

อากาศยานขนส่งแบบไร้คนขับ

UAV TRANSPORTER

โดย

นายชานล โสฬารกิจเจริญ

นางสาวณัฐนิชา จำไรสง

นายณัฐพงศ์ เคยพุดซา

ปริญญานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต

ภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ปีการศึกษา 2557

# อากาศยานขนส่งแบบไร้คนขับ

UAV Transport

โดย

นายชานล	โอฬารกิจเจริญ	54010327
นางสาวณัฐนิชา	จำไรสง	54010411
นายณัฐพงศ์	เคยพุดชา	54010413

อาจารย์ที่ปรึกษา

ผศ.ดร. สิริภพ ตู้ประกาย

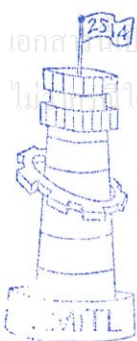
รศ.ดร.กอบชัย เตชหาญ

ปริญญานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต

ภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง



ผ่านการตรวจรูปเล่มแล้ว  
.....  
อาจารย์ที่ปรึกษา  
12/พ.ค. 58

วิศวกรรมโทรคมนาคม  
Telecommunications Engineering



ผ่านการตรวจชิ้นงานแล้ว  
.....  
กรรมการผู้ตรวจชิ้นงาน  
12/พ.ค. 58

วิศวกรรมโทรคมนาคม  
Telecommunications Engineering

ปริญญาานิพนธ์ปีการศึกษา 2557

ภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม

คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เรื่อง อากาศยานขนส่งแบบไร้คนขับ

UAV TRANSPORT

ผู้จัดทำ

- |                  |               |          |
|------------------|---------------|----------|
| 1. นายชานล       | โอฟารกิจเจริญ | 54010327 |
| 2. นางสาวณัฐนิชา | จำไรสง        | 54010411 |
| 3. นายณัฐพงศ์    | เคยพุดชา      | 54010413 |

.....  ..... อาจารย์ที่ปรึกษา  
(ผศ.ดร. สิริภพ ตู้ประกาย)

..... อาจารย์ที่ปรึกษา  
(รศ.ดร.กอบชัย เดชหาญ)

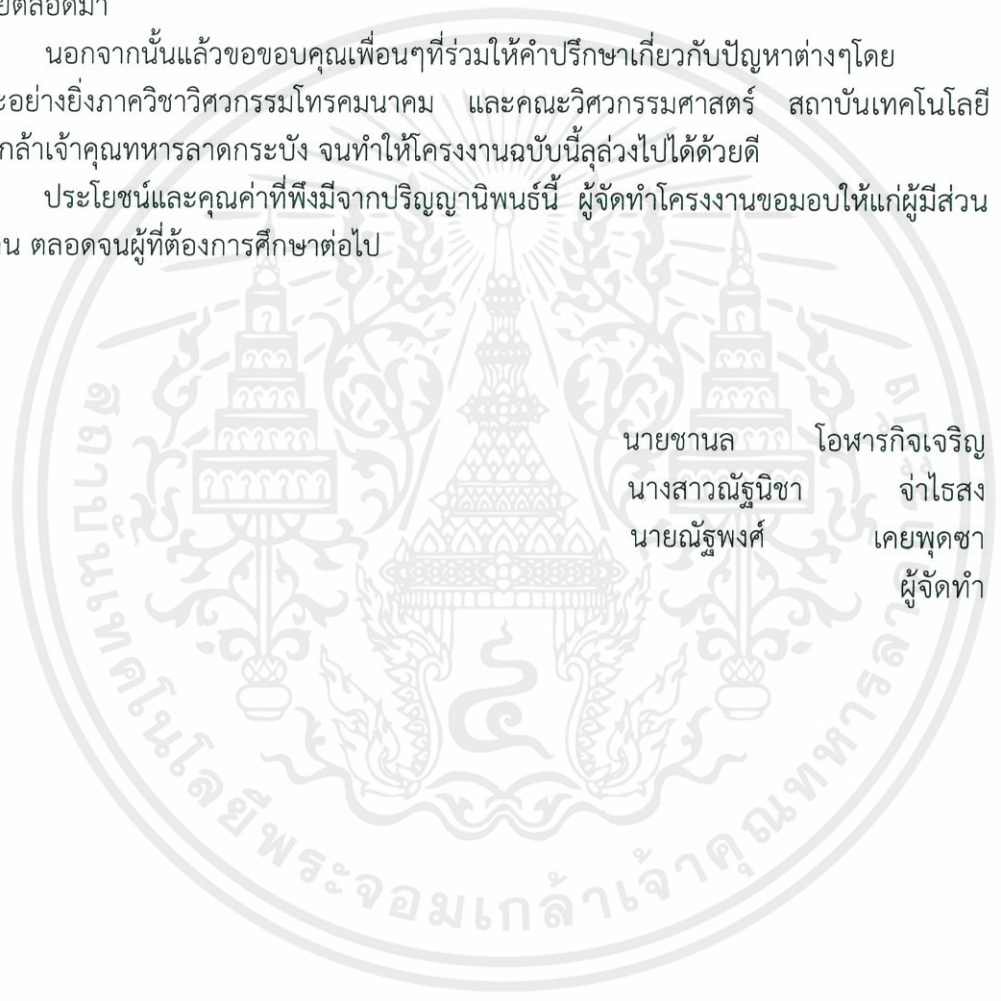
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### กิตติกรรมประกาศ

ปริญญาบัตรเล่มนี้สำเร็จได้ด้วยดี ด้วยความช่วยเหลือ และความร่วมมือจากบิดา มารดา ที่เป็นกำลังใจและให้การสนับสนุน และผู้มีพระคุณที่กลุ่มของข้าพเจ้าต้องขอกล่าวถึงอันดับ ต่อมา เพราะเป็นบุคคลสำคัญที่ทำให้โครงการนี้สำเร็จได้ คือ ผศ.ดร.สิรภพ ตู้ประกาย และ รศ.ดร. กอบชัย เดชหาญ อาจารย์ที่ปรึกษาโครงการ ที่ให้คำปรึกษา คำแนะนำ และให้ความช่วยเหลือเป็นอย่างดีโดยตลอดมา

นอกจากนั้นแล้วขอขอบคุณเพื่อนๆที่ร่วมให้คำปรึกษาเกี่ยวกับปัญหาต่างๆโดย โดยเฉพาะอย่างยิ่งภาควิชาวิศวกรรมโทรคมนาคม และคณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยี พระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง จนทำให้โครงการฉบับนี้ลุล่วงไปได้ด้วยดี

ประโยชน์และคุณค่าที่พึงมีจากปริญญาบัตรนี้ ผู้จัดทำโครงการขอมอบให้แก่ผู้มีส่วน ร่วมทุกท่าน ตลอดจนผู้ที่ต้องการศึกษาต่อไป



นายชานล โอบารกิจเจริญ  
นางสาวณัฐนิชา จำโธสง  
นายณัฐพงศ์ เคยพุดชา  
ผู้จัดทำ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

อากาศยานขนส่งแบบไร้คนขับ  
UAV TRANSPORTER

โดย นายชานล โอฬารกิจเจริญ	54010327
นางสาวณัฐนิชา จำไรสง	54010411
นายณัฐพงศ์ เคยพุดชา	54010413

อาจารย์ที่ปรึกษา ผศ.ดร. สิริภพ ตู้ประกาย  
อาจารย์ที่ปรึกษาร่วม รศ.ดร. กอบชัย เดชหาญ

**บทคัดย่อ**

โครงการนี้เป็นการนำเสนอระบบอากาศยานขนส่งแบบไร้คนขับ โดยใช้ซอฟต์แวร์ควบคุม เพื่อสังเกตประสิทธิภาพการทำงานของระบบที่ใช้ในการขนส่ง โดยมีรัศมีในการขนส่งที่ 150 เมตร จำกัดความสูงของการบินที่ 5 เมตร ระยะเวลาทำการไม่เกิน 10 นาที และรับน้ำหนักได้ไม่เกิน 300 กรัม โดยจะทำการระบุพิกัดของปลายทางจาก GPS และใช้ซอฟต์แวร์ตั้งค่าการเคลื่อนที่ของอากาศยาน เพื่อสามารถขนส่งของได้

**ABSTRACT**

This project presents the system of UAV transporter by software. The performance of UAV transporter system can be fly in 150 meters radius with 5 meters attitude, 10 minutes battery time and can carry less than 300 gram. Assign coordinate from GPS and specifies flight plan by software.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญ

	หน้า
กิตติกรรมประกาศ	I
บทคัดย่อ	II
สารบัญ	III
สารบัญรูป	V
สารบัญตาราง	VIII
<b>บทที่ 1</b>	
<b>บทนำ</b>	<b>1</b>
1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา	1
1.2 วัตถุประสงค์	1
1.3 ขอบเขตของโครงการ	1
<b>บทที่ 2</b>	
<b>ทฤษฎีและหลักการที่เกี่ยวข้อง</b>	<b>2</b>
2.1 หลักการทำงานของมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสสลับ	2
2.2 หลักการทำงานของใบพัด	3
2.3 รูปแบบโครงของอากาศยานขนาดเล็ก	5
2.4 การควบคุมทิศทางการบิน	7
2.5 บอร์ด APM 2.6	8
2.6 แรยยกตัว	9
2.7 GPS	10
2.8 เซนเซอร์ชนิดใช้เสียง	12
2.9 เซอร์โวมอเตอร์	13
2.10 โปรแกรม MICROSOFT VISUAL STUDIO	14
2.11 PIC16F883	16
2.12 โปรแกรม CCS C COMPLIER	17

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญ (ต่อ)

บทที่ 3	การออกแบบและการจัดทำปฏิญญานิพนธ์	18
	3.1 การออกแบบ	18
	3.2 เครื่องมือที่ใช้ในการทดลอง	26
	3.3 การจัดเก็บผลการทดลอง	32
บทที่ 4	ผลการทดลอง	40
	4.1 ผลการทดสอบระยะความสูง	40
	4.2 ผลการทดสอบการลดลงของแบตเตอรี่เมื่ออากาศยานรับน้ำหนักที่แตกต่างกัน	42
	4.3 ผลการทดสอบความแม่นยำระยะทาง	46
	4.4 การทดสอบการทำงานของเซอร์โวมอเตอร์	48
	4.5 การทดสอบการทำงานของเซนเซอร์ชนิดใช้เสียง	49
	4.6 การแสดงผลของโปรแกรมควบคุมการบิน	53
บทที่ 5	สรุปผลและข้อเสนอแนะ	61
	5.1 สรุปผล	61
	5.2 ข้อเสนอแนะ	61
บรรณานุกรม		63
ภาคผนวก		64

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญรูป

รูปที่	หน้า
1.1 บล็อกไดอะแกรมของโครงการที่นำเสนอ	1
2.1 ส่วนประกอบของใบพัด	4
2.2 โครงสร้างภายในบอร์ด APM 2.6	8
2.3 แรงที่กระทำบนอากาศยาน	9
2.4 การตรวจจ็กระยะห่างของวัตถุ	12
2.5 ความกว้างของพัลส์ที่ส่งเข้าไปควบคุมเซอร์โวมอเตอร์	14
2.6 การทำงานของขาต่างๆของ PIC16F883	16
3.1 แผนภาพการทำงานของภาคส่ง-ภาครับ	19
3.2 แผนภาพการทำงานของอุปกรณ์ต่อเสริมสำหรับการส่ง	19
3.3 FLOW CHART การทำงานของวงจรควบคุมอุปกรณ์ต่อเสริมสำหรับการ ขนส่ง	20
3.4 วงจรของอุปกรณ์ต่อเสริมสำหรับการขนส่ง	21
3.5 วงจรที่สำเร็จแล้วของอุปกรณ์ต่อเสริมสำหรับการขนส่ง	21
3.6 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างค่าสัมประสิทธิ์แรงยกตัวและมุมเอียงของ ใบพัด	22
3.9 ขั้นตอนการทำงานของโปรแกรมควบคุมการบิน	24
3.10 โครงสร้างแบบ 4 ใบพัด	26
3.11 มอเตอร์ EMAX รุ่น 2213-935KV	26
3.12 วงจรควบคุมความเร็วรุ่น MYSTERY 30A-SIMONK	27
3.13 ใบพัดเบอร์ 1045	27
3.12 GPS	28
3.13 ตัวรับสัญญาณรุ่น FLY SKY MODEL NO: FS-R9B	28
3.14 รีโมทควบคุม FLY SKY MODEL NO: FS-R9B	29
3.15 แบตเตอรี่ LITHIUM POLYMER	29
3.16 โทรมมาตร	30
3.17 บอร์ด APM 2.6	30
3.18 SERVO MOTOR	31
3.19 PIC16F883	31

เอกสารนี้เป็นลิขสิทธิ์ส่วนตัวสำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่าในรูปแบบใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีโอกาสไปใช้

## สารบัญรูป(ต่อ)

รูปที่		หน้า
3.20	SONAR SENSOR	31
3.21	โปรแกรม CCS C COMPLIER	32
3.22	อากาศยานอยู่ ณ ตำแหน่งที่ GPS ระบุไว้ และตั้งค่า HOME คือค่าที่อากาศยานเริ่มต้นอยู่ ณ ตำแหน่งนั้นๆ	33
3.23	การตั้งค่าการเคลื่อนที่ของอากาศยานเป็น TAKE OFF	33
3.24	การกำหนดความสูงของอากาศยานที่คำสั่ง ALT โดยจะทำการทดลองที่ความสูงตั้งแต่ 4 เมตรถึง 10 เมตร	34
3.25	การกำหนดพิกัด TAKE OFF และความสูงที่จะใช้ในการเคลื่อนที่	35
3.26	การกำหนดตำแหน่ง WAYPOINT ที่จะให้อากาศยานเคลื่อนที่โดยในแต่ละ WAYPOINT จะต้องมีความสูงในระดับเดียวกันกับการ TAKE OFF	36
3.27	การกำหนดจุดที่จะให้อากาศยานลงจอดนั้น โดยตั้งค่าเป็นคำสั่ง LAND	36
3.28	การกำหนดพิกัดที่จะทำการ TAKE OFF ของอากาศยานจากนั้นกำหนดตำแหน่ง WAYPOINT ที่ให้อากาศยานเคลื่อนที่โดยตั้งค่าให้ความสูงเท่ากัน	37
3.29	การกำหนดตำแหน่งที่จะให้อากาศยานลงจอดโดยใช้คำสั่ง LAND	38
3.30	ตรวจสอบพิกัดละติจูดและลองจิจูดจาก GPS ที่ตำแหน่งที่ทำการ TAKE OFF และตำแหน่งที่ทำการลงจอดจากนั้นคำนวณระยะทางจริง	38
4.1	กราฟแสดงผลการทดสอบระยะเวลาความสูงที่ตั้งค่าไว้เทียบกับระยะที่วัดได้จริง	41
4.2	กราฟแสดงค่าความแม่นยำของการเคลื่อนที่ของอากาศยาน	47
4.3	ความกว้างพัลส์ 2 มิลลิวินาทีที่ทำให้เซอร์โวมอเตอร์หมุนไป $90^{\circ}$	48
4.4	ความกว้างพัลส์ 0.5 มิลลิวินาทีที่ทำให้เซอร์โวมอเตอร์หมุนไป $-90^{\circ}$	48
4.5	สัญญาณพัลส์ของขา TRIGGER (1) และขา ECHO (2)	49
4.6	สัญญาณพัลส์ของขา TRIGGER (1) และขา ECHO (2) ในตอนที่ไม่วางเจอบนผิว	50
4.7	ค่าความกว้างของพัลส์ของขา TRIGGER ในตอนที่ไม่วางเจอบนผิว	51
4.8	ค่าความกว้างของพัลส์ของขา ECHO ในตอนที่ไม่วางเจอบนผิว	51
4.9	ค่าความกว้างของพัลส์ของขา TRIGGER ในตอนที่วางเจอบนผิว	52
4.10	ค่าความกว้างของพัลส์ของขา ECHO ในตอนที่วางเจอบนผิว	52

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญรูป(ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.11 หน้าหลักโปรแกรมควบคุมการบิน (1) FLIGHT DATA (2) FLIGHT PLAN (3) INITIAL SETUP (4) CONFIG/TUNING (5) MENU CONNECT	53
4.12 หน้าของโปรแกรมควบคุมการบิน FLIGHT DATA	54
4.13 หน้าโปรแกรมควบคุมการบิน FLIGHT PLAN	54
4.14 โปรแกรมคำนวณค่าความสูงและความเร็วที่เหมาะสมระหว่างระยะทางและน้ำหนักที่อากาศยานแบกรับ	55
4.15 เมื่อกำหนดเส้นทางการเคลื่อนที่ของอากาศยาน และเคลื่อนที่เป็นระยะทาง 51 เมตร	56
4.16 ตัวอย่างการคำนวณค่าพารามิเตอร์ที่เหมาะสมที่ระยะทาง 51 เมตร น้ำหนัก 50 กรัม ความสูงที่ควรใช้คือ 7 เมตร และความเร็วที่ควรใช้คือ 15 เมตรต่อวินาที	56
4.17 ตัวอย่างการคำนวณค่าพารามิเตอร์ที่เหมาะสมที่ระยะทาง 50 เมตร น้ำหนัก 100 กรัม ความสูงที่ควรใช้คือ 7 เมตร และความเร็วที่ควรใช้คือ 5 เมตรต่อวินาที	57
4.18 ตัวอย่างการคำนวณค่าพารามิเตอร์ที่เหมาะสมที่ระยะทาง 100 เมตร น้ำหนัก 200 กรัม ความสูงที่ควรใช้คือ 6 เมตร และความเร็วที่ควรใช้คือ 15 เมตรต่อวินาที	57
4.19 ตัวอย่างการคำนวณค่าพารามิเตอร์ที่เหมาะสมที่ระยะทาง 150 เมตร น้ำหนัก 300 กรัม ความสูงที่ควรใช้คือ 7 เมตร และความเร็วที่ควรใช้คือ 15 เมตรต่อวินาที	58
4.20 หน้าโปรแกรมที่ตำแหน่งของอากาศยานที่จุด TAKE OFF	59
4.21 หน้าโปรแกรมควบคุมการบินขณะที่อากาศยานกำลังเคลื่อนที่	59
4.22 หน้าโปรแกรมควบคุมการบินขณะที่อากาศยานลงจอด	60
5.1 อากาศยานเกิดการเคลื่อนที่ผิดพลาดส่งผลให้ไปค้างอยู่ที่สูง	62

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
2.1 คุณสมบัติของ PIC16F883	16
2.2 รายละเอียดชนิดข้อมูลทีโปรแกรม CCS C COMPLIER รองรับ	17
4.1 ผลการทดสอบระยะความสูง	40
4.2 ผลการทดสอบการลดลงของแบตเตอรี่เมื่ออากาศยานรับน้ำหนัก 100 กรัมและระยะ 50 เมตร	42
4.3 ผลการทดสอบการลดลงของแบตเตอรี่เมื่ออากาศยานรับน้ำหนัก 100 กรัมและระยะ 100 เมตร	42
4.4 ผลการทดสอบการลดลงของแบตเตอรี่เมื่ออากาศยานรับน้ำหนัก 100 กรัมและระยะ 150 เมตร	42
4.5 ผลการทดสอบการลดลงของแบตเตอรี่เมื่ออากาศยานรับน้ำหนัก 200 กรัมและระยะ 50 เมตร	43
4.6 ผลการทดสอบการลดลงของแบตเตอรี่เมื่ออากาศยานรับน้ำหนัก 200 กรัมและระยะ 100 เมตร	43
4.7 ผลการทดสอบการลดลงของแบตเตอรี่เมื่ออากาศยานรับน้ำหนัก 200 กรัมและระยะ 150 เมตร	43
4.8 ผลการทดสอบการลดลงของแบตเตอรี่เมื่ออากาศยานรับน้ำหนัก 300 กรัมและระยะ 50 เมตร	44
4.9 ผลการทดสอบการลดลงของแบตเตอรี่เมื่ออากาศยานรับน้ำหนัก 300 กรัมและระยะ 100 เมตร	44
4.10 ผลการทดสอบการลดลงของแบตเตอรี่เมื่ออากาศยานรับน้ำหนัก 300 กรัมและระยะ 150 เมตร	44
4.11 ค่าพารามิเตอร์ที่เหมาะสมในการเคลื่อนที่ของอากาศยาน	45
4.12 ค่าความแม่นยำระยะทาง 50 เมตร	46
4.13 ค่าความแม่นยำระยะทาง 100 เมตร	46
4.14 ค่าความแม่นยำระยะทาง 150 เมตร	47

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## บทที่ 1

### บทนำ

#### 1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา

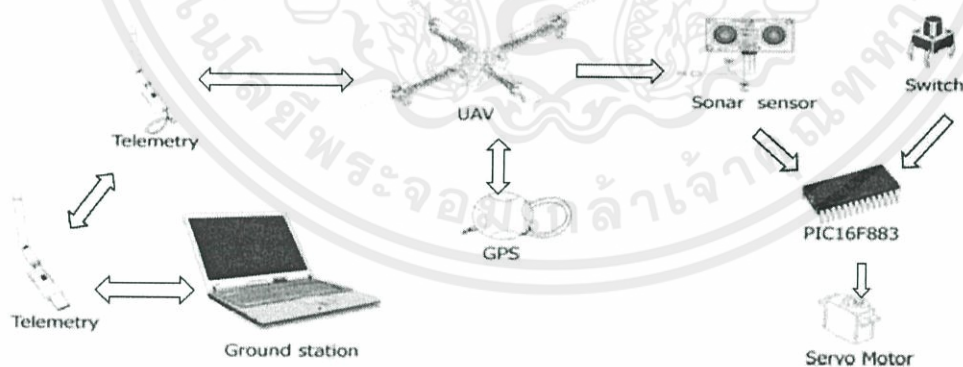
เนื่องจากปัจจุบันมีสภาพการจราจรที่ติดขัด การเดินทางในช่วงเวลาที่สำคัญ เป็นไปได้อย่างช้า ทำให้การขนส่งใช้เวลาในการเดินทางมากเกินไป และนอกจากนั้นแล้วบุคลากรที่ใช้ในด้านนี้มีมากเกินไปและเกินความจำเป็น การขนส่งทางอากาศจึงเป็นอีกหนึ่งทางเลือกที่น่าสนใจ ซึ่งอากาศยานขนาดเล็กนั้นเป็นเทคโนโลยีที่สะดวกในการศึกษา และสามารถพัฒนาไปใช้ได้จริง ทางกลุ่มจึงสนใจที่จะพัฒนาการขนส่งผ่านอากาศยานขนาดเล็ก เพื่อสามารถนำไปใช้ได้จริง

#### 1.2 วัตถุประสงค์

1. สร้างอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กให้สามารถเคลื่อนที่ไปยังตำแหน่งที่ต้องการได้และสามารถเคลื่อนที่กลับมาจุดเริ่มต้นได้
2. อากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กสามารถเคลื่อนย้ายสัมภาระได้
3. เป็นการประยุกต์ใช้อากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กให้สามารถใช้ในเชิงพาณิชย์ได้

#### 1.3 ขอบเขตของปริญญานิพนธ์

โครงการนี้เป็นการสร้างอากาศยานไร้คนขับขนาดเล็กเพื่อใช้ในการขนส่งสัมภาระจากจุดหนึ่งไปยังอีกจุดหนึ่ง โดยสามารถทำการปล่อยสัมภาระที่ปลายทางได้



รูปที่ 1.1 บล็อกไดอะแกรมของโครงการที่นำเสนอ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## บทที่ 2

### ทฤษฎีและหลักการที่เกี่ยวข้อง

#### 2.1 หลักการทำงานของมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสสลับ

มอเตอร์ไฟฟ้า (electric motor) เป็นอุปกรณ์ไฟฟ้าที่แปลงพลังงานไฟฟ้าเป็นพลังงานกล โดยการทำงานของมอเตอร์ไฟฟ้าส่วนใหญ่เกิดจากการทำงานร่วมกันระหว่างสนามแม่เหล็กของแม่เหล็กในตัวมอเตอร์ และสนามแม่เหล็กที่เกิดจากกระแสในขดลวดทำให้เกิดแรงดูดและแรงผลักของสนามแม่เหล็กทั้งสอง โดยมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสสลับ (AC motor) เป็นมอเตอร์ที่ขับเคลื่อนด้วยไฟฟ้ากระแสสลับ มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสสลับจะทำงานจากการหมุนสนามไฟฟ้าบนโรเตอร์และสเตเตอร์ตามลำดับ โดยจะดึงหรือผลักขั้วของสนามแม่เหล็กทั้งสอง ความเร็วของสเตเตอร์จะหมุนสนามแม่เหล็ก ( $W_s$ ) และความเร็วของโรเตอร์จะทำให้เกิดการหมุนของสนามแม่เหล็ก ( $W_r$ ) เช่นกัน โดยทั้งสองจะสัมพันธ์กับความเร็วของเพลลา ( $W_m$ )

##### 2.1.1 โครงสร้างมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสสลับ

มอเตอร์ไฟฟ้ามีโครงสร้างและส่วนประกอบในการทำงานต่างๆ ดังนี้

2.1.1.1 โรเตอร์ (Rotor) จะเคลื่อนที่โดยการหมุนเพลลาเพื่อจ่ายพลังงานกล โรเตอร์มักจะมีขดลวดตัวนำพันอยู่โดยรอบ ซึ่งเมื่อมีกระแสไหลผ่าน จะเกิดอำนาจแม่เหล็กที่จะไปทำปฏิกิริยากับสนามแม่เหล็กถาวรของสเตเตอร์ ขั้วเพลลาให้หมุนได้ อย่างไรก็ตามโรเตอร์บางตัวจะเป็นแม่เหล็กถาวรและสเตเตอร์จะมีขดลวดตัวนำสลับที่กัน

2.1.1.2 สเตเตอร์ (Stator) จะเป็นส่วนที่ไม่มีการเคลื่อนที่ โดยจะมีทั้งขดลวดและแม่เหล็กถาวร แกนของสเตเตอร์ถูกสร้างจากโลหะแผ่นบางเรียงตัวกันหลายๆชั้น ซึ่งสามารถลดการสูญเสียพลังงานได้

2.1.1.3 ช่องว่าง (Air gap) เป็นช่องว่างที่อยู่ระหว่างโรเตอร์และสเตเตอร์ ช่องว่างนี้ส่งผลกระทบต่อประสิทธิภาพการทำงานของมอเตอร์ด้วย โดยถ้ามอเตอร์มีช่องว่างขนาดเล็กจะทำให้เกิดประสิทธิภาพดีกว่ามอเตอร์ที่มีช่องว่างขนาดใหญ่

2.1.1.4 ขดลวด (Windings) ขดลวดจะพันโดยรอบจนเป็นคอยล์ โดยปกติจะพันรอบแกนแม่เหล็กอ่อนที่เคลือบฉนวน เพื่อให้เป็นขั้วแม่เหล็กเมื่อมีกระแสไฟฟ้าไหลผ่าน

2.1.1.5 ตัวสับเปลี่ยน (Commutator) เป็นกลไกที่ใช้ในการสลับอินพุทของมอเตอร์ AC และ DC เพื่อให้กระแสที่ไหลในขดลวดในโรเตอร์ไหลทางเดียวตลอดเวลาในระหว่างการหมุน เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.1.1.6 ฝาครอบทั้ง 2 ด้าน (End Plate) จะมีหน้าที่ยึดโรเตอร์ให้หมุนอยู่ในช่องของสเตเตอร์อย่างสมดุล

## 2.2 หลักการทำงานของใบพัด

ใบพัด เป็นอุปกรณ์ ชนิดหนึ่ง ซึ่งถูกขับเคลื่อนด้วยมอเตอร์ ทำหน้าที่ดูดเครื่องบิน ให้พุ่งไปข้างหน้า เพื่อที่จะให้กระแสลมได้วิ่งผ่านพื้นที่ปีก

แรงผลักดัน (Thrust) เป็นแรงที่ใช้ขับเคลื่อน อากาศยานไปในอากาศ แรงผลักดันเป็นระบบที่สร้างขึ้นเพื่อใช้ผลักดันอากาศยาน ซึ่งมีอยู่หลายแบบและหลายวิธีการในการสร้างระบบผลักดันนี้ขึ้นมา ถึงแม้ว่ามันจะอาศัย โดยใช้ กฎของนิวตันข้อที่สาม ใบพัดก็เป็นหนึ่งในระบบขับเคลื่อนอากาศยาน จุดมุ่งหมายของ ใบพัดก็คือการขับเคลื่อนอากาศยาน ให้เคลื่อนที่ไปในอากาศ ใบพัดประกอบไปด้วยใบ หรือกลีบ ตั้งแต่สองกลีบ หรือสองใบขึ้นไป ต่อกันด้วยที่ศูนย์กลาง ซึ่งเรียกว่า ฮับ (Hub) และฮับนี้ทำหน้าที่ยึดแต่ละใบ เข้ากับเพลลาของเครื่องยนต์

ใบพัด สร้างขึ้นให้มีลักษณะหรือรูปร่าง เป็น Airfoil คล้ายกับลักษณะของปีกเครื่องบิน เมื่อใบพัดหมุนโดยการหมุนของเครื่องยนต์ ใบพัดก็จะสร้าง แรง ยก ไปทางด้านหน้าของเครื่องบิน และแรงยกส่วนนี้เราเรียกว่าแรงผลักดัน ที่จะทำให้เครื่องบินเคลื่อนที่ไปข้างหน้า อากาศยานส่วนใหญ่ มีใบพัดแบบที่ใช้ดึง เครื่องบิน ผ่านไปในอากาศ ใบพัดประเภทนี้เรียกว่า ใบพัดแบบ tractor อากาศยานบางเครื่อง ใช้ใบพัดแบบผลัก ให้เครื่องบินเคลื่อนที่ไปในอากาศ เรียกใบพัด ประเภทนี้ว่า ใบพัดแบบ pusher

### 2.2.1 ส่วนประกอบของใบพัด

ใบพัดมีส่วนประกอบดังรูปที่ 2.1 ซึ่งแต่ละองค์ประกอบมีดังนี้

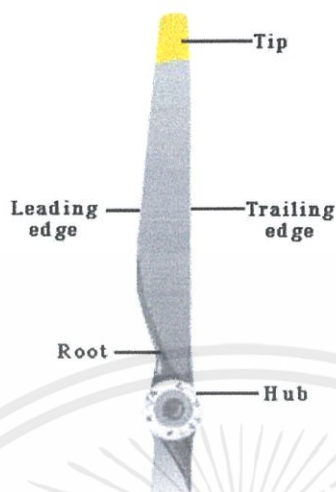
2.2.1.1 Leading Edge คือส่วน แรกของใบพัดที่ หมุนตัดกับอากาศ เมื่อใบพัดตัดอากาศ อากาศก็จะไหลผ่าน บนด้านหน้าของใบพัด และส่วนที่เป็นส่วนโค้งของใบพัด

2.2.1.2 Blade Face ก็คือส่วนล่างของใบพัด หรือส่วนล่างของ Airfoil ส่วนนี้ไม่ใช่ส่วนโค้งจะมีพื้นราบเรียบแต่เราอาจจะเรียกว่าเป็นด้านหลังของใบพัด ซึ่งไม่ใช่แท้จริงแล้วเป็นด้านหน้า

2.2.1.3 Blade Back/Thrust Face ก็คือส่วนที่มีความโค้งพื้นผิวหรือ camber ของใบพัด หรือบางที่เราเรียกว่าด้านหน้าของใบพัด ซึ่งความจริงมันคือด้านหลังของใบพัด

2.2.1.4 Blade Shank (Root) คือส่วนของกลีบใบพัดที่อยู่ในส่วนหัว หรือ ส่วนที่อยู่ติดกับส่วนตรงกลาง

เอกสารนี้เป็นเอกสาร 2.2.1.5 Blade Tip คือส่วนปลายสุดของใบพัดเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.1 ส่วนประกอบของใบพัด

### 2.2.2 แรง และความล้า ที่กระทำบนใบพัดขณะทำการบิน

แรง (Force) กระทำต่อใบพัดขณะทำการบิน คือ

1. แรงผลักดัน (Thrust) เป็นแรงของอากาศบนใบพัด ซึ่ง ขนานกับ ทิศทางที่ไปข้างหน้า และก่อให้เกิด แรงที่ทำให้ใบพัดมีอากาศที่จะงอ
2. แรงเหวี่ยง (Centrifugal force) เป็นแรงหนีศูนย์กลาง เกิดจากการหมุนของใบพัด มีอาการที่พยายาม เหวี่ยงใบพัด ออกไปจากศูนย์กลาง
3. แรงบิด (Torsion or Twisting forces) ภายในตัวของใบพัดเอง ซึ่งเกิดจากผลของ แรงที่เกิดจากอากาศ ที่พยายามจะบิด ใบของใบพัด ไปหา มุมที่ต่ำกว่า หรือไปหามุมที่แบน

ความล้า (The stress) ที่กระทำต่อใบพัดขณะทำการบินคือ

1. ความล้าจากแรงจากการหมุน (Bending stresses) ซึ่งเกิดจากแรงผลักดันที่กระทำต่อใบพัด ความล้าชนิดนี้พยายามที่จะโค้งงอ ใบพัดไปข้างหน้าในขณะที่เครื่องบินเคลื่อนที่ไปในอากาศ ด้วยใบพัด
2. ความล้าจากแรงดึง (Tensile stresses) เกิดจากแรงหนีศูนย์กลางของใบพัดเอง
3. ความล้าจากแรงบิด (Torsion stresses) แรงบิดนี้เกิดจากการ หมุนของใบพัดเอง ด้วยแรงบิดสองแรง แรงแรกเกิดจากแรงที่กระทำต่อบレードกับแรงลมที่เกิดจากใบพัดเกิดจากแรงที่กระทำต่อบレードกับแรงลมที่เกิดจากใบพัด และอีกแรงหนึ่ง เกิดจากแรงหนีศูนย์กลาง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## 2.3 รูปแบบโครงของอากาศยานขนาดเล็ก

โครง (frame) ของอากาศยานขนาดเล็กนั้นมีหลายชนิด โดยมีรูปแบบการใช้ที่แตกต่างกันออกไป ตามรูปแบบของการใช้งาน โดยสามารถจำแนกได้หลายประเภท ดังนี้

### 2.3.1 โครงแบบ 3 ใบพัด

โครงสร้างชนิดนี้จะใช้มอเตอร์ในการขับเคลื่อน 3 ตัว โดยสามารถแบ่งได้อีก 2 รูปแบบ คือ

2.3.1.1 รูปทรงตัว “Y” (Y Shape) คือ แต่ละแกนของขาโครงนั้นจะกางออกเป็นมุม 120 องศา

2.3.1.2 รูปทรงตัว “T” (T Shape) โดยแกนของทิศหน้านั้น 2 แกนจะยื่นไปด้านข้างหรือเอียงเล็กน้อย และทิศหลังจะมีเพียง 1 แกนเท่านั้น

### 2.3.2 โครงสร้างแบบ 4 ใบพัด

โครงสร้างของอากาศยานแบบนี้จะมีมอเตอร์ 4 ตัววางตัวอยู่บนแกนทั้ง 4 โดยวางตัวอย่างสมมาตรโดยจะทำมุม 90 องศาของกันและกัน และมีการหมุนของใบพัด 2 ลักษณะคือตามเข็มนาฬิกา และทวนเข็มนาฬิกา ใช้ในการสร้างแรงที่มีทิศตรงข้ามกัน ซึ่งจะส่งผลให้อากาศยานสามารถทรงตัวได้อย่างสมดุล ซึ่งโครงสร้างแบบนี้เป็นที่นิยมใช้อย่างมาก

### 2.3.3 โครงสร้างแบบ Y4

โครงสร้างแบบนี้จะมีลักษณะที่คล้ายกับโครงสร้างแบบ 3 ใบพัดในข้อที่ 2.3.1 แต่จะไม่มีส่วนของหางที่ใช้ในการเพิ่มกำลัง (servo) โดยมีใบพัดที่แกน 2 แกนตามปกติ แต่แกนที่ยื่นมาด้านหน้านั้นจะมีมอเตอร์แยกมาอีก 2 มอเตอร์ ซึ่งจะซับซ้อนน้อยกว่าโครงสร้างแบบ 3 ใบพัด ซึ่งโครงสร้างแบบนี้จะมีน้ำหนักน้อยกว่าโครงสร้างแบบ 3 ใบพัด แต่จะมีแรงยกที่มากกว่าเพราะไม่ต้องรับภาระของหางที่ใช้ในการเพิ่มกำลัง

### 2.3.4 โครงสร้างแบบ VTail

เป็นโครงสร้างที่ใช้มอเตอร์ 4 ตัวเช่นกัน โดยด้านหน้าจะมีลักษณะคล้ายกับโครงสร้างที่ใช้มอเตอร์ 4 ใบพัดปกติ แต่ในด้านหลังจะมีการติดตั้งมอเตอร์เป็นมุมเอียงซึ่งกันและกัน จึงอาจกล่าวได้ว่าโครงสร้างนี้มีลักษณะที่คล้ายกับการนำโครงสร้างแบบ 3 ใบพัดมารวมกับ 4 ใบพัด แต่อย่างไรก็ตาม โครงสร้างลักษณะนี้ไม่เป็นที่นิยมนักเนื่องจากประสิทธิภาพการทำงานต่ำ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 2.3.5 โครงสร้างแบบ 6 ใบพัด

เป็นโครงสร้างที่มีทั้งหมด 6 แขน โดยแต่ละแขนนั้นจะห่างกัน 120 องศา โดยจะประกอบด้วยใบพัดที่หมุนตามเข็มนาฬิกา 3 ใบ และใบพัดที่หมุนทวนเข็มนาฬิกา 3 ใบ ซึ่งมีลักษณะที่คล้ายกับแบบ 4 ใบพัดมากแต่จะมีประสิทธิภาพที่มากกว่า และมีความเสถียรมากกว่า

### 2.3.6 โครงสร้างแบบ Y6

โครงสร้างแบบนี้จะมีลักษณะคล้ายตัว Y แต่จะประกอบไปด้วยมอเตอร์ 6 ตัวและใบพัด 6 ใบ โดยในแต่ละแขนนั้นจะมอเตอร้อย่าง 1 อันอยู่ทั้งด้านบนและด้านล่างของทั้ง 3 แขน ซึ่งโครงสร้างแบบนี้จะมีขนาดเล็กกว่าโครงสร้างแบบ 6 ใบพัด แต่มีแรงยกได้เท่ากับแบบ 6 ใบพัด

### 2.3.7 โครงสร้างแบบ 8 ใบพัด

เป็นโครงสร้างที่มีทั้งหมด 8 แขน โดยจะประกอบด้วยใบพัดที่หมุนตามเข็มนาฬิกา 4 ใบ และใบพัดที่หมุนทวนเข็มนาฬิกา 4 ใบ ซึ่งมีรูปร่างคล้ายกับทั้งแบบ 4 และ 6 ใบพัด แต่มีขนาดที่ใหญ่กว่า นอกจากนั้นแล้วยังมีข้อดีในเรื่องของความปลอดภัยเพราะถ้าหากมีมอเตอร์ตัวใดตัวหนึ่งเสียหายแล้ว มอเตอร์ที่เหลือยังสามารถประคองให้ลงจอดได้อย่างนิ่มนวลได้ จากขนาดที่ใหญ่กว่า ประสิทธิภาพที่ดีกว่าจึงมีราคาที่สูงกว่าทั้งแบบ 4 และ 6 ใบพัด

### 2.3.8 โครงสร้างแบบ X8

เป็นโครงสร้างที่มีรูปแบบคล้ายตัว X โดยจะมีการติดตั้งมอเตอร์คล้ายกับแบบ Y6 ซึ่งก็คือมีมอเตอร์ 1 ตัวอยู่ด้านบน และมอเตอร์อีก 1 ตัวอยู่ด้านล่าง โดยจะมีทิศการหมุนของใบพัดในทางที่กลับกัน

## 2.4 การควบคุมทิศทางการบิน

สิ่งที่สำคัญของการควบคุมการบินคือ แกนของการหมุน โดยอากาศใดๆ มีแกนของการหมุนอยู่สามแกนที่เรียกชื่อว่า แกน longitudinal (Roll), แกน vertical (Yaw), และ แกน lateral (Pitch) โดยการที่จะทราบว่าจะจุดใดคือจุดศูนย์กลางของอากาศยานใดๆนั้น คือ ให้ลากเส้นสมมุติจากด้านหน้าไปยังด้านหลัง 1 เส้น แล้วลากเส้นสมมุติจากด้านขวาไปยังด้านซ้าย 1 เส้น สุดท้ายคือลากเส้นสมมุติจากด้านบนลงด้านล่าง จุดที่ทุกเส้นสมมุติตัดผ่านนั้นคือ จุดศูนย์กลาง โดยที่น้ำหนักทั้งหมดของอากาศยานนั้นๆ จะกระทำที่จุดนี้ (center of gravity)

### 2.4.1 แกนหมุนในแนวนอน (longitudinal)

แกนหมุนในแนวนอน (longitudinal axis) คือแกนที่ลากจากหัวเครื่องไปยังท้าย แกนนี้เป็นแกนที่ทำให้เครื่องบินเอียง (Bank) ซ้ายหรือขวา โดยเมื่อมีการบังคับทิศทางของอากาศยานในแกนนี้ อากาศยานนั้นจะเอียงไปในทิศทางที่ต้องการ จากนั้นก็จะเริ่มเปลี่ยนทิศทางไปตามเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาด้านนี้ ไม่อนุญาตให้เผยแพร่ไปบนเว็บไซต์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ต้องการ เราเรียกการเลี้ยวแบบนี้ว่า “Turn due to roll” การเลี้ยวแบบนี้เป็นการเลี้ยวปกติของอากาศยานทั่วไป

#### 2.4.2 แกนหมุนในแนวข้าง (Lateral axis)

แกนหมุนในแนวข้าง (lateral axis) คือแกนที่เริ่มจากด้านข้างทั้งสองข้าง ลักษณะการเคลื่อนไหวยรอบแกนนี้เรียกลักษณะ นี้ว่า pitch โดยเป็นการเคลื่อนที่แบบยกตัว ซึ่งสามารถทำให้อากาศยานกระดกขึ้น หรือกระดกลงได้ บังคับทิศทางถอยหลังหรือไปข้างหน้า การบังคับมาข้างหลังจะบังคับให้อากาศยานกระดก เป็นต้น

#### 2.4.3 แกนหมุนในแนวตั้ง (Vertical axis)

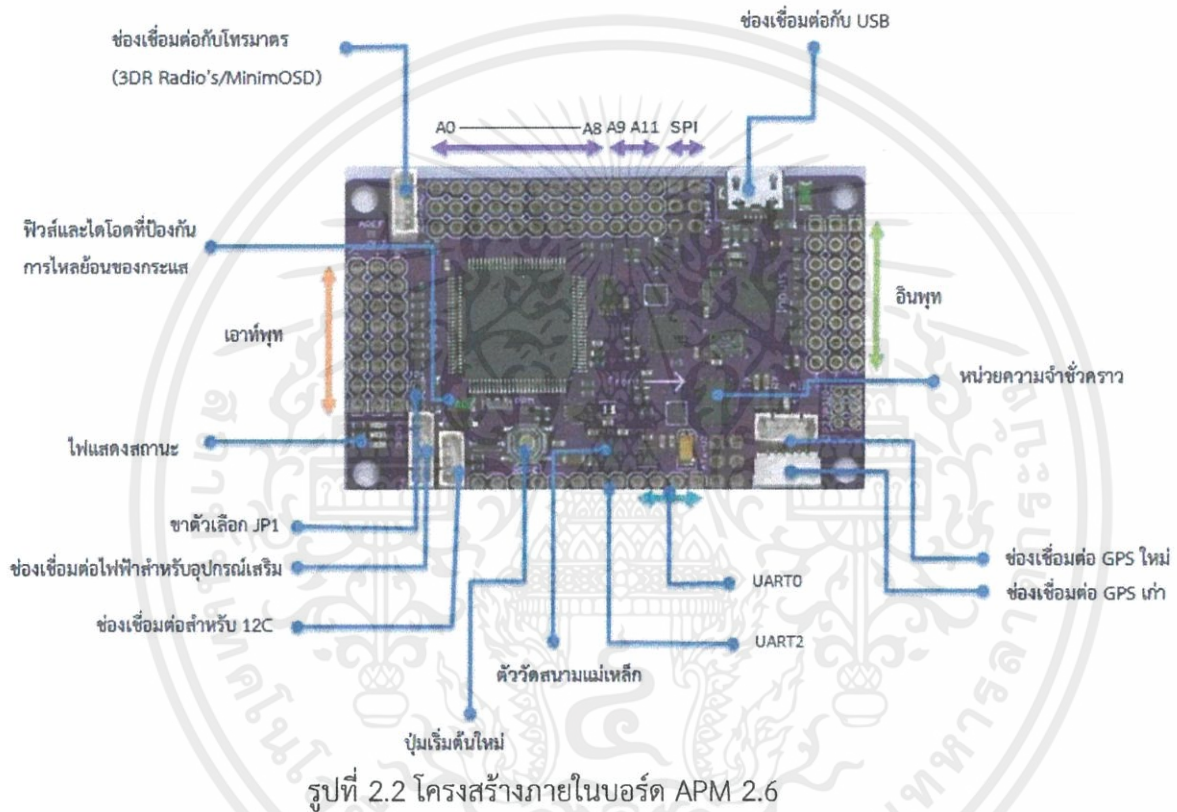
เป็นแกนที่ลากในแนวตั้งผ่านจุด CG (Center of Gravity) ของอากาศยานในแนวตั้งฉาก ซึ่งเป็นอาการหมุนที่ไม่พึงประสงค์ที่สุด



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## 2.5 บอร์ด APM 2.6

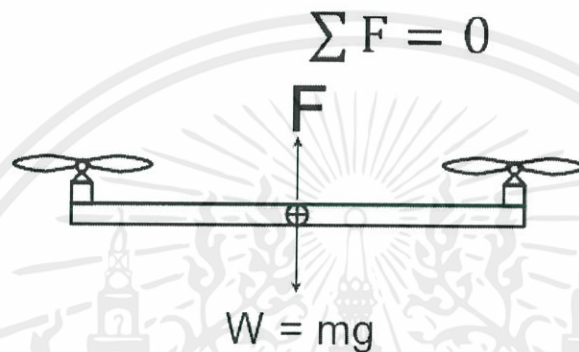
APM 2.6 เป็นการปรับโครงสร้างจากบอร์ด APM 2.5 ให้ดีขึ้นโดยมีการปรับเปลี่ยนแปลงให้เข็มทิศไปใช้อยู่ด้านนอก เพื่อป้องกันสนามแม่เหล็กรบกวนการทำงานของวงจรถ่วง ซึ่ง APM 2.6 จะแยกเอาเข็มทิศกับจีพีเอสแยกออกมา ซึ่งวงจรถ่วงทั้งสองนั้นถูกรบกวนด้วยสนามแม่เหล็กไฟฟ้าจากแบตเตอรี่ มอเตอร์ต่างๆได้ง่าย APM 2.6 ได้รับการออกแบบมาเพื่อใช้กับ 3DR, GPS Ublox LEA-6 โดยบอร์ด APM 2.6 นั้นใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์ดังรูปที่ 2.2



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## 2.6 แรงยกตัว

แรงยกตัว คือ แรงที่กระทำในทิศทางตรงข้ามกับน้ำหนัก โดยเป็นแรงที่ช่วยในการทำให้อากาศยานสามารถยกตัวในอากาศได้ โดยสามารถทำได้โดยทำให้ความหนาแน่นหรือแรงดันของอากาศบนอากาศยานน้อยกว่าแรงดันของอากาศใต้ที่อยู่ใต้อากาศยาน วิธีการคือใช้ใบพัดขนาดใหญ่ที่อากาศเหนือตัวเครื่องให้พุ่งกระจาย แรงดันอากาศใต้อากาศยานซึ่งมากกว่าก็จะยกตัวอากาศยานให้ลอยขึ้น ดังรูปที่ 2.3



รูปที่ 2.3 แรงที่กระทำบนอากาศยาน

โดยจากรูปที่ 2.2 จะได้ว่า  $W =$  น้ำหนัก (Weight)

$F =$  แรงที่กระทำ (Force)

$m =$  มวล (Mass)

$g =$  แรงโน้มถ่วงของโลก (Gravity)

ซึ่งแรงยกตัวจะสามารถคำนวณจากสูตรได้ดังนี้

$$F_L = C_L \times A \times d \times \frac{v^2}{2}$$

โดยสามารถอธิบายสมการต่างๆได้ดังนี้

$F_L$  คือ แรงยกตัว (N)

$C_L$  คือ ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกตัว

$A$  คือ พื้นที่ของใบพัด ( $m^2$ )

$d$  คือ ความหนาแน่น (kg/m)

$v$  คือ ความเร็วของอากาศ (m/s)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## 2.7 GPS (Global Positioning System)

GPS (Global Positioning System) หรือระบบกำหนดตำแหน่งบนโลก คือ เป็นเครื่องมือระบุตำแหน่งพิกัดภูมิศาสตร์บนพื้นผิวโลกโดยใช้การคำนวณจากสัญญาณที่ส่งมาจากดาวเทียมที่โคจรรอบโลกซึ่งทราบตำแหน่ง ทำให้สามารถบอกตำแหน่ง ณ จุดที่สามารถรับสัญญาณได้ทั่วโลก ระบบกำหนดตำแหน่งบนโลกสร้างโดยอาศัยหลักการของการสังเกตการณ์ทางโดยใช้ดวงดาวในการบอกตำแหน่ง โดยใช้หลักการตรวจวัดสัญญาณที่ส่งจากดาวเทียมที่ทราบวงโคจรอย่างแน่นอน สัญญาณนี้เป็นสัญญาณที่ส่งออกมาจากดาวเทียมทางเดียวและถูกรับได้โดยเครื่องรับ

### 2.7.1 หลักการทำงาน

เครื่องรับของระบบกำหนดตำแหน่งบนโลกนั้นจะทำหน้าที่ในการเปลี่ยนสัญญาณจากดาวเทียมเป็นตำแหน่ง (X,Y,Z) ความเร็ว และเวลา GPS ประกอบด้วย 3 ส่วนคือ ส่วนอวกาศ (Space Segment) ส่วนควบคุม (Control Segment) และส่วนผู้ใช้ (User Segment)

#### 2.7.1.1 ส่วนอวกาศ (Space Segment)

ระบบนำทาง GPS นั้นประกอบด้วยกลุ่มดาวเทียมทั้งหมด 31 ดวงที่โคจรอยู่ในอวกาศเหนือโลกด้วยความสูง 20200 กิโลเมตร ทำหน้าที่ในการส่งสัญญาณวิทยุสู่เครื่องรับสัญญาณ โดยมีดาวเทียมที่ทำหน้าที่ในการบอกพิกัดจำนวน 24 ดวง และอีก 7 ดวงเป็นดาวเทียมสำรองไว้ในกรณีฉุกเฉิน วงโคจรของดาวเทียมแต่ละดวงจะใช้เวลาในการโคจร 12 ชั่วโมงต่อ 1 รอบ โดยจะมีทั้งหมด 6 วงโคจร แต่ละวงโคจรมีดาวเทียมอย่างน้อย 4 ดวง โดยมีระยะห่างที่เท่าๆกัน วงโคจรนั้นมีมุมเอียง 55 องศาที่ระนาบศูนย์สูตรและห่างกัน 60 องศา

#### 2.7.1.2 ส่วนควบคุม (Control Segment)

ส่วนควบคุมนี้เป็นสถานีภาคพื้นดินที่ทำหน้าที่ในการควบคุมระบบ (Operational Control System : OCS) ทำหน้าที่ในการติดตามเฝ้าระวังดาวเทียมให้ระบบเวลาให้มีความถูกต้องและสอดคล้องกัน ประเมินแนววงโคจรของแต่ละดาวเทียม ซึ่งสามารถที่จะบอกวงโคจรล่วงหน้าได้ถูกต้อง และประเมินค่าความผิดพลาดจากตำแหน่งดาวเทียมแต่ละดวง จะประกอบด้วย

1. สถานีควบคุมหลัก (master control stations) 1 สถานี สถานีควบคุมหลักทางเลือก (alternative master control stations) 1 สถานี
2. สถานีเฝ้าติดตาม (monitor stations) 17 สถานี
3. สถานีรับ-ส่งภาคพื้นดิน (Ground antenna stations) 4 สถานี

#### 2.7.1.3 ส่วนผู้ใช้ (User Segment)

ส่วนผู้ใช้ประกอบด้วย 2 ส่วนใหญ่ๆ คือ ส่วนที่ใช้งานด้านพลเรือน (Civilian) และส่วนที่ใช้งานทางการทหาร (Military) ในส่วนของผู้ใช้จะมีหน้าที่พัฒนาเครื่องรับสัญญาณ (Receiver) ให้ทันสมัยและสะดวกแก่การใช้งาน สามารถที่จะใช้ได้ทุกแห่งในโลก และให้ค่าที่มีความถูกต้องสูง ทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## 2.7.2 ปัจจัยที่มีผลต่อการระบุตำแหน่ง

ปัจจัยที่มีผลต่อความถูกต้องของตำแหน่ง เป็นปัจจัยที่ทำให้การระบุตำแหน่งมีความคลาดเคลื่อนอาจมีได้หลายสาเหตุ อาทิเช่น

- ความถูกต้องของตำแหน่งที่หาได้จากระบบพิกัดดาวเทียมนั้น มีปัจจัยที่เกี่ยวข้องจำนวนมาก เช่น จำนวนดาวเทียม จำนวนยิ่งมามีโอกาสที่จะได้ความถูกต้องที่สูงขึ้นจากการวิเคราะห์ตำแหน่ง

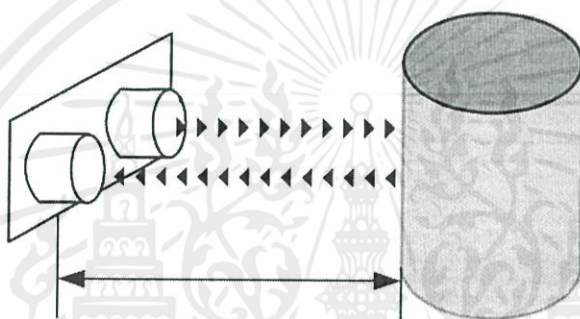
- ตำแหน่งและการเรียงตัวของดาวเทียม (satellite configuration) (ซึ่งสามารถสังเกตได้จากค่าการลดสัดส่วนของความแม่นยำ DOP (Dilution of Precision)

- ชนิดของสัญญาณที่นำมาใช้วิเคราะห์
- จำนวนสัญญาณคลื่นความถี่
- วิธีการวิเคราะห์หรือตำแหน่งสัมพันธ์
- เทคนิคการขจัดผลกระทบเนื่องจากชั้นไอโอโนสเฟียร์
- เทคนิคการประมาณผลกระทบจากโทรโปสเฟียร์
- คุณภาพของข้อมูลตำแหน่งของดาวเทียมว่าใช้จากแหล่งใด
- ผลกระทบเนื่องจากสทวิถี (multi-path)
- ผลกระทบอื่น ๆ (random noise error)
- ความสามารถในการกรองข้อมูล (data filtering technique)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## 2.8 เซนเซอร์ชนิดใช้เสียง (Ultrasonic sensor)

เซนเซอร์ชนิดใช้เสียง หรือเซนเซอร์ชนิดอัลตราโซนิก (ultrasonic sensor) เป็นเซนเซอร์ ที่ทำงานโดยอาศัยคลื่นเสียงที่มีความถี่สูงกว่า 20 กิโลเฮิร์ต (kHz) ซึ่งเป็นคลื่นในย่านที่มนุษย์ไม่สามารถได้ยินเสียง เซนเซอร์ใช้เสียงทำงานโดยอาศัยการกระจาย หรือการเคลื่อนที่ของคลื่นเสียงไปกระทบกับพื้นผิวของตัวกลาง ซึ่งอาจเป็นของแข็งหรือของเหลว บางส่วนของคลื่นเสียงจะแทรกผ่านเข้าไปในตัวกลางนั้น และส่วนใหญ่ของคลื่นความถี่สูงนี้จะสะท้อนกลับเรียกว่า คลื่นสะท้อน (Echo) โดยช่วงเวลาของการสะท้อนกลับของคลื่นเสียงเป็นสัดส่วนโดยตรงกับระยะห่างระหว่างวัตถุกับเซนเซอร์



รูปที่ 2.4 การตรวจวัดระยะห่างของวัตถุ

จากรูปสามารถอธิบายการทำงานของเซนเซอร์ชนิดใช้เสียงได้โดยทันทีที่ขา Trigger ของเซนเซอร์ชนิดใช้เสียงได้รับพัลส์กระตุ้นที่มีความกว้าง 10 ไมโครวินาที เซนเซอร์ชนิดใช้เสียงจะส่งสัญญาณความถี่เหนือเสียงออกมา โดยมีค่าความหน่วงเวลาที่ 10 มิลลิวินาที ก่อนจะส่งความถี่เหนือเสียงครั้งถัดไป จนกระทั่งกระทบพื้นผิวหรือวัตถุที่อยู่ตรงหน้า ทำให้เกิดการสะท้อนกลับมายังเซนเซอร์ชนิดใช้เสียง จากนั้นเซนเซอร์ชนิดใช้เสียงจะทำการประมวลผล วิเคราะห์สัญญาณและจะส่งสัญญาณเอาต์พุตที่ออกมา นั่น เป็นสัญญาณพัลส์บวกที่มีสัดส่วนโดยตรงกับระยะทางที่ตรวจวัดได้

โดยทั่วไปนิยมใช้เซนเซอร์ชนิดใช้เสียงสำหรับการวัดระยะทาง (distance measurement) ของวัตถุหรือการวัดระดับ (level measurement) ของเหลว สามารถใช้งานกับวัตถุทั้งชนิดโลหะและอโลหะทุกชนิดสี โปร่งใส โปร่งแสงหรือทึบแสง ตรวจวัดวัตถุได้หลายขนาด ไม่เหมาะกับวัตถุที่มีคุณสมบัติการยืดหยุ่นหรือคุณสมบัติการดูดซับเสียง เช่น ผ้า ฝุ่นผง โฟม หรือ ฟองน้ำ ซึ่งจะดูดซับคลื่นเสียงไม่ให้สะท้อนกลับมายังตัวรับสัญญาณ และเนื่องจากลักษณะการสะท้อนกลับของเสียงขึ้นอยู่กับมุมตกกระทบที่ทำให้เสียงกระจายไปในทิศทางต่าง ๆ จึงไม่เหมาะกับวัตถุที่มีลักษณะเป็นก้อนๆ ไม่สม่ำเสมอ ผลที่ได้จากการสะท้อนกลับของคลื่นความถี่เหนือเสียงที่ใช้กับวัตถุลักษณะนี้จะไม่มีความเที่ยงตรง (precision) ต่ำ สำหรับวัตถุที่มีผิวเรียบคลื่นเสียงที่มาตกกระทบส่วนใหญ่จะสะท้อนออกจากพื้นผิวนั้นอย่างมีระเบียบ ค่าความเที่ยงตรงที่ได้จากการวัดจะมี

ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งยังมีให้คำปรึกษาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ค่าสูงมากกว่า โดยตำแหน่งของเซนเซอร์ที่ตั้งฉากกับพื้นผิวของวัตถุจะให้ประสิทธิภาพในการสะท้อนคลื่นกลับมายังตัวรับมากที่สุด

ในสภาวะแวดล้อมที่มีฝุ่นละอองหรือมีไอน้ำในอากาศ เสียงอาจถูกดูดซับไปบ้างและสูญเสียพลังงานไปในรูปของพลังงานความร้อน อย่างไรก็ตาม เมื่อเปรียบเทียบกับเซนเซอร์ชนิดแสง (optical sensor/photo sensor) เซนเซอร์ชนิดนี้ได้รับผลกระทบจากละอองไอน้ำที่น้อยกว่า เมื่อพิจารณาอุณหภูมิที่พื้นผิวของวัตถุ พบว่าวัตถุที่มีอุณหภูมิ (temperature) สูงจะทำให้เกิดความผิดเพี้ยนของการวัดขึ้น โดยทำให้ระยะการตรวจจับสั้นลง ผลที่ได้จะไม่แน่นอน เนื่องจากเสียงที่เดินทางผ่านอากาศที่มีอุณหภูมิสูงมีความเร็วสูงกว่าเสียงที่เดินทางผ่านอากาศที่มีอุณหภูมิต่ำกว่า

## 2.9 เซอร์โวมอเตอร์ (Servo motor)

เซอร์โวมอเตอร์ เป็นมอเตอร์ที่ทำงานโดยใช้สัญญาณพัลส์ โดยภายในเซอร์โวมอเตอร์จะประกอบไปด้วย มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง ชุดเกียร์และส่วนควบคุม โดยจะประกอบกันอยู่ภายในชุดเดียวกัน ตัวเซอร์โวมอเตอร์จะมีสายสัญญาณ 3 เส้น คือ สายใช้งาน 1 เส้น อีก 2 เส้นจะเป็นสายสำหรับจ่ายไฟให้เซอร์โวมอเตอร์และสายสำหรับต่อลงกราวด์ ในการควบคุมเซอร์โวมอเตอร์นั้นจะทำให้หมุนไปทางซ้ายได้ 90 องศา ไปทางขวาได้ 90 องศา (180 องศา) และสามารถสั่งให้หมุนไปตามองศาที่กำหนดได้

### 2.9.1 ส่วนประกอบภายนอกของเซอร์โวมอเตอร์

1. Case ตัวถัง หรือ กรอบของตัว Servo Motor
2. Mounting Tab ส่วนจับยึดตัว Servo กับชิ้นงาน
3. Output Shaft เพลาส่งกำลัง
4. Servo Horns ส่วนเชื่อมต่อกับ Output shaft เพื่อสร้างกลไก
5. Cable สายเชื่อมต่อเพื่อ จ่ายไฟฟ้า และ ควบคุม Servo Motor จะประกอบด้วยสายไฟ 3 เส้น และ ใน RC Servo Motor จะมีสีของสายแตกต่างกันไปดังนี้ สายสีแดง คือ ไฟเลี้ยง (4.8-6V) สายสีดำ หรือ น้ำตาล คือ กราวด์ และสายสีเหลือง (ส้ม ขาว หรือฟ้า) คือ สายส่งสัญญาณพัลส์ควบคุม (3-5V)

6. Connector จุดเชื่อมต่อสายไฟ

### 2.9.2 ส่วนประกอบภายในของเซอร์โวมอเตอร์

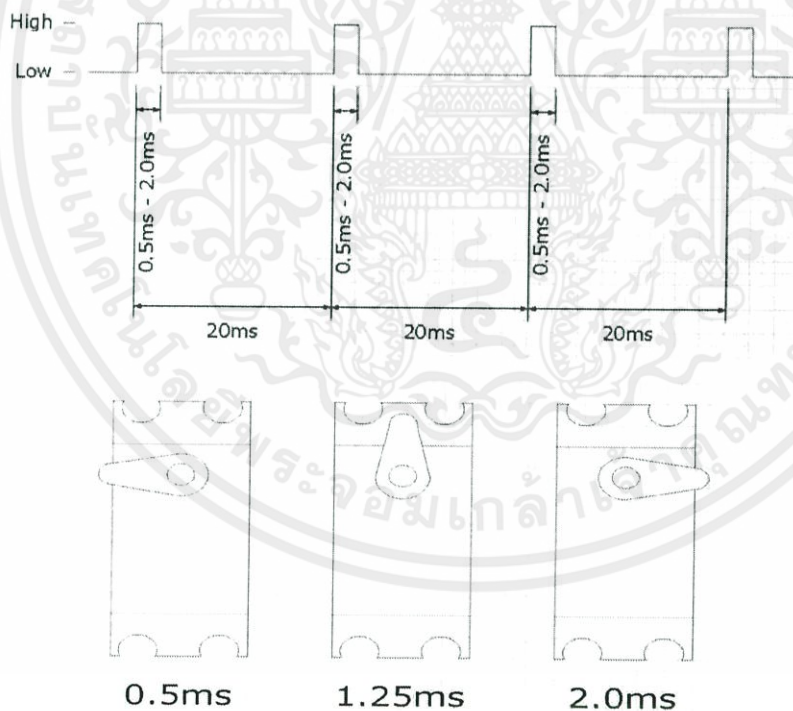
1. Motor เป็นส่วนของตัวมอเตอร์
  2. Gear Train หรือ Gearbox เป็นชุดเกียร์ทดแรง
- เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น ยกเว้นกรณีที่ได้รับอนุญาตเป็นลายลักษณ์อักษรจากผู้เกี่ยวข้อง

3. Position Sensor เป็นเซ็นเซอร์ตรวจจับตำแหน่งเพื่อหาค่าองศาในการหมุน
4. Electronic Control System เป็นส่วนที่ควบคุมและประมวลผล

### 2.9.3 หลักการทำงานของเซอร์โวมอเตอร์

เมื่อจ่ายสัญญาณพัลส์เข้ามายังเซอร์โวมอเตอร์ ส่วนวงจรควบคุม (Electronic Control System) ภายในเซอร์โวมอเตอร์ จะทำการอ่านและประมวลผลค่าความกว้างของสัญญาณพัลส์ที่ส่งเข้ามาเพื่อแปลค่าเป็นตำแหน่งองศาที่ต้องการให้มอเตอร์ หมุนเคลื่อนที่ไปยังตำแหน่งนั้น แล้วส่งคำสั่งไปทำการควบคุมให้มอเตอร์ หมุนไปยังตำแหน่งที่ต้องการ โดยมีเซ็นเซอร์ตรวจจับตำแหน่ง (Position Sensor) เป็นตัวเซ็นเซอร์คอยวัดค่ามุมที่มอเตอร์ กำลังหมุน เป็นสัญญาณป้อนกลับ กลับมาให้วงจรควบคุมเปรียบเทียบกับค่าอินพุตเพื่อควบคุมให้ได้ตำแหน่งที่ต้องการอย่างถูกต้องแม่นยำ มุมหรือองศาจะขึ้นอยู่กับความกว้างของสัญญาณพัลส์ ซึ่งโดยส่วนมากความกว้างของพัลส์ที่ใช้ในเซอร์โวมอเตอร์จะอยู่ในช่วง 1-2 มิลลิวินาที หรือ 0.5-2.5 มิลลิวินาที

โดยในที่นี้จะยกตัวอย่างเซอร์โวมอเตอร์ที่รับพัลส์ที่มีความกว้างจะมีช่วงเวลาเปิด 0.5 ถึง 2 มิลลิวินาที โดยจะมอเตอร์จะแปรความเป็นมุมที่ผู้ใช้งานสั่งงาน ดังรูปที่ 2.5



รูปที่ 2.5 ความกว้างของพัลส์ที่ส่งเข้าไปควบคุมเซอร์โวมอเตอร์

เอกสารนี้เป็นการเคลื่อนที่เชิงมุมของเซอร์โวมอเตอร์เมื่อได้รับพัลส์ที่มีความกว้างตามที่กำหนดไว้ ช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## 2.10 โปรแกรม Microsoft Visual Studio

Microsoft Visual Studio คือ สิ่งแวดล้อมสำหรับการพัฒนาแบบเบ็ดเสร็จ (Integrated Development Environment) พัฒนาขึ้นโดยบริษัทไมโครซอฟท์ ซึ่งเป็นเครื่องมือที่ช่วยนักพัฒนาซอฟต์แวร์พัฒนาโปรแกรมคอมพิวเตอร์ เว็บไซต์ (Website) เว็บแอปพลิเคชัน (Web Application) และ เว็บเซอร์วิส (Webservice) ระบบที่รองรับการทำงานนั้นมีไมโครซอฟท์ วินโดวส์ โทรศัพท์มือถือ (Smartphone) และ เว็บเบราว์เซอร์ (Web Browser) ในปัจจุบัน วิศวกรสตูดิโอสามารถใช้ภาษาโปรแกรมที่เป็นภาษาดอตเน็ต (.net) ในโปรแกรมเดียวกัน เช่น VB.NET C++ C# J# เป็นต้น

### 2.10.1 ส่วนประกอบของโปรแกรม

1. Start Page เป็นหน้าต่างที่แสดงขึ้นมาตลอด ตอนที่เราเปิดโปรแกรมขึ้นมา หน้าต่างนี้จะเหมือน Intro ของโปรแกรม จะประกอบด้วย

- New Project ไว้สร้างโปรเจกใหม่ในการเขียนโปรแกรม
- Open Project เปิดโปรเจก ที่เราบันทึกเอาไว้ กลับมาแก้ไขใหม่ได้
- Recent Project จะแสดงรายชื่อโปรเจกที่เคยเปิดมาแล้วสุด จำนวนหนึ่ง สามารถทำให้เราเปิดโปรเจกได้รวดเร็ว

2. Solution Explorer หน้าต่างแสดงโปรเจกของเราว่าประกอบด้วยสิ่งใดบ้าง

3. Properties โดยจะแสดงคุณสมบัติของ Object ที่เลือกไว้ เพื่อการแก้คุณสมบัติต่างๆของ Object นั้นๆ

4. เมนูบาร์ เป็นส่วนที่รวบรวมคำสั่งทุกอย่างในการทำงานของ Visual Studio โดยแบ่งเป็นเมนูคำสั่งตามเครื่องมือต่างๆ ดังนี้

- File คำสั่งที่ใช้สร้างโปรเจกใหม่ เปิดโปรเจก ปิดโปรเจก เป็นต้น
- Edit คำสั่งที่ใช้แก้ไข ตัด คัดลอก วาง ย้อนกลับ เป็นต้น
- View คำสั่งที่ใช้แสดงเครื่องมือต่างๆของ Visual Studio
- Properties คำสั่งที่ใช้จัดการเกี่ยวกับโปรเจก แก้ไขคุณสมบัติต่างๆของ Object
- Build คำสั่งที่ใช้คอมไพล์โปรเจก เป็นไฟล์ \*.EXE
- Debug คำสั่งที่ช่วยในการรันและตรวจสอบหาข้อผิดพลาดของโปรแกรม
- Data คำสั่งที่ใช้ติดต่อกับฐานข้อมูล
- Format คำสั่งที่ใช้จัดตำแหน่งของ Object
- Tool คำสั่งที่ใช้เรียกเครื่องมือส่วนเสริม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์ของมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าธนบุรี ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น ยกเว้นกรณีที่มีเหตุผลสมควรและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

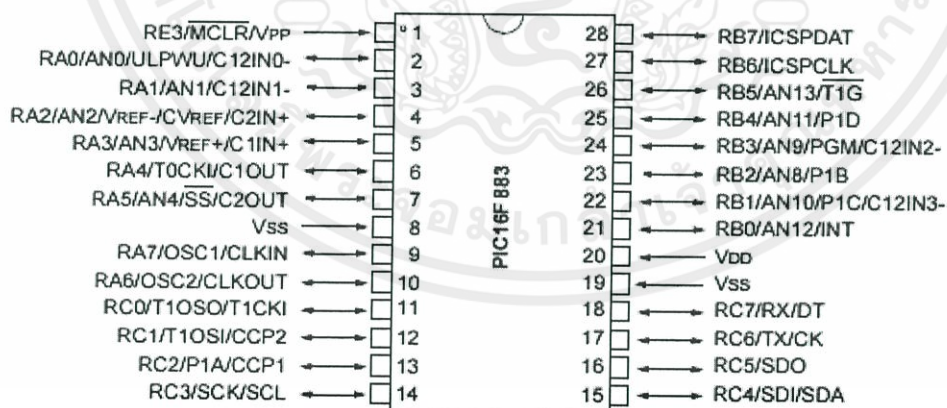
## 2.11 PIC16F883

PIC16F883 เป็นไมโครคอนโทรลเลอร์ที่มีคุณสมบัติที่เด่นในหลายๆทาง โดยสามารถทดสอบความแม่นยำจากโรงงานได้ถึง  $\pm 1\%$  สามารถเลือกช่วงความถี่ได้ตั้งแต่ 8 MHz – 31 MHz และสามารถทำงานได้ในโหมดประหยัดพลังงาน โดยมีคุณสมบัติดังตารางที่ 2.1 และรูปที่ 2.6

ตารางที่ 2.1 คุณสมบัติของ PIC16F883

Program Memory Flash (words)	4096
Data Memory SRAM (bytes)	256
Data Memory EEPROM (bytes)	256
I/O	24
10-bit A/D (ch)	11
ECCP/CCP	1/1
EUSART	1
MSSP	1
Timers 8/16-bit	2/1

### 28-pin PDIP, SOIC, SSOP



รูปที่ 2.6 การทำงานของขาต่างๆของ PIC16F883

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## 2.12 โปรแกรม CCS C Compiler

โปรแกรม CCS C คอมไพเลอร์ เป็นซอฟต์แวร์สำหรับแปลโปรแกรมภาษา C ของไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC เป็นรหัสเครื่อง (machine code)

### 2.12.1 ส่วนประกอบของโปรแกรม

1. TAB Project เป็นเมนูเริ่มต้นในการสร้างงาน โดยหน้าที่หลักของ TAB Project คือการนำ source file (\*.c) โดยในแต่ละโปรเจกต์นั้นอาจประกอบด้วยหลาย source file แต่ต้องมี 1 source file ที่มีคำสั่ง main() เพราะ โปรเจกต์ทั้งหมดจะถูกสั่งการด้วยคำสั่ง main() นั้นๆ

2. TAB Edit เป็น TAB ที่ใช้สำหรับการปรับปรุงในการเขียนโปรแกรม

3. TAB Search ใช้สำหรับการค้นหา และแทนที่คำในโปรเจกต์

4. TAB Operator ใช้ในการกำหนดคุณลักษณะต่างๆของโปรเจกต์

5. TAB Compile ใช้ในการตรวจสอบ และหาข้อผิดพลาดต่างๆในโปรเจกต์ อีกทั้งยังทำหน้าที่ในการแปลงโปรเจกต์ให้กลายเป็น .HEX

6. TAB View ใช้ในการดูองค์ประกอบต่างๆ ของโปรเจกต์

โดยข้อมูลรายละเอียดชนิดข้อมูลที่โปรแกรม CCS C Compiler รองรับแสดงดังตารางที่ 2.2

ตารางที่ 2.2 รายละเอียดชนิดข้อมูลที่โปรแกรม CCS C Compiler รองรับ

ชนิดข้อมูล	ขนาด	ค่าของข้อมูล	ช่วงข้อมูล
Int1	ตัวเลข 1 บิต	0 หรือ 1	N/A
Int8	ตัวเลข 8 บิต	0 ถึง 255	-128 ถึง 127
Int16	ตัวเลข 16 บิต	0 ถึง 65,535	-32,768 ถึง 32,767
Int32	ตัวเลข 32 บิต	0 ถึง 4,294,967,295	-2147483648 ถึง 2147483647
Char	ตัวอักษร 8 บิต	ตัวอักษรแอสกี	-128 ถึง 127
Float	ตัวเลขทศนิยม 32 บิต	$3.4 \times 10^{-38}$ ถึง $3.4 \times 10^{38}$	$3.4 \times 10^{-38}$ ถึง $3.4 \times 10^{38}$
Short	ตัวเลข 1 บิต	0 หรือ 1	N/A
Int	ตัวเลขจำนวนเต็ม 8 บิต	0 หรือ 255	-128 ถึง 127
Long	ตัวเลข 16 บิต	0 ถึง 65,535	-32,768 ถึง 32,767
Void	ไม่กำหนด	-	-

## บทที่ 3

### การออกแบบและการจัดทำปริญญาบัตร

การออกแบบในโครงการนี้นั้น สามารถแบ่งออกได้เป็น 2 ส่วนใหญ่ๆ คือในส่วนของฮาร์ดแวร์ (hardware) และในส่วนของซอฟต์แวร์ (software)

#### 3.1 การออกแบบ

##### 3.1.1 การออกแบบด้านฮาร์ดแวร์

สามารถแบ่งการออกแบบได้เป็น 2 ส่วนดังนี้

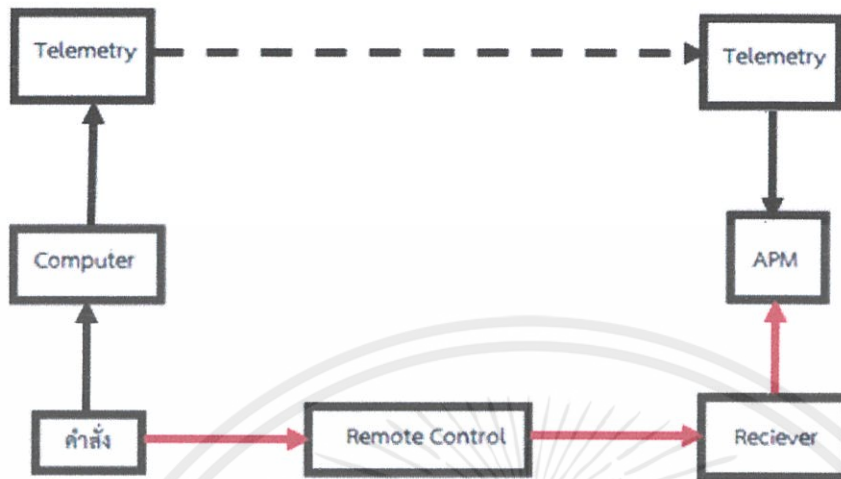
##### 3.1.1.1 ส่วนควบคุมการบิน

ในส่วนของการบิน จะมีหน้าที่ในการรับคำสั่งที่ใช้ในการเคลื่อนที่ต่างๆ โดยจะมีการรับคำสั่งได้ 2 วิธี คือการรับคำสั่งจากคอมพิวเตอร์ผ่านทางโปรแกรม Mission Planner และการรับคำสั่งทางรีโมทควบคุม (Remote Control) ซึ่งเมื่อไมโครคอนโทรลเลอร์ ArduCopter รับคำสั่งมาแล้ว จะทำการดำเนินการตามที่ได้รับคำสั่งมา ดังรูปที่ 3.1

1) ภาคส่ง จากที่ใต้กล่าวไว้ข้างต้นนั้น ภาคส่งสามารถส่งคำสั่งไปยังไมโครคอนโทรลเลอร์ได้ 2 วิธี คือการส่งผ่านคอมพิวเตอร์ ทำได้โดยการเขียนคำสั่งผ่านทางโปรแกรม Mission Planner จากนั้นคำสั่งจะถูกส่งไปยังภาครับโดยผ่านโทรมาตร (Telemetry) วิธีที่ 2 ในส่งคำสั่งนั้นคือการใช้รีโมทควบคุมโดยตรง ซึ่งคำสั่งจะรับโดยตัวรับสัญญาณที่อยู่ในภาครับ

2) ภาครับ คำสั่งที่ส่งมาจากภาคส่งนั้นจะถูกเก็บไว้และนำมาใช้ที่ไมโครคอนโทรลเลอร์ โดยแตกต่างกันตรงที่ถ้าเป็นการส่งการจากคอมพิวเตอร์นั้นคำสั่งจะถูกเก็บไว้ที่ไมโครคอนโทรลเลอร์ก่อน และคำสั่งจะถูกเรียกใช้ผ่านรีโมทควบคุม แต่ถ้าเป็นการส่งโดยตรงจากรีโมทควบคุมนั้น ภาครับจะรับด้วยตัวรับสัญญาณ (receiver) แล้วคำสั่งจะมาที่บอร์ดได้โดยตรง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

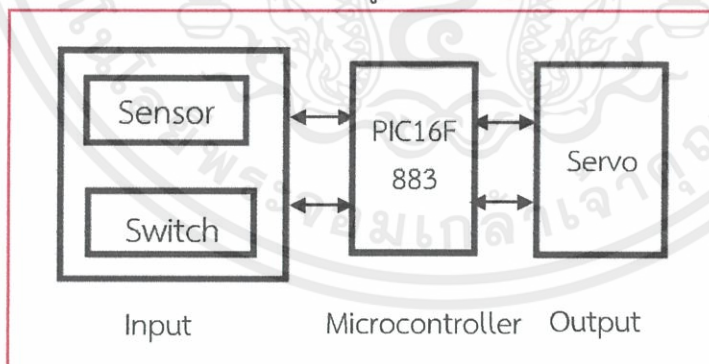


รูปที่ 3.1 แผนภาพการทำงานของภาคส่ง-ภาครับ

3) วงจรควบคุมความเร็ว หรือที่เรียกว่าวงจร ESC (Electronics Speed Control) เป็นอุปกรณ์ที่ใช้ควบคุมความเร็วของมอเตอร์ ซึ่งจะใช้หมุนใบพัดให้มีความเร็วที่เราต้องการ เพื่อให้อากาศยานสามารถขึ้น ลงและไปในทิศทางที่เราต้องการได้

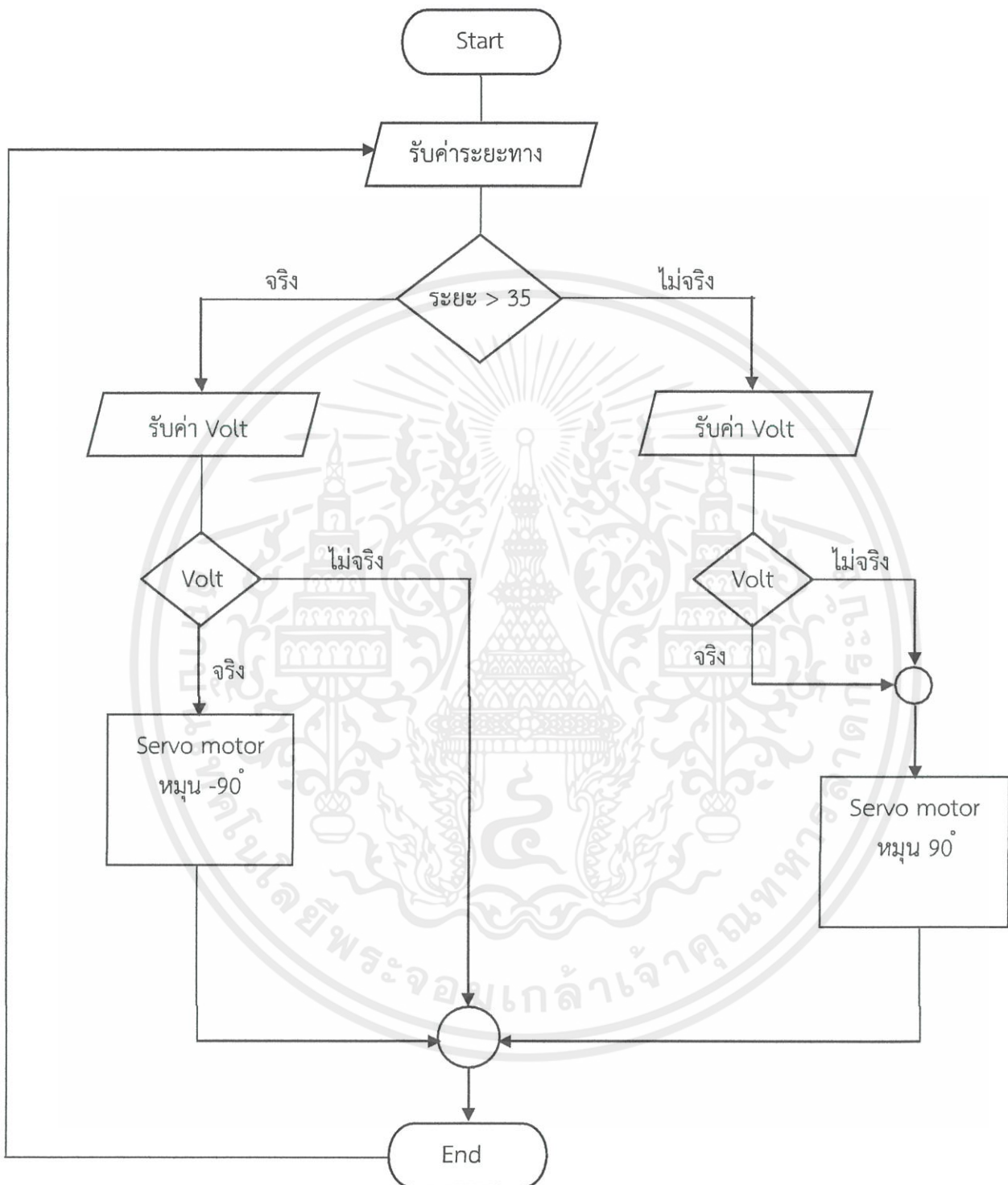
#### 3.1.1.1 ส่วนควบคุมอุปกรณ์ต่อเสริมสำหรับการขนส่ง

ส่วนอุปกรณ์ต่อเสริมสำหรับการขนส่งนั้น ส่วนของวงจรใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์เพื่อควบคุมการทำงานของเซอร์โวมอเตอร์ เพื่อใช้ควบคุมการปล่อยสัมภาระที่ต้องการส่ง และใช้งานเซนเซอร์แบบใช้เสียงในการวัดระดับความสูงของอากาศยาน เพื่อเตรียมการปล่อยสัมภาระ โดยมีบล็อกไดอะแกรมของการทำงานดังรูปที่ 3.2

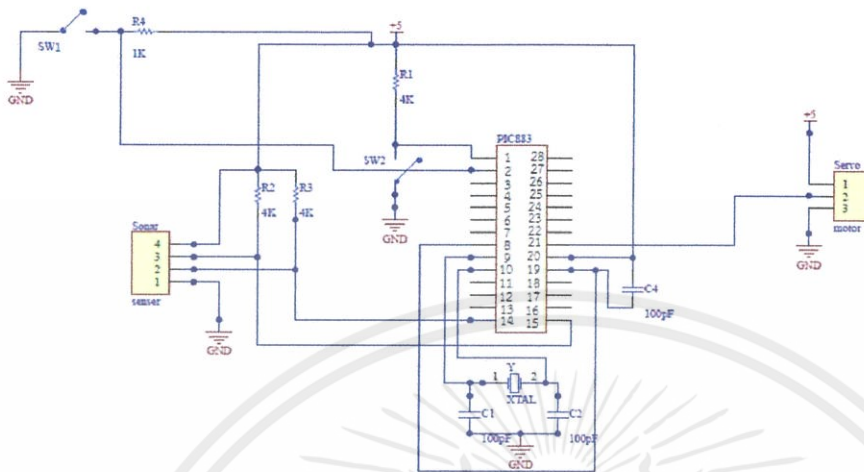


รูปที่ 3.2 แผนภาพการทำงานของอุปกรณ์ต่อเสริมสำหรับการส่ง

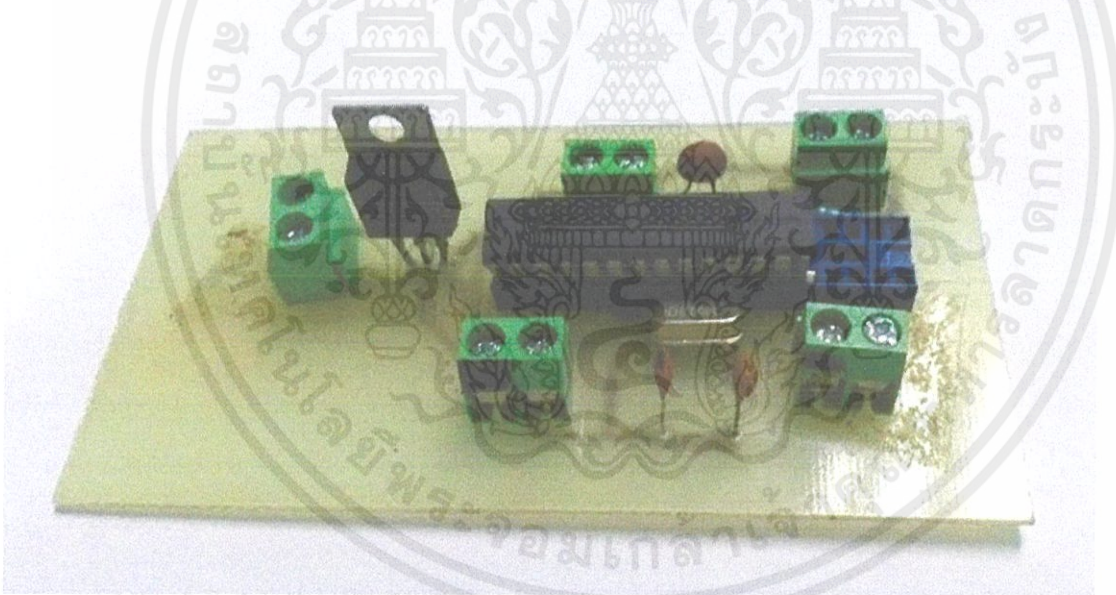
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.3 Flow Chart การทำงานของวงจรควบคุมอุปกรณ์ต่อเสริมสำหรับการขนส่งเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.4 วงจรของอุปกรณ์ต่อเสริมสำหรับการขนส่ง



รูปที่ 3.5 วงจรที่สำเร็จแล้วของอุปกรณ์ต่อเสริมสำหรับการขนส่ง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.1.2 การคำนวณ

#### 3.1.2.1 แรงยกตัว

แรงยกตัวจะสามารถคำนวณจากสูตรได้ดังนี้

$$F_L = C_L \times A \times d \times \frac{v^2}{2} \quad (3.1)$$

โดยสามารถอธิบายสมการต่างๆได้ดังนี้

$F_L$  คือ แรงยกตัว (N)

$C_L$  คือ ค่าสัมประสิทธิ์แรงยกตัว

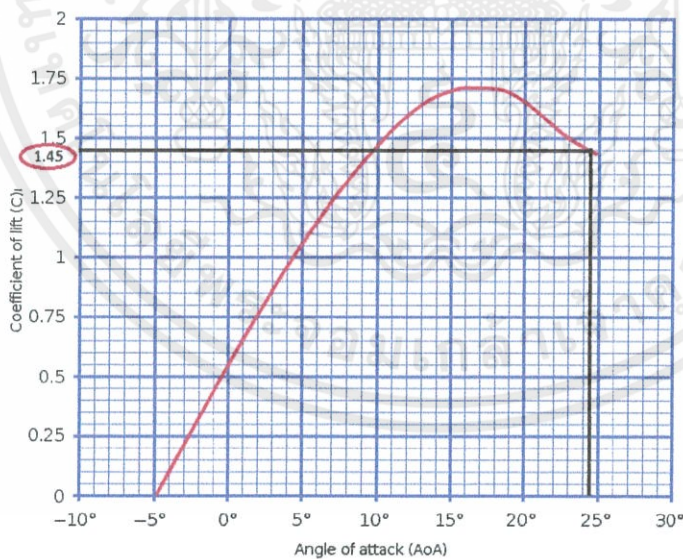
$A$  คือ พื้นที่ของใบพัด ( $m^2$ )

$d$  คือ ความหนาแน่น (kg/m)

$v$  คือ ความเร็วของอากาศ (m/s)

ซึ่งสามารถหาได้ดังนี้

ค่าค่าสัมประสิทธิ์แรงยกตัว  $C_L$  สามารถหาได้จากกราฟระหว่างความสัมพันธ์ของค่าสัมประสิทธิ์แรงยกตัวและมุมเอียงของใบพัด ซึ่งมุมเอียงของใบพัดคือ 24.444 องศา จึงได้ค่าค่าสัมประสิทธิ์แรงยกตัวคือค่า 1.45 สามารถดูได้จากรูปที่ 3.6



รูปที่ 3.6 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างของค่าสัมประสิทธิ์แรงยกตัวและมุมเอียงของใบพัด

พื้นที่ของใบพัดหาได้ดังนี้

เอกสารนี้เป็นเอกสารสงวนลิขสิทธิ์สำหรับบริการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$A = \text{Chord Length} \times \text{Wing Length}$$

$$A = 63.5 \times 30 \times 10^{-6} = 1.095 \times 10^{-6} \text{ m}^2$$

ค่าความหนาแน่นของอากาศคือ 1.164 (kg/m)

ค่าความเร็วของอากาศหาได้จาก  $v = \omega r$  (m/s)

$$r = 0.0635 \text{ m}$$

$$\omega = \frac{935 \times 11.1 \times 2\pi}{60} = 1086.833979 \text{ rad / s}$$

$$v = 1086.833979 \times 0.0635 = 69.014$$

ค่าแรงยกตัวต่อมอเตอร์ 1 ตัวคือ

$$F_L = 1.45 \times 0.01095 \times 1.164 \times \frac{69.0139^2}{2}$$

$$F_L = 4.40127 \text{ N}$$

เพราะฉะนั้นค่าแรงยกตัวทั้งหมดคือ

$$F_{L(\text{total})} = 4.40127 \times 4 = 17.60508 \text{ N}$$

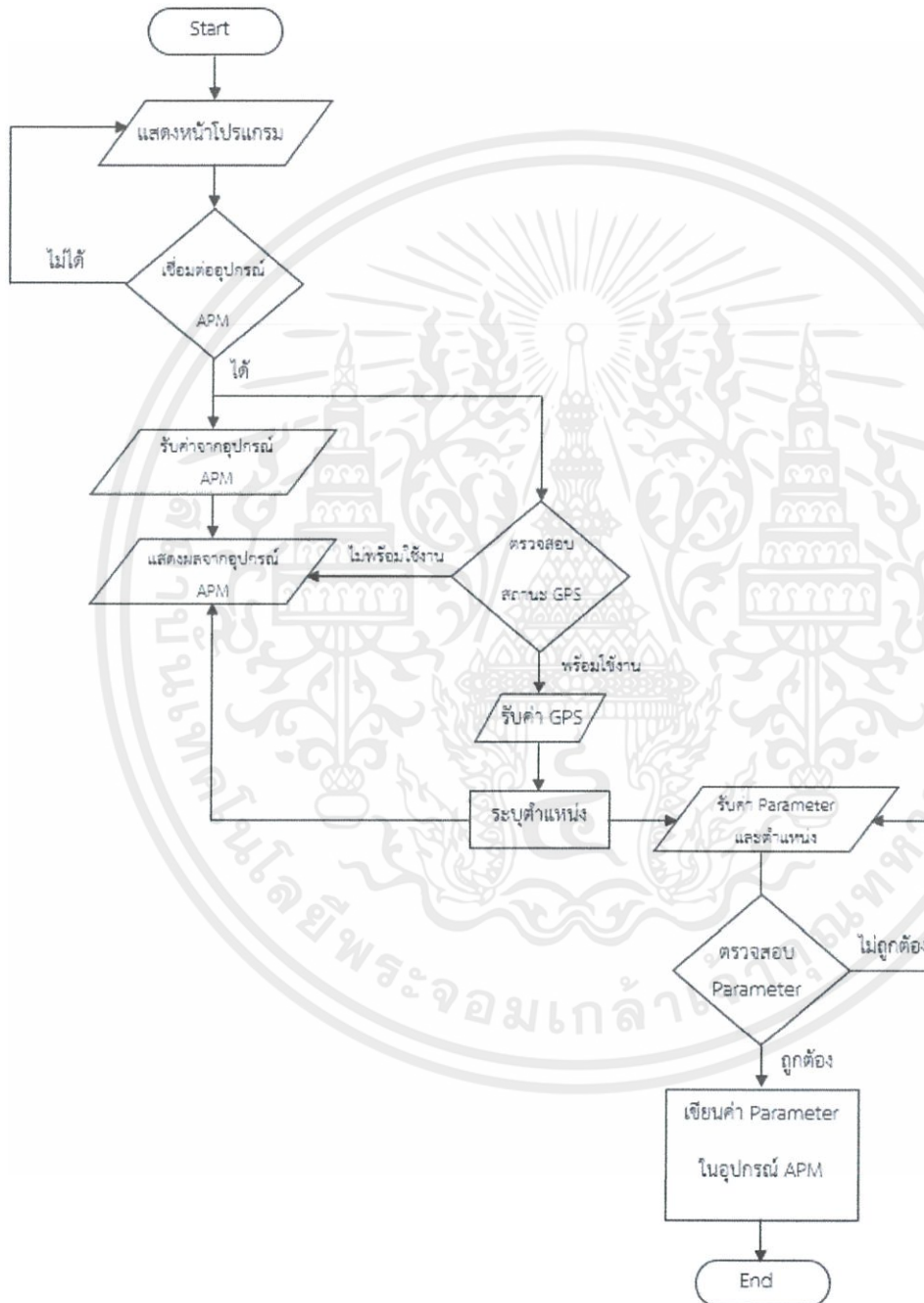
$$F_{L(\text{total})} = 1.7964 \text{ kg}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.1.3 การออกแบบด้านซอฟต์แวร์

#### 3.1.3.1 ส่วนควบคุมการบิน

การออกแบบโปรแกรมที่ใช้ควบคุมการบินนั้น ออกแบบให้สามารถควบคุมตำแหน่งปลายทาง ความสูง และความเร็วของอากาศยานได้ โดยมีกระบวนการทำงานดังรูปที่ 3.7



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
รูปที่ 3.7 ขั้นตอนการทำงานของโปรแกรมควบคุมการบิน

ซึ่งในโปรแกรมควบคุมการบินนั้นจะประกอบไปด้วยเป็นเมนู 5 เมนู คือ

1. Flight Data
2. Flight Plan
3. Initial Setup
4. Config/Tuning
5. Menu Connect

นอกจากนั้นแล้วมีส่วนที่เป็นการควบคุมการเลือกการเชื่อมต่อระหว่างอากาศยานและสถานีภาคพื้น  
ได้ที่ 2 ส่วน

### 3.1.3.2 ส่วนควบคุมวงจรที่ใช้สำหรับการขนส่ง

ในส่วนการออกแบบวงจรที่ใช้ในการควบคุมการขนส่งนั้น ในวงจรทาง  
กลุ่มได้ใช้ PIC16F883 เป็นไมโครคอนโทรลเลอร์ที่ใช้ควบคุม โดยมีการเขียนคำสั่งผ่านโปรแกรม  
CCS C Compiler ซึ่งมีรายละเอียดดังนี้

การบอกตำแหน่งการเก็บไฟล์งานชิ้นนี้ การบอกถึงการใช้ฟังก์ชัน  
HS/NOBROWNOUT/NOWDT/NOPROTECT/NOLVP จาก PIC การเรียกใช้ Clock การตั้งค่า  
การใช้ timer มีโหมดเป็น timer1 ทำงานที่อัตราส่วน 1:2 รูปการทำงานโดยให้เงื่อนไขที่จริงทุก  
กรณี โดยส่งเอาต์พุต high ไปที่ขา Trigger เวลา 20 ไมโครวินาที และส่งเอาต์พุต low ไปที่ขา  
Trigger เช่นกัน เริ่มต้นเงื่อนไข ถ้าไม่มีอินพุตที่ขา CCS0 จะตั้งค่า time1=0 ถ้ามีอินพุตที่ขา ECS0  
เก็บค่าที่ timer1 สูตรการคำนวณระยะเวลา เริ่มต้นเงื่อนไขที่ระยะทางน้อยกว่า 35 เซนติเมตร  
และมีอินพุตที่ขา PIN A0 จะส่งเอาต์พุต high 2000 ไมโครวินาที และส่งเอาต์พุต low 18000  
ไมโครวินาที เริ่มต้นเงื่อนไขที่ระยะทางมากกว่า 35 เซนติเมตร และมีอินพุตที่ขา PIN A0 จะส่ง  
เอาต์พุต high 500 ไมโครวินาที และส่งเอาต์พุต low 19500 ไมโครวินาที เริ่มต้นเงื่อนไขที่  
ระยะทางมากกว่า 35 เซนติเมตร และไม่มีอินพุตที่ขา PIN A0 จะส่งเอาต์พุต high 500 ไมโครวินาที  
และส่งเอาต์พุต low 19000 ไมโครวินาที

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## 3.2 เครื่องมือที่ใช้ในการทดลอง

### 3.2.1 โครงสร้างแบบ 4 ใบพัด

โครงสร้างแบบ 4 ใบพัดที่ใช้งานสามารถแสดงได้ดังรูปที่ 3.8



รูปที่ 3.8 โครงสร้างแบบ 4 ใบพัด

### 3.2.2 มอเตอร์

มอเตอร์ที่ใช้เป็นมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสสลับแสดงดังรูปที่ 3.9 ซึ่งในโครงงานนี้ใช้มอเตอร์ไป 4 ตัว โดยมอเตอร์ที่ใช้มีคุณลักษณะดังนี้

ค่าที่รอบมอเตอร์หมุนต่อไฟฟ้า 1 โวลต์	935	รอบ
เส้นผ่าศูนย์กลางมอเตอร์	27.3	mm
ความยาว	39.7	mm
แบตเตอรี่ที่ใช้	3s(Li-Po)	
แรงผลักดันสูงสุด	850	gram
ใบพัดที่ใช้	1045	

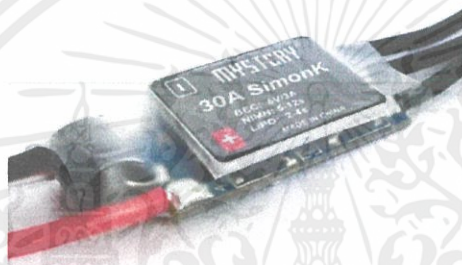


เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
 รูปที่ 3.9 มอเตอร์ EMAX รุ่น 2213-935kv  
 ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งยังมีเหตุตบแต่งลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.2.3 วงจรควบคุมความเร็ว (Speed Controller)

เป็นวงจรที่ใช้ควบคุมความเร็วของมอเตอร์แสดงได้ดังรูปที่ 3.10 โดยจะรับคำสั่งจากไมโครคอนโทรลเลอร์ แล้วไปควบคุมยังมอเตอร์ต่อ โดยมีคุณลักษณะ ดังนี้

Cont. Current	30A
Burst Current	40A
Battery	2-4 Cell Lipo/5-12 Cell Ni-XX
SBEC	5V/ 3A Output



รูปที่ 3.10 วงจรควบคุมความเร็วรุ่น Mystery 30A-SimonK

### 3.2.3 ใบพัด

ใบพัดที่ทางกลุ่มใช้นั้นคือใบพัดที่มีชื่อรุ่นว่า 1045 แสดงได้ดังรูปที่ 3.11 ซึ่งจะมี 2 แบบคือแบบปกติ (normal) และแบบย้อนกลับ (reverse) ซึ่งมีคุณลักษณะ ดังนี้

ความยาว	258	mm
ความกว้างใบพัดส่วนกลาง	28	mm
ความกว้างส่วนปลายยอด	20	mm
เส้นผ่าศูนย์กลางของ Hub	15	mm



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
รูปที่ 3.11 ใบพัดเบอร์ 1045

ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.2.4 GPS (Global Positioning System)

ลักษณะของ GPS ที่ติดตั้งแสดงได้ดังรูปที่ 3.12



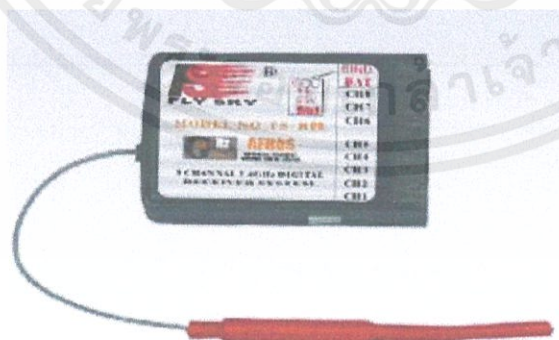
รูปที่ 3.12 GPS

### 3.2.5 ตัวรับสัญญาณ (Receiver)

ตัวรับสัญญาณที่ทางกลุ่มใช้คือ Fly Sky model No: FS-R9B แสดงได้ดังรูปที่ 3.13 มี

คุณลักษณะคือ

RF range	2.40-2.48	GHz
Bandwidth	500	KHz
RF.receiver sensitivity	-105	dBm
Power	4.5-6.5	V DC
Weight	18	gm

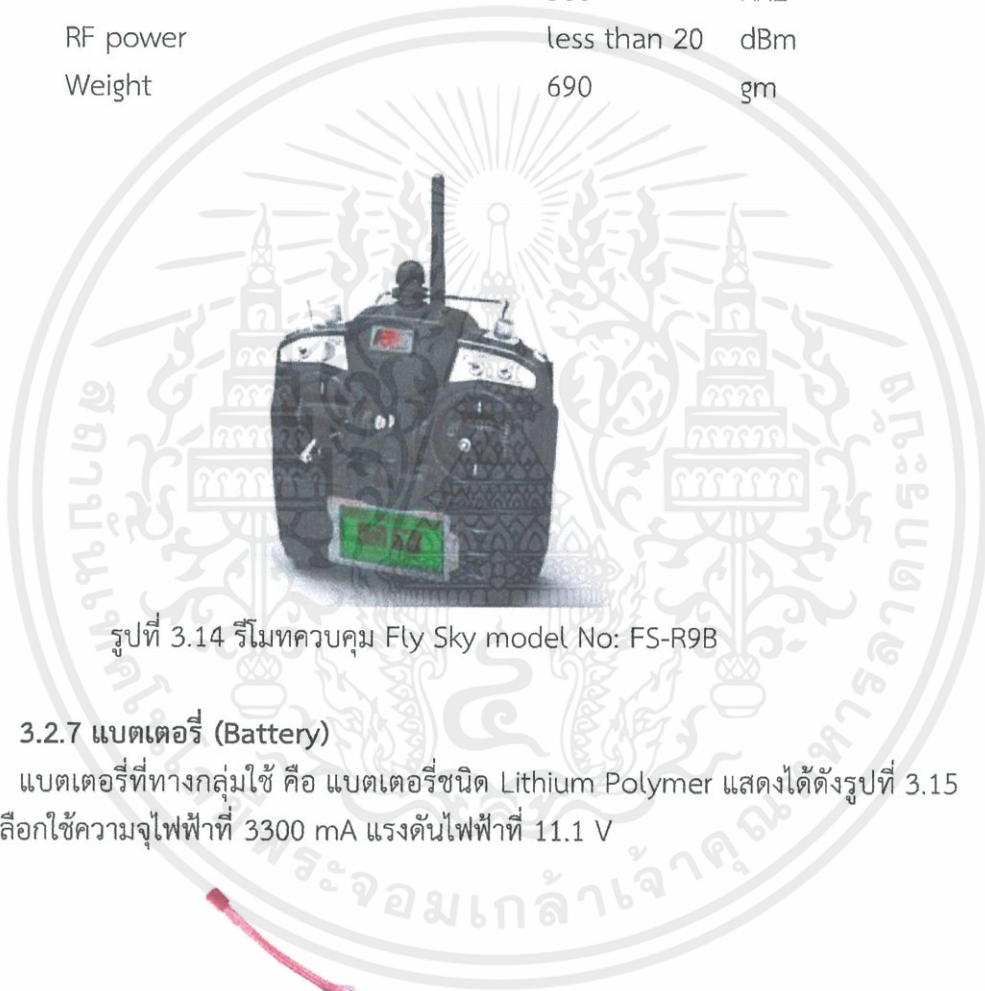


เอกสารนี้เป็นเอกสาร รูปที่ 3.13 ตัวรับสัญญาณรุ่น Fly Sky model No: FS-R9B เติให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.2.6 รีโมทควบคุม (Remote Control)

รีโมทควบคุมที่ทางกลุ่มใช้คือรุ่น Fly Sky model No: FS-R9B แสดงได้ดังรูปที่ 3.14 โดยมีคุณลักษณะดังนี้

Channels	8	
RF range	2.40-2.48	GHz
Bandwidth	500	KHz
RF power	less than 20	dBm
Weight	690	gm



รูปที่ 3.14 รีโมทควบคุม Fly Sky model No: FS-R9B

### 3.2.7 แบตเตอรี่ (Battery)

แบตเตอรี่ที่ทางกลุ่มใช้ คือ แบตเตอรี่ชนิด Lithium Polymer แสดงได้ดังรูปที่ 3.15 ซึ่งทางกลุ่มเลือกใช้ความจุไฟฟ้าที่ 3300 mAh แรงดันไฟฟ้าที่ 11.1 V

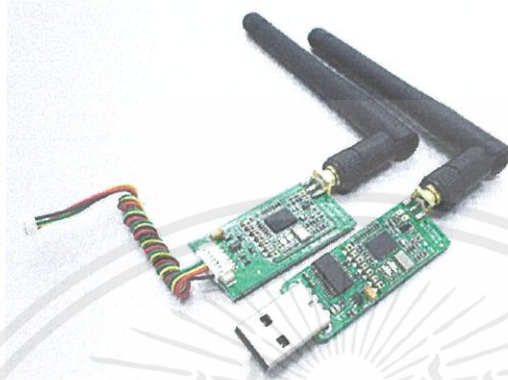


รูปที่ 3.15 แบตเตอรี่ Lithium Polymer

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษามเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.2.8 โทรมาตร (Telemetry)

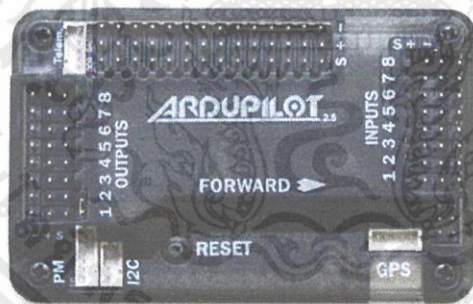
โดยความถี่ในการรับ-ส่งข้อมูลที่ทางกลุ่มใช้คือ 915 MHz แสดงได้ดังรูปที่ 3.16



รูปที่ 3.16 โทรมาตร

### 3.2.9 APM 2.6

ลักษณะบอร์ด APM ที่ติดตั้งแสดงได้ดังรูปที่ 3.17



รูปที่ 3.17 บอร์ด APM 2.6

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.2.10 เซอร์โวมอเตอร์ (Servo Motor)

ลักษณะของเซอร์โวมอเตอร์ที่ติดตั้งแสดงได้ดังรูปที่ 3.18



รูปที่ 3.18 Servo motor

### 3.2.11 PIC16F883

ลักษณะของ PIC16F883 ที่ติดตั้งในวงจรควบคุมอุปกรณ์สำหรับขนส่งนั้น แสดงได้ดัง

รูปที่ 3.19



รูปที่ 3.19 PIC16F883

### 3.2.12 เซนเซอร์ชนิดใช้เสียง (Sonar Sensor)

ลักษณะของเซนเซอร์ชนิดใช้เสียงที่ติดตั้งในวงจรควบคุมอุปกรณ์สำหรับขนส่งนั้น แสดงได้ดังรูปที่ 3.20

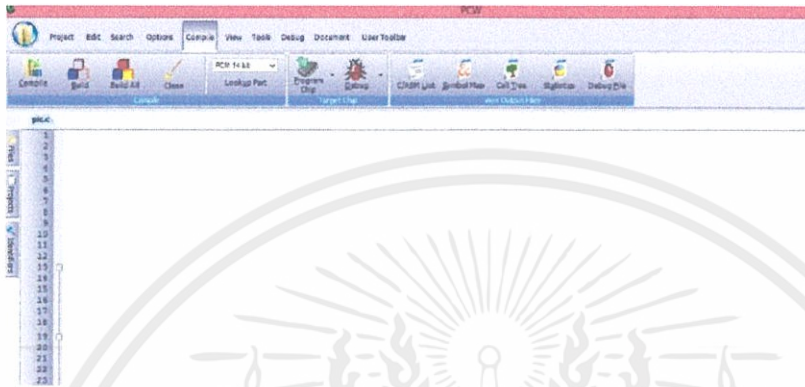


รูปที่ 3.20 Sonar sensor

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.2.13 โปรแกรม CCS C Compiler

หน้าต่างของโปรแกรม CCS C Compiler ที่ใช้ในกา3รเขียนคำสั่งเพื่อควบคุมอุปกรณ์ที่ใช้สำหรับขนส่ง แสดงได้ดังรูปที่ 3.21



รูปที่ 3.21 โปรแกรม CCS C Compiler

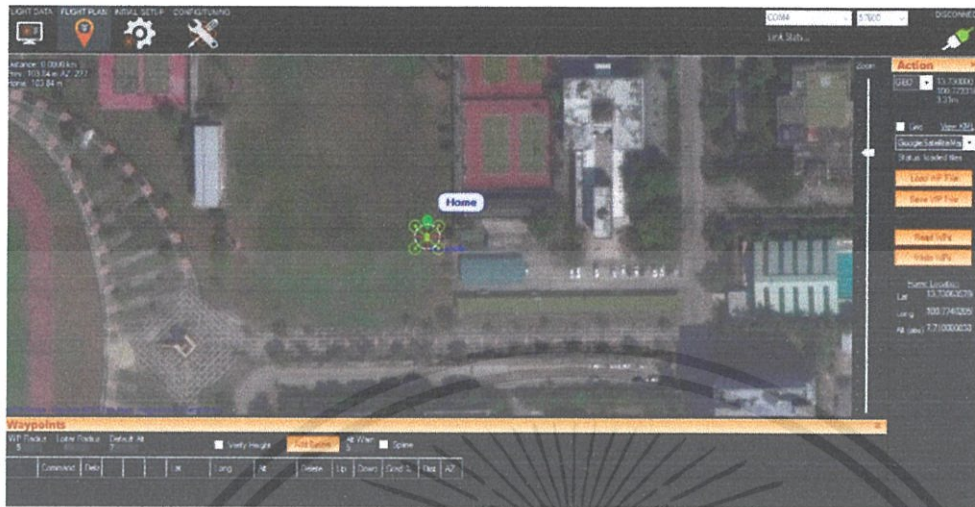
## 3.3 การจัดเก็บผลการทดลอง

การจัดเก็บผลการทดลองนั้นสามารถจัดเก็บเพื่อวัตถุประสงค์ที่ต่างกัน การทำงานของอุปกรณ์ รวมถึงโปรแกรมที่ใช้ควบคุมการบิน แบ่งได้เป็นส่วนต่างๆดังนี้

### 3.3.1 การทดสอบระยะความสูง

การทดสอบระยะความสูงนั้น ทำการทดสอบโดยการนำอากาศยานขนาดเล็กเคลื่อนที่ไปใกล้กับเสาที่ทางกลุ่มวัดความสูงไว้ แล้ววัดความสูงที่อากาศยานขนาดเล็กนั้นเคลื่อนที่ทำได้มาเปรียบเทียบกับความสูงที่ตั้งค่าในโปรแกรม จากนั้นหาค่าความผิดพลาดในระยะจริงกับค่าที่ตั้งค่าไว้ โดยการทดสอบจะทดสอบความสูงที่ตั้งค่าในโปรแกรมตั้งแต่ความสูงที่ 4 เมตรถึง 10 เมตร การทดสอบระยะความสูงนั้นทำการทดสอบเพื่อหาระยะความสูงที่เหมาะสมในการเคลื่อนที่ของอากาศยานและตรวจสอบค่าความผิดพลาดที่เกิดขึ้นของการเคลื่อนที่ของอากาศยาน โดยการกำหนดคำสั่งต่างๆที่ใช้ควบคุมอากาศยานนั้นแสดงได้ดังรูปที่ 3.22 ถึง 3.24

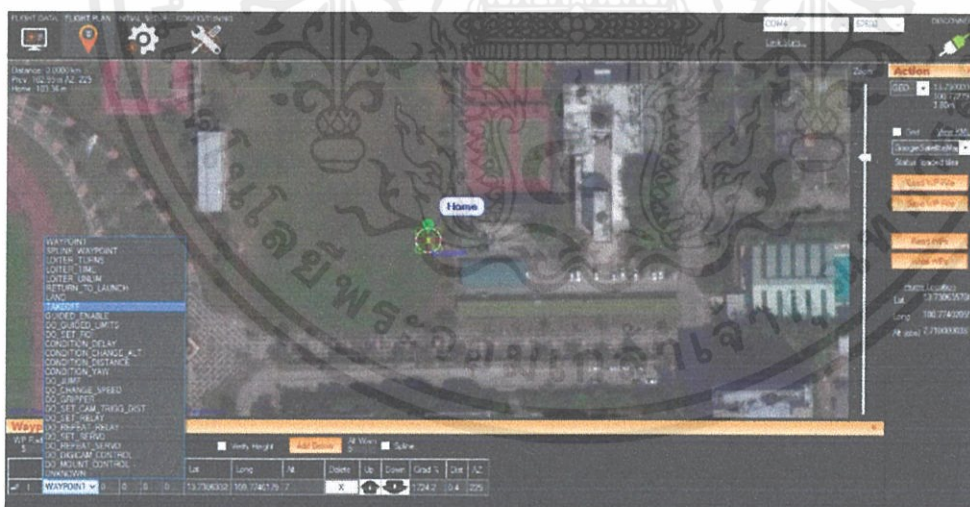
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.22 อากาศยานอยู่ ณ ตำแหน่งที่ GPS ระบุไว้ และตั้งค่า Home

คือค่าที่อากาศยานเริ่มต้นอยู่ ณ ตำแหน่งนั้น

จากรูปที่ 3.22 แสดงการตั้งค่า Home ที่จุดที่อากาศยานถูกตั้งไว้ ตั้งค่าผ่านแท็บ Flight Plan โดยแสดงเป็นภาพถ่ายจากดาวเทียมระบุตำแหน่งโดย GPS



รูปที่ 3.23 การตั้งค่าการเคลื่อนที่ของอากาศยานเป็น Take off

จากรูปที่ 3.23 แสดงการตั้งค่าให้อากาศยาน Take off จากจุดเริ่มต้น โดยสามารถกำหนดได้จากช่องคำสั่ง Command โดยใช้คำสั่ง Take off



### 3.3.2 การทดสอบการใช้งานของแบตเตอรี่เมื่ออากาศยานรับน้ำหนักที่แตกต่างกัน

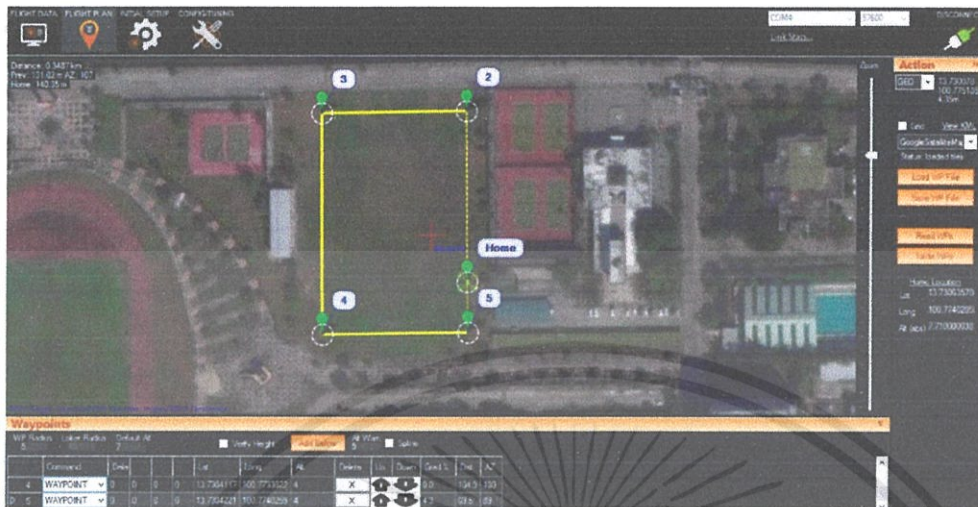
การทดสอบการใช้งานแบตเตอรี่เมื่ออากาศยานรับน้ำหนักที่แตกต่างกัน สามารถทำได้ โดยการเปลี่ยนแปลงน้ำหนักที่อากาศยานแบกรับ ความสูง ความเร็ว และระยะทางที่ใช้ในการเคลื่อนที่ แล้วทำการวัดแบตเตอรี่ที่ลดลง เพื่อนำมาวิเคราะห์ค่าพารามิเตอร์ที่เหมาะสมในการเคลื่อนที่ในระยะทางที่แตกต่างกัน โดยการกำหนดคำสั่งต่างๆที่ใช้ควบคุมอากาศยานนั้นแสดงได้ดังรูปที่ 3.25 ถึง 3.27



รูปที่ 3.25 การกำหนดพิกัด take off และความสูงที่จะใช้ในการเคลื่อนที่

จากรูปที่ 3.25 แสดงการตั้งค่าให้อากาศยาน Take off จากจุดเริ่มต้น โดยสามารถกำหนดได้จากช่องคำสั่ง Command โดยใช้คำสั่ง Take off และการตั้งค่าความสูงของการเคลื่อนที่ของอากาศยาน โดยสามารถกำหนดได้จากช่องคำสั่ง Alt

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.26 การกำหนดตำแหน่ง Waypoint ที่จะให้อากาศยานเคลื่อนที่โดยในแต่ละ waypoint จะต้องมีความสูงในระดับเดียวกันกับการ take off

จากรูปที่ 3.26 แสดงการตั้งค่าเส้นทางการเคลื่อนที่ของอากาศยาน โดยใช้คำสั่ง Waypoint ในการกำหนดให้อากาศยานเคลื่อนที่ตามเส้นทางที่กำหนด โดยความสูงที่ใช้จะใช้ความสูงเช่นเดียวกับความสูงที่ใช้ในคำสั่ง Take off



รูปที่ 3.27 การกำหนดจุดที่จะให้อากาศยานลงจอดนั้น โดยตั้งค่าเป็นคำสั่ง land เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากรูปที่ 3.27 แสดงการตั้งค่าให้อากาศยานลงจอดในตำแหน่งโดยตั้งค่าเป็น land เพื่อให้อากาศยานลงจอดในตำแหน่งที่กำหนด

### 3.3.3 การทดสอบความแม่นยำของการเคลื่อนที่

การทดสอบความแม่นยำของการเคลื่อนที่ของอากาศยานนั้น ทำโดยกำหนดพิกัดปลายทางของอากาศยานขนาดเล็กในโปรแกรมควบคุมการบิน จากนั้นทำการปล่อยให้อากาศยานเคลื่อนที่ไปตามที่กำหนดไว้ เมื่ออากาศยานทำการลงจอดที่ปลายทางแล้ว ทำการวัดระยะทางที่อากาศยานเคลื่อนที่ได้จริง โดยนำมาเปรียบเทียบกับค่าที่สามารถคำนวณจากพิกัดการเคลื่อนที่ในโปรแกรม เพื่อทำการหาความผิดพลาดที่เกิดขึ้นจริง โดยการกำหนดคำสั่งต่างๆที่ใช้ควบคุมอากาศยานนั้นแสดงได้ดังรูปที่ 3.28 ถึง 3.30



รูปที่ 3.28 การกำหนดพิกัดที่จะทำการ take off ของอากาศยานจากนั้นกำหนดตำแหน่ง waypoint ที่ให้อากาศยานเคลื่อนที่โดยตั้งค่าให้ความสูงเท่ากัน

จากรูปที่ 3.28 แสดงการตั้งค่าให้อากาศยาน Take off จากจุดเริ่มต้น โดยสามารถกำหนดได้จากช่องคำสั่ง Command โดยใช้คำสั่ง Take off และการตั้งค่าความสูงของการเคลื่อนที่ของอากาศยาน โดยสามารถกำหนดได้จากช่องคำสั่ง Alt

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.29 การกำหนดตำแหน่งที่จะให้อากาศยานลงจอดโดยใช้คำสั่ง land

จากรูปที่ 3.29 แสดงการตั้งค่าให้อากาศยานลงจอดในตำแหน่งโดยตั้งค่าเป็น land เพื่อให้อากาศยานลงจอดในตำแหน่งที่กำหนด

	Command				Lat	Long	Alt	Delete	Up	Down	Grad %	Dist	AZ
1	TAKEOFF	0	0	0	13.7304326	100.7738650	5	X	🏠	📉	489.6	0.8	135
2	WAYPOINT	0	0	0	13.7311621	100.7738543	5	X	🏠	📉	6.2	80.5	360
3	LAND	0	0	0	13.7311621	100.7738543	5	X	🏠	📉	NaN	0.0	180

รูปที่ 3.30 ตรวจสอบพิกัดละติจูดและลองจิจูดจาก GPS ที่ตำแหน่งที่ทำการ take off

และตำแหน่งที่ทำการลงจอดจากนั้นคำนวณระยะทางจริง

จากรูปที่ 3.30 แสดงพิกัดละติจูดและลองจิจูดที่อากาศยาน take off และจุดที่อากาศยานลงจอด จากนั้นนำค่าละติจูดและลองจิจูดคำนวณระยะทางจริง

### 3.3.4 การทดสอบการทำงานของเซอร์โวมอเตอร์

การทดสอบการทำงานของเซอร์โวมอเตอร์นั้น ทำโดยการใช้ Oscilloscope การวัดความกว้างพัลส์เปรียบเทียบการหมุนเชิงมุมของเซอร์โวมอเตอร์ สังเกตการทำงานจริงของเซอร์โวมอเตอร์ เพื่อนำไปใช้ในกลไกการทำงานของอุปกรณ์สำหรับขนส่งของอากาศยาน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.3.5 การทดสอบการทำงานของเซนเซอร์แบบใช้เสียง

การทดสอบการทำงานของเซนเซอร์แบบใช้เสียง โดยการใช้ Oscilloscope วัดความกว้างของพัลส์ คาบพัลส์ และดีเลย์ของเซนเซอร์แบบใช้เสียง โดยวัดเปรียบเทียบกันระหว่างที่เซนเซอร์แบบใช้เสียงตรวจพบพื้นผิวและตอนไม่พบพื้นผิว เพื่อทดสอบระยะที่เซนเซอร์ชนิดใช้เสียงทำงาน

### 3.3.6 การแสดงผลของโปรแกรมควบคุมการบิน

การแสดงผลของโปรแกรมควบคุมการบิน ที่จะแสดงส่วนต่างๆ ที่ใช้ในการควบคุมอากาศยาน ประกอบด้วย

1. Flight Data
2. Flight Plan
3. Initial Setup
4. Config/Tuning
5. Menu Connect
6. โปรแกรมแสดงค่าพารามิเตอร์ที่เหมาะสมในการเคลื่อนที่ของอากาศยาน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## บทที่ 4

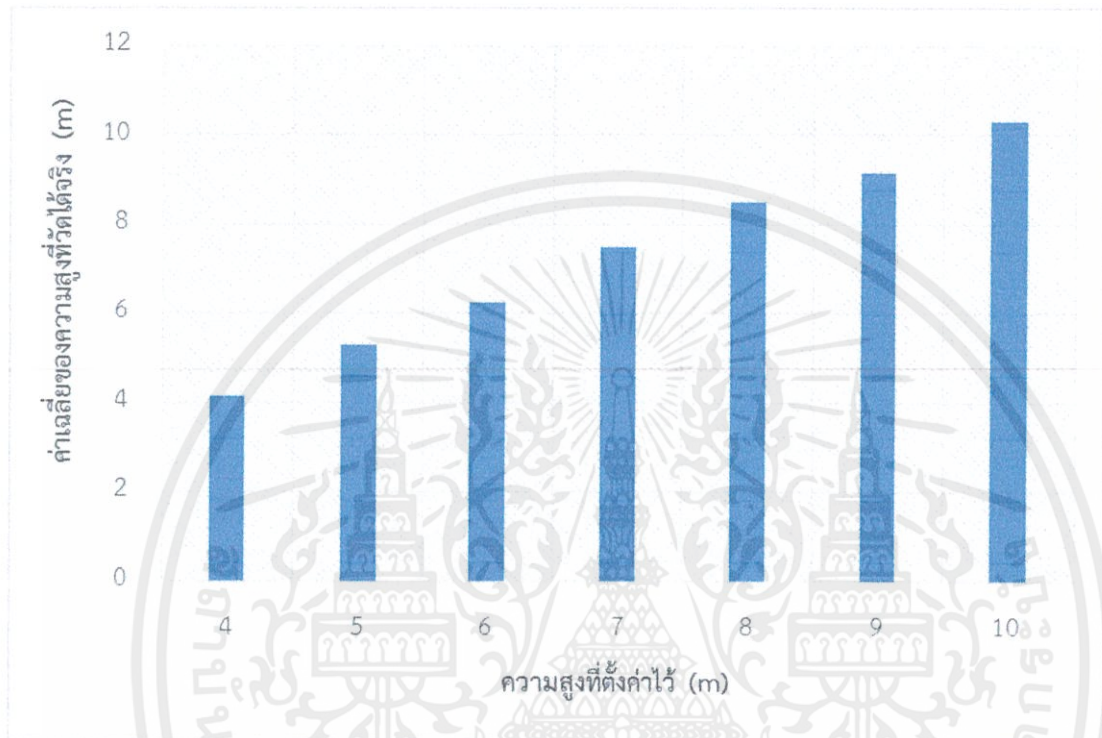
### ผลการทดลอง

#### 4.1 ผลการทดสอบระยะความสูง

จากตารางที่ 4.1 ผลการทดสอบระยะความสูงเปรียบเทียบระหว่างที่ตั้งค่าไว้กับความสูงที่วัดได้จริง โดยระยะความสูงที่มีค่าความผิดพลาดน้อยที่สุดคือความสูงที่ 9 เมตร โดยมีค่าเฉลี่ยอยู่ที่ 9.160 เมตร ค่าความผิดพลาดที่ 1.78% แต่เนื่องจากความสูงที่ระยะ 9 เมตรนั้น เป็นระยะที่ค่อนข้างสูงมาก และถ้าหากเกิดข้อผิดพลาดใดๆกับอากาศยาน อาจจะทำให้อากาศยานนั้นตกเป็นระยะที่สูง และมักจะเกิดความเสียหายต่ออากาศยานมากกว่า ดังนั้นทางกลุ่มจึงวิเคราะห์ว่าความสูงที่เหมาะสมที่จะให้อากาศยานเคลื่อนที่จริงคือระยะความสูงที่ 5 เมตร เพราะมีความผิดพลาดอยู่ที่ 2.68 % ซึ่งแสดงดังรูปที่ 4.1

ตารางที่ 4.1 ผลการทดสอบระยะความสูง

ความสูงที่กำหนด (m)	ความสูงที่วัดได้จริง (m)				ค่าความผิดพลาด
	ครั้งที่ 1	ครั้งที่ 2	ครั้งที่ 3	ค่าเฉลี่ย	
4	4.23	4.11	4.14	4.16	3.50%
5	5.25	5.36	5.34	5.31	2.68%
6	6.10	6.33	6.28	6.24	3.93%
7	7.46	7.65	7.37	7.49	7.04%
8	8.51	8.54	8.49	8.51	6.42%
9	9.26	9.16	9.06	9.16	1.78%
10	10.32	10.23	10.39	10.31	3.14%



รูปที่ 4.1 กราฟแสดงความสูงที่ตั้งค่าไว้เปรียบเทียบกับค่าเฉลี่ยของความสูงที่วัดได้จริง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## 4.2 ผลการทดสอบการลดลงของแบตเตอรี่เมื่ออากาศยานรับน้ำหนักที่แตกต่างกัน

ตารางที่ 4.2 ผลการทดสอบการลดลงของแบตเตอรี่เมื่ออากาศยานรับน้ำหนัก 100 กรัม และระยะ 50 เมตร

ความสูง ความเร็ว	5 m/s	10 m/s	15 m/s
5 m	0.9	0.9	0.13
6 m	0.11	0.12	0.15
7 m	0.13	0.15	0.19
8 m	0.15	0.17	0.22

ตารางที่ 4.3 ผลการทดสอบการลดลงของแบตเตอรี่เมื่ออากาศยานรับน้ำหนัก 100 กรัม และระยะ 100 เมตร

ความสูง ความเร็ว	5 m/s	10 m/s	15 m/s
5 m	0.15	0.2	0.18
6 m	0.16	0.18	0.21
7 m	0.18	0.21	0.23
8 m	0.19	0.22	0.23

ตารางที่ 4.4 ผลการทดสอบการลดลงของแบตเตอรี่เมื่ออากาศยานรับน้ำหนัก 100 กรัม และระยะ 150 เมตร

ความสูง ความเร็ว	5 m/s	10 m/s	15 m/s
5 m	0.18	0.19	0.2
6 m	0.19	0.21	0.23
7 m	0.2	0.22	0.24
8 m	0.18	0.19	0.2

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.5 ผลการทดสอบการลดลงของแบตเตอรี่เมื่ออากาศยานรับน้ำหนัก 200 กรัม  
และระยะ 50 เมตร

ความสูง ความเร็ว	5 m/s	10 m/s	15 m/s
5 m	0.12	0.14	0.18
6 m	0.14	0.15	0.18
7 m	0.16	0.19	0.2
8 m	0.18	0.21	0.24

ตารางที่ 4.6 ผลการทดสอบการลดลงของแบตเตอรี่เมื่ออากาศยานรับน้ำหนัก 200 กรัม  
และระยะ 100 เมตร

ความสูง ความเร็ว	5 m/s	10 m/s	15 m/s
5 m	0.18	0.21	0.23
6 m	0.19	0.21	0.24
7 m	0.2	0.22	0.24
8 m	0.21	0.23	0.26

ตารางที่ 4.7 ผลการทดสอบการลดลงของแบตเตอรี่เมื่ออากาศยานรับน้ำหนัก 200 กรัม  
และระยะ 150 เมตร

ความสูง ความเร็ว	5 m/s	10 m/s	15 m/s
5 m	0.19	0.23	0.25
6 m	0.22	0.24	0.26
7 m	0.23	0.24	0.26
8 m	0.24	0.26	0.27

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาค้นคว้าเท่านั้น เมื่ออนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.8 ผลการทดสอบการลดลงของแบตเตอรี่เมื่ออากาศยานรับน้ำหนัก 300 กรัม  
และระยะ 50 เมตร

ความสูง ความเร็ว	5 m/s	10 m/s	15 m/s
5 m	0.23	0.22	0.2
6 m	0.23	0.24	0.25
7 m	0.24	0.28	0.3
8 m	0.25	0.29	0.32

ตารางที่ 4.9 ผลการทดสอบการลดลงของแบตเตอรี่เมื่ออากาศยานรับน้ำหนัก 300 กรัม  
และระยะ 100 เมตร

ความสูง ความเร็ว	5 m/s	10 m/s	15 m/s
5 m	0.24	0.26	0.26
6 m	0.25	0.26	0.27
7 m	0.27	0.29	0.31
8 m	0.28	0.29	0.33

ตารางที่ 4.10 ผลการทดสอบการลดลงของแบตเตอรี่เมื่ออากาศยานรับน้ำหนัก 300 กรัม  
และระยะ 150 เมตร

ความสูง ความเร็ว	5 m/s	10 m/s	15 m/s
5 m	0.26	0.27	0.27
6 m	0.27	0.29	0.3
7 m	0.28	0.29	0.31
8 m	0.32	0.33	0.35

จากตารางที่ 4.2 ถึง 4.10 นั้นเป็นผลการทดสอบการลดลงของแบตเตอรี่ จะเห็นได้อย่างชัดเจนว่า ถ้าน้ำหนักที่อากาศยานแบกรับมีน้ำหนักมากกว่าแบตเตอรี่จะลดลงมากกว่าเช่นกันที่ความเร็ว และความสูงที่เท่ากันในการเคลื่อนที่ แต่ถ้าหากน้ำหนักที่เท่ากันนั้นการลดลงของไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งยังมีเหตุผลเบื้องหน้า และต้องอ้างอิงถึงเขาของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

แบตเตอรี่จะไม่ต่างกันมากนักในความเร็ว และความสูงที่ใช้ในการเคลื่อนที่ต่างกัน ดังนั้นทางกลุ่มจึงวิเคราะห์ค่าที่เหมาะสมสำหรับการเคลื่อนที่ในระยะทางและน้ำหนักที่ต่างกัน สามารถสรุปได้ดังตารางต่อไปนี้

ตารางที่ 4.11 ค่าพารามิเตอร์ที่เหมาะสมในการเคลื่อนที่ของอากาศยาน

ระยะทาง(m)	น้ำหนักที่อากาศยานแบกรับ(g)	ความสูงของการเคลื่อนที่(m)	ความเร็วในการเคลื่อนที่(m/s)
50	100	5	5
	200	6	5
	300	7	5
100	100	5	15
	200	6	15
	300	7	15
150	100	5	15
	200	6	15
	300	7	15

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 4.3 ผลการทดสอบความแม่นยำระยะทาง

การทดสอบครั้งที่ 1 ตำแหน่งเริ่มต้นของอากาศยานอยู่ที่ละติจูด 13.7290822 ลองจิจูด 100.773071 และจุดลงจอดของอากาศยานที่ตั้งค่าในโปรแกรมคือ 13.729531 ลองจิจูด 100.773011 ซึ่งสามารถคำนวณระยะทางในการเคลื่อนที่ได้ 50 เมตรได้ผลการทดลองตามตารางที่ 4.12

ตารางที่ 4.12 ค่าความแม่นยำระยะทาง 50 เมตร

ครั้งที่	ละติจูด	ลองจิจูด	ระยะทางจริง (m)	ค่าความแม่นยำ %
1	13.729559	100.773011	53.59	92.56
2	13.729400	100.773120	35.73	71.63
3	13.729560	100.773148	54.87	89.99

การทดสอบครั้งที่ 2 ตำแหน่งเริ่มต้นของอากาศยานอยู่ที่ละติจูด 13.72908221 ลองจิจูด 100.7730710 และจุดลงจอดของอากาศยานที่ตั้งค่าในโปรแกรมคือ 13.7299714 ลองจิจูด 100.7731944 ซึ่งสามารถคำนวณระยะทางในการเคลื่อนที่ได้ 100 เมตรได้ผลการทดลองดังตารางที่ 4.13

ตารางที่ 4.13 ค่าความแม่นยำระยะทาง 100 เมตร

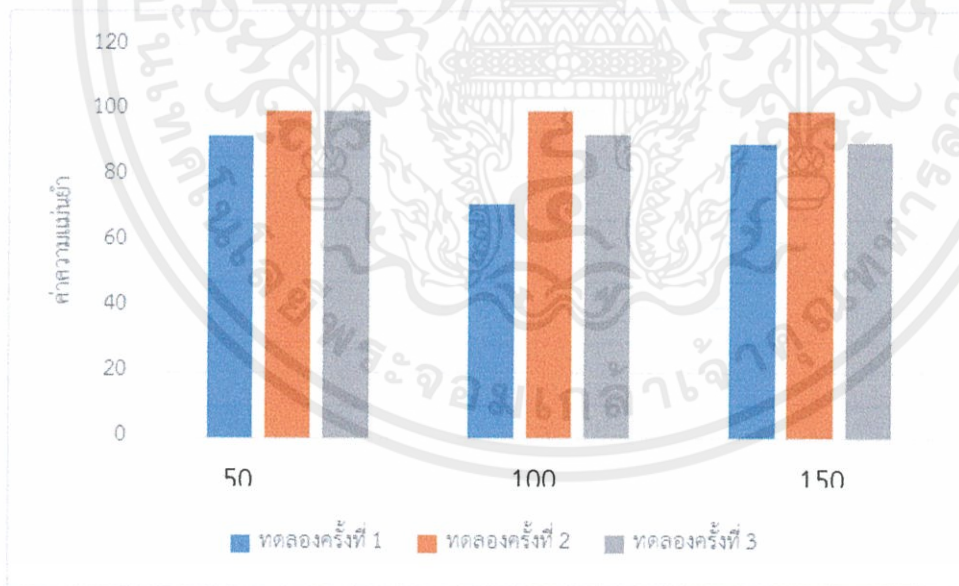
ครั้งที่	ละติจูด	ลองจิจูด	ระยะทางจริง (m)	ค่าความแม่นยำ %
1	13.7299721	100.7731952	99.77	99.9
2	13.7299700	100.7731937	99.62	99.83
3	13.7299699	100.7731925	99.62	99.83

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับกรใช้งานเพื่อการศึกษานี้เท่านั้น ไม่อนุญาตให้ไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การทดสอบครั้งที่ 3 ตำแหน่งเริ่มต้นของอากาศยานอยู่ที่ละติจูด 13.72908221 ลองจิจูด 100.7730710 และจุดลงจอดของอากาศยานที่ตั้งค่าในโปรแกรมคือ 13.7304104 ลองจิจูด 100.7733567 ซึ่งสามารถคำนวณระยะทางในการเคลื่อนที่ได้ 150 เมตรได้ผลการทดลอง ดังตารางที่ 4.14 การทดสอบความแม่นยำระยะทางนั้น สามารถสรุปความแม่นยำได้ดังรูปที่ 4.2

ตารางที่ 4.14 ค่าความแม่นยำระยะทาง 150 เมตร

ครั้งที่	ละติจูด	ลองจิจูด	ระยะทางจริง (m)	ค่าความ แม่นยำ %
1	13.730419	100.7733599	151.11	99.78
2	13.730477	100.7733499	158.03	92.79
3	13.730499	100.7733533	160.45	90.39

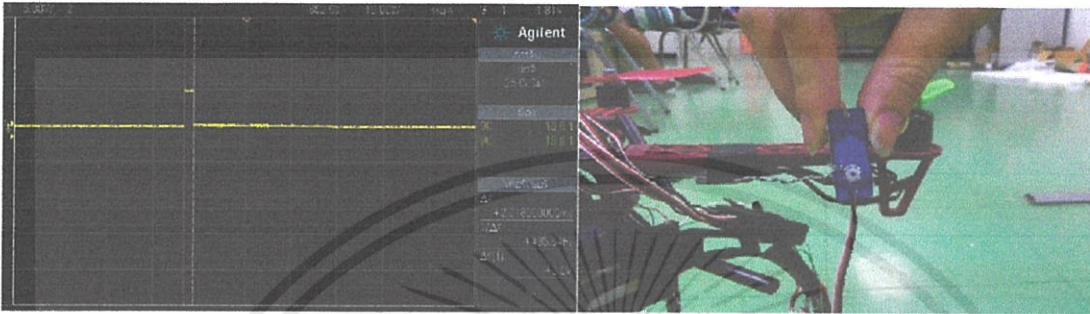


รูปที่ 4.2 กราฟแสดงค่าความแม่นยำของการเคลื่อนที่ของอากาศยาน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

#### 4.4 การทดสอบการทำงานของเซอร์โวมอเตอร์

การทดสอบการทำงานของเซอร์โวมอเตอร์นั้น ทำได้โดยการนำ Oscilloscope มาวัดความกว้างของพัลส์ที่เซอร์โวรับเข้ามา



รูปที่ 4.3 ความกว้างพัลส์ 2 มิลลิวินาทีที่ทำให้เซอร์โวมอเตอร์หมุนไป  $90^{\circ}$

จากรูปที่ 4.3 แสดงได้ว่าถ้าเซอร์โวถูกสั่งงานด้วยการส่งพัลส์ที่มีความกว้าง 2 มิลลิวินาทีเข้าไปจะส่งผลให้เซอร์โวให้หมุนไปที่  $90^{\circ}$



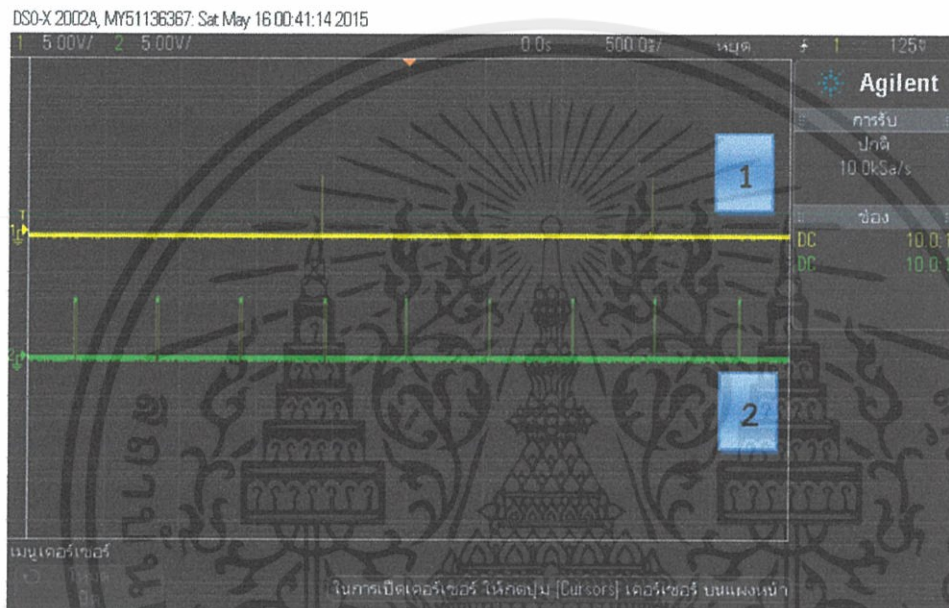
รูปที่ 4.4 ความกว้างพัลส์ 0.5 มิลลิวินาทีที่ทำให้เซอร์โวมอเตอร์หมุนไป  $-90^{\circ}$

และจากรูปที่ 4.4 เมื่อเซอร์โวมอเตอร์ถูกสั่งงานด้วยการส่งพัลส์ที่มีความกว้าง 0.5 มิลลิวินาทีเข้าไปจะส่งผลให้เซอร์โวให้หมุนไปที่  $-90^{\circ}$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

#### 4.5 การทดสอบการทำงานของเซนเซอร์ชนิดใช้เสียง

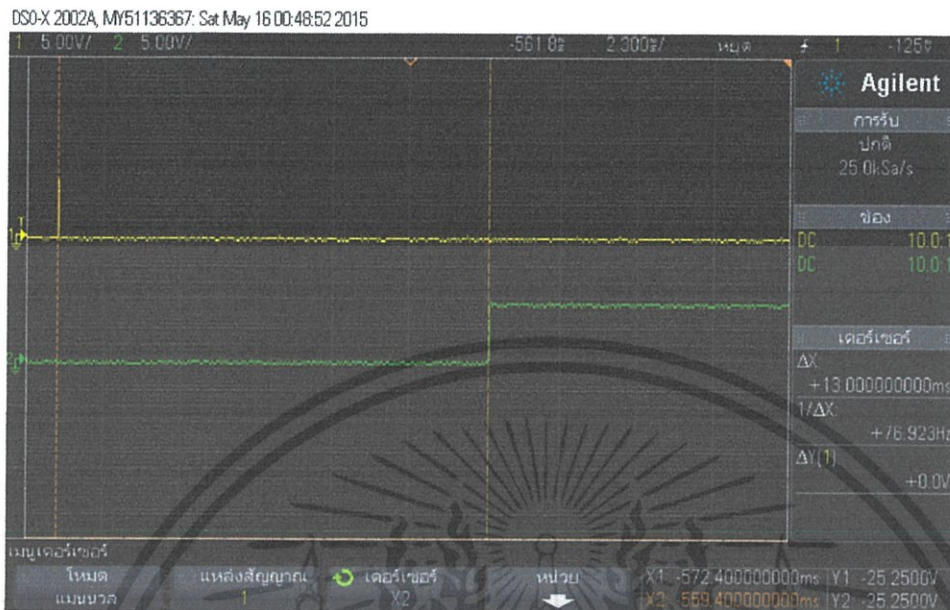
การทดสอบด้วยการวัดค่าความกว้างพัลส์ ค่าความหน่วงเวลา และความกว้างของคาบเวลาของขา Trigger และขา Echo



รูปที่ 4.5 สัญญาณพัลส์ของขา Trigger (1) และขา Echo (2)

จากรูปที่ 4.5 แสดงภาพรวมของสัญญาณพัลส์ของเซนเซอร์ชนิดใช้เสียง ทั้งในขา Trigger และขา Echo โดยแสดงให้เห็นถึงตอนที่เซนเซอร์ชนิดใช้เสียงนั้นยังไม่ตรวจพบวัตถุ

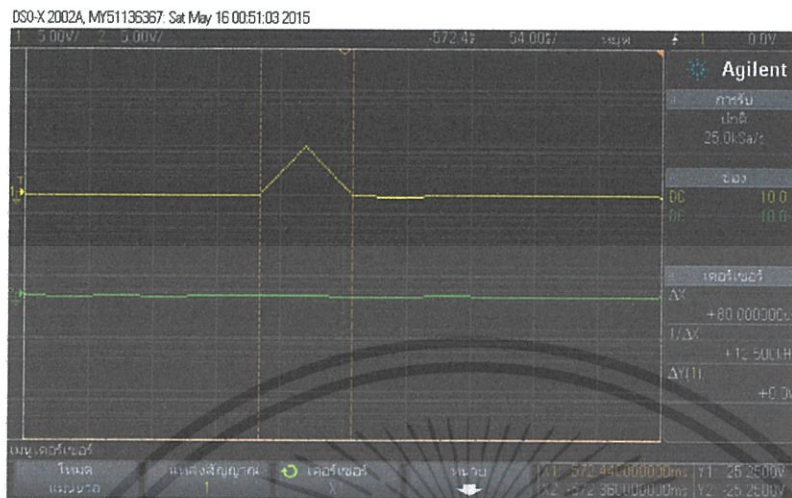
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.6 สัญญาณพัลส์ของขา Trigger (1) และขา Echo (2) ในตอนที่ไม่วางจอพื้นผิว

จากรูปที่ 4.6 แสดงถึงค่าช่วงเวลาระหว่างสัญญาณพัลส์ของขา Trigger และขา Echo โดยจากรูปจะแสดงว่าถ้าหากมีระยะห่างระหว่างสัญญาณพัลส์ของทั้ง 2 ขาที่ 13 มิลลิวินาที นั้น เซนเซอร์ชนิดใช้เสียงยังไม่ตรวจเจอวัตถุ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.7 ค่าความกว้างของพัลส์ของขา Trigger ในตอนที่ไมตรวจเจอพื้นผิว

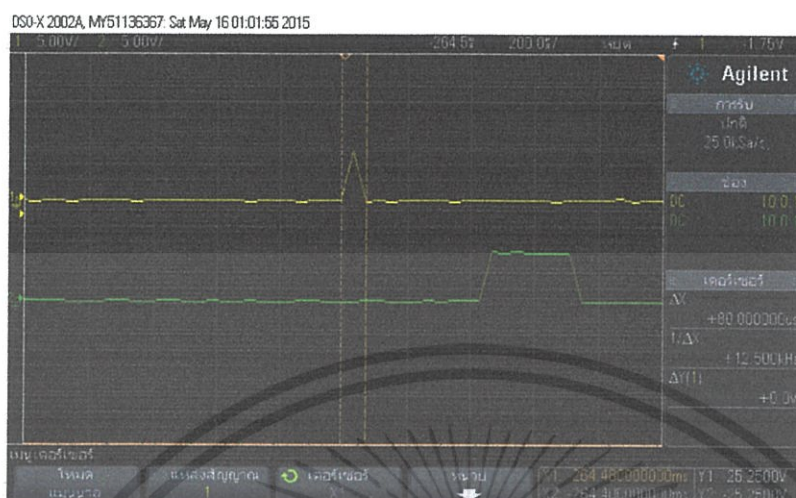
จากรูปที่ 4.7 แสดงถึงสัญญาณพัลส์ของขา Trigger ในขณะที่เซนเซอร์ชนิดใช้เสียงยังไม่ตรวจพบวัตถุ โดยค่าความกว้างของสัญญาณพัลส์ที่ 80 ไมโครวินาที



รูปที่ 4.8 ค่าความกว้างของพัลส์ของขา Echo ในตอนที่ไมตรวจเจอพื้นผิว

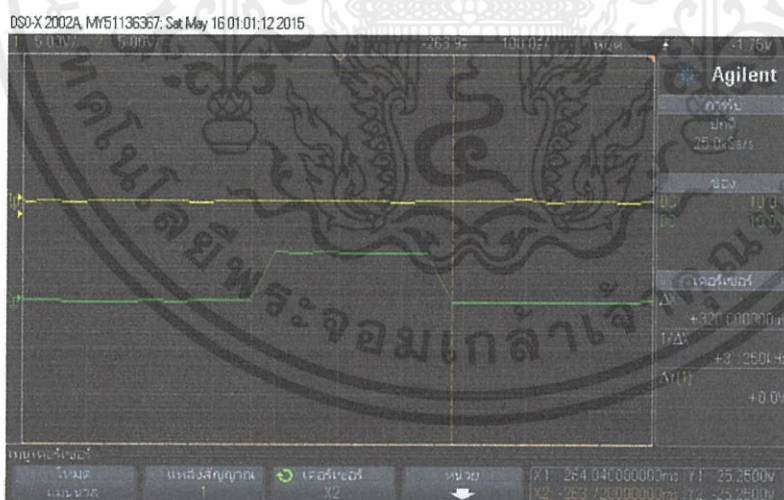
จากรูปที่ 4.8 แสดงถึงสัญญาณพัลส์ของขา Echo ในขณะที่เซนเซอร์ชนิดใช้เสียงยังไม่ตรวจพบวัตถุ โดยค่าความกว้างของสัญญาณพัลส์ที่ 13 มิลลิวินาที

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.9 ค่าความกว้างของพัลส์ของขา Trigger ในตอนที่ตรวจเจอพื้นผิว

จากรูปที่ 4.9 แสดงถึงสัญญาณพัลส์ของขา Trigger ในขณะที่เซนเซอร์ชนิดใช้เสียงตรวจพบวัตถุ โดยค่าความกว้างของสัญญาณพัลส์ที่ 80 ไมโครวินาที ซึ่งมีความกว้างเท่ากับตอนที่ยังไม่ตรวจพบวัตถุ เนื่องจากเป็นสัญญาณที่ส่งออกไป ค่าความกว้างพัลส์จึงมีขนาดที่เท่ากัน



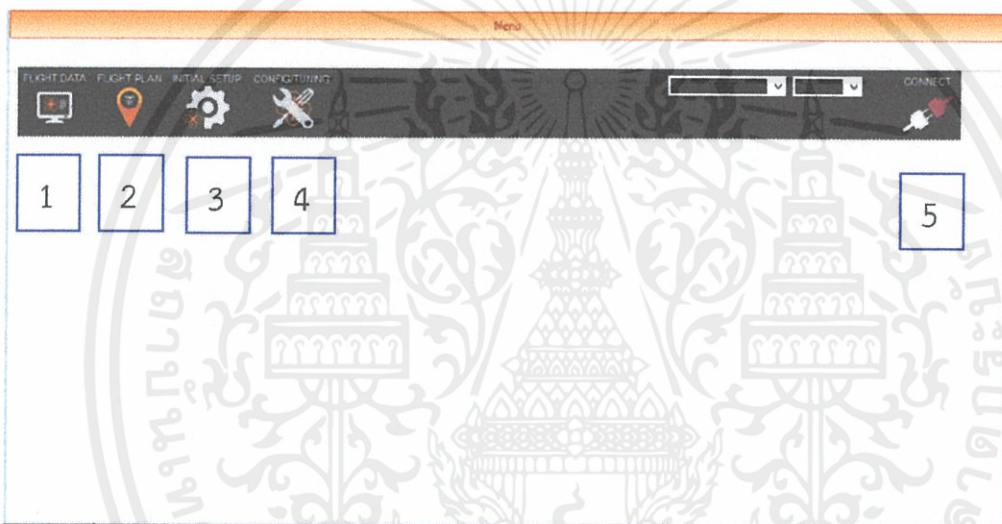
รูปที่ 4.10 ค่าความกว้างของพัลส์ของขา Echo ในตอนที่ตรวจเจอพื้นผิว

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากรูปที่ 4.10 แสดงถึงสัญญาณพัลส์ของขา Echo ในขณะที่เซนเซอร์ชนิดใช้เสียงตรวจพบวัตถุ โดยมีค่าความกว้างพัลส์ที่ 320 ไมโครวินาที ซึ่งแตกต่างจากขา Trigger เนื่องจากที่ขา Echo นั้น เป็นสัญญาณที่สะท้อนกลับมาหลังจากที่พบวัตถุ

#### 4.6 การแสดงผลของโปรแกรมควบคุมการบิน

การแสดงผลของโปรแกรมควบคุมการบิน ที่จะแสดงส่วนต่างๆ ที่ใช้ในการควบคุมอากาศยาน ประกอบด้วย



รูปที่ 4.11 หน้าหลักโปรแกรมควบคุมการบิน (1) Flight Data (2) Flight Plan (3) Initial Setup (4) Config/Tuning (5) Menu Connect

จากรูปที่ 4.11 แสดงถึงหน้าหลักของโปรแกรม โดยจะประกอบด้วยแท็บของส่วนต่างๆของโปรแกรมที่สำคัญ Flight Data, Flight Plan, Initial Setup, Config/Tuning และ Menu Connect

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



จากรูปที่ 4.13 แสดงถึงหน้า Flight Data ซึ่งหน้าของโปรแกรมส่วนนี้จะบอกถึงรายละเอียดของเส้นทางการบิน ลักษณะของ GPS ภาพถ่ายทางดาวเทียมของแผนที่ที่จะทำการเคลื่อนที่ รวมถึงสถานะรับคำสั่งของอากาศยาน

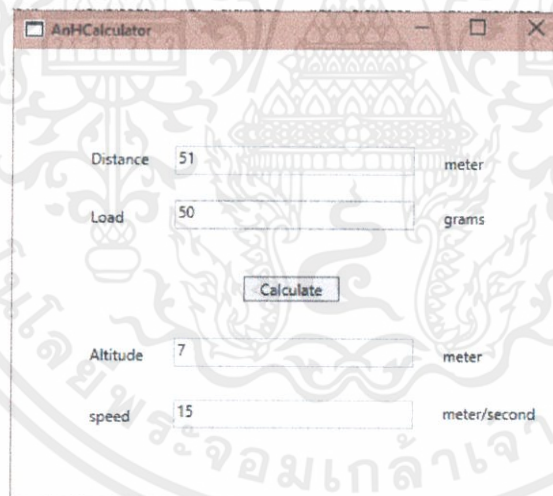
รูปที่ 4.14 โปรแกรมคำนวณค่าความสูงและความเร็วที่เหมาะสมระหว่างระยะทางและน้ำหนักที่อากาศยานแบกรับ

จากรูปที่ 4.14 แสดงถึงหน้าหลักของโปรแกรมคำนวณค่าความสูงและความเร็วที่เหมาะสมระหว่างระยะทางและน้ำหนักที่อากาศยานแบกรับซึ่งอ้างอิงค่าพารามิเตอร์ที่เหมาะสมจากตารางที่ 4.11 โดยค่าพารามิเตอร์นั้นเป็นค่าที่ได้มาจากการทดลองที่ 4.2

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.15 เมื่อกำหนดเส้นทางการเคลื่อนที่ของอากาศยาน และเคลื่อนที่เป็นระยะทาง 51 เมตร



รูปที่ 4.16 ตัวอย่างการคำนวณค่าพารามิเตอร์ที่เหมาะสมที่ระยะทาง 51 เมตร น้ำหนัก 50 กรัม ความสูงที่ควรใช้คือ 7 เมตร และความเร็วที่ควรใช้คือ 15 เมตรต่อวินาที

จากรูปที่ 4.15 และ 4.16 แสดงถึงการใช้งานโปรแกรมคำนวณค่าพารามิเตอร์ที่เหมาะสมในการเคลื่อนที่ โดยจากโปรแกรมที่ใช้ควบคุมการบินจะแสดงถึงระยะทางที่ใช้เคลื่อนที่ขึ้นด้านการคำนวณจากรูปคือ 51 เมตร จากนั้นนำค่าระยะทางที่ใช้ในการเคลื่อนที่มาระบุในโปรแกรมที่ใช้คำนวณนำไปใช้

รวมทั้งบอกถึงน้ำหนักที่จะให้อากาศยานแบกรับที่ 50 กรัม โปรแกรมจะคำนวณค่าพารามิเตอร์ที่เหมาะสมออกมา โดยความสูงที่ควรใช้คือ 7 เมตร และความเร็วที่ควรใช้คือ 15 เมตรต่อวินาที ซึ่งเป็นไปตามตารางที่ 4.11



Distance 50 meter

Load 100 grams

Calculate

Altitude 7 meter

speed 5 meter/second

รูปที่ 4.17 ตัวอย่างการคำนวณค่าพารามิเตอร์ที่เหมาะสมที่ระยะทาง 50 เมตร น้ำหนัก 100 กรัม ความสูงที่ควรใช้คือ 7 เมตร และความเร็วที่ควรใช้คือ 5 เมตรต่อวินาที

AnHCalculator

Distance 100 meter

Load 200 grams

Calculate

Altitude 6 meter

speed 15 meter/second

รูปที่ 4.18 ตัวอย่างการคำนวณค่าพารามิเตอร์ที่เหมาะสมที่ระยะทาง 100 เมตร น้ำหนัก 200 กรัม ความสูงที่ควรใช้คือ 6 เมตร และความเร็วที่ควรใช้คือ 15 เมตรต่อวินาที

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สถาบันวิจัยและพัฒนาฯ ใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Distance  meter

Load  grams

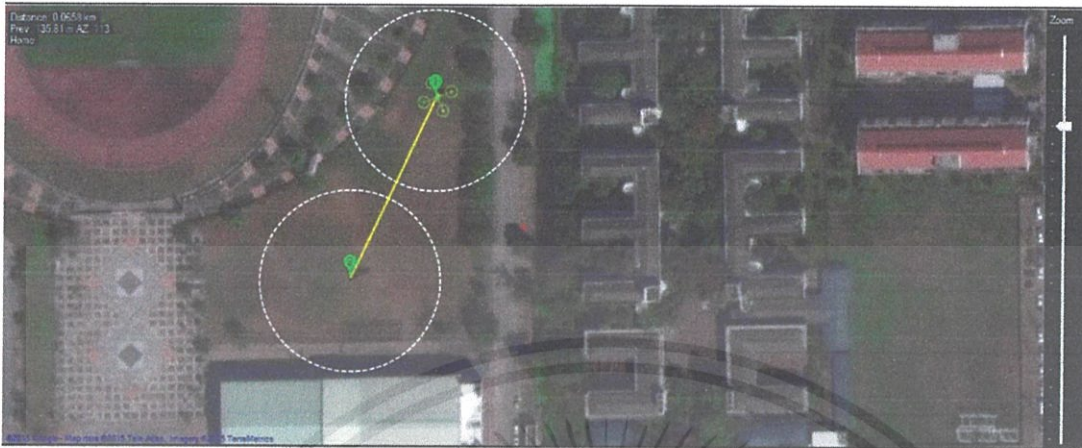
Altitude  meter

speed  meter/second

รูปที่ 4.19 ตัวอย่างการคำนวณค่าพารามิเตอร์ที่เหมาะสมที่ระยะทาง 150 เมตร น้ำหนัก 300 กรัม ความสูงที่ควรใช้คือ 7 เมตร และความเร็วที่ควรใช้คือ 15 เมตรต่อวินาที

จากรูปที่ 4.17 รูปที่ 4.18 และรูปที่ 4.19 แสดงให้เห็นถึงว่าเมื่อเปลี่ยนค่าระยะทางและน้ำหนักนั้นจะทำให้ค่าของความสูง และความเร็วที่ใช้ในการเคลื่อนที่เปลี่ยนไปตามตารางที่ 4.11 โดยถ้าหากระยะทางที่ใช้เป็น 50 เมตร น้ำหนักเป็น 100 กรัม ความสูงที่ควรใช้คือ 7 เมตร และความเร็วที่ควรใช้คือ 5 เมตรต่อวินาทีตามรูปที่ 4.17 ถ้าหากระยะทางที่ใช้เป็น 100 เมตร น้ำหนักเป็น 200 กรัม ความสูงที่ควรใช้คือ 6 เมตร และความเร็วที่ควรใช้คือ 15 เมตรต่อวินาทีตามรูปที่ 4.18 และระยะทางที่ใช้เป็น 150 เมตร น้ำหนักเป็น 300 กรัม ความสูงที่ควรใช้คือ 7 เมตร และความเร็วที่ควรใช้คือ 15 เมตรต่อวินาทีตามรูปที่ 4.19

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.20 หน้าโปรแกรมที่ตำแหน่งของอากาศยานที่จุด take off

จากรูปที่ 4.20 แสดงถึงตำแหน่งที่อากาศยานเริ่มการเคลื่อนที่ในโปรแกรมควบคุมการบิน โดยอากาศยานจะทำการ take off ที่จุดนี้ และเคลื่อนที่ตามเส้นทางที่ปรากฏในโปรแกรม



รูปที่ 4.21 หน้าโปรแกรมควบคุมการบินขณะที่อากาศยานกำลังเคลื่อนที่

จากรูปที่ 4.21 แสดงถึงการเคลื่อนที่ของอากาศยานเริ่มการเคลื่อนที่ในโปรแกรมควบคุมการบิน โดยอากาศยานเคลื่อนที่ตามเส้นทางที่ปรากฏในโปรแกรม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.22 หน้าโปรแกรมควบคุมการบินขณะที่อากาศยานลงจอด

จากรูปที่ 4.22 แสดงถึงตำแหน่งที่อากาศยานทำการลงจอด ณ จุดที่ได้ทำการกำหนดไว้ในโปรแกรมควบคุมการบิน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## บทที่ 5

### สรุปผลและข้อเสนอแนะ

#### 5.1 สรุปผล

จากการจัดเก็บผลการทดสอบต่างๆ สามารถสรุปโดยแบ่งออกเป็นแต่ละส่วนของการทดสอบได้ดังนี้

การทดสอบระยะของความสูงที่อากาศยานเคลื่อนที่ได้จริง กับค่าที่ตั้งไว้ สามารถสรุปได้โดยค่าความผิดพลาดมากที่สุดอยู่ที่ 7.04% ด้วยความสูงที่ 7 เมตร และค่าความผิดพลาดที่น้อยที่สุดคือ 1.78% ที่ระดับความสูง 9 เมตร จะพบได้ว่าที่ความสูงต่างๆ การเคลื่อนที่ของอากาศยานมีความผิดพลาดอยู่เล็กน้อย ทั้งนี้อาจจะเป็นผลจากปัจจัยอื่นที่ไม่สามารถควบคุมได้

การทดสอบการลดลงของแบตเตอรี่ ปัจจัยหลักที่ทำให้แบตเตอรี่ลดลงอย่างรวดเร็วคือน้ำหนักที่อากาศยานแบกรับ โดยจากการทดสอบสามารถทำให้สามารถหาพารามิเตอร์ที่เหมาะสมสำหรับน้ำหนัก ระยะทาง โดยเลือกใช้ความสูงและความเร็วที่เหมาะสมในการเคลื่อนที่ได้

การทดสอบความแม่นยำของ GPS นั้น สามารถสรุปได้ว่า ความแม่นยำของ GPS นั้น ถ้าเป็นระยะทางที่ไกลมากกว่า จะมีความแม่นยำน้อยกว่าระยะทางที่ใกล้กว่า

#### 5.2 ข้อเสนอแนะ

ปัญหาในการจัดทำโครงการชิ้นนี้นั้นมีจากหลายสาเหตุ ปัญหาที่ทางกลุ่มพบอีกคือ ปัจจัยต่างๆที่ไม่สามารถควบคุมได้ เช่น แรงลม เมฆฝน ความคลาดเคลื่อนของ GPS ซึ่งผู้ทำการทดลองไม่สามารถกำหนดค่าต่างๆนี้ได้ ทำได้เพียงหลีกเลี่ยงและป้องกันไม่ให้เกิดความเสียหายให้ได้มากที่สุด นอกจากนั้นแล้วปัญหาในเรื่องความร้อนที่เกิดจากการทำงานของมอเตอร์นั้น ซึ่งความร้อนนี้จะทำให้ประสิทธิภาพของมอเตอร์ลดลง ส่งผลให้ทำการใช้แบตเตอรี่มากขึ้น และทำให้เกิดความผิดพลาดต่างๆมากยิ่งขึ้น รวมทั้งปัญหาของความเสถียรภาพของอากาศยาน และความแข็งแรงของอุปกรณ์ ผู้ทำการทดลองจึงควรต้องศึกษาและทำความเข้าใจให้ดีก่อนทำการทดลอง อีกทั้งสมดุลของอากาศยานนั้นเป็นเรื่องที่ต้องให้ความสำคัญเป็นอย่างมาก เพราะจะทำอากาศยานนั้นไม่สามารถเคลื่อนที่ได้อย่างมีประสิทธิภาพมากพอ ดังรูปที่ 5.1

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 5.1 อากาศยานเกิดการเคลื่อนที่ผิดพลาดส่งผลให้ไปค้างอยู่ที่สูง



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### บรรณานุกรม

- [1] เอกชัย มะการ. *เรียนรู้ เข้าใจ ใช้งาน ไมโครคอนโทรลเลอร์ตระกูล AVR ด้วย Arduino*. พิมพ์ครั้งที่ 1. กรุงเทพฯ : บริษัท อีทีที จำกัด, 2552.
- [2] ก้องเกียรติ เรืองชัย. “การจำลองเส้นทางการบินอากาศยานไร้คนขับ.” ปรินญาณิพนธ์วิศวกรรมศาสตร์บัณฑิต, สาขาวิชาวิศวกรรมคอมพิวเตอร์ คณะวิศวกรรมศาสตร์, สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง, 2549.
- [3] ชีรารุช ระย้า, ตึก ไชยดำ, และสมเจตน์ บุญนิยม. “อากาศยาน 4 ใบพัด.” ปรินญาณิพนธ์วิศวกรรมศาสตร์บัณฑิต, สาขาวิชาวิศวกรรมสารสนเทศ คณะวิศวกรรมศาสตร์, สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง, 2550.
- [4] กฤษณรัักษ์ณ์ สังคหณะ, ประวัตร สุวัฒน์จิตร, และสิทธิชัย เหลืองอ่อน. “อากาศยานแบบ 4 ใบพัด.” วิศวกรรมศาสตร์บัณฑิต, สาขาวิชาวิศวกรรมสารสนเทศ คณะวิศวกรรมศาสตร์, สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง, 2549.
- [5] มงคล ศิริธนาภูววงศ์. “ทฤษฎีและหลักการทำงาน.” <http://tisade.blogspot.com/>.
- [6] David Pawlak “PropellerInformation.” <http://copter.ardupilot.com/wiki/propeller-information/>.
- [7] Chris Woodford. “Induction motors.” <http://www.explainthatstuff.com/induction-motors.html>.
- [8] Oscar liang. “Types of Multicopter.” <http://blog.oscarliang.net/types-of-multicopter/>.
- [9] รัชมี สุวรรณวีระกำจร. “หลักการพื้นฐาน GPS และการใช้เครื่องมือ GPS.” [http://registda.kku.ac.th/activity/2012/tn20120702/Lab02\\_GPS](http://registda.kku.ac.th/activity/2012/tn20120702/Lab02_GPS).

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาคผนวก

คำสั่งควบคุมวงจรที่ใช้ในอุปกรณ์ขนส่งสำหรับการขนส่ง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

#fuses    HS,NOBROWNOUT,NOWDT,NOPROTECT,NOLVP
#use      delay (clock=20000000)
#define trig    pin_C3
#define echo    pin_C4
#define ser     pin_B0
float distance,time;
void main()
{
    setup_timer_1(T1_INTERNAL|T1_DIV_BY_2);
    while(true)
    {
        output_high(trig);
        delay_us(20);
        output_low(trig);
        while(!input(ECHO));
        set_timer1(0);
        while(input(ECHO));
        time=get_timer1();
        distance=((time*.2*2)/58);
        delay_ms(500);
        if(distance<35.00 && !input(pin_A0))
        {
            output_high(ser);
            delay_us(2000);
            output_low(ser);
            delay_us(18000);
        }
        if(distance>35.00 && !input(pin_A0))
        {
            output_high(ser);
            delay_us(500);
            output_low(ser);
            delay_us(19500);
        }
        if(distance>35)
        {
            output_high(ser);
            delay_us(500);
            output_low(ser);
        }
    }
}

```

เอกสารนี้เป็นทรัพย์สินทางปัญญาของมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่ว่ากรณีใดๆ หากมีให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```
delay_us(19500);  
}  
}  
}
```



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้