several autonomous missions that are currently not possible with any other vehicle. [1]

2. BASIC CONCEPTS OF QUAD-ROTOR AIRCRAFT

All the propeller axes of rotation are fixed and parallel, they have fixed-pitch blades and their air flow points downwards, only propeller speed can be varied.

The front and the rear propellers rotate counter-clockwise, while the left and the right ones turn clockwise.

2.1 Hovering: All the propellers rotate at the same speed (ω). Thus, the quad-rotor performs stationary flight and no forces or torques moves it from its position.

2.2 Throttle: This command is provided by increasing (or decreasing) the entire propeller speeds by the same amount.

2.3 Roll: This command is provided by increasing (or decreasing) the left propeller speed and by decreasing (or increasing) the right one. It leads to a torque with respect to the xB axis which makes the quad-rotor turn.

2.4 Pitch: This command is very similar to the roll and is provided by increasing (or decreasing) the rear propeller speed and by decreasing (or increasing) the front one.

2.5 Yaw: This command is provided by increasing (or decreasing) the front-rear propeller's speed and by decreasing (or increasing) that of the left-right couple. It leads to a torque with respect to the zB axis which makes the quad-rotor turn. The yaw movement is generated thanks to the fact that the left-right propellers rotate clockwise while the front-rear ones rotate counterclockwise. Hence, when the overall torque is unbalanced, the helicopter turns on itself around zB. The total vertical thrust is the same as in hovering. [2]

OS Number _____

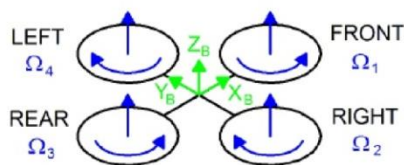


Fig. 1 Position and direction of quad-rotor

3. DESIGN

3.1 DESIGN SPECIFICATIONS

3.1.1 Payload: The payload consists of a box of A4 size papers and documents to be carried. The total weight (W_{payload}) must not exceed 200 g.

3.1.2 Flight time: The departure and arrival stations are station A located in the equipment building F6 and station B located in the equipment building F5. The distance is 100 m. The quad-rotor can flight for 7 min at 20 m. altitude.

3.2 Design

The quad-rotor aircraft design is divided into 3 parts: power system, structure, and control systems. The principles of design are:

3.2.1 System power

System power is a device used for lifting and moving the quad-rotor aircraft, including motor, electronic speed control, propeller, and batteries.

The design of the power system can be summarized briefly as follows:

- 1) Calculating the total weight (W_{Total}) of the aircraft.
- 2) Calculating the maximum thrust (T_{Max})
- 3) Applying maximum thrust to calculate the size of motor and propeller that meet the requirement.
- 4) Calculating the consumption rate for selecting a battery with suitable capacity. This involves the consumption of the motor and the flight duration.

To calculate the total weight (W_{Total}) of the aircraft, the maximum weight of the structure (W_{Frame}) power system weight (W_{Device}) is 1,900 g, while payload (W_{Payload}) is 200 g.

$$\begin{aligned} \therefore W_{\text{Total}} &= W_{\text{Frame}} + W_{\text{Device}} + W_{\text{Payload}} \quad (1) \\ &= 1,900 + 200 \\ &= 2,100 \text{ g.} \end{aligned}$$

The system power efficiency of the thrust is 80%, so the total weight (W_{Total}) accounted for 80% of the thrust (T_{Use}).

$$\begin{aligned} \therefore 0.80 T_{\text{Use}} &= W_{\text{Total}} \quad (2) \\ T_{\text{Use}} &= \frac{2100}{0.80} \\ &= 2,625 \text{ g.} \end{aligned}$$

The motor in the range of 40 - 70% of the maximum thrust (T_{Max}). To find the maximum thrust, the imposed motor is 70%.

$$\begin{aligned} \therefore 0.70 T_{\text{Max}} &= T_{\text{Use}} \quad (3) \\ T_{\text{Max}} &= \frac{2625}{0.70} \\ &= 3,750 \text{ g.} \end{aligned}$$

The calculated maximum thrust (T_{Max}) is for 4 motors, thus, the maximum thrust for one motor (T_{Piece}) is 937.5 g. The T_{Piece} is the criterion of selecting appropriate motor and propeller.

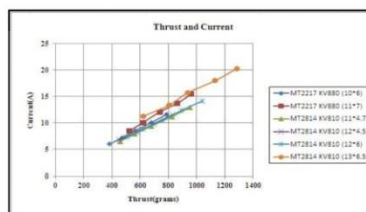


Fig. 2 Test results of thrust and current of motor

The selected motors were tested for thrust wages and rates of consumption. As a result the motor serial MT2814 810KV propeller type APC 11*4.7 was selected

After that, the consumption of motor per minute was calculated in order to find the capacity of the battery. To calculate the total current (A_{Total}) of the aircraft, we first calculated the current that is used for taking off ($A_{\text{Take-off}}$) obtained from the take-off thrust ($T_{\text{Take-off}}$). The take-off is set as 30% of T_{piece} [3]

$$\begin{aligned} \therefore T_{\text{Take-off}} &= 0.3 T_{\text{piece}} \quad (4) \\ &= 281.25 \text{ g.} \end{aligned}$$

From the chart test motor it is found that $T_{\text{Take-off}}$ (281.25 g.) corresponds to $A_{\text{Take-off}}$ of 4.31 A. Then a current of 71.83 mA/min per motor is converted. When the speed of aircraft was 120 m/min, it took 0.16 min for climbing up to 20 m. Thus, the $A_{\text{Take-off}}$ for one motor is modified as.

$$\begin{aligned} \therefore A_{\text{Take-off}} &= 71.83 \times 0.16 \quad (5) \\ &= 11.50 \text{ mA/motor} \end{aligned}$$

The current for hovering (A_{Hovering}) is calculated from hovering thrust (T_{Hovering}) which is equal to T_{Piece} as follows:

$$\begin{aligned} \therefore T_{\text{Hovering}} &= T_{\text{Piece}} \quad (6) \\ &= 937.5 \text{ g.} \end{aligned}$$

From chart test motor T_{Hovering} corresponds to the current 12.71 A. The current is converted into 211.83 mA/min per motor. The time it takes is 8 minutes

OS Number _____

$$\begin{aligned} \therefore A_{\text{Hovering}} &= 211.83 \times 8 \quad (7) \\ &= 1,482.81 \text{ mA/motor} \end{aligned}$$

The current used for landing (A_{Landing}) is assigned at the speed 36 m/min, then it use 0.55 min. From the manual, the current of motor during idle is 0.65 A, which is converted into 10.83 mA/min per motor. Thus,

$$\begin{aligned} \therefore A_{\text{Landing}} &= 10.83 \times 0.55 \quad (8) \\ &= 5.95 \text{ mA/motor} \end{aligned}$$

Therefore, the calculation of the total current (A_{Total}) at 8 minutes is

$$\begin{aligned} \therefore A_{\text{Total}} &= A_{\text{Takeoff}} + A_{\text{Hovering}} + A_{\text{Landing}} \quad (9) \\ &= 11.50 + 1,482.81 + 5.95 \\ &= 1,500.26 \text{ mA} \end{aligned}$$

The above calculation of A_{Total} considers only one motor, the current of all motors is $1,500.26 \times 4 = 6,001.04$ mA at 7 min, therefore; the capacity of the battery type Li-Po is approximately 7000 mA.

3.2 Structures

Structural design will use a device that is strong and lightweight. The structures are made of carbon fiber materials. The main structure and the sleeves that hold the motor mount are the carbon fiber sheet with the thickness of 1.6 mm. The arm of aircraft is carbon fiber pipe with 16 mm in diameter. The size of the propeller is 11 inch in length to the spacing between the propeller and the main structure should not be less than 4 inches or 10.16 cm. The lower part of the main structure is installed with the document box size 30x22 cm. The arm size measured between the motor shafts must be 68 cm in width.

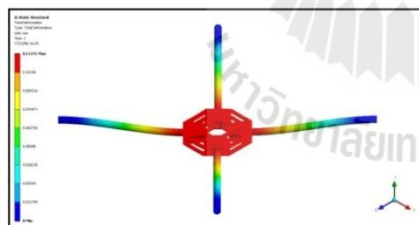


Fig. 3 Analysis of the buckling using ANSYS program

The strength of the aircraft structure is analyzed through buckling using ANSYS program. The normal force of 40 N, was applied to the main structure, neglecting the weight of motor and propeller. [4]

The result showed that the failure caused at the maximum value of 0.1147 mm. In fact, the aircraft

does not carry load as much as 40 N, thus this structure is acceptable in the real condition.

3.3 Control

Flight control system and the aircraft is airborne with both normal and automatic modes. Flight control system consists of active CPU (ATMEGA2560 and ATMEGA32U-2), sensor status stable or flight posture (MPU6000, with a rate gyro, 3-axis and 3-axis accelerometer), three-axis magnetic sensor (HMC5883L-TR), barometer (MS5611-01BA03), GPS (uBlox LEA-6H) and power levels. The Arduino software was chosen for installation because it is easy to develop.

4. RESULTS

Structural design and installation of the flight controls without payload is shown in Fig.4



Fig. 4 Quad-rotor without payload

In the flight test, the quad-rotor aircraft with remote control can fly at the specified altitude. The aircraft rolled during floating. Thus, it needs to refine the balance and fine-tune the PID. For the hovering time, the aircraft can flight 10 min, which is greater than the calculated value. This is due to the constant floating rate consumption, making it fly longer.

REFERENCES

1. Wikipedia (2556)., Quadrotor., <http://en.wikipedia.org/wiki/Quadcopter>
2. TommasoBresciani., Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter, Department of Automatic Control Lund Univ., pp. 8-11, 2008
3. Antonio DiCesare, Kyle Gustafson, Paul Lindenfelzer., Design Optimization of a Quad-Rotor Capable of Autonomous Flight, Worcester Polytechnic Institute, pp. 22-44, 2008
4. Howard D. Curtis., Fundamentals of aircraft structural analysis., McGraw-Hill Internation Edition, ISBN: 0-07-118813-4, 1997

OS Number _____

Andrew Malinowski, Karson Miller, Priyank Patel, Joey Yore., Helicat: High-Performance Modular UAV., 1012



Patthama Chooklin

Received the B.Eng (2010) in Manufacturing Engineering from Suranaree University of Technology.



Chalothorn Thumthae received the B.Sc. (2000) in Mechanical Engineering, M.Eng. (2002) in Mechanical Engineering from King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang, and Ph.D. (2009) in Mechanical Engineering from Suranaree University of Technology



Kontorn Chamniprasart received the B.Sc. (1980) in Mechanical Engineering (First Class Honors) from Royal Thai Air Force Academy, Thailand, M.Sc. (1987) in Mechanical Engineering from University of Pittsburgh, USA, and Ph.D. (1992) in Mechanical Engineering from University of Pittsburgh, USA.

มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี

ประวัติผู้เขียน

นางสาวปัทมา ชุกกลิ่น เกิดเมื่อวันที่ 27 พฤศจิกายน 2531 ที่จังหวัดกรุงเทพมหานคร เริ่มการศึกษาระดับอนุบาลถึงชั้นประถมศึกษาปีที่ 6 ที่โรงเรียนเขวาลักษณ์วิทยานบุรี ระดับมัธยมศึกษาชั้นปีที่ 1-6 ที่โรงเรียนรัตนโกสินทร์สมโภชบางขุนเทียน และสำเร็จการศึกษาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต (วิศวกรรมการผลิต) จากสำนักวิชาวิศวกรรมศาสตร์ มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีสุรนารี จังหวัดนครราชสีมา เมื่อ พ.ศ. 2553 จากนั้นได้ศึกษาต่อระดับวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต สาขาวิศวกรรมเครื่องกล ณ สถาบันการศึกษาเดิม

ขณะศึกษาระดับปริญญาโท ได้เป็นผู้สอนปฏิบัติการรายวิชาระดับปริญญาตรีของสาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล จำนวน 6 รายวิชา ได้แก่

- (1) การเขียนแบบวิศวกรรม 1
- (2) การเขียนแบบวิศวกรรม 2
- (3) ปฏิบัติการวิศวกรรมเครื่องกล 1
- (4) ปฏิบัติการวิศวกรรมเครื่องกล 2
- (5) ปฏิบัติการวิศวกรรมเครื่องกล 3
- (6) MATLAB

ผลงานวิจัย : ได้นำเสนอบทความเรื่อง **Design and Prototyping of Quad-Rotor Aircraft with Automate Motion Control** ในการประชุมวิชาการ The 8th South East Asian Technical University Consortium (SEATUC) Symposium ระหว่างวันที่ 3-5 มีนาคม พ.ศ. 2557 ณ เมือง ยะโฮร์บาห์รู ประเทศมาเลเซีย มีรายละเอียดดังแสดงในภาคผนวก จ.