

สำนักหอสมุดกลาง พระจอมเกล้าลาดกระบัง

โครงสร้างพื้นฐานของเฮลิคอปเตอร์ที่มีระบบควบคุมการบินอัตโนมัติ

INFRASTRUCTURE OF THE HELICOPTER WITH  
AUTOMATIC CONTROL DEVICE



นางสาววุดิพรรณ

อาชานานุภาพ

นายจักรพรรณ์

สังขวรรณ

นายสิริโรจน์

จิงถาวรณ

เลขที่  
09180  
2547

เลขหมู่.....  
เลขทะเบียน...61335  
วัน,เดือน,ปี.17 ก.ค. 2549

b.....  
i.....

ปริญญานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต

ภาควิชาวิศวกรรมคอมพิวเตอร์

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ปีการศึกษา 2547

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โครงสร้างพื้นฐานของเฮลิคอปเตอร์ที่มีระบบควบคุมการบินอัตโนมัติ  
INFRASTRUCTURE OF THE HELICOPTER WITH  
AUTOMATIC CONTROL DEVICE



ปริญญานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต  
ภาควิชาวิศวกรรมคอมพิวเตอร์  
คณะวิศวกรรมศาสตร์  
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง  
ปีการศึกษา 2547

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ปริญญาโท ปีการศึกษา 2547

ภาควิชาวิศวกรรมคอมพิวเตอร์

คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เรื่อง โครงสร้างพื้นฐานของเฮลิคอปเตอร์ที่มีระบบควบคุมการบินอัตโนมัติ

INFRASTRUCTURE OF THE HELICOPTER WITH

AUTOMATIC CONTROL DEVICE

คณะผู้จัดทำ นางสาววุฒิพรรณ อาชานานุกาพ 44010475

นายจักรพรรณ์ สังขวรรณ 45015358

นายสิริโรจน์ จีงถาวรณ 45015390



..... อาจารย์ที่ปรึกษา  
(ผศ.ดร.อรุณ จิตต์โสภาคย์)

..... อาจารย์ที่ปรึกษา  
(อ.เจริญ วงษ์ชุ่มเย็น)

..... อาจารย์ที่ปรึกษา  
(อ.วิจิตร เกษมศิริ)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## โครงสร้างพื้นฐานของเฮลิคอปเตอร์ที่มีระบบควบคุมการบินอัตโนมัติ

นางสาววุฒิพรรณ	อาชานานุภาพ	44010475
นายจักรพรรณ์	สังขวรรณ	45015358
นายสิริโรจน์	จึงถาวรณ	45015390
พศ.ดร. อรฉัตร	จิตต์โสภักตร์	อาจารย์ที่ปรึกษา
อ.เจริญ	วงษ์หุ้มเขิน	อาจารย์ที่ปรึกษา
อ.วจินพงษ์	เกษมศิริ	อาจารย์ที่ปรึกษา
ปีการศึกษา 2547		

### บทคัดย่อ

โครงสร้างพื้นฐานของเฮลิคอปเตอร์ที่มีระบบควบคุมการบินอัตโนมัตินี้เป็นโครงการที่ศึกษาเกี่ยวกับโครงสร้างพื้นฐานที่ใช้ในการควบคุมการทำงานของเฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุ พร้อมทั้งสร้างชุดอุปกรณ์ควบคุมการทำงานให้เฮลิคอปเตอร์สามารถทรงตัวอยู่นิ่งกลางอากาศได้ เพื่อนำไปพัฒนาเป็นเฮลิคอปเตอร์ที่มีระบบควบคุมการบินโดยอัตโนมัติต่อไป

ชุดอุปกรณ์ควบคุมการทำงานนี้มีหน้าที่รับข้อมูลจากอุปกรณ์ตรวจจับต่างๆ ที่ติดตั้งไว้ และทำการประมวลผลโดยอาศัยหลักการทาง Fuzzy Logic จากนั้นทำการสร้างพัลส์สัญญาณควบคุมให้เซอร์โวมอเตอร์ทำการปรับมุมของใบพัด เพื่อบังคับการทรงตัวและการเคลื่อนที่ของเฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุ โดยผู้ควบคุมสามารถทราบข้อมูลการทำงานของชุดอุปกรณ์รวมถึงสถานะต่างๆ ของเฮลิคอปเตอร์ได้โดยผ่านทางหน้าจอคอมพิวเตอร์

## INFRASTRUCTURE OF THE HELICOPTER WITH AUTOMATIC CONTROL DEVICE

Miss.Vutipan	Achananupap	
Mr.Jakarphun	Sangkhawan	
Mr.Siroad	Jungthawan	
Asst.Prof.Dr.Orachat	Chitsobhuk	Advisor
Mr.Charoen	Vongchumyen	Advisor
Mr.Watjanapong	Kasemsiri	Advisor
Academic Year 2004		

### ABSTRACT

Infrastructure of the Helicopter with Automatic Control Device is to do for development the control board with equipment and the program to control blades of helicopter, it can still handle on the air. The aim of the final research is to do the Helicopter with Automatic Control Device.

The control board use sensors and Fuzzy Logic rules to control the microcontroller make servo motors' pulse for adjust blade of helicopter. User can watch all status by the monitor.

## กิตติกรรมประกาศ

ปริญญานิพนธ์ฉบับนี้สำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยดี ด้วยคำแนะนำและความช่วยเหลือจากหลาย ๆ ฝ่าย อาจารย์ทุกท่านในภาควิชา โดยเฉพาะอย่างยิ่งจากอาจารย์ที่ปรึกษาซึ่งประกอบไปด้วยอาจารย์อรรถกร จิตต์โสภักดิ์, อาจารย์เจริญ วงษ์ชุ่มเย็น, อาจารย์วสันตพงศ์ เกษมศิริที่คอยดูแลเอาใจใส่ดูแลให้คำปรึกษาที่ดีเสมอมา

ขอขอบคุณพี่ฟลุ๊ก พี่สิงห์ พี่เพ็ชต์ สมาชิกนักบินเครื่องบินเล็กสนามบินสวัสดิการเดินที่คอยให้คำแนะนำเรื่อง GPS, GIS และการควบคุมเฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุ อีกทั้งเพื่อน ๆ ทุกคนที่คอยให้กำลังใจตลอดหนึ่งปีที่ผ่านมา

และสุดท้ายขอขอบพระคุณบุคคลที่สำคัญที่สุดในชีวิตที่ทำให้ข้าพเจ้าทั้งสามมีวันนี้ นั่นคือ บิดามารดา และบุคคลในครอบครัวอันเป็นที่เคารพรักยิ่ง ซึ่งได้เลี้ยงดู ให้การอบรมสั่งสอนข้าพเจ้ามาเป็นอย่างดี พร้อมให้โอกาสในการศึกษาอย่างเต็มที่ และยังให้กำลังใจ และความรักเสมอมา ข้าพเจ้าขอกราบพระคุณอย่างสูงมา ณ ที่นี้

นางสาววุฒิพรรณ อาชานานุภาพ  
นายจักรพรรณ์ สังขวรรณ  
นายสิริโรจน์ จิ่งถาวรณ

## สารบัญ

บทคัดย่อภาษาไทย	หน้าที่
	I
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ	II
กิตติกรรมประกาศ	III
สารบัญ	IV
สารบัญรูป	X
สารบัญตาราง	XV

### บทที่ 1 บทนำ

1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา	1
1.2 ความมุ่งหมายและวัตถุประสงค์ของการศึกษา	1
1.3 ขอบเขตการวิจัย	1
1.4 ขั้นตอนการดำเนินงาน	2

### บทที่ 2 ทฤษฎี

2.1 เฮลิคอปเตอร์	3
2.1.1 ส่วนประกอบหลักและหน้าที่การทำงานของเฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุ	3
2.1.1.1 ส่วนกลไก	3
2.1.1.2 ส่วนอิเล็กทรอนิกส์ในการรับส่งสัญญาณควบคุมกลไก	4
2.1.2 แรงกระทำต่าง ๆ ของเฮลิคอปเตอร์	6
2.1.2.1 คำศัพท์ต่างๆ	6
2.1.2.2 แรงยกที่เกิดจากการหมุน (The Force of The Rotor)	7
2.1.2.3 ผลรวมของแรงยก (Total Rotor Thrust)	9
2.1.3 ระบบป้องกันการหมุน (Anti-torque System)	10
2.1.4 ระบบแกนของเฮลิคอปเตอร์	11
2.1.5 การควบคุมการทำงานของเฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุ	12
2.1.6 ลักษณะการเคลื่อนที่ของเฮลิคอปเตอร์ (Helicopter Movement)	12
2.1.6.1 เคลื่อนที่ไปทางด้านหน้า-หลัง	13
2.1.6.2 เคลื่อนที่ไปทางด้านซ้าย-ขวา	13
2.1.6.3 เคลื่อนที่สูงขึ้น (เพิ่มระดับเพดานบิน)-ต่ำลง (ลดระดับเพดานบิน)	13
2.1.6.4 หมุนตัววนเข็มนาฬิกา – หมุนตัวตามเข็มนาฬิกา	13
2.2 อุปกรณ์ตรวจรู้	15

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญ (ต่อ)

	หน้าที่
2.2.1 Infrared	15
2.2.1.1 วงจรตัวส่ง Infrared	15
2.2.1.2 วงจรตัวรับ Infrared	16
2.2.2 Ultrasonic	16
2.2.2.1 โครงสร้างของทรานซิวเซอร์แบบเพียโซโซอิลีกตริก	16
2.2.2.2 ตัวส่งและตัวรับ Ultrasonic	17
2.2.2.3 ข้อควรรู้ในการใช้งานตัวส่งและตัวรับ	18
2.2.2.4 ระบบบัสแบบ I <sup>2</sup> C	19
2.2.2.5 หลักการของระบบบัสแบบ I <sup>2</sup> C	20
2.2.2.6 การทำงานบนบัส I <sup>2</sup> C	21
2.2.2.7 การต่ออุปกรณ์ระบบบัส I <sup>2</sup> C กับไมโครคอนโทรลเลอร์ MCS-51	22
2.2.3 Global Positioning Systems (GPS)	23
2.2.3.1 การบอกตำแหน่งของ GPS	23
2.2.3.2 องค์ประกอบหลักของระบบ GPS	23
2.2.3.3 การหาตำแหน่งของ GPS	25
2.2.3.4 ระบบพิกัดที่ใช้ในระบบ GPS	26
2.2.3.5 การทำงานของ GPS	27
2.2.4 เซ็นเซอร์ 3DM	29
2.2.4.1 โพรโตคอล การสื่อสารข้อมูลของ 3ดีเอ็ม (3DM)	30
2.2.4.2 สิ่งที่ได้จากการทำงานของอุปกรณ์	31
2.2.4.3 ปรากฏการณ์ฮอลล์ (Hall Effect)	33
2.3 ตัวควบคุมฟัซซี่ลอจิก	36
2.3.1 ทฤษฎีฟัซซี่ลอจิก	36
2.3.2 แบบจำลองฟัซซี่ (Fuzzy Model)	38
บทที่ 3 การออกแบบ	
3.1 การออกแบบระบบโดยรวม	49
3.1.1 ภาคพื้นดิน	50
3.1.1.1 การนำข้อมูลเข้าคอมพิวเตอร์ (Computer)	51
3.1.2 ภาคอากาศ	52
3.1.2.1 การออกแบบระบบควบคุม (Embedded System)	53

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญ (ต่อ)

	หน้าที่
3.1.2.2. การออกแบบส่วนประมวลผล และส่วนควบคุม-ตรวจรู้ (Process & Device)	54
3.2 การออกแบบ Hardware ส่วน Control Servo & Sensor Board	55
3.2.1 Interpreter	56
3.2.2 Control Servo & Detect Radio Control	56
3.2.2.1. การจับสัญญาณควบคุมจากอุปกรณ์รับสัญญาณบังคับวิทยุ (Capture Signal R/C Receiver)	57
3.2.2.2. การสร้างและเลือกช่องสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ (Generate Pulse & Select Channels)	58
3.2.3 RPM & Detect Landing	60
3.2.3.1 การนับความเร็วรอบใบพัด (RPM)	60
3.2.3.2 การตรวจสอบการลงจอด(Detect Landing)	60
3.2.4 Read Ultrasonic Ranger	61
3.3 การออกแบบวิธีการ ควบคุมเซอร์โวมอเตอร์	62
3.3.1 การออกแบบโครงสร้าง Fuzzy Control	62
3.3.2 การออกแบบโครงสร้างส่วน Embedded System	65
3.3.2.1 หน้าที่ของคลาสต่างๆ	65
3.3.2.2 รายละเอียดการทำงานในแต่ละส่วน	66
3.3.3 การออกแบบโครงสร้างส่วน Control Servo & Sensor Board	69
3.3.3.1 หน้าที่โปรแกรมของ MCS-51 ทั้ง 4 ตัว	69
3.3.3.2 รายละเอียดการทำงานในแต่ละส่วน	69
3.4 การออกแบบภาษาที่ใช้ในการสื่อสาร (Protocol)	75
3.4.1 Communication Bus	75
3.4.1.1 รูปแบบสัญญาณการเขียนข้อมูล	77
3.4.1.2 รูปแบบสัญญาณการอ่านข้อมูลจาก Slave	77
3.4.1.3 รูปแบบสัญญาณการอ่านเขียนข้อมูลจาก Slave ทันที	77
3.4.2 Protocol Control Board	77
3.4.3 Protocol Embedded Board	79
3.5 การออกแบบ Software	86
3.5.1 การออกแบบทั่วไป	86
3.5.1.1 RF Module	86

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญ (ต่อ)

	หน้าที่
3.5.1.2 AI	86
3.5.1.3 GUI	86
3.5.2 การออกแบบโปรแกรมส่วนติดต่อกับผู้ใช้งาน (GUI)	87
3.5.2.1 ส่วนของการแสดงแผนที่ (Map)	87
3.5.2.2 ส่วนของการแสดงสถานะของเฮลิคอปเตอร์ (Status)	87
3.5.2.3 ส่วนการแสดงผลกราฟข้อมูล	87
3.5.2.4 ส่วนการแสดงผลภาพวิดีโอ	87
<b>บทที่ 4 ผลการทดลอง</b>	
4.1 ผลการทดลองส่วนบอร์ดควบคุม	91
4.1.1 การทดลองวัดคาบสัญญาณตรวจวัดความเร็วรอบ	92
4.1.2 การทดลองวัดคาบสัญญาณตรวจวัดความสูง	92
4.1.3 การวัดคาบเวลาสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์	93
4.1.4 การสร้างคาบเวลาสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์	93
4.1.5 การทดลองการสร้างและเลือกสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์	94
4.1.6 การทดลองการรับส่งข้อมูลระหว่าง Master กับ Slave ใน Bus ที่ออกแบบไว้	95
4.1.7 การทดลองการรับส่งข้อมูลระหว่าง บอร์ดประมวลผล กับ บอร์ดควบคุม	96
4.2 ผลการทดลองส่วนบอร์ดประมวลผล	97
4.2.1 การทดลองการรับข้อมูลระหว่าง บอร์ดประมวลผล กับ อุปกรณ์รับสัญญาณ GPS	97
4.2.2 การทดลองการรับส่งข้อมูลระหว่าง บอร์ดประมวลผล กับ อุปกรณ์วัดแกน	98
4.2.3 การทดลองการรับส่งข้อมูลระหว่าง บอร์ดประมวลผล กับ บอร์ดควบคุม	98
4.2.4 การทดลองการรับส่งข้อมูลระหว่าง บอร์ดประมวลผล กับคอมพิวเตอร์	99
4.2.5 การทดลองเก็บข้อมูลไฟล์	100
4.3 ผลการทดลองโปรแกรมแสดงผลข้อมูล	103
4.3.1 การทำงานของส่วนการติดต่อสื่อสารระหว่างเครื่องคอมพิวเตอร์และ Embedded Board ผ่านทาง Serial Port	103
4.3.2 การวาดตำแหน่งของเฮลิคอปเตอร์ลงบนแผนที่	104
4.3.3 การแสดงผลไฟล์ภาพวิดีโอ	105
4.3.4 การแสดงผลภาพที่ได้จากกล้องวิดีโอไร้สาย	106

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญ (ต่อ)

	หน้าที่
4.3.5 การแสดงผลมุมในระบบพิกัดฉาก (Roll, Pitch, Yaw)	106
4.3.6 การวาดกราฟแสดงการทำงานของ Servo Motor	107
4.3.7 ทดสอบการทำงานทั้งหมดโดยการติดต่อสื่อสารผ่านทาง Serial Port และการรับภาพจากกล้องวีดีโอไร้สาย	108
4.3.8 ทดสอบการทำงานทั้งหมดโดยการอ่านค่าจากไฟล์บันทึก และการแสดงภาพจากไฟล์วีดีโอ	109
4.4 ผลการทดลองการเก็บข้อมูลการบิน	110
4.4.1 นำกล่องควบคุมติดตั้งที่เฮลิคอปเตอร์เพื่อเก็บข้อมูลการบิน	111
4.4.2 เงื่อนไขการเก็บข้อมูลต่างๆ จากลักษณะการควบคุมบิน	111
4.4.2.1 บินขึ้นและลงจอด	112
4.4.2.2 การบินลอยตัวกลางอากาศ	112
4.4.2.3 การบินเคลื่อนที่ไปทางด้านหน้า-หลัง	112
4.4.2.4 บินเคลื่อนที่ไปทางซ้าย-ขวา	112
4.4.2.5 บินเคลื่อนที่ขึ้น-ลง	112
4.4.2.6 บินหมุนตัวตามเข็มนาฬิกา-ทวนเข็มนาฬิกา	112
4.4.3 แสดงข้อมูลการบินที่ได้จากเก็บข้อมูล	112
<b>บทที่ 5 บทวิจารณ์และสรุป</b>	
5.1 สรุปผลการทดลอง	117
5.1.1 สรุปผลการทดสอบอุปกรณ์ควบคุม-ตรวจรู้บนบอร์ดควบคุม	117
5.1.2 สรุปผลการทดสอบระบบควบคุม	117
5.1.3 สรุปผลการทำงานของโปรแกรมบนคอมพิวเตอร์	117
5.1.4 สรุปผลการเก็บข้อมูลการบิน	117
5.2 ปัญหาที่พบ	118
5.2.1 บอร์ดประมวลผล	118
5.2.2 อุปกรณ์วัดแกน	118
5.2.3 บอร์ดควบคุม	118
5.2.4 โปรแกรมบนคอมพิวเตอร์	119
5.3 แนวทางการพัฒนาต่อไป	119

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญ (ต่อ)

ภาคผนวก ก.

หน้าที่

ภาคผนวก ข.

120

บรรณานุกรม

122



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญรูป

รูปที่		หน้าที่
2.1	เครื่องยนต์ 2 จังหวะ รุ่น OS MAX 50 SX-H	3
2.2	ชุดใบพัดหลักซึ่งประกอบด้วย Main Blade และ Stabilizer Blade	3
2.3	ชุดใบพัดหางซึ่งประกอบด้วย Tail Blade	4
2.4	ตัวรับสัญญาณ (Receiver)	4
2.5	Gyro มีระบบ AVCS	4
2.6	การทำงานของ Gyro ที่มีระบบ AVCS	5
2.7	เซอร์โวมอเตอร์	5
2.8	วิทยุบังคับ	5
2.9	ลักษณะ Aerofoil	6
2.10	ลักษณะมุมปะทะ (Angle of Attack)	6
2.11	ลักษณะมุมใบพัด (Blade Pitch)	7
2.12	พื้นที่ของ ใบพัดที่หมุน (Rotor Disc)	8
2.13	แรงยกแต่ละส่วนของใบพัด	8
2.14	กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง มุมปะทะ กับ สัมประสิทธิ์ของแรงยก	8
2.15	กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง มุมปะทะ กับ สัมประสิทธิ์ของมุม	9
2.16	ผลรวมของแรงยกทั้งหมดของใบพัด	9
2.17	ลักษณะของอากาศที่ผ่านพื้นที่การหมุน	10
2.18	ลักษณะแรงต่างๆ ที่กระทำกับเฮลิคอปเตอร์ขณะบิน	10
2.19	แนวคิดการสร้างระบบป้องกันการหมุน (Anti-torque System)	11
2.20	ระบบแกนและมุม ต่างๆ	11
2.21	การต่ออุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์	12
2.22	ลักษณะการเคลื่อนที่ของเฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุ	14
2.23	ทิศทางของแรงที่เกิดจากใบพัดหลักและใบพัดควบคุมทิศทาง	15
2.24	วงจรส่ง Infrared โดยใช้ IC เบอร์ LM555	15
2.25	วงจรรับ Infrared โดยใช้ IC เบอร์ TSOP4838	16
2.26	โครงสร้างภายในตัวอัลตราโซนิคทรานดิวเซอร์แบบเปียช โซอิลีเก็คตริก	16
2.27	ตัวอย่างการเขียนสัญลักษณ์ของอัลตราโซนิคทรานดิวเซอร์แบบต่าง ๆ	17
2.28	ลักษณะของ Ultrasonic – SRF10	18
2.29	พอร์ตที่ใช้ในการติดต่อกับ Ultrasonic – SRF10 แบบ I <sup>2</sup> C	19
2.30	การเชื่อมต่อด้วยระบบบัสแบบ I <sup>2</sup> C	19
2.31	วงจรทางเอาต์พุตของอุปกรณ์ในระบบบัส I <sup>2</sup> C	20

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่		หน้าที่
2.32	จังหวะเวลาบนระบบบัส	21
2.33	สถานะตอบรับ	21
2.34	ไบต์แอดเดรส	22
2.35	วงจรตัวอย่างการต่อไมโครคอนโทรลเลอร์ MCS-51 กับอุปกรณ์ระบบบัส I <sup>2</sup> C	22
2.36	การอ่านพิกัดจากดาวเทียม	23
2.37	วงจรโคจรของดาวเทียม GPS	24
2.38	ภาพฉายวงโคจรดาวเทียม GPS	24
2.39	ตำแหน่งควบคุมภาคพื้นดิน	25
2.40	ส่วนผู้ใช้งาน	25
2.41	การหาตำแหน่งโดยใช้จุดกำเนิด 3 จุด	26
2.42	ระบบพิกัด ECEF	26
2.43	แบบจำลองลูกโลก	27
2.44	ตำแหน่งบนดาวเทียม 1 ดวง	27
2.45	ตำแหน่งบนดาวเทียม 2 ดวง	28
2.46	ตำแหน่งบนดาวเทียม 3 ดวง	28
2.47	3DM Sensor ที่ใช้งานจริง	29
2.48	วงจรภายในและมุมการทำงาน	30
2.49	การเกิดปรากฏการณ์ฮอลล์	34
2.50	การแบ่งประเภทของ Hall Effect sensor	35
2.51	การเปลี่ยนแปลงค่าแบบดิจิตอลและตัวแปรต่างๆ	35
2.52	การเปลี่ยนแปลงค่าแบบอนาล็อกและตัวแปรต่างๆ	36
2.53	บล็อกไดอะแกรมของแบบจำลองฟัชชั่นลอจิก	39
2.54	แผนผังการควบคุม Stream Turbine	40
2.55	เทอมเซตของตัวแปร (ก)อุณหภูมิ (ข)ความดัน (ค)การเปิดปิดวาล์ว	41
2.56	การคำนวณค่าความเป็นสมาชิกของเทอมเซต COOL และ NORMAL	43
2.57	การคำนวณค่าความเป็นสมาชิกของเทอมเซต LOW และ OK	44
2.58	ขั้นตอนการประมาณค่า I[c] โดยคำนวณจากค่าความจริงที่มีค่าต่ำสุด	46
2.59	การ Defuzzification โดยใช้ค่าสูงสุดของค่าอัตราความเป็นสมาชิก	47
2.60	การ Defuzzification โดยใช้วิธี COA	48
3.1	การออกแบบการทำงานของระบบ	49
3.2	โครงสร้างการสื่อสารระหว่างส่วนภาคพื้นดินและภาคอากาศ	50

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่		หน้าที่
3.3	โครงสร้างทำงานในของส่วนภาคพื้นดิน	50
3.4	รายละเอียดการช่องทางการนำข้อมูลเข้าคอมพิวเตอร์	51
3.5	โครงสร้างทำงานในของส่วนภาคอากาศ	52
3.6	รายละเอียดการออกระบบควบคุม	53
3.7	การออกแบบการทำงานภายในส่วนการประมวลผล	54
3.8	การออกแบบการทำงานภายในส่วน Control Servo & Sensor Board	56
3.9	สัญญาณจากอุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุบังคับ	57
3.10	การวัดคาบเวลาสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์	58
3.11	การสร้างคาบเวลาสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์	59
3.12	วงจรในส่วนของการควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ และเลือกช่องสัญญาณควบคุม	59
3.13	วงจรรวมช่องสัญญาณ Gear เพื่อวัดความกว้างของสัญญาณ Gear และช่องสัญญาณในการต่ออุปกรณ์รับสัญญาณจากวิทยุบังคับ	59
3.14	แสดงหลักการสะท้อนของแสงและสัญญาณจาก Infrared Receiver	60
3.15	วงจรสร้างสัญญาณพัลส์ความถี่ 38 kHz ให้ Infrared Led	60
3.16	วงจรับสัญญาณจากสวิตช์เพื่อแสดงสถานะการลงจอด	61
3.17	ตำแหน่งการติดตั้งชุด Infrared และสวิตช์ตรวจสอบสถานะการลงจอดบนขาสกี	61
3.18	วงจอ่านค่าระยะทางจาก Ultrasonic	62
3.19	ตำแหน่งการติดตั้ง Ultrasonic	62
3.20	กราฟของ logic ทั้งของ input และ output	63
3.21	แผนผังการควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ 1 ตัว	63
3.22	กราฟ logic input ของความเอียงโดยมีหน่วยเป็นองศา	64
3.23	กราฟ logic output ของเซอร์โวมอเตอร์โดยมีหน่วยเป็น us	64
3.24	การเก็บกฎโดย Array เพื่อเลือก output logic ซึ่งใช้ input logic เป็น index	65
3.25	ภาพรวมของการทำงานภาคพื้นดิน	66
3.26	แผนผังการทำงานของ MCS-51 Master	70
3.27	แผนผังการทำงานการวัดคาบสัญญาณจาก Receive	71
3.28	แผนผังการสร้างคาบเวลาเพื่อควบคุมเซอร์โวมอเตอร์	72
3.29	แผนผังการทำงานของ Slave2	73
3.30	แผนผังการทำงานของ Slave3	74
3.31	การออกแบบในส่วนของ Control Servo & Sensor Board	75
3.32	การรับส่งข้อมูลระหว่าง MCS-51 Master และ MCS-51 Slave	76

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่		หน้าที่
3.33	สัญญาณการเขียนข้อมูลระหว่าง MCS-51 Master และ MCS-51 Slave	77
3.34	สัญญาณการอ่านข้อมูลระหว่าง MCS-51 Master และ MCS-51 Slave	77
3.35	สัญญาณที่ส่งจาก MCS-51 Slave ไปยัง MCS-51 Master ให้ทำการอ่านเขียนข้อมูลทันที	77
3.36	รูปแบบลักษณะการรับส่งข้อมูลระหว่างภาคพื้นดินถึงภาคอากาศ	85
3.37	ภาพรวมของระบบในส่วนของ Hardware	86
3.38	ภาพรวมของการทำงานภาคพื้นดิน	87
3.39	แผนผังการทำงานของการทำงานอ่านค่าจาก Log File และการแสดงภาพจากไฟล์วิดีโอ	88
3.40	แผนผังการทำงานของการทำงานติดต่อสื่อสารผ่านทาง Serial Port และการรับภาพจากกล้องวิดีโอไร้สาย	89
3.41	ภาพรวมของระบบในส่วนของ Software	90
4.1	บอร์ดควบคุม	91
4.2	สัญญาณที่ออกมาจาก อุปกรณ์รับแสง Infrared	92
4.3	สัญญาณที่ออกมาจากอุปกรณ์ Ultrasonic	92
4.4	สัญญาณจากอุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุบังคับ	93
4.5	สัญญาณจากไมโครคอนโทรลเลอร์	94
4.6	ใช้สัญญาณจากอุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุบังคับควบคุมเซอร์โวมอเตอร์	94
4.7	ใช้สัญญาณจากไมโครคอนโทรลเลอร์ควบคุมเซอร์โวมอเตอร์	95
4.8	รูปแบบสัญญาณขณะ Master เขียนข้อมูล Slave 0	95
4.9	รูปแบบสัญญาณขณะ Master อ่านข้อมูล Slave 1	96
4.10	การติดต่อระหว่าง บอร์ดประมวลผล กับ บอร์ดควบคุม	96
4.11	ข้อมูลที่รับได้จากอุปกรณ์รับสัญญาณ GPS	97
4.12	ข้อมูลที่รับได้จากอุปกรณ์วัดแกน	98
4.13	ข้อมูลที่รับได้จากบอร์ดควบคุม	98
4.14	ข้อมูลที่รับส่งกับบอร์ดควบคุม	99
4.15	ไฟล์ข้อมูลที่ทำการบันทึก	100
4.16	รูปแบบการเก็บข้อมูลจากอุปกรณ์รับสัญญาณ GPS	101
4.17	รูปแบบการเก็บข้อมูลจากอุปกรณ์วัดแกน	102
4.18	รูปแบบการเก็บข้อมูลจากบอร์ดควบคุม	103
4.19	แสดงผลที่ได้จากการทดสอบการติดต่อสื่อสารผ่านทาง Serial Port และ RF Module	104
4.20	แสดงผลการทดสอบการย่อแผนที่ (Zoom Out) และการวาดตำแหน่ง	104
4.21	แสดงผลการทดสอบการขยายแผนที่ (Zoom In) และการวาดตำแหน่ง	105

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่		หน้าที่
4.22	แสดงการทดสอบการแสดงผลภาพจากไฟล์ภาพวีดีโอสกุล .avi	105
4.23	แสดงผลการทดสอบการรับภาพจากกล้องวีดีโอไร้สาย	106
4.24	แสดงผลการทดสอบการแสดงผลค่ามุมในระบบพิกัดฉาก	106
4.25	แสดงการทดสอบการวาดกราฟแสดงการทำงานของ Servo Motor จากไฟล์ log hovering	107
4.26	แสดงการทดสอบการวาดกราฟแสดงการทำงานของ Servo Motor จากไฟล์ log_FrontBack (สีแดง) และ ไฟล์ create_FrontBack (สีน้ำเงิน)	108
4.27	แสดงการทดสอบการทำงานทั้งหมดโดยการติดต่อสื่อสารผ่านทาง Serial Port และการรับภาพจากกล้องวีดีโอไร้สาย	109
4.28	แสดงการทดสอบการทำงานทั้งหมดโดยการอ่านค่าจากไฟล์บันทึกที่ชื่อ log_FrontBack และ create_FrontBack และการแสดงผลภาพจากไฟล์วีดีโอ	110
4.29	บอร์ดควบคุม, บอร์ดประมวลผล, 3DM	110
4.30	กล่องอุปกรณ์	111
4.31	การติดกล่องอุปกรณ์บนเฮลิคอปเตอร์	111
4.32	ค่าที่ได้จาก GPS	113
4.33	ค่ามุม (Roll, Pitch, Yaw) สนามแม่เหล็ก และการเคลื่อนที่สามแกน (x, y, z)	113
4.34	ค่าความเร็วรอบเครื่องยนต์, ความสูงของเฮลิคอปเตอร์ และคาบเวลาของสัญญาณเซอร์โวมอเตอร์	114
4.35	กราฟการทำงานของเซอร์โวมอเตอร์ขณะทำการบินเคลื่อนที่ไปด้านหน้า-หลัง	114
4.36	กราฟการทำงานของเซอร์โวมอเตอร์ขณะทำการบินเปรียบเทียบกับกราฟที่ได้จาก Fuzzy logic	115
4.37	การต่อบอร์ดควบคุมกับเซอร์โวมอเตอร์	116
ก.1	ลายวงจรบอร์ดควบคุม	121
ข.1	บอร์ดประมวลผล Vortex86-6071	123
ข.2	อุปกรณ์วัดความเร็ว 3 แกน (3DM)	125
ข.3	GPS Receiver (Holux รุ่น GM-82)	127

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญตาราง

ตารางที่		หน้าที่
2.1	ตารางความจริงสำหรับตัวปฏิบัติการพีชชีลอจิก ตามนิยามของ Zadeh	37
2.2	ตารางความจริงสำหรับตัวปฏิบัติการพีชชีลอจิก ตามนิยาม Baldwin	38
2.3	เมตริกซ์ FAM ของระบบควบคุม STREAM TURBINE	43
2.4	กฎที่เป็นจริงของ FAM เมื่อ $T[t] = 190^{\circ}\text{C}$ และ $P[t] = 100 \text{ Kgmm}^{-2}$	45



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

# บทที่ 1

## บทนำ

การสำรวจทางอากาศสามารถทำโดยอาศัยการทำงานของเฮลิคอปเตอร์ซึ่งมีนักบินเป็นผู้ควบคุมการบิน ทำให้การดำเนินงานเป็นไปได้ยากลำบาก ไม่สามารถเข้าสำรวจยังพื้นที่แคบหรืออาจมีอันตรายต่อนักบินได้ ถึงแม้ว่าปัจจุบันในประเทศไทยมีการนำเอาเฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุมาประยุกต์ทำเป็นเฮลิคอปเตอร์สำรวจบ้างแล้วแต่ยังคงทำงานได้ไม่ดีนัก เนื่องจากสายตาของมนุษย์ไม่สามารถมองวัตถุที่อยู่ไกลได้ชัดเจน ซึ่งอาจส่งผลให้ไม่สามารถบังคับระบบได้

การสร้างเฮลิคอปเตอร์ที่มีระบบควบคุมการบินโดยอัตโนมัติ ซึ่งสามารถเคลื่อนที่ไปยังจุดหมายได้เองโดยปลอดภัย เพียงกำหนดจุดหมายปลายทางให้ระบบเท่านั้น ไม่จำเป็นต้องมีนักบินหรือผู้ควบคุมวิทยุบังคับเพื่อควบคุมการบินแต่อย่างใด ทำให้ลดค่าใช้จ่ายในการจ้างนักบินและเช่า/ซื้อเฮลิคอปเตอร์ลง นอกจากนี้ยังสะดวกต่อการทำงานในสภาพแวดล้อมที่หลากหลาย

### 1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา

#### 1.1.1 ปัญหาและความต้องการในการพัฒนา

1. การสำรวจทางอากาศหรือเก็บภาพจากที่สูงทำได้ลำบากและอันตราย
2. การใช้เฮลิคอปเตอร์ที่มีผู้บังคับเพื่อทำการสำรวจทางอากาศ หรือเก็บภาพจากที่สูงมีค่าใช้จ่ายค่อนข้างแพง
3. บางพื้นที่มีความอันตรายต่อนักบินขณะทำการบังคับเฮลิคอปเตอร์อยู่บนท้องฟ้า

#### 1.1.2 การแก้ไข้ปัญหา

1. การสำรวจทำได้สะดวกและมีความคล่องตัวมากขึ้น
2. ลดค่าใช้จ่ายในการจ้างนักบินและการเช่า/ซื้อเฮลิคอปเตอร์
3. ลดความเสี่ยงของตัวนักบินในการสำรวจพื้นที่อันตราย

### 1.2 ความมุ่งหมายและวัตถุประสงค์ของการศึกษา

ศึกษาและพัฒนากระบวนการควบคุมการบินของเฮลิคอปเตอร์วิทยุบังคับให้มีความสามารถทำงานได้โดยอัตโนมัติ เพื่อใช้สำรวจในพื้นที่ต่าง ๆ ที่มีความเสี่ยงสูง หรือยากในการเข้าไปสำรวจ อีกทั้งเพื่อเป็นต้นแบบในการวิจัย และพัฒนาระบบการควบคุมการบินของเฮลิคอปเตอร์จริง

### 1.3 ขอบเขตการวิจัย

โครงการนี้จะศึกษาเกี่ยวกับการทรงตัวของเฮลิคอปเตอร์ให้สามารถทรงตัวอยู่นิ่งกลางอากาศได้ ด้วยการควบคุมจากชุดอุปกรณ์ควบคุมการทำงานที่ติดตั้งบนเฮลิคอปเตอร์ เพื่อนำไปพัฒนาเป็นเฮลิคอปเตอร์ที่มีระบบควบคุมการบินโดยอัตโนมัติต่อไป

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ผลที่คาดว่าจะได้รับเมื่อสิ้นสุดการดำเนินงาน คือ ชุดอุปกรณ์ควบคุมการทำงานนี้มีหน้าที่รับข้อมูลจากอุปกรณ์ตรวจจับต่างๆ ที่ติดตั้งไว้ และชุดอุปกรณ์ควบคุมการทำงานของใบพัดเพื่อควบคุมให้เฮลิคอปเตอร์สามารถทรงตัวอยู่นิ่งกลางอากาศได้ พร้อมโปรแกรมคู่มือของเฮลิคอปเตอร์

#### 1.4 ขั้นตอนการดำเนินงาน

การศึกษาและพัฒนาโครงการมีขั้นตอนการดำเนินงานดังนี้

ขั้นตอนการดำเนินงาน	เดือนที่				
	1-2	3-4	5-6	7-8	9-10
1. สืบค้นเอกสารและงานวิจัยที่เกี่ยวข้องกับการทรงตัวและเคลื่อนที่					
2. สืบค้นเอกสารเกี่ยวกับการควบคุมการทรงตัว ความสูง					
3. ฝึกการบังคับเฮลิคอปเตอร์วิทยุบังคับ					
4. ออกแบบติดตั้งอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์และพัฒนาโปรแกรม					
5. พัฒนาซอฟต์แวร์					
6. ทดลองและวัดประสิทธิภาพของระบบ					
7. สรุปและประเมินผล					

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## บทที่ 2

# ทฤษฎี


### 2.1 เฮลิคอปเตอร์

#### 2.1.1 ส่วนประกอบหลักและหน้าที่การทำงานของเฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุ

##### 2.1.1.1 ส่วนกลไก

#### 1. เครื่องยนต์ (Engine)

เป็นส่วนประกอบหลักในการสร้างพลังงาน โดยการหมุนของแกนจะต่อกับเฟืองทดทำให้ชุดใบพัดหลักและชุดใบพัดหางหมุน เครื่องยนต์ที่ใช้เป็นเครื่องยนต์ 2 จังหวะ รุ่น OS MAX 50 SX-H โดยใช้น้ำมันละหุ่งผสมกับแอลกอฮอล์เป็นเชื้อเพลิง



รูปที่ 2.1 เครื่องยนต์ 2 จังหวะ รุ่น OS MAX 50 SX-H

#### 2. ชุดใบพัดหลัก (Main Rotor)

ชุดใบพัดหลักเป็นส่วนที่ทำให้เฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุเคลื่อนที่ โดยจะอาศัยใบพัดสองชุดคือ ใบพัด Stabilizer Blade ควบคุมการเคลื่อนไปด้านหน้า ถอยหลัง เลื่อนไปทางซ้ายและขวา และใบพัด Main Blade ควบคุมการบินขึ้นลง

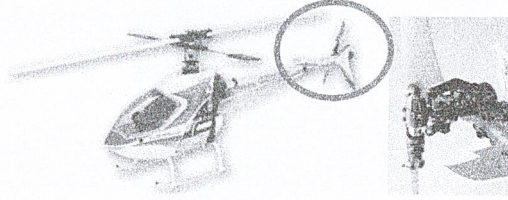


รูปที่ 2.2 ชุดใบพัดหลักซึ่งประกอบด้วย Main Blade และ Stabilizer Blade

#### 3. ชุดใบพัดหาง (Tail Rotor)

ชุดใบพัดหางจะทำการสร้างแรงต้าน (Torque reaction) โดยจะอาศัยใบพัดหาง (Tail Blade ทำหน้าที่ในการควบคุมให้เฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุเคลื่อนหมุนตัวทวนเข็มนาฬิกาหรือตามเข็มนาฬิกา โดยการปรับมุมใบพัดเพื่อทำให้การเพิ่มหรือลดแรง Torque reaction ที่เกิดจากชุดใบพัดหลัก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.3 ชุดใบพัดหางซึ่งประกอบด้วย Tail Blade

### 2.1.1.2 ส่วนอิเล็กทรอนิกส์ในการรับส่งสัญญาณควบคุมกลไก

#### 1. ตัวรับสัญญาณ (Receiver)

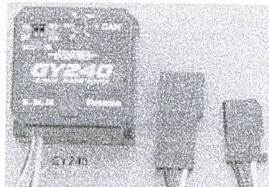
ทำหน้าที่รับสัญญาณ PCM/PPM จากวิทยุบังคับและแปลงเป็นสัญญาณพัลส์เพื่อใช้ควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ให้ทำงานตามที่วิทยุบังคับสั่งงานมา โดยตัวรับสัญญาณที่ใช้เป็นรุ่น Futaba R136HP ซึ่งมี 6 ช่องสัญญาณในการต่อเซอร์โวมอเตอร์และใช้คลื่นความถี่ที่ 72.890 MHz



รูปที่ 2.4 ตัวรับสัญญาณ (Receiver)

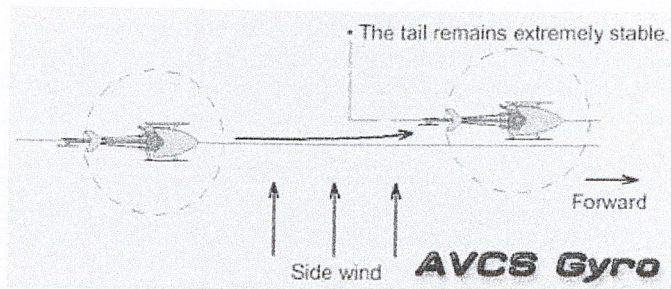
#### 2. Gyro (Gyroscopic Stabilizer)

Gyro ทำหน้าที่ควบคุมเฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุไม่ให้หมุนตัวในกลางอากาศเนื่องจากแรงปะทะของลม โดยการส่งสัญญาณไปให้เซอร์โวมอเตอร์ที่ใช้ควบคุมชุดใบพัดหาง Gyro ที่ใช้เป็นรุ่น GY240 ของ Futaba มีระบบ AVCS (Angular Vector Control System) ช่วยในการปรับค่าเซอร์โวที่ใช้ควบคุมใบพัดหาง (Rudder Trim) ให้กับเซอร์โวมอเตอร์โดยอัตโนมัติ



รูปที่ 2.5 Gyro มีระบบ AVCS

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.6 การทำงานของ Gyro ที่มีระบบ AVCS

### 3. เซอร์โวมอเตอร์ (Servo Motor)

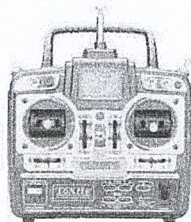
เซอร์โวมอเตอร์ทำหน้าที่ควบคุมความเร็วเครื่องยนต์และชุดกลไกต่างๆ ทำให้ชุดใบพัดหลักและชุดใบพัดหางสามารถทำงานได้ตามคำสั่งของวิทยุบังคับ

เซอร์โวมอเตอร์ที่ใช้ควบคุมชุดใบพัดหางควรมีความเร็วในการหมุนสูงเพื่อให้ทำงานได้ทันกับสัญญาณควบคุมที่มาจาก Gyro ทำให้เฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุสามารถอยู่นิ่งไม่หมุนตัวในกลางอากาศ

รูปที่ 2.7 เซอร์โวมอเตอร์

### 4. วิทยุบังคับ (Remote Control)

วิทยุบังคับทำหน้าที่ส่งสัญญาณ PCM/PPM ไปยังตัวรับสัญญาณเพื่อควบคุมการทำงานของเซอร์โวมอเตอร์ วิทยุบังคับและรับสัญญาณจะต้องใช้คลื่นความถี่เดียวกัน โดยวิทยุบังคับที่ใช้เป็นรุ่น Futaba 6XHS



รูปที่ 2.8 วิทยุบังคับ

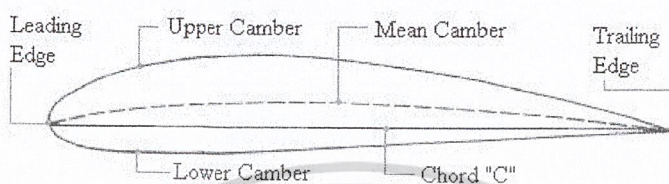
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## 2.1.2 แรงกระทำต่างๆ ของเฮลิคอปเตอร์

### 2.1.2.1 คำศัพท์ต่างๆ

#### 1. Aerofoil

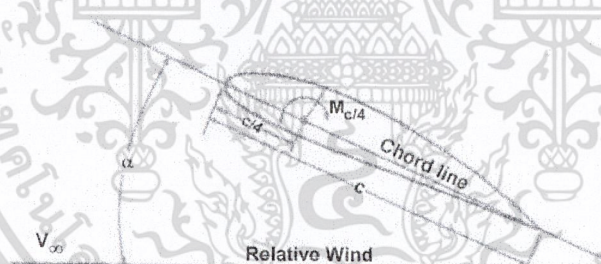
ลักษณะพื้นผิวที่ออกแบบให้มีแรงปฏิกิริยาต่อแรงยก จากการเคลื่อนที่ของอากาศที่ไหลผ่าน ดังรูปที่ 2.9



รูปที่ 2.9 ลักษณะ Aerofoil

#### 2. มุมปะทะ (Angle of Attack)

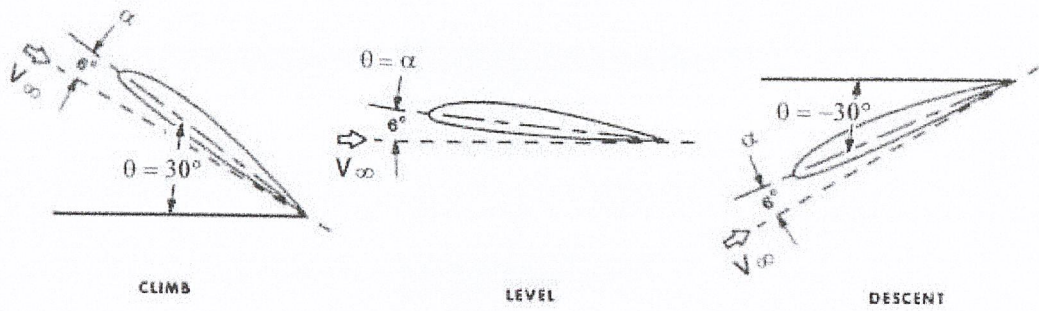
มุมที่ทำกันระหว่าง Chord line ของใบพัดกับการเคลื่อนที่ของอากาศที่กระทำกับใบพัด ดังรูปที่ 2.10 มุม  $\alpha$  คือ มุมปะทะ



รูปที่ 2.10 ลักษณะมุมปะทะ (Angle of Attack)

#### 3. มุมใบพัด (Blade Pitch)

มุมที่ทำกันระหว่าง Chord line ของใบพัดกับแนวการเคลื่อนที่ของใบพัด ดังรูปที่ 2.11 มุม  $\theta$  คือ มุมใบพัด



รูปที่ 2.11 ลักษณะมุมใบพัด (Blade Pitch)

### 2.1.2.2 แรงยกที่เกิดจากการหมุน (The Force of The Rotor)

เฮลิคอปเตอร์ จะต้องอาศัยแรงยกโดยการหมุนของใบพัด ในการลอยตัวและเคลื่อนที่กลางอากาศ แรงยก (The Lift Force)

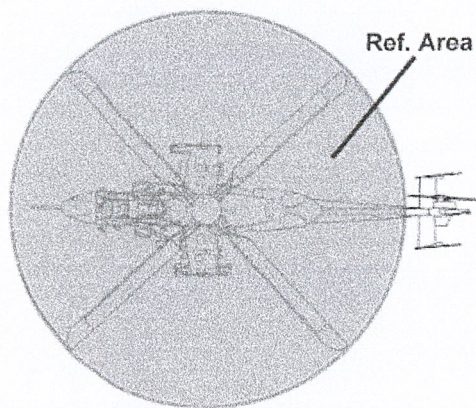
ใบพัดเฮลิคอปเตอร์สามารถสร้างแรงยกได้ เพราะการหมุนของใบพัดของเฮลิคอปเตอร์ที่หมุนได้อย่างอิสระกับลำตัวเฮลิคอปเตอร์ ถ้าใบพัดหมุนด้วยความเร็วรอบจนลอยตัวขณะสภาพลมสงบ การลอยตัวนั้นเป็นผลลัพธ์ของการหมุนของใบพัด ดังสมการต่อไปนี้

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S_{ref} C_l$$

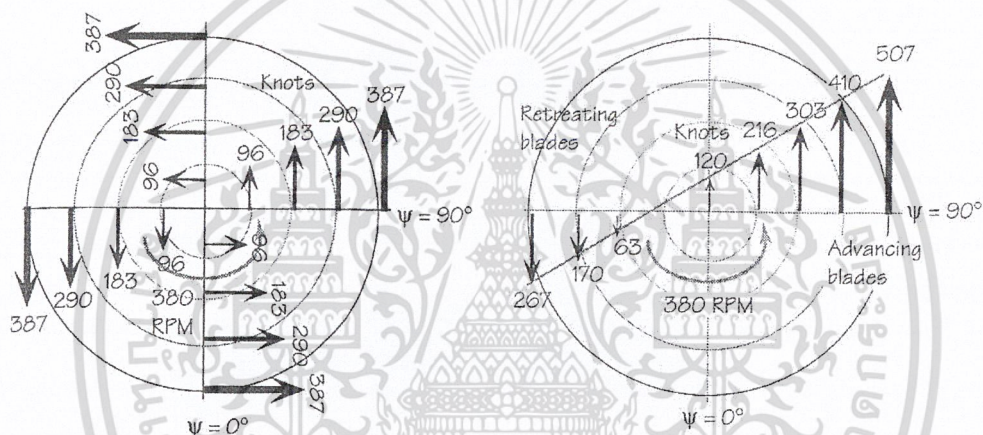
โดยที่

- $L$  = แรงยก (N)
- $\rho$  = ความหนาแน่นอากาศ (kg/m<sup>3</sup>)
- $V$  = ความเร็วในการเคลื่อนที่ (m/s)
- $S_{ref}$  = พื้นที่ของใบพัดที่หมุน (m<sup>2</sup>)
- $C_l$  = สัมประสิทธิ์ของแรงยก

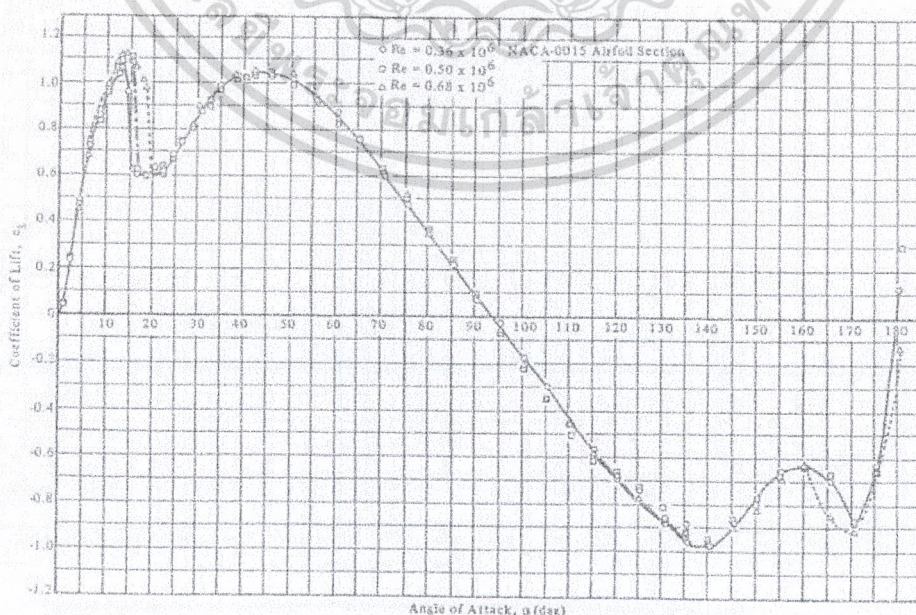
ถ้าใบพัดมีค่ามุมคงที่ตลอดความยาวของใบพัด จะเกิดขึ้นปัญหาเกี่ยวกับภาวะที่ใบพัดต้องแบกรับ เพราะใบพัดที่หมุนอยู่จะเกิดความเร็วที่ต่างกันในแต่ละส่วนของใบพัด ดังนั้นจึงทำให้เกิดแรงยกที่แตกต่างกันดังรูปที่ 2.13 สัมประสิทธิ์ของแรงยกจะประกอบไปด้วย ลักษณะของใบพัด, มุมปะทะ, มุมใบพัดและ อื่นๆ ดังรูปที่ 2.14 และ 2.15



รูปที่ 2.12 พื้นที่ของใบพัดที่หมุน (Rotor Disc)

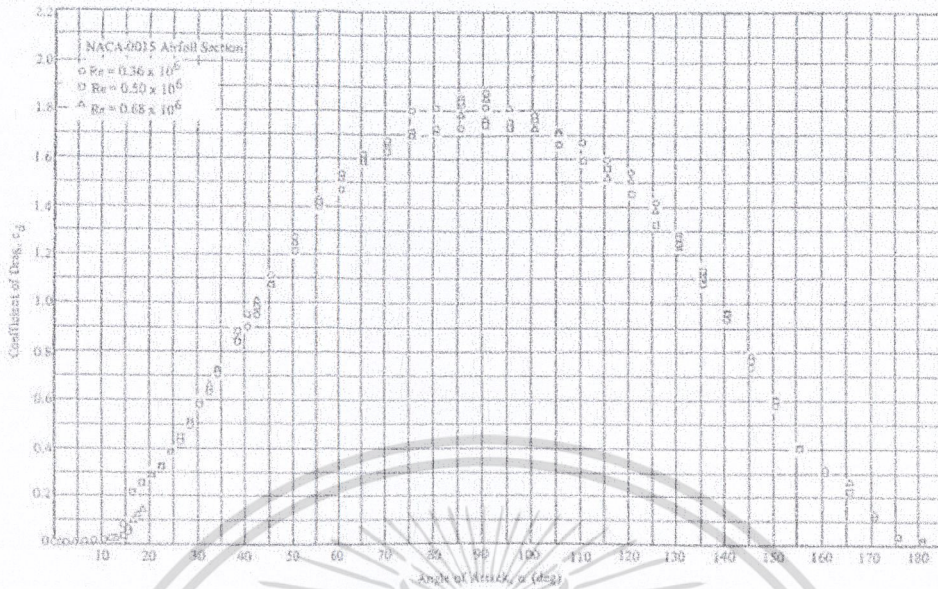


รูปที่ 2.13 แรยยกแต่ละส่วนของใบพัด



รูปที่ 2.14 กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง มุมปะทะ กับ สัมประสิทธิ์ของแรงยก

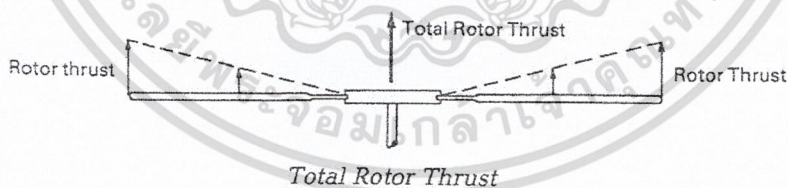
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.15 กราฟความสัมพันธ์ระหว่าง มุมปะทะ กับ สัมประสิทธิ์ของมุม

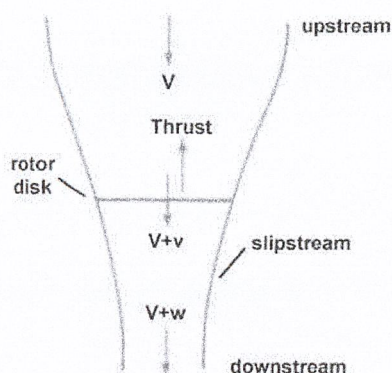
### 2.1.2.3 ผลรวมของแรงยก (Total Rotor Thrust)

ผลรวมของแรงยกทั้งหมดของใบพัด ถ้าแกนหมุนใบพัดมีความสมดุลกัน และใบพัดแต่ละใบสร้างแรงยกแกนหมุน ดังนั้น ผลรวมของแรงยกทั้งหมดสามารถกล่าวได้ว่าแรงยกที่แกนหมุนจะทำมุมตั้งฉากกับแนวการหมุนของใบพัด ดังรูปที่ 2.16 และอากาศจะเคลื่อนที่ในทิศทางที่ตรงกันข้ามกับ ทิศทางผลรวมของแรง ดังรูปที่ 2.17



รูปที่ 2.16 ผลรวมของแรงยกทั้งหมดของใบพัด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.17 ลักษณะของอากาศที่ผ่านพื้นที่การหมุน

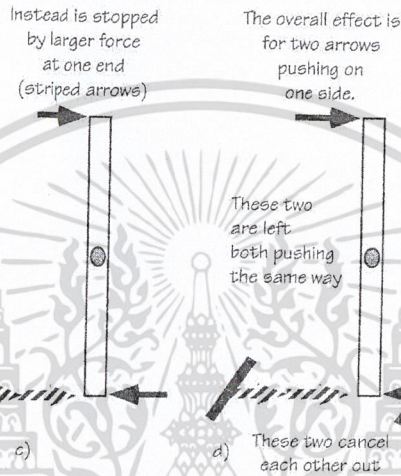
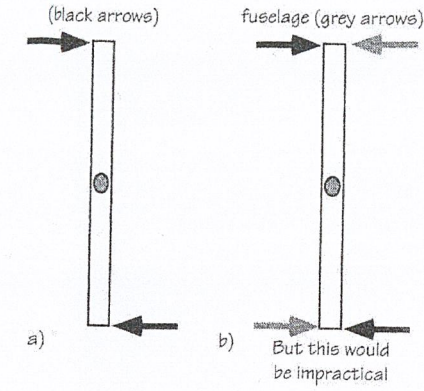
### 2.1.3 ระบบป้องกันการหมุน (Anti-torque System)

ปกติเฮลิคอปเตอร์ที่มีแกนหมุนใบพัดหลักอันเดียวจะต้องการแกนหมุนใบพัดหางอีกอันเพื่อลด Torque Reaction ซึ่งจะทำให้เฮลิคอปเตอร์ไม่หมุนหันไปในทิศทางตรงกันข้ามกับการหมุนของแกนหมุนใบพัดหลัก ขณะบินในกลางอากาศ ดังรูปที่ 2.18



รูปที่ 2.18 ลักษณะแรงต่างๆ ที่กระทำกับเฮลิคอปเตอร์ขณะบิน

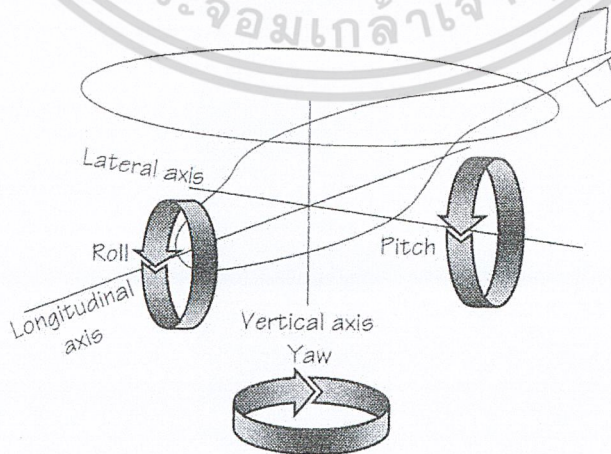
โดยการเพิ่มแกนหมุนใบพัดหางจะช่วยลด Torque Reaction ได้โดยการหักล้างให้เกิดความสมดุลดังรูปที่ 2.19 เนื่องจากแกนหมุนใบพัดหางถูกต่อมาจากเฟืองทดที่หมุนแกนหมุนใบพัดหลัก ความเร็วรอบแกนหมุนใบพัดหลักและแกนหมุนใบพัดหาง จะมีจำนวนรอบที่เป็นอัตราส่วนกันตลอดเวลา และแกนหมุนใบพัดหางยังสามารถปรับมุมใบพัดได้



รูปที่ 2.19 แนวคิดการสร้างระบบป้องกันการหมุน (Anti-torque System)

2.1.4 ระบบแกนของเฮลิคอปเตอร์

เนื่องจากเฮลิคอปเตอร์สามารถเคลื่อนที่ได้อย่างอิสระไปได้ทุกทิศทาง ดังนั้นจึงจำเป็นต้องกล่าวถึงระบบแกนในการอ้างอิงของเฮลิคอปเตอร์ ดังรูปที่ 2.20



รูปที่ 2.20 ระบบแกนและมุม ต่างๆ

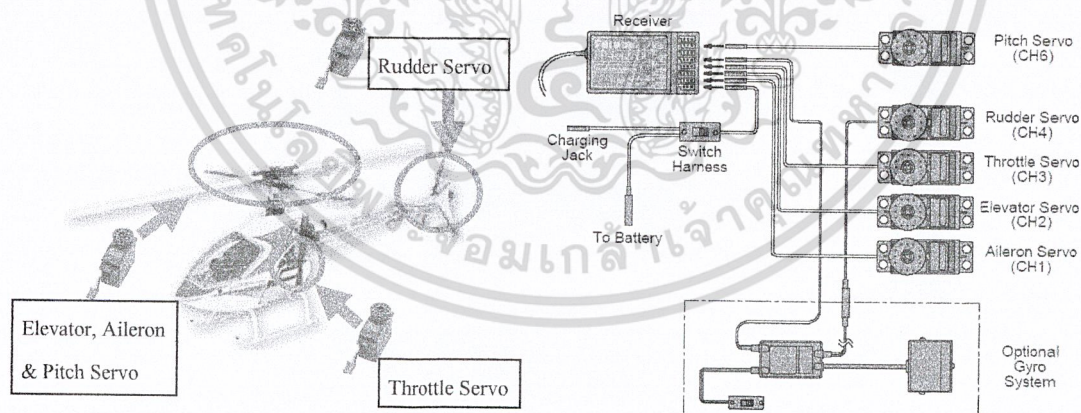
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- แกนแนวยาว (Longitudinal Axis) คือ เส้นจินตภาพที่ลากจากหัวถึงปลายหาง
- แกนแนวยว้าง (Lateral Axis) คือ เส้นจินตภาพที่ลากจากด้านข้างซ้ายถึงข้างขวา
- แกนแนวตั้ง (Vertical Axis) คือ เส้นจินตภาพที่ลากผ่านจุดตัดของแกนทางยาวและขวาง
- มุม Roll คือ มุมที่ทำมุมรอบแกนแนวยาว
- มุม Pitch คือ มุมที่ทำมุมรอบแกนแนวยว้าง
- มุม Yaw คือ มุมที่ทำมุมรอบแกนแนวตั้ง

### 2.1.5 การควบคุมการทำงานของเฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุ

กลไกของเฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุจะถูกควบคุมโดยเซอร์โวมอเตอร์ 5 ตัวซึ่งแต่ละตัวจะทำหน้าที่บังคับกลไกของเฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุแต่ละส่วนดังนี้

- Elevator Servo ใช้ควบคุม Stabilizer Blade เพื่อให้เฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุเคลื่อนที่ไปด้านหน้า หรือด้านหลังตามลำดับนั่นเอง
- Aileron Servo ใช้ควบคุม Stabilizer Blade เพื่อให้เฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุเคลื่อนที่ไปด้านข้างซ้ายหรือด้านข้างขวา
- Pitch Servo ใช้ควบคุม Main Blade เพื่อให้เฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุยกตัวขึ้นหรือลงจากพื้นดิน
- Rudder Servo ใช้ควบคุม Tail Blade Servo เพื่อให้เฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุหมุนทวนเข็มนาฬิกาหรือตามเข็มนาฬิกา
- Throttle Servo ใช้ควบคุมคันเร่งเครื่องยนต์ให้เพิ่มหรือลดความเร็วรอบของเครื่องยนต์



รูปที่ 2.21 การต่ออุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์

### 2.1.6 ลักษณะการเคลื่อนที่ของเฮลิคอปเตอร์ (Helicopter Movement)

เฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุสามารถเคลื่อนที่ได้โดยการหมุนของแกนหมุนใบพัดหลัก และแกนหมุนใบพัดหาง โดยที่แกนหมุนใบพัดหลักจะประกอบด้วยใบพัดหลัก (Main Blade) และ ใบพัดควบคุมทิศทาง (Stabilizer Blade) ส่วนแกนหมุนใบพัดหางจะมีใบพัดหาง (Tail Blade) ใบพัดทั้ง 3 ชุด สามารถเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ปรับเพิ่มลดมุมใบพัดได้โดยการควบคุมของ Servo Motor ทำให้เฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุสามารถเคลื่อนที่ 8 รูปแบบพื้นฐานดังนี้

1. เคลื่อนที่ไปทางด้านหน้า
2. เคลื่อนที่ไปทางด้านหลัง
3. เคลื่อนที่ไปทางด้านซ้าย
4. เคลื่อนที่ไปทางด้านขวา
5. เคลื่อนที่สูงขึ้น (เพิ่มระดับเพดานบิน)
6. เคลื่อนที่ต่ำลง (ลดระดับเพดานบิน)
7. หมุนตัวตามเข็มนาฬิกา
8. หมุนตัวทวนเข็มนาฬิกา

#### 2.1.6.1 เคลื่อนที่ไปทางด้านหน้า-ด้านหลัง

สามารถกระทำได้โดยปรับชุดกลไกควบคุมการเคลื่อนที่ (Swash plate) ให้เอียงไปในทิศทางที่ต้องการเคลื่อนที่และปรับมุมใบพัดหลักให้มีแรงยกมากขึ้น ความเร็วในการเคลื่อนที่ไปในทิศทางที่ต้องการจะขึ้นอยู่กับความเอียงของ ชุด Swash plate และมุมใบพัดหลัก เช่น ต้องการเคลื่อนที่ไปด้านหน้า ต้องปรับชุด Swash plate เอียงไปทางด้านหน้า เพื่อให้เกิดแรงผลักไปด้านหน้าและที่ต้องปรับมุมใบพัดหลักเพิ่มขึ้น เนื่องจากแกนการหมุนไม่ตั้งฉากกับแนวราบทำให้แรงยกลดลง โดยใช้ Throttle Servo, Elevator Servo และ Pitch Servo ควบคุมการทำงาน ดังรูปที่ 2.22(ก)

#### 2.1.6.2 เคลื่อนที่ไปทางด้านซ้าย-ด้านขวา

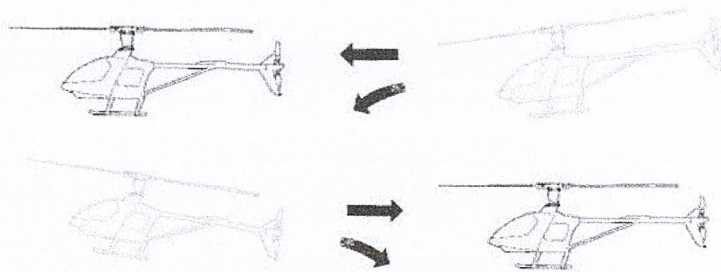
ลักษณะการควบคุมชุด Swash plate และมุมใบพัดหลัก จะคล้ายกับการเคลื่อนที่ไปด้านหน้า – ด้านหลัง ต่างกันตรงเซอร์โวมอเตอร์ที่ใช้ในการควบคุมต่างกัน โดยจะใช้ Throttle Servo, Aileron Servo และ Pitch Servo ควบคุมการทำงานแทน ดังรูปที่ 2.22(ข)

#### 2.1.6.3 เคลื่อนที่สูงขึ้น (เพิ่มระดับเพดานบิน)-ต่ำลง (ลดระดับเพดานบิน)

การบินขึ้นบินลงในแนวตั้งขึ้นอยู่กับมุมของใบพัดหลัก ถ้าปรับมุมใบพัดหลักให้มีมุมปะทะมาก ก็จะทำให้แรงยกมากขึ้นทำให้เฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุลอยขึ้น แต่ถ้ามุมปะทะน้อยจนถึงติดลบแรงยกก็จะลดลงทำให้เฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุลอยลงมา ความเร็วในการบินขึ้นลงขึ้นอยู่กับมุมปะทะกับความเร็วรอบของใบพัดหลัก โดยจะใช้ Throttle Servo และ Pitch Servo ในการควบคุม ดังรูปที่ 2.22(ค)

#### 2.1.6.4 หมุนตัวทวนเข็มนาฬิกา - หมุนตัวตามเข็มนาฬิกา

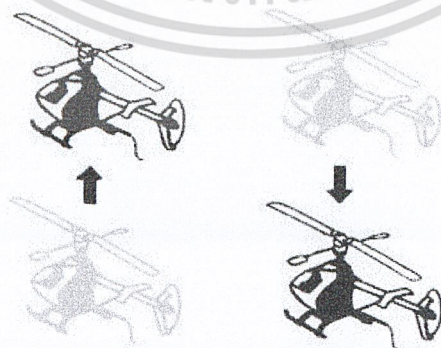
การหมุนตัวนั้นขึ้นอยู่กับมุมของใบพัดหางก็เช่นกัน ถ้าปรับมุมใบพัดหางให้มีมุมปะทะมากจะสร้างแรงต้าน (Anti Torque) มากขึ้นทำให้เฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุหันหน้าไปทางด้านขวา แต่ถ้ามุมปะทะน้อยจนถึงติดลบแรง Anti Torque จะลดลงทำให้เฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุหันหน้าไปทางด้านซ้าย ความเร็วในการหันหน้าอยู่กับมุมปะทะของใบพัดหางกับความเร็วรอบของใบพัดหลัก โดยจะใช้ Rudder Servo ในการควบคุม ดังรูปที่ 2.22 (ง)



(ก) เคลื่อนที่ไปข้างหน้า และข้างหลัง



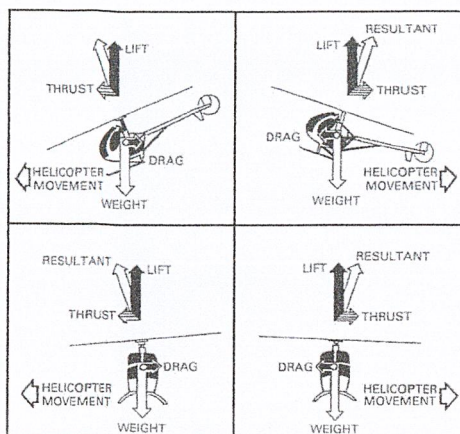
(ข) หมุนตัวทวนเข็มนาฬิกา และหมุนตัวตามเข็มนาฬิกา



(ง) การยกตัวขึ้น และลง

รูปที่ 2.22 ลักษณะการเคลื่อนที่ของเฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



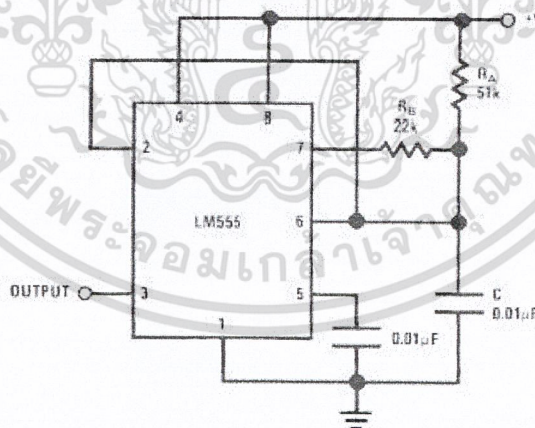
รูปที่ 2.23 ทิศทางของแรงที่เกิดจากใบพัดหลักและใบพัดควบคุมทิศทาง

2.2 อุปกรณ์ตรวจรู้

2.2.1 Infrared

2.2.1.1 วงจรตัวส่ง Infrared

วงจรถูกกำหนดขึ้นสำหรับตัวส่งสัญญาณ Infrared สร้างความถี่โดยใช้ไอซี LM555 หรือ NE555 ทำงานในโหมด stable สร้างสัญญาณพัลส์ ความถี่ขนาด 38 KHz จ่ายให้กับหลอด Infrared Emitting Diode เป็น Diode ที่กำเนิดสัญญาณ Infrared โดยความถี่ที่ได้จากไอซีจะทำให้หลอดซึ่งปกติจะกำเนิดสัญญาณต่อเนื่อง กำหนดสัญญาณเป็น pulse ที่มีความถี่ 38 KHz ทำให้ตัวรับสามารถรับค่าของ Infrared ได้

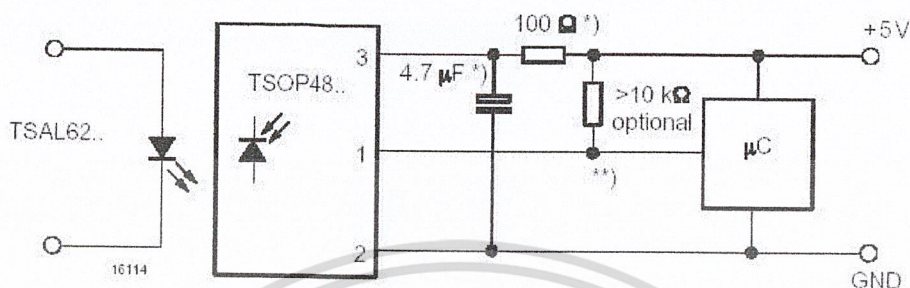


รูปที่ 2.24 วงจรส่ง Infrared โดยใช้ IC เบอร์ LM555

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 2.2.1.2 วงจรตัวรับ Infrared

วงจรตรวจจับสัญญาณ Infrared ใช้ตัวรับสัญญาณ Infrared แบบสำเร็จรูป เป็นไอซี TSOP4838 สามารถรับ Infrared เป็นพัลส์ที่มีความถี่ 38 KHz โดยจะให้ผลลัพธ์ เป็นลอจิกต่ำ (low) เมื่อสามารถตรวจจับสัญญาณ Infrared ได้ และเป็นลอจิกสูง (high) เมื่อไม่สามารถตรวจจับสัญญาณดังกล่าวได้



รูปที่ 2.25 วงจรรับ Infrared โดยใช้ IC เบอร์ TSOP4838

### 2.2.2 Ultrasonic

#### 2.2.2.1 โครงสร้างของทรานสดิวเซอร์แบบเพียโซอิเล็กทริก

ภายในตัวอัลตราโซนิกทรานสดิวเซอร์แบบเพียโซอิเล็กทริก จะประกอบด้วยชั้นสารเซรามิกสี่เหลี่ยมซึ่งมีผิวโลหะสีเงินเคลือบอยู่ทั้ง 2 หน้า เพื่อให้ต่อสายไฟออกมาเป็นขา 2 ขา ชั้นสารเซรามิกนี้ประกอบด้วยชั้นจากสารเซรามิก 2 ชั้นประกบกันอยู่ โดยวางให้ขั้วไดโพลทางไฟฟ้าภายในอะตอมของมันมีทิศทางตรงข้ามกัน แสดงเป็นลูกศรในรูปที่ 2.26



รูปที่ 2. 26 โครงสร้างภายในตัวอัลตราโซนิกทรานสดิวเซอร์แบบเพียโซอิเล็กทริก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

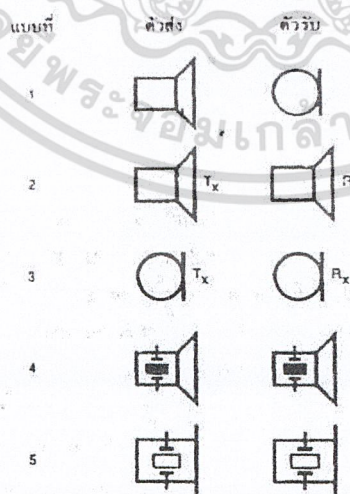
ชิ้นสารเซรามิกถูกยึดติดภายในตัวถังอย่างดี เพื่อไม่ให้เกิดการสั่นขณะที่มีมันทำงานอยู่ได้รับผลกระทบกระเทือนจากภายนอก ตัวถังจึงมักจะเป็นรูปทรงกระบอกที่มีเส้นผ่านศูนย์กลางและความสูงประมาณ 1 ถึง 2.5 เซนติเมตร ด้านหน้าทำเป็นช่องเปิดมีตะแกรงยึดติดอยู่เพื่อให้คลื่นอัลตราโซนิคเข้ามาหรือออกจากช่องเปิดได้โดยสะดวก ถ้าตัวถังทำมาจากโลหะก็ควรต่อตัวถังลงกราวด์ เพื่อทำหน้าที่ชิลด์

เมื่อมีสัญญาณแรงดันมาตกคร่อมขั้วทั้งสองของชิ้นสารเซรามิก ดังรูปที่ 2.26 (ข) จะทำให้ชิ้นสารโก่งงอมากหรือน้อย หรือในทิศทางใดตามขนาดของสัญญาณนั้น ๆ ทำให้เกิดการกดอากาศโดยรอบ เกิดเป็นคลื่นเสียงที่มีความถี่เดียวกับสัญญาณนั้นออกไป โดยทุกๆ ไปกำลังเอาต์พุตจะสูงสุดที่ค่าประมาณ 10 % ของกำลังไฟฟ้าที่ป้อนเข้าไป แต่กำลังเอาต์พุตจะสูงสุดที่ค่าประมาณนี้ต่อเมื่อความถี่ของสัญญาณตรงกับความถี่เรโซแนนซ์ ซึ่งเป็นความถี่ทางกลตามธรรมชาติของชิ้นสาร เซรามิกนั้น ๆ ส่วนที่ความถี่อื่น ๆ กำลังเอาต์พุตจะลดลงมากกว่านี้ ในทำนองกลับกันเมื่อมีคลื่นเสียงที่มีความถี่ตรงกับความถี่เรโซแนนซ์ของชิ้นสารเซรามิกเข้ามาจะทำให้ชิ้นสารโก่งงอไปมา และเกิดสัญญาณแรงดันซึ่งมีขนาดเล็กขึ้นมากคร่อมขั้วทั้งสองของตัวมันเองได้

คุณสมบัติโดยทั่วไปของอัลตราโซนิคทรานสดิวเซอร์แบบเพียโซอิเล็กทริก คือมีค่าความต้านทานไฟตรงสูงมากอาจสูงถึง 100 เมกะโอห์ม แต่ในขณะที่มันทำงานความต้านทานทางด้านไฟสลับจะลดลง

#### 2.2.2.2 ตัวส่งและตัวรับ Ultrasonic

ตัวส่ง คือ อัลตราโซนิคทรานสดิวเซอร์ที่ถูกออกแบบเจาะจงมาให้แปลงสัญญาณไฟฟ้าที่ให้แก่มัน ให้ออกมาเป็นคลื่นเสียงย่านอัลตราโซนิค หน้าที่ของตัวส่งจึงคล้ายๆ กับเป็นลำโพง ส่วนตัวรับก็คืออัลตราโซนิคทรานสดิวเซอร์ที่ถูกออกแบบเจาะจงมาให้แปลงคลื่นเสียงย่านอัลตราโซนิคที่มีตกกระทบ ให้ออกมาเป็นสัญญาณไฟฟ้า หน้าที่ของตัวรับคล้ายๆ กับเป็นไมโครโฟน ดังแบบที่ 2 ในรูปที่ 2.27 หรืออาจจะใช้เป็นแบบที่ 2 และ 3 แต่เขียนตัวย่อว่า Tx และ Rx



รูปที่ 2.27 ตัวอย่างการเขียนสัญลักษณ์ของอัลตราโซนิคทรานสดิวเซอร์แบบต่าง ๆ

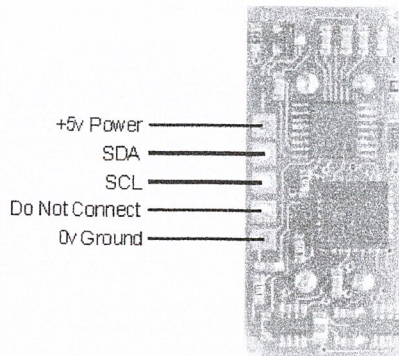
### 2.2.2.3 ข้อควรรู้ในการใช้งานตัวส่งและตัวรับ

1. ไม่ควรให้ตัวทรานควิวเซอร์ได้รับการกระแทกหรือตกจากที่สูง เพื่อป้องกันโครงสร้างภายในมิให้เสียหาย
2. ทรานควิวเซอร์ที่มีขายกันทั่วไปจะทนแรงดันตกคร่อมตัวมันสูงสุดได้ไม่เกิน 20 Vrms ดังนั้นขนาดสัญญาณที่จะป้อนให้กับตัวทรานควิวเซอร์ก็ควรจะอยู่ในขีดจำกัดอันนี้
3. ความถี่เรโซแนนซ์ (ความถี่ที่ตัวมันทำงานได้อย่างมีประสิทธิภาพสูงสุด) ของทรานควิวเซอร์ 40 KHz ที่มีขายกัน โดยทั่วไปจะผิดพลาดไม่เกิน 1 KHz และมี bandwidth ประมาณ 4.5 KHz สำหรับตัวส่ง และ 5.0 KHz สำหรับตัวรับ ที่ความถี่ของตัวรับกว้างกว่าของตัวส่งอยู่เล็กน้อยเพื่อให้แน่ใจว่าตัวรับจะสามารถรับความถี่ทั้งหมดที่ออกมาจากตัวส่งได้
4. อุณหภูมิใช้งานของตัวทรานควิวเซอร์ควรอยู่ใน  $-20$  องศาเซลเซียสถึง  $+60$  องศาเซลเซียส
5. ทั้งตัวส่งและตัวรับจะมีทิศทางคล้ายคลึงกันมาก คือ ที่ตำแหน่งเบนจากแนวแกนของตัวส่งไปประมาณ 30 องศา ความแรงของคลื่นเสียงที่ถูกส่งออกไปจะลดลงจากแนวแกนประมาณ 10 dB ในทำนองเดียวกันถ้าคลื่นเสียงพุ่งเข้ามาในแนวที่เบี่ยงเบนไป จากแนวแกนของตัวรับไปประมาณ 30 องศา ความไวหรือขนาดของแรงดันที่ออกมาจะลดลงไปประมาณ 10 dB ด้วยเช่นกัน ดังนั้นในการใช้งานที่เป็นการควบคุมระยะไกล ในที่โล่งแจ้ง จึงควรพยายามให้ทั้งตัวรับและตัวส่งอยู่ในแนวที่พุ่งเข้าหากันให้มากที่สุด
6. ในกรณีที่ใช้งานตัวรับจะต้องมีตัวต้านทานต่อขนานกับตัวรับเพื่อทำหน้าที่เป็นโหลดตามปกติแล้วตัวต้านทานตัวนี้ควรมีค่าอยู่ในช่วงจาก 10 – 100 กิโลโอห์ม ถ้าการใช้งานมีสัญญาณรบกวนมากควรใช้โหลดที่มีค่าความต้านทานสูง เพื่อให้ตัวส่งมีความไวสูง และมีแถบความถี่แคบ

รูปที่ 2.28 ลักษณะของ Ultrasonic – SRF10

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

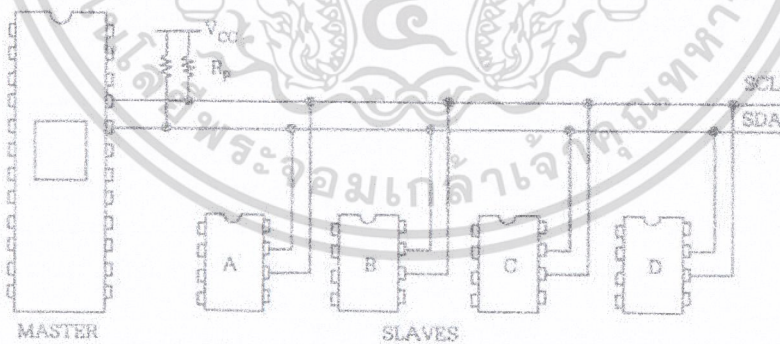
### 2.2.2.4 ระบบบัสแบบ I<sup>2</sup>C



รูปที่ 2.29 พอร์ตที่ใช้ในการติดต่อกับ Ultrasonic – SRF10 แบบ I<sup>2</sup>C

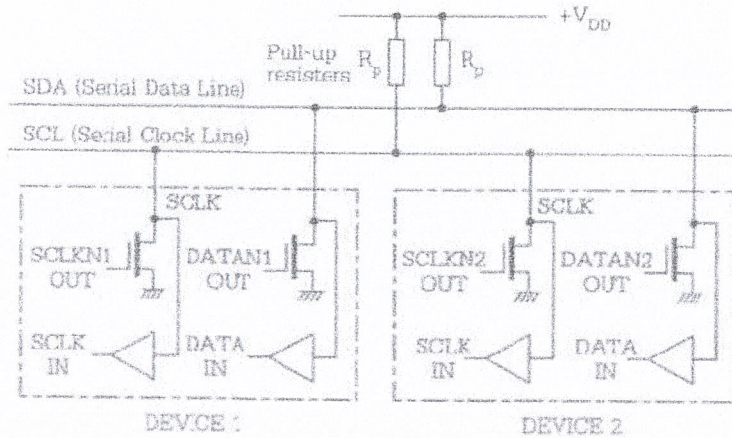
ระบบบัสแบบ I<sup>2</sup>C ย่อมาจาก Inter-IC Communication ซึ่งพัฒนาโดยห้องวิจัย Philips ในประเทศ Netherlands เมื่อปี ค.ศ. 1980 สำหรับเชื่อมต่อชิปต่างๆกับระบบไมโครคอมพิวเตอร์แบบอนุกรมโดยใช้สายสัญญาณเพียง 2 เส้น เส้นหนึ่งเป็นสายข้อมูล อีกเส้นหนึ่งเป็นสายสัญญาณนาฬิกา สำหรับกำหนดจังหวะการสื่อสารข้อมูล

สายข้อมูลที่รับส่งข้อมูลแบบอนุกรมมีชื่อว่า Serial Data Line (SDA) ส่วนสายสัญญาณนาฬิกาควบคุมมีชื่อว่า Serial Clock Line (SCL) สายทั้งสองนี้จะรับส่งข้อมูลได้สองทิศทาง วงจรทางเอาต์พุตจะเป็นแบบเดรนเปิด (open-drain) หรือคอลเลกเตอร์เปิด (open collector) ดังนั้นการติดต่อบัสแบบนี้จะต้องมีตัวต้านทานต่อพูล์อัพกับแรงดัน +5 V ดังรูปที่ 2.30



รูปที่ 2.30 การเชื่อมต่อด้วยระบบบัสแบบ I<sup>2</sup>C

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.31 วงจรทางเอาต์พุตของอุปกรณ์ในระบบบัส I<sup>2</sup>C

### 2.2.2.5 หลักการของระบบบัสแบบ I<sup>2</sup>C

ระบบบัสแบบนี้สามารถรับส่งข้อมูลได้สองทิศทางด้วยความเร็วสูงถึง 100 Kbps และสามารถใช้กับไอซีที่ใช้แรงดันไฟฟ้าต่างกันได้ ระบบบัสแบบนี้สามารถเชื่อมต่อกับอุปกรณ์ได้หลายตัวโดยที่อุปกรณ์แต่ละตัวที่ต่ออยู่กับระบบบัสแบบนี้สามารถส่งข้อมูลถึงกันได้ โดยใช้รูปแบบการรับส่งข้อมูล หรือโปรโตคอลที่อุปกรณ์ทุกตัวรู้จัก อุปกรณ์แต่ละชนิดจะมีค่าแอดเดรสประจำตัว ถ้าหากต้องการให้อุปกรณ์ตัวใดรับข้อมูล ตัวส่งจะส่งแอดเดรสของอุปกรณ์ตัวนั้นออกไปก่อน ถ้าหากอุปกรณ์ตัวใดมีแอดเดรสตรงกันก็จะรับข้อมูลนั้นไป สำหรับอุปกรณ์ที่ต้องการส่งข้อมูล อุปกรณ์ตัวนั้นจะเรียกว่า Master โดยจะเป็นตัวที่สร้างจังหวะสัญญาณต่าง ๆ บนระบบบัส ส่วนอุปกรณ์ที่ถูกควบคุมหรือเป็นตัวรับข้อมูลจะเรียกว่า Slave

การส่งข้อมูลต่าง ๆ จะต้องเกิดขึ้นเมื่อระบบบัสว่างเท่านั้น โดยทั่วไปแล้วสถานะที่มีระบบบัสแบบนี้จะมี 5 สถานะ ดังนี้

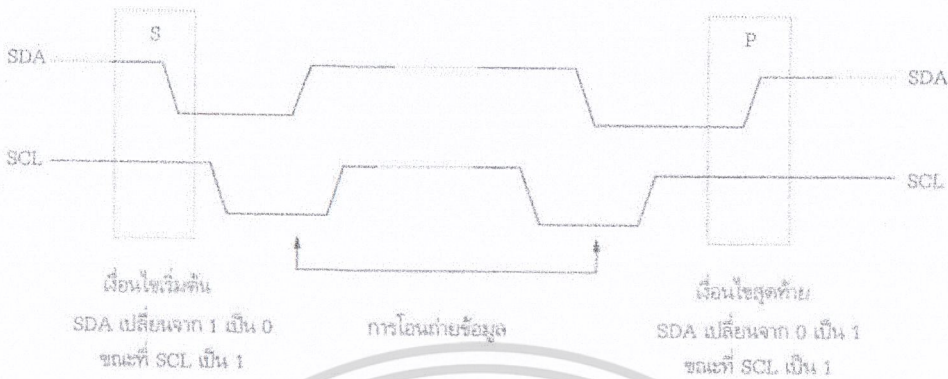
1. บัสว่าง (Bus not busy) สถานะนี้ค่าลจิกบนสาย SDA และ SCL จะเป็นลอจิกสูงทั้งคู่ เริ่มส่งข้อมูล (Start data transfer) สถานะนี้สาย SCL จะเป็นลอจิกสูง แต่สาย SDA จะเปลี่ยนจากลอจิกสูงไปเป็นลอจิกต่ำ เรียกว่าสถานะเริ่มต้น (Start)

2. สถานะหยุด (Stop) สถานะนี้สาย SCL จะเป็นลอจิกสูง แต่สาย SDA จะเปลี่ยนจากลอจิกต่ำไปเป็นลอจิกสูง

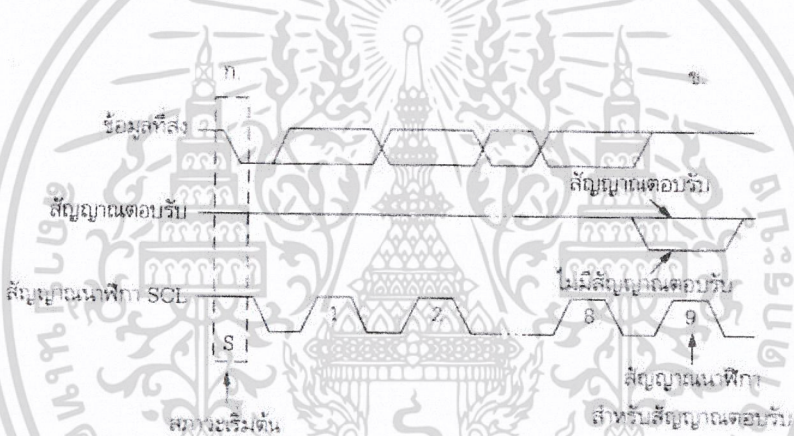
3. สถานะมีข้อมูล (Data valid) สถานะนี้จะอยู่ระหว่างสถานะเริ่มต้นและสถานะหยุด โดยการรับส่งข้อมูลต่าง ๆ จะเกิดในสถานะนี้ การรับส่งข้อมูลแต่ละบิตจะใช้สัญญาณนาฬิกาหนึ่งลูก โดยข้อมูลบน SDA จะต้องคงที่ ขณะที่ SCL เป็นลอจิกสูง และบิตข้อมูลใน SDA จะเปลี่ยนแปลงได้ขณะที่ SCL เป็นลอจิกต่ำ ถ้าหากบิตบน SDA มีการเปลี่ยนแปลงขณะที่ SCL เป็นลอจิกสูง ระบบจะแปลความเป็นสถานะเริ่มต้นส่งข้อมูล หรือสถานะหยุดแทน

4. สถานะตอบรับ (Acknowledge) เมื่ออุปกรณ์ Master ส่งข้อมูลออกมาครบหนึ่งไบต์แล้ว ในช่วงสัญญาณ SCL ลูกที่ 9 Master จะส่งข้อมูลลอจิกสูงออกมา และถ้าตัวรับได้รับข้อมูลครบแล้วก็จะเอกลำนี้เป็นเอกลำที่ส่งวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ส่งสัญญาณตอบรับ ACK โดยทำให้ระดับลอจิกสูงบนสัญญาณ SDA ให้กลับเป็นระดับลอจิกต่ำ แต่ถ้าตัวรับได้รับข้อมูลไม่ถูกต้อง ตัวรับจะบังคับให้ตัวส่งหยุดในสภาวะรอ



รูปที่ 2.32 จังหวะเวลาบนระบบบัส



รูปที่ 2.33 สภาวะตอบรับ

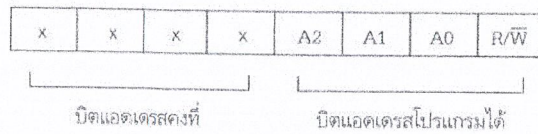
2.2.2.6 การทำงานบนบัส I<sup>2</sup>C

การเชื่อมต่ออุปกรณ์ต่าง ๆ ที่ใช้ระบบบัสแบบ I<sup>2</sup>C นั้นสามารถใช้อุปกรณ์หลาย ๆ ตัวมาต่อกับไมโครคอนโทรลเลอร์ได้ แต่ใช้สายสัญญาณเพียง 2 เส้นเท่านั้น ดังนั้นการติดต่ออุปกรณ์แต่ละตัวจะต้องระบุด้วยว่าต้องการติดต่อกับอุปกรณ์ตัวใด ขั้นตอนการเขียนข้อมูลที่ใช้ระบบบัสแบบ I<sup>2</sup>C มี 3 ขั้นตอนดังนี้

1. เขียนข้อมูลอ้างอิงแอดเดรส (Addressing) ข้อมูลไบต์แรกที่ Master จะส่งออกไปคือข้อมูลที่ใช้อ้างแอดเดรสของอุปกรณ์ที่ต้องการติดต่อ โดยทั่วไปแล้วข้อมูลที่กำหนดแอดเดรสจะมี 7 บิต ดังรูปที่ 2.34 จากภาพจะเห็นว่าบิตต่ำสุดจะเป็นตัวระบุว่าจะไปติดต่ออุปกรณ์ที่ต้องการติดต่อนั้นจะใช้อ่านหรือเขียนข้อมูลลงไป ถ้าบิตนี้เป็นลอจิก “0” หมายความว่า จะให้เขียนข้อมูลลงไป ถ้าเป็นลอจิก “1” หมายความว่า จะใช้อ่านข้อมูล ส่วน 7 บิตบนจะเป็นบิตแอดเดรส ซึ่งแบ่งออกเป็นบิตแอดเดรสคงที่ (Fixed address bit)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จำนวน 4 บิตบน ซึ่งจะถูกโปรแกรมมาจากโรงงานที่ผลิตชิปแต่ละประเภท ส่วนอีก 3 บิตต่อมาจะเป็นบิตแอดเดรสที่ผู้ใช้สามารถโปรแกรมได้ (Programmable address bit)



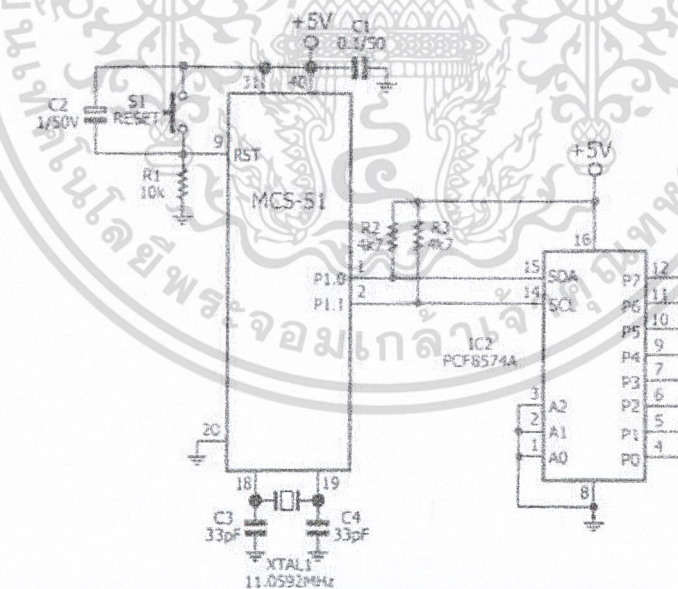
รูปที่ 2.34 บิตแอดเดรส

2. การเขียนบิตควบคุม (Control byte) ข้อมูลบิตนี้จะขึ้นกับอุปกรณ์แต่ละประเภท เพื่อกำหนดการทำงานต่าง ๆ ของตัวอุปกรณ์เอง อุปกรณ์บางประเภทอาจจะไม่ต้องมีการเขียน บิตนี้ก็ได้

3. การเขียนบิตข้อมูล (Data byte) เป็นข้อมูลที่จะโอนถ่ายในระบบ ระหว่าง สภาวะเริ่มต้นและสภาวะหยุดจะมีการอ่านเขียนข้อมูลจำนวนกี่บิตก็ได้

#### 2.2.2.7 การต่ออุปกรณ์ระบบบัส I<sup>2</sup>C กับไมโครคอนโทรลเลอร์ MCS-51

สามารถกระทำได้ง่ายมาก เพียงใช้ขาพอร์ต 2 ขา โดยกำหนดให้ขาหนึ่งเป็น SDA อีกขาหนึ่งเป็น SCL และต่อตัวต้านทานประมาณ 4.7k พูลอัพที่ขาพอร์ตทั้งสองขา เพียงเท่านี้ก็สามารถติดต่อกับอุปกรณ์ระบบบัส I<sup>2</sup>C ได้แล้ว



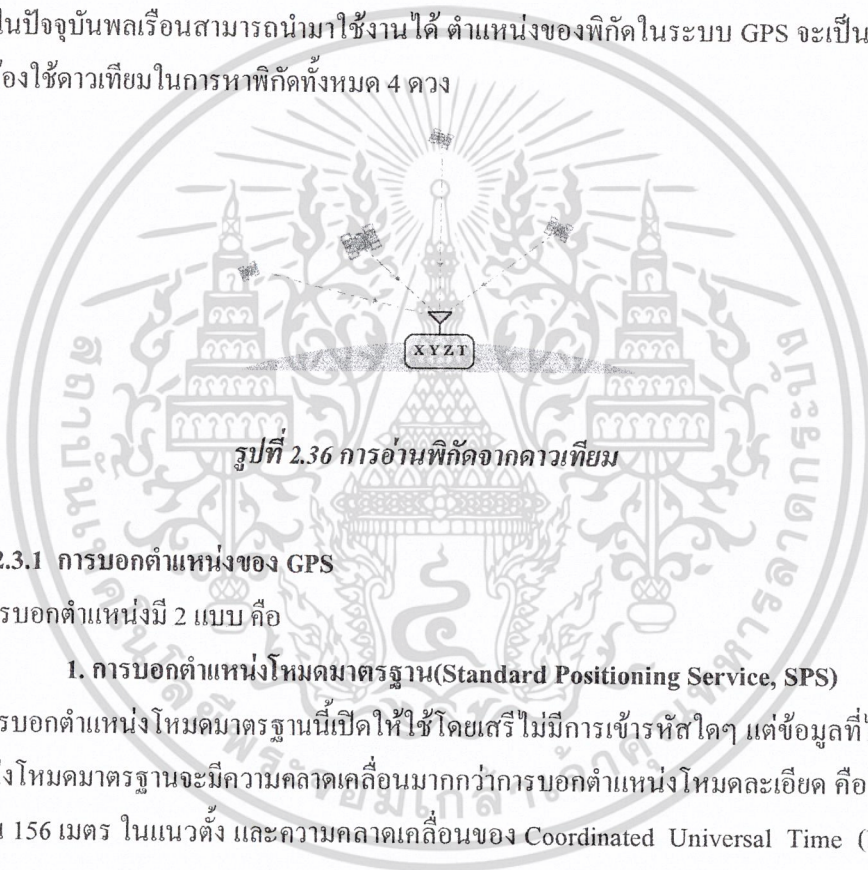
รูปที่ 2.35 วงจรตัวอย่างการต่อไมโครคอนโทรลเลอร์ MCS-51 กับอุปกรณ์ระบบบัส I<sup>2</sup>C

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ในรูปที่ 2.35 เป็นวงจรตัวอย่างการต่อไมโครคอนโทรลเลอร์ MCS-51 เข้ากับระบบบัส I<sup>2</sup>C จากวงจรจะใช้ขาพอร์ต P1.0 เป็นขา SDA และ P1.1 เป็นขา SCL อุปกรณ์ที่ทำารติดต่อด้วยคือ ไอซีขยายพอร์ตอินพุต เอาต์พุตพอร์ตเบอร์ PCF8574

### 2.2.3 Global Positioning Systems (GPS)

GPS ย่อมาจาก "Global Positioning System" คือระบบที่ระบุตำแหน่งทุกแห่งบนโลกจากกลุ่มดาวเทียม 24 ดวงที่โคจรรอบโลก ซึ่งถ้ามีอุปกรณ์รับข้อมูลติดตั้งอยู่ จะทำให้สามารถแสดงตำแหน่งนั้นอย่างแม่นยำ ระบบนี้เป็นระบบที่มีการคิดค้นพัฒนาขึ้น โดยกระทรวงกลาโหมของประเทศสหรัฐอเมริกา (U.S. Department of Defense: DoD) โดยในเริ่มแรกโครงการนี้เป็นโครงการที่ใช้งานเฉพาะด้านการทหารเท่านั้น แต่ในปัจจุบันพลเรือนสามารถนำมาใช้งานได้ ตำแหน่งของพิกัดในระบบ GPS จะเป็นตำแหน่ง 3 มิติ ดังนั้นต้องใช้ดาวเทียมในการหาพิกัดทั้งหมด 4 ดวง



รูปที่ 2.36 การอ่านพิกัดจากดาวเทียม

#### 2.2.3.1 การบอกตำแหน่งของ GPS

การบอกตำแหน่งมี 2 แบบ คือ

##### 1. การบอกตำแหน่งโหมดมาตรฐาน(Standard Positioning Service, SPS)

การบอกตำแหน่งโหมดมาตรฐานนี้เปิดให้ใช้โดยเสรีไม่มีการเข้ารหัสใดๆ แต่ข้อมูลที่ได้จากการบอกตำแหน่งโหมดมาตรฐานจะมีความคลาดเคลื่อนมากกว่าการบอกตำแหน่งโหมดละเอียด คือ 100 เมตร ในแนวนอน 156 เมตร ในแนวตั้ง และความคลาดเคลื่อนของ Coordinated Universal Time (UTC) 340 nsec

##### 2. การบอกตำแหน่งโหมดละเอียด(Precise Positioning Service, PPS)

การบอกตำแหน่งโหมดละเอียดถูกออกแบบมาเพื่อใช้กับงานทางทหาร หรืองานที่ได้รับอนุญาตเป็นพิเศษจากกระทรวงกลาโหมของสหรัฐอเมริกาเท่านั้น ข้อมูลที่ได้จะถูกเข้ารหัสไว้เพื่อไม่ให้ผู้ที่ไม่มีได้รับอนุญาตลักลอบนำข้อมูลไปใช้ ข้อมูลที่ได้มีความเที่ยงตรงกว่าการบอกตำแหน่งโหมดมาตรฐานมากคือ 22 เมตร ในแนวนอน และ 27.7 เมตร ในแนวตั้ง และความคลาดเคลื่อนของ UTC 200 nsec

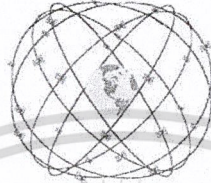
#### 2.2.3.2 องค์ประกอบหลักของระบบ GPS

ประกอบด้วย 3 ส่วนคือ ส่วนอวกาศ (Space segment) ส่วนควบคุม (Control segment) และส่วนผู้ใช้งาน (User segment) ซึ่งแบ่งดังนี้

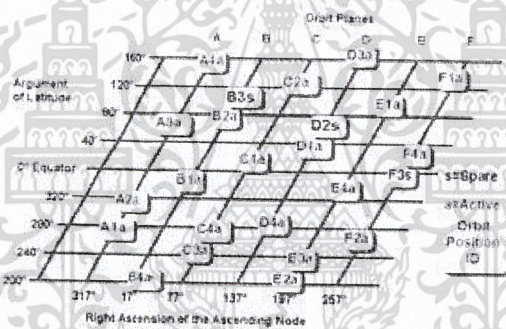
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## 1. ส่วนอวกาศ (Space segment)

ดาวเทียม GPS มีทั้งหมด 24 ดวง โคจรอยู่ที่ระดับความสูง 20,162.61 กิโลเมตร เหนือเส้นศูนย์สูตร โดยแบ่งระนาบการโคจร (Orbital plane) ออกเป็น 6 ระนาบ ทำมุม 60 องศา ระหว่างกัน โดยแต่ละระนาบจะมีดาวเทียมระนาบละ 4 ดวง แต่ละวงโคจรของดาวเทียมทำมุม 55 องศา กับแนวเส้นศูนย์สูตร ดาวเทียมแต่ละดวงใช้เวลาในการโคจรรอบโลก 1 รอบประมาณ 11 ชั่วโมง 58 นาที ดังภาพแสดงการโคจรของดาวเทียมในระนาบทั้ง 6 ระนาบ



รูปที่ 2.37 วงจรโคจรของดาวเทียม GPS

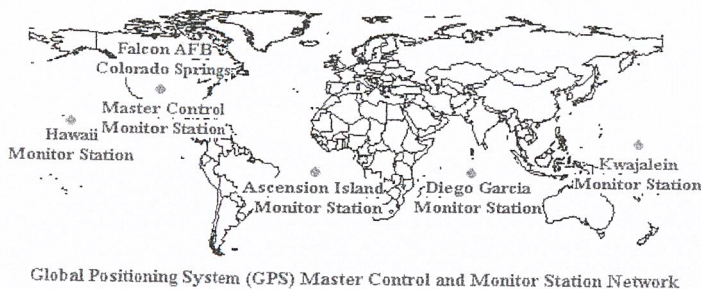


รูปที่ 2.38 ภาพฉายวงโคจรดาวเทียม GPS

## 2. ส่วนควบคุม (Control segment)

ส่วนควบคุมประกอบด้วยสถานีที่ทำหน้าที่ควบคุม และสังเกตการทำงานของดาวเทียมให้อยู่ในสภาพที่ถูกต้องอยู่เสมอ โดยส่วนควบคุมจะส่งข้อมูลการโคจร (navigation message) ไปยังดาวเทียมวันละครั้ง หรือตามที่ต้องการ โดยส่วนควบคุมมี 5 สถานีกระจายอยู่ทั่วโลก ได้แก่ สถานี Hawaii, สถานี Colorado Springs, สถานี Ascension Island, สถานี Diego Garcia และสถานี Kwajalein Island โดยสถานีควบคุมหลักจะอยู่ที่ Falcon Air Force Base ใน Colorado Springs รัฐ Colorado

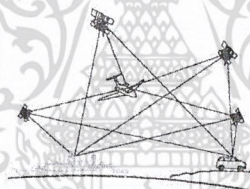
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.39 ตำแหน่งควบคุมภาคพื้นดิน

### 3. ส่วนผู้ใช้ (User segment)

ระบบ GPS สามารถนำไปประยุกต์ใช้งานได้หลายรูปแบบขึ้นอยู่กับความต้องการของผู้ใช้ เช่น ใช้เป็นระบบนำร่องของเครื่องบิน, ใช้เป็นระบบนำทางติดรถยนต์หรือเรือ ใช้ในการหาตำแหน่ง เป็นต้น การใช้งานทั้งหมดจะต้องใช้ผ่านอุปกรณ์ที่เรียกว่า ตัวรับสัญญาณ GPS (GPS Receivers) ที่ทำหน้าที่รับสัญญาณจากดาวเทียม GPS แล้วถอดรหัสสัญญาณเพื่อนำไปใช้ในการประมวลผลหาตำแหน่งต่อไป ในการที่จะระบุตำแหน่งได้แม่นยำจะต้องมีการรับสัญญาณจากดาวเทียมพร้อมกันอย่างน้อย 4 ดวง ตัวรับสัญญาณ

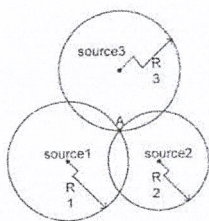


รูปที่ 2.40 ส่วนผู้ใช้งาน

#### 2.2.3.3 การหาตำแหน่งของ GPS

ระบบ GPS ทราบตำแหน่งโดยวิธีการจับระยะเวลาการเดินทางของสัญญาณที่เดินทางจากดาวเทียมมายังเครื่องรับ แล้วนำมาคำนวณหาระยะห่างระหว่างดาวเทียมดวงนั้นกับเครื่องรับซึ่งสามารถหาตำแหน่งได้โดยการวัดระยะกับดาวเทียมหลายๆดวง จากรูปจะเห็นว่า ตำแหน่งของเครื่องรับ คือจุดตัดรวมกันของวงกลมทั้ง 3 สิ่งสำคัญในการหาตำแหน่งคือ เครื่องรับและเครื่องส่งต้องมีฐานเวลาตรงกัน ไม่เช่นนั้น จะทำให้การบอกพิกัดเกิดความคลาดเคลื่อน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.41 การหาตำแหน่งโดยใช้จุดกำเนิด 3 จุด

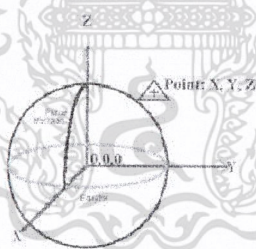
2.2.3.4 ระบบพิกัดที่ใช้ในระบบ GPS

1. ระบบพิกัด Earth – Centered Inertial (ECI)

ใช้สำหรับวัด และกำหนดวงโคจรของดาวเทียม GPS โดยมีจุดกำเนิดแกนอยู่ที่จุดศูนย์กลางของโลก สมการการเคลื่อนที่ของดาวเทียมจะถูกจำลองให้เป็นไปตามกฎการเคลื่อนที่ของแรงโน้มถ่วงในระบบ ECI ระนาบ x-y จะพ้องกับระนาบของเส้นศูนย์สูตร แกน z จะตั้งฉากกับระนาบ x-y ในทิศทางโลกเหนือ

2. ระบบพิกัด Earth – Centered Earth – Fixed (ECEF)

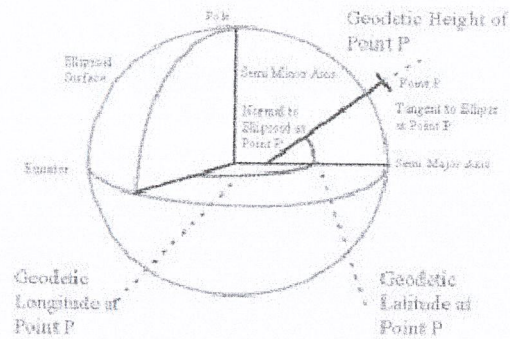
ระบบนี้จะใช้ในการกำหนดตำแหน่งเครื่องรับ GPS ระบบ ECEF จะเสมือนกับระนาบ ECI ที่มีระนาบ x-y พ้องกันระนาบเส้นศูนย์สูตร แต่จะมีจุดแกน +x ที่เส้นแวง 0 องศา ส่วนจุด แกน +y อยู่ที่เส้นแวงที่ 90 องศาตะวันออก แกน z จะตั้งฉากกับระนาบ x-y ในทิศทางโลกเหนือ



รูปที่ 2.42 ระบบพิกัด ECEF

3. ระบบ World Geodetic System (WGS-84)

เป็นแบบจำลองลูกโลกทางกายภาพซึ่งพัฒนาขึ้นโดยกระทรวงกลาโหมของสหรัฐอเมริกา โดยจำลองเป็นรูปทรงรี

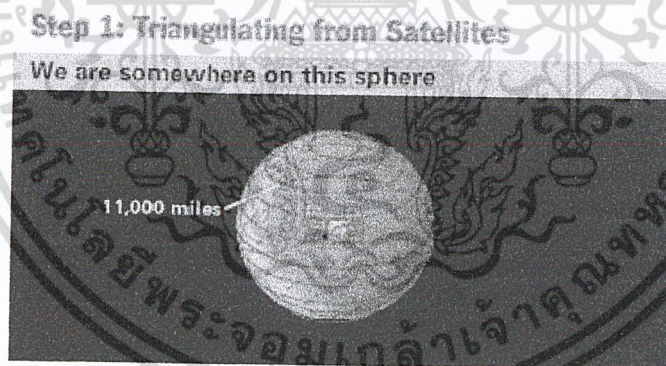


รูปที่ 2.43 แบบจำลองลูกโลก

### 2.2.3.5 การทำงานของ GPS

หลักการพื้นฐานของ GPS เป็นเรื่องง่าย ๆ แต่อุปกรณ์ของเครื่องมือถูกสร้างขึ้นด้วยวิทยาการขั้นสูง การทำงาน GPS คือ จะอาศัยหลักพื้นฐานของ GPS : Satellites Triangulation การทำรังวัดโดยการทำเป็นรูปสามเหลี่ยม

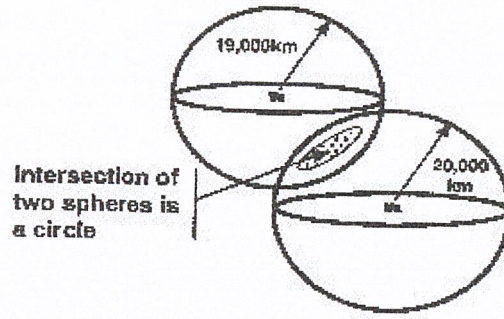
หลักการ : อาศัยตำแหน่งของดาวเทียมในอวกาศเป็นจุดอ้างอิง แล้ววัดระยะจากดาวเทียม 4 ดวง และใช้หลักการทางเรขาคณิตในการคำนวณหาตำแหน่งบนพื้นโลก จากภาพ ดาวเทียม 1 ดวง ตำแหน่งจะอยู่ที่พื้นผิวของวงกลมที่มีดาวเทียมเป็นศูนย์กลาง มีรัศมี 11,000 ไมล์



รูปที่ 2.44 ตำแหน่งบนดาวเทียม 1 ดวง

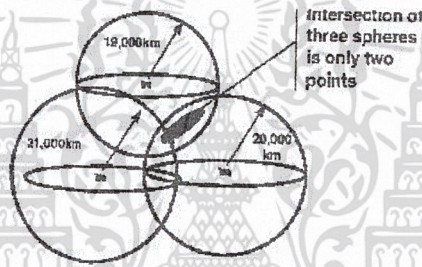
ดาวเทียม 2 ดวง ตำแหน่งจะอยู่ที่วงกลมที่เป็นรอยตัดของทรงกลมทั้งสอง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.45 ตำแหน่งบนดาวเทียม 2 ดวง

ดาวเทียม 3 ดวง ตำแหน่งจะอยู่ที่วงกลมที่เป็นรอยตัดของทรงกลมทั้งสามใน 3 มิติตัด 1 จุด ถ้าเป็นดาวเทียม 4 ดวงจะได้ข้อมูลใน 4 มิติ คือ X,Y,Z,T ซึ่งจะทำให้แม่นยำมากขึ้น



รูปที่ 2.46 ตำแหน่งบนดาวเทียม 3 ดวง

วัดระยะทางระหว่างเครื่องรับ GPS กับดาวเทียม GPS โดยการวัดระยะเวลาที่คลื่นวิทยุใช้ในการเดินทางจาก ดาวเทียมสู่เครื่องรับใช้เวลาเดินทางของคลื่นวิทยุ

$$\text{สูตร : ระยะทาง} = \text{ความเร็ว} * \text{เวลาที่ใช้เดินทาง}$$

$$\text{คลื่นวิทยุ : ความเร็ว} = 186,000 \text{ ไมล์ต่อนาที}$$

การวัดระยะเวลาในการเดินทาง คือ โดยการเทียบกันของคลื่นสัญญาณที่ดาวเทียมส่งมา กับคลื่นสัญญาณที่เครื่องรับ GPS ส่งมา ส่วนคลื่นที่ใช้ในการส่งจะเป็น Pseudo Random Noise Code (PRN) การวัดระยะเวลาที่คลื่นวิทยุใช้ในการเดินทางของ GPS จะต้องใช้นาฬิกาที่แม่นยำมาก ถ้า PRN CODE จากดาวเทียมมีข้อมูลเวลาที่คลื่นเริ่มออกเดินทางจากดาวเทียมเมื่อคลื่นสัญญาณจากดาวเทียมและคลื่นสัญญาณจากเครื่องรับ GPS สมวารกัน (Synchronize) และจะต้องใช้ Atomic Clock ในการวัดเวลา ส่วนเวลาที่ใช้ในการเดินทางจะสั้นมากประมาณ 0.06 วินาที คือเวลาของเครื่องรับ GPS \* เวลาของดาวเทียม ส่วนการบอกตำแหน่ง GPS ยังเป็นเวลาที่มีความแน่นอนถึง 10 นาโนวินาทีหรือดีกว่า

1. ต้องรู้ตำแหน่งของดาวเทียม GPS ที่แน่นอนในอวกาศ
2. วงโคจรสูงมากประมาณ 11,000 ไมล์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3. วงโคจรอาจคลาดเคลื่อน (Ephemeris Errors) เนื่องจากแรงโน้มถ่วงของดวงจันทร์และดวงอาทิตย์

4. สถานีควบคุมจะใช้เรดาร์ตรวจสอบการโคจรของดาวเทียม GPS ตลอดเวลาแล้วส่งข้อมูลไปปรับแก้ข้อมูลวงโคจรและเวลาของดาวเทียม เมื่อข้อมูลได้รับการปรับแก้แล้วจะถูกส่งมายังเครื่องรับ GPS

5. ต้องแก้ไขความคลาดเคลื่อนที่เกิดจากการเดินทางของคลื่นวิทยุมาสู่โลก  
สาเหตุที่ของความคลาดเคลื่อน (GPS Errors) ของค่าพิกัดที่คำนวณได้

1. เกิดจากการเดินทางสู่ชั้นบรรยากาศ Ionosphere จะมีประจุไฟฟ้า และชั้น Troposphere จะมีทั้งความชื้น อุณหภูมิ ความหนาแน่นที่แปรเปลี่ยนได้ตลอดเวลาใน

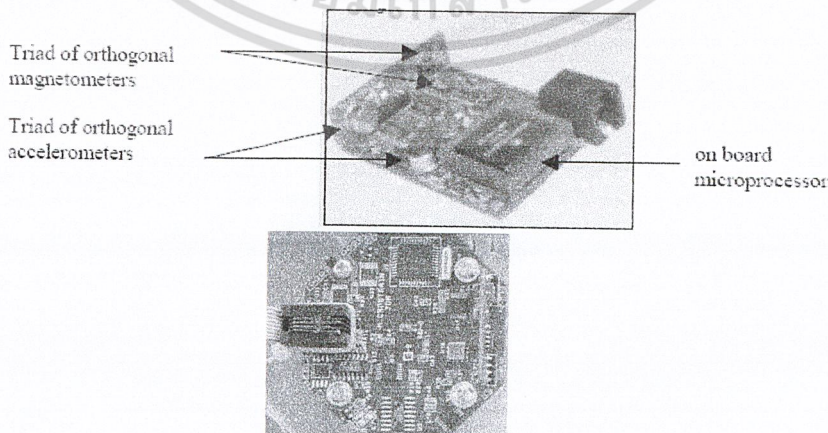
2. การสะท้อนของคลื่นสัญญาณไปในหลายทิศทาง(Multipath Error) ซึ่งที่ผิวโลกคลื่นสัญญาณต้องกระทบกับวัตถุต่างๆ ก่อนถึงเครื่องรับ GPS จะทำให้มีการหักเหและสัญญาณจะอ่อน

3. ปัญหาที่เกิดจากดาวเทียม(Check error, Ephemeris error) อาจเกิดจากวงโคจรคลาดเคลื่อนเนื่องจากแรงโน้มถ่วงของดวงจันทร์และดวงอาทิตย์หรืออาจเกิดจากความคลาดเคลื่อนของนาฬิกาเพียงเล็กน้อยจะทำให้การคำนวณระยะทางผิดพลาดได้มากเนื่องจากดาวเทียมอยู่สูงมาก

ความสัมพันธ์ทางเรขาคณิตระหว่างตำแหน่งของดาวเทียม และตำแหน่งของเครื่องรับ GPS ซึ่งจะคำนวณเป็นค่า GDOP = Geometric Dilution of precision ซึ่งเนื่องจากลักษณะการวางตัวของดาวเทียม

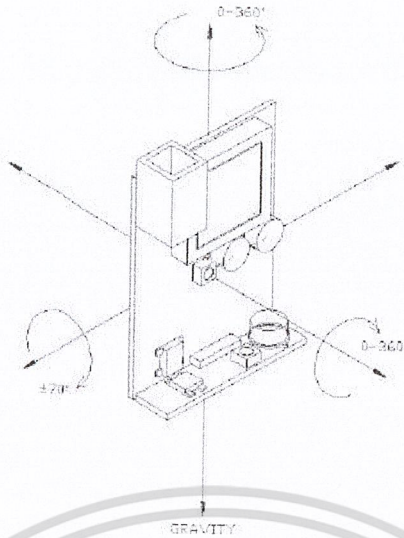
2.2.4 เซ็นเซอร์ 3DM

3DM ใช้ อุปกรณ์วัดความเร่ง 3 แกน( 3 orthogonal accelerometers) และอุปกรณ์วัดสนามแม่เหล็ก 3 แกน (3 orthogonal magnetometers) เพื่อวัดค่าแรงดึงดูดของโลก และเวกเตอร์ส่วนพื้นที่เกี่ยวกับแม่เหล็ก จากสิ่งซึ่งแยกวิเคราะห์ มุมแนวตั้ง(pitch),มุมแนวนอน(roll) และ มุมเอียง(yaw) ในเวลาที่เกิดขึ้นจริง อุปกรณ์วัดความเร่ง(accelerometers) จะให้การตอบสนองได้เร็วกว่าต้นกำเนิดอื่นๆที่ตามมาซึ่งฟังก์ชันของเหลวที่แยกโดยใช้ไฟฟ้า หรือ เซ็นเซอร์ เอียงตัวเกิดจากความร้อน



รูปที่ 2.47 3DM Sensor ที่ใช้งานจริง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.48 วงจรภายในและมุมการทำงาน

#### 2.2.4.1 โพรโตคอล การสื่อสารข้อมูลของ 3ดีเอ็ม (3DM)

##### 1. คำสั่งในการติดต่อ

ข้อมูลที่ส่งโดย 3DM สามารถควบคุมโดยคำสั่งเพียงหนึ่งหรือมากกว่าคำสั่ง ไบท์ (byte) เดียว แต่ละคำสั่งจะให้คำตอบภายในหมายเลขที่กำหนดไว้ของไบท์ 3DM จะไม่ส่งข้อมูลที่ไมได้ร้องขอผู้ใช้ สามารถเลือกว่าข้อมูล 3DM ไหนจะส่งโดยการเลือกหนึ่งหรือมากกว่าของคำสั่งเป็นตัวกำหนด

##### 2. รอบการคำนวณ

3DM บนเครื่องประมวลผลบอร์ดกระทำกับช่วงเวลาพักของนาฬิกาที่ 0.008192 วินาที เครื่องประมวลผลอ่านเอาพุทเซ็นเซอร์ดิบอย่างต่อเนื่อง สเกลในหน่วยทางกายภาพ และ ให้การกะเนของการกำหนดทิศทางของมัน ต้องใช้เวลาเพื่อทำการคำนวณที่ต้องการทั้งหมด เรียกว่ารอบการคำนวณ ความต่อเนื่องของรอบการคำนวณสามารถเป็นเสี้ยวตึก (tick) บนนาฬิกาได้หลายครั้ง ขึ้นอยู่กับข้อมูลอะไรที่ผู้ใช้ต้องการ

##### 3. โหมดคำสั่งที่ใช้งานใน 3DM

###### - โหมดคำสั่ง (Polled)

3DM มี 2 โหมดคำสั่ง โหมดแรกคือโหมด Polled เป็นโหมดพื้นฐาน ในโหมดนี้ 3DM จะส่งข้อมูลกลุ่มข้อมูลคำสั่ง ไบท์ (byte) ในแต่ละเวลาไบท์ซึ่งออกโดยคอมพิวเตอร์ที่เป็นโฮส (host) 3DM จะไม่ส่งกลุ่มข้อมูลที่ไม่ได้ร้องขอ ผู้ใช้อาจจะออกคำสั่ง ณ เวลาใดๆ ก็ได้ 3DM จะโต้ตอบโดยการส่งสิ่งที่คล้ายคลึงกลุ่มข้อมูลที่สมบูรณ์ของรอบการคำนวณปัจจุบัน หลายคำสั่งที่ออกโดยโฮส (host) จะถูกกั้นบนบอร์ด 3DM กับตัวที่ประมวลผลที่สมบูรณ์ของแต่ละรอบการคำนวณตามลำดับ

###### - โหมดต่อเนื่อง

โหมดคำสั่งที่ 2 คือโหมดต่อเนื่อง เพื่อเข้าสู่โหมดนี้ คอมพิวเตอร์โฮส(host) ต้องส่ง "Set Continuous Mode"(0x15) ตามด้วย null ไบท์ (0x00), ตามด้วยคำสั่งไบท์อื่นๆ ที่เป็นผู้ใช้เป็นคนเลือก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3DM ได้ตอบโดยการส่งกลุ่มข้อมูลที่สอดคล้องกันที่มีความสมบูรณ์ของทุกๆ รอบการคำนวณ สิ่งนี้ทำให้เกิดการไหลของข้อมูลที่อัตราสูงสุดที่เป็นไปได้ และที่ช่วงช่องว่างของเวลาอย่างเป็นรูปแบบเดียว (เช่น ช่วงเวลารอบการคำนวณ) อย่างไรก็ตามช่วงโหว่คอมพิวเตอร์โฮส (host) ต้องมีความสามารถในการกินและชี้แจงการไหลของข้อมูล ที่มีความเร็วพอเพียงเพื่อป้องกันการสูญหายของข้อมูลยกตัวอย่างเช่น ถ้าโฮส (host) ปลดปล่อยออก 0x15 ไบท์ ตามด้วย 0x00, ตามด้วย 0x11 ไบท์ 3DM จะถูกตั้งเข้าไปในโหมดต่อเนื่องและส่งกลุ่มข้อมูล "Send Scaled Sensor Vectors" ต่อไปอย่างต่อเนื่อง

เมื่อโหมดต่อเนื่องได้รับการติดตั้ง มันจะยังคงรักษาผลกระทบจนกระทั่งมันถูกยกเลิกโดยโฮส (host) โดยคำสั่ง "Set Continuous Mode" ตามด้วย 0x00, ตามด้วยไบท์คำสั่ง null (0x00) บันทึกว่าขณะที่อยู่ในโหมดต่อเนื่อง, กลุ่มข้อมูลที่เลือกเพื่อถูกส่งที่แต่ละรอบการคำนวณสามารถเปลี่ยนที่เวลาใดๆ โดยคำสั่ง "Set Continuous Mode" ตามด้วยไบท์คำสั่งที่ต้องการใหม่

โดยปกติ 3DM เริ่มต้นในโหมด Polled บน power up ในแอปพลิเคชันจำนวนหนึ่ง มันอาจจะเป็นที่ต้องการเพื่อให้ 3DM เข้าสู่โหมดต่อเนื่องได้ทันทีบน power up เพื่อให้สิ่งนี้เกิดขึ้น ผู้ใช้สามารถตั้งค่าของ LSB ของ EEPROM ตำแหน่งที่ 218 ให้เป็นคำสั่งไบท์ที่ต้องการ (MSB location 218 ควรตั้งไว้ที่ 0x00) power up ที่เกิดขึ้นตามมา 3DM จะเข้าสู่โหมดต่อเนื่องอัตโนมัติพร้อมกับคำสั่ง ทำงาน (active) ที่เลือก บันทึกว่า power up ต่อไปนี้ ผู้ใช้อาจจะปิดโหมดต่อเนื่องโดยใช้ไบท์ "Set Continuous Mode" ในภายหลัง ตามด้วย 0x00 เพื่อระงับ power up อัตโนมัติเข้าไปในโหมดต่อเนื่อง, ค่าของ EEPROM ตำแหน่งที่ 218 เป็น 0x0000

#### - รวมโหมดต่อเนื่องและโหมด Polled เข้าด้วยกัน

ขณะที่อยู่ในโหมดต่อเนื่อง คอมพิวเตอร์โฮส (host) อาจจะยังออกคำสั่งเป็นรายบุคคลเหมือนในโหมด Polled การตอบสนองคำสั่งเหล่านี้จะสอดคล้องกับการตอบสนองของโหมดต่อเนื่อง ที่จุดสมบูรณ์ของแต่ละรอบการคำนวณ อันดับแรก 3DM จะส่งการตอบสนองไปที่คำสั่งโหมดต่อเนื่องถ้าโหมดต่อเนื่องอยู่ในสถานะทำงาน (active) ต่อมาก 3DM จะตอบสนองคำสั่งรายบุคคลใดๆ ที่อยู่ในโหมด Polled ในกรณีนี้, 2 กลุ่มข้อมูลจะถูกส่ง (หนึ่งสำหรับคำสั่งต่อเนื่อง และอีกหนึ่งสำหรับโหมด Polled) ระหว่างรอบการคำนวณเดียวกัน. ซอฟแวร์ที่ใช้แปลงข้อมูลของคอมพิวเตอร์ host ต้องมีประสิทธิภาพในการแยกความแตกต่างของแต่ละกลุ่มข้อมูลด้วย

เมื่อไรก็ตามที่คำสั่ง Polled ออกไปในขณะที่ยังอยู่ในการทำงานของโหมดต่อเนื่อง รอบการคำนวณซึ่งถูกแสดง อาจถูกขยายเหนือความต่อเนื่องปกติของมันตามที่การปฏิบัติพิเศษต้องการ เพราะฉะนั้น, ข้อมูลต่อเนื่องที่ออกมาอาจจะมีช่วงเวลาที่ไม่มีมาเสมอ ณ จุดที่ออกคำสั่ง Polled ช่วงเวลาเว้นว่างที่แน่นอนสามารถสรุปโดยการตรวจสอบค่า "Timer Ticks" ซึ่งคืนกลับเป็นส่วนของการตอบสนองสำหรับคำสั่งส่วนมาก

#### 2.2.4.2 สิ่งที่ได้จากการทำงานของอุปกรณ์

3DM มีความสามารถในการคำนวณและรายงานข้อมูลชนิดต่างๆ สามารถเข้าถึงโดยการเลือกและการไบท์คำสั่งที่เหมาะสม ข้อมูลที่มีให้มีต่อไป

### 1. RawMag - (3 ส่วนประกอบ)

output แรงไฟฟ้าดิบของ 3 แกน อุปกรณ์วัดสนามแม่เหล็ก(magnetometers) แสดงไว้ใน term ของ code ตัวแปลง A/D ซึ่ง 0 แทน 0 Volts และ 4096 แทน 5 volts ไม่ถูกมาตราส่วนในหน่วยทางกายภาพ และไม่ใช่ส่วนประกอบรายบุคคลที่จำเป็นต้องเป็นมุมฉาก หรือการตั้งระบบ right-handed สำหรับแอปพลิเคชันส่วนมาก การส่ง MagField จะเหมาะสมมากกว่า

### 2. MagField - (ส่วนประกอบ X, Y และZ)

เป็นมุมที่ใช้กำหนดปริมาณและทิศทางและ magnitude ของสนามเป็นแม่เหล็กที่วัดในพริบตาเดียวซึ่ง 3DM ถูกนำออกแสดงปริมาณนี้ได้มาจากเอาพุท อุปกรณ์วัดสนามแม่เหล็ก (magnetometers) แต่ถูกมาตราส่วนและตรวจแก้สำหรับการไม่อยู่ในแนวเดียวกันของเครื่องจักร มันถูกแสดงใน term ของระบบ 3DM ที่ coordinate กันภายใน แต่ละส่วนประกอบของ มุม MagField ถูกส่งเป็นจำนวนเต็ม 16 บิต เพื่อเสร็จสิ้นการแปลงเป็นหน่วยทางกายภาพ, ค่าเหล่านี้ต้องหาร โดยค่าคงที่สเกล, 8192, และอื่นๆ

$$\begin{aligned} & \text{/MagField\_X \} \\ \text{Magnetic Field Vector (Earth Field Units*)} &= | \text{MagField\_Y} | / 8192 \\ & \text{\MagField\_Z /} \end{aligned}$$

อุปกรณ์วัดสนามแม่เหล็ก(Magnetometers) ถูก scale ซึ่งกันและกัน, แต่ไม่เป็นมาตรฐานสมบูรณ์ “หน่วยสนามโลก” เท่ากับความแข็งแรงสนาม geomagnetic ของโลกเห็นได้ในปัจจัยระหว่างการวัดขนาด

### 3. Accel - (ส่วนประกอบ X, Y และ Z)

เป็น vector ที่ใช้กำหนดปริมาณและทิศทางและ magnitude ของการวัดความเร่งในพริบตาเดียวซึ่ง 3DM ถูกนำออกแสดงปริมาณนี้ได้มาจากจาก output accelerometer, แต่ถูก scale และตรวจแก้สำหรับการไม่อยู่ในแนวเดียวกันของเครื่องจักร มันถูกแสดงใน term ของระบบ 3DM ที่ coordinate กันภายใน แต่ละส่วนประกอบของ Vector Accel ถูกส่งเป็นจำนวนเต็ม 16 บิต เพื่อเสร็จสิ้นการแปลงเป็นหน่วยทางกายภาพ, ค่าเหล่านี้ต้องหาร โดยค่าคงที่สเกล, 8192, และอื่นๆ

$$\begin{aligned} & \text{/ Accel\_X \} \\ \text{Acceleration Vector (G*)} &= | \text{Accel\_Y} | / 8192 \\ & \text{\ Accel\_Z /} \end{aligned}$$

$$* 1 G = 9.81\text{m/sec}^2$$

อุณหภูมิ – เป็นอุณหภูมิภายในของ 3DM

$$\begin{aligned} \text{Temperature (C)} &= \text{Temp} * 5 / (4096 * 0.01) \\ &= \text{Temp} * 0.12207 \end{aligned}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

#### 4. Timer Ticks

คือค่าของตัวนับเสียง ตี๊ก (tick) นาฬิกาบนบอร์ดตัวอย่างที่การเริ่มต้นของรอบการคำนวณ ปัจจุบัน แต่ละ ตี๊ก(tick)นาฬิกามีระยะเวลาความต่อเนื่อง 8.192 msec ค่าของTimer Ticks หมุนข้าม จาก+32767 ถึง -32768 (หรือจาก+65535ถึง 0 ถ้า Timer Ticks คิดโดยไม่มีเครื่องหมาย จำนวนเต็ม 16 บิต) ไค้งผิดพลาด ปรากฏทุกๆ 8 นาที่โดยประมาณ ซอฟแวร์ของคอมพิวเตอร์โฮส(host) ต้องมีความสามารถ ของการสืบหาและการชดเชยสำหรับ ไค้งผิดพลาด นี้ ถ้าบันทึกเวลาจริงๆเมื่อต้องการข้อมูลที่ได้รับ

$$\text{Time (sec)} = \text{Timer Ticks} * 0.008192$$

M - คือ 9 ส่วนประกอบต้นแบบการเปลี่ยนแปลงที่พร้อมเพรียงกัน ซึ่งอ้างถึงการปรับ 3DM ที่ เกี่ยวพันกับระบบพิกัดโลกที่กำหนด โดยมี X ซี้ที่เหนือ Y ซี้ที่ตะวันออก และ Z ซี้ลง ต้นแบบ M ได้มา จาก Accel และ มุม MagField ถ้า 3DM นำออกแสดงในความเร่งเชิงเส้น หรือการรบกวนแม่เหล็ก M จะ บรรจุถึงประดิษฐ์ เพื่อรองรับต้นแบบปัจจัย unit ค่าส่วนประกอบต้องถูกหารด้วยค่าคงที่ 8192

$$/ M_{11}, M_{12}, M_{13} \backslash$$

$$M = | M_{21}, M_{22}, M_{23} | / 8192$$

$$\backslash M_{31}, M_{32}, M_{33} /$$

หรือได้สมการดังต่อไปนี้

$$V_{3DMi} = M_{ij} \cdot V_{Ej}$$

ให้  $V_{3DM}$  คือ มุมในระบบพิกัดภายในของ 3DM

$V_E$  คือ มุมเดียวกันในสมการ ระบบพิกัดติดที่กำหนด

#### 5. Euler Angles

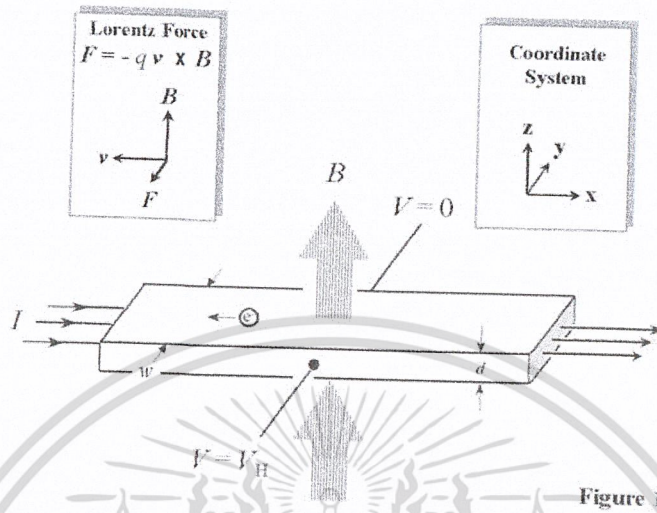
ประกอบด้วยมุม 3 มุม Roll, Pitch, และ Yaw การปรับของ 3DM ที่สัมพันธ์กับโลกที่กำหนด มุม เหล่านี้ถูกคำนวณตาม ZYX หรือ "Aircraft Yaw" เป็นการหมุนในแกน Z, Pitch คือการหมุนในแกน Y, และ Roll คือการหมุนในแกน X แต่ละมุมถูกกำหนดในรูปแบบของจำนวนเต็ม 16 บิต แต่ละของมุมต้อง ถูกคูณโดยค่าคงที่สเกล (360/65536) เพื่อรองรับมุมในหน่วยขององศา ระยะของ Yaw คือ +/-180 องศา ระยะ ของ Pitch คือ +/-90 องศา และระยะของ Roll คือ +/-180 องศา

##### 2.2.4.3 ปรากฏการณ์ฮอลล์ (Hall Effect)

ปรากฏการณ์ฮอลล์เป็นหลักการทางฟิสิกส์ที่พบโดย Edwin Hall ใน ค.ศ. 1879 ขณะนั้นเป็น นักศึกษามหาวิทยาลัยจอห์น ฮอปคินส์ ซึ่งมีอายุ 24 ปี ได้พบว่า เมื่อนำแผ่นตัวนำบางที่มีกระแสไฟฟ้าผ่าน ไปวางไว้ในบริเวณที่มีสนามแม่เหล็ก พาหะประจุ (charge carriers) ในตัวนำสามารถเบนไปจากแนวทาง เดิมได้และการเบนนี้มีผลทำให้เกิดสนามไฟฟ้าในแผ่นตัวนำบางในทิศตั้งฉากกับกระแสไฟฟ้า และ เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นอนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สนามแม่เหล็ก การค้นพบนี้เรียกว่า ปรากฏการณ์ฮอลล์ ซึ่งหลักการดังกล่าวนี้เป็นไปตามกฎแรงลอเรนซ์ (Lorentz force)

$$F = q(E + v \times B)$$



รูปที่ 2.49 การเกิดปรากฏการณ์ฮอลล์

1. แรงดันฮอลล์ (Hall voltage:  $V_H$ )

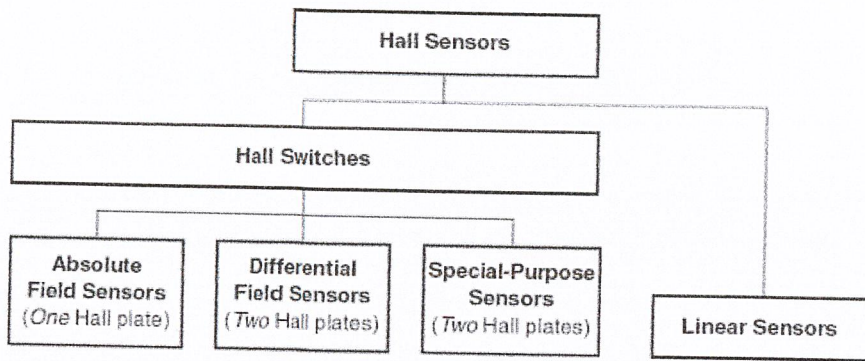
การเกิดแรงดันฮอลล์ (Hall voltage:  $V_H$ ) คือแรงดันแตกต่างที่เกิดขึ้นระหว่างขอบของสารที่มีกระแสไหลผ่านวางอยู่ในสนามแม่เหล็ก แรงดัน  $V_H$  นี้เกิดจากการที่ประจุถูกแรงกระทำตามกฎของลอเรนซ์โดยหาค่า  $V_H$  ได้ตามสมการ

$$V_H = \frac{IB}{qnd}$$

2. หัววัดสนามแม่เหล็ก (Hall-Effect Sensors)

ปัจจุบันหัววัดสนามแม่เหล็กจะเป็นสิ่งประดิษฐ์สารกึ่งตัวนำที่อยู่ในรูปของ Chip หรือ IC ซึ่งก็มีหลายแบบ โดยหลักการแล้วจะเป็นสารใดๆก็ได้ แต่ในทางเทคนิคการใช้งานแล้ว สารที่เหมาะสมที่สุดก็คือสารกึ่งตัวนำ (semiconductor) เนื่องจากสารกึ่งตัวนำมีค่า  $n$  ต่ำเช่น ซิลิกอน และเจอร์เมเนียม เมื่อเทียบกับโลหะซึ่งจะทำให้ได้ค่า  $V_H$  สูงทำให้วัดได้ง่าย เพราะค่า  $V_H$  นี้มีค่าน้อยมากไม่สามารถใช้โวลต์มิเตอร์ธรรมดาวัดได้ ต้องมีวงจรขยายที่มีอัตราขยายสูงและเที่ยงตรงเพื่อขยาย  $V_H$  ก่อนที่จะแสดงผลออกทางโวลต์มิเตอร์ที่ใช้งานกันอยู่ทั่วไป ด้วยเหตุนี้จึงมีผู้ผลิต Hall Sensor ในรูปของไอซีที่มีวงจรขยายอยู่ในตัว

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

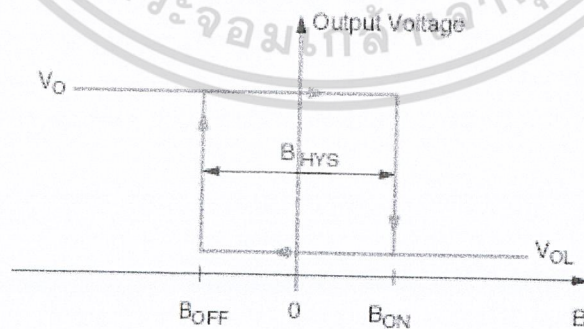


รูปที่ 2.50 การแบ่งประเภทของ Hall Effect sensor

โดยส่วนใหญ่จะแบ่ง Hall-Effect Sensors เป็น 2 แบบคือ แบบ Hall Switches ที่ให้เอาต์พุตเป็นแบบดิจิทัล และแบบ Linear sensor ที่ให้เอาต์พุตเป็นแบบอนาล็อก สำหรับงานต่างๆ โดยเฉพาะหลายแบบ ดังรูปที่ 2.50

- Hall switching (ให้สัญญาณเอาต์พุตเป็นแบบดิจิทัล)

Hall switches มีรวมอุปกรณ์เปรียบเทียบกับค่าที่กำหนดไว้ และจะเปลี่ยนค่าที่ได้เป็นเอาต์พุตดิจิทัล Hall switches จะประกอบด้วยเอาต์พุต open-drain ของทรานซิสเตอร์ และต้องต่อตัวต้านทาน pull-up กับแหล่งจ่ายไฟ Hall switches ทั่วไปจะมี Hall plate แผ่นเดียวและตอบสนองสนามแม่เหล็กเป็นค่าสมบูรณ์ที่ตั้งฉากกับแผ่น plate โดยคุณสมบัติของ Hall switch คือการเปลี่ยนแปลงค่าระหว่างสนามแม่เหล็ก  $B_{On}$  (หรือ  $B_{Op}$ ) กับ  $B_{Off}$  (หรือ  $B_{Rpn}$ ) ถ้าสนามแม่เหล็กมากกว่า  $B_{On}$  output ของทรานซิสเตอร์จะเปลี่ยนเป็น on แต่ถ้าสนามแม่เหล็กน้อยกว่า  $B_{Off}$  output ของทรานซิสเตอร์จะเปลี่ยนเป็น off ส่วนค่า magnetic hysteresis ( $B_{Hys}$ ) คือค่าความแตกต่างระหว่าง  $B_{On}$  กับ  $B_{Off}$  ดังรูปที่ 2.51

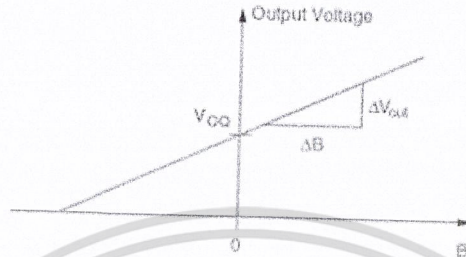


รูปที่ 2.51 การเปลี่ยนแปลงค่าแบบดิจิทัลและตัวแปรต่างๆ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- Linear sensor (ให้สัญญาณเอาต์พุตเป็นแบบอนาลอก)

Linear Hall sensors จะให้สัญญาณเอาต์พุตเป็นแบบอนาลอก ซึ่งสัดส่วนที่ได้ขึ้นอยู่กับความเข้มของสนามแม่เหล็กที่ผ่านแผ่น Hall plate เป็นมุมฉาก ลักษณะเอาต์พุตที่ได้จะถูกกำหนดโดยค่าตัวแปร  $V_{OO}$  (แรงดัน output quiescent) และความไว ดังรูปที่ 2.52



รูปที่ 2.52 การเปลี่ยนแปลงค่าแบบอนาลอกและตัวแปรต่างๆ

โดยที่

$V_{OO}$  คือแรงดันเอาต์พุตที่ไม่มีสนามแม่เหล็ก ( $B = 0 \text{ mT}$ )

ความไว คือ อัตราส่วนของ  $\frac{\Delta V_{OUT}}{\Delta B}$

2.3 ตัวควบคุมพีชชีลอจิก

2.3.1 ทฤษฎีพีชชีลอจิก

พีชชีลอจิกเป็นทฤษฎีทางตรรกศาสตร์ ที่ขยายมาจากทฤษฎีตรรกศาสตร์หลายค่า (multivalued logic) โดยนิยามค่าความจริงของประพจน์เป็นตัวแปรลิงกวิสติกได้และมีการนิยามการปฏิบัติการทางตรรกศาสตร์สำหรับพีชชีลอจิกไว้ต่างๆ กัน ในวิทยานิพนธ์นี้ จะอ้างอิงจากนิยามดั้งเดิมของ Zadeh ดังต่อไปนี้

**นิยาม 1** ค่าความจริงของประพจน์ในทฤษฎีพีชชีลอจิก

กำหนดให้  $V(A)$  เป็นพีชชีเซตในเอกภพสัมพัทธ์  $V = [0, 1]$  ซึ่งแทนค่าความจริงของประพจน์  $A$  จะได้ว่า

$$V(A) = \{(V_i, \mu_i | i = 1, 2, \dots, n \text{ } V_i \in [0, 1])\} \tag{2.1}$$

$$V(\text{not } A) = \{(1 - V_i, \mu_i | i = 1, 2, \dots, n \text{ } V_i \in [0, 1])\} \tag{2.2}$$

**นิยาม 2** การปฏิบัติการทางตรรกศาสตร์ในทฤษฎีพีชชีลอจิก

กำหนดให้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$V(A) = \{(V, \mu_A | \mu_A(V) \in [0,1], V \in [0,1])\}$$

$$V(B) = \{(V, \mu_B | \mu_B(V) \in [0,1], V \in [0,1])\}$$

จะได้ว่า

$$V(A) \wedge V(B) = V(A \text{ and } B) = \{(V, \min\{\mu_A(V), \mu_B(V)\})\} \tag{2.3}$$

$$V(A) \vee V(B) = V(A \text{ or } B) = \{(V, \max\{\mu_A(V), \mu_B(V)\})\} \tag{2.4}$$

$$\neg V(A) = \{(V, 1 - \mu_A(V))\} \tag{2.5}$$

$$\begin{aligned} V(A) \rightarrow V(B) &= V(A \rightarrow B) = \neg V(A) \vee V(B) \\ &= \{(V, \max\{(1 - \mu_A(V)), \mu_B(V)\})\} \end{aligned} \tag{2.6}$$

ในกรณีนี้

$$V(A) = \{(V_i, \alpha_i) | i = 1, 2, \dots, n; V_i \in [0, 1]; \alpha_i \in [0, 1]\}$$

$$V(B) = \{(\omega_i, \beta_i) | i = 1, 2, \dots, n; \omega_i \in [0, 1]; \beta_i \in [0, 1]\}$$

จะได้ว่า

$$V(A) \wedge V(B) = V(A \text{ and } B) = \left( \min\{V_i, \omega_i\}, \max_{\min\{V_i, \omega_i\}} \min\{\alpha_i, \beta_i\} \right) \tag{2.7}$$

$$V(A) \vee V(B) = V(A \text{ or } B) = \left( \max\{V_i, \omega_i\}, \max_{\max\{V_i, \omega_i\}} \min\{\alpha_i, \beta_i\} \right) \tag{2.8}$$

$$\begin{aligned} V(A) \rightarrow V(B) &= V(A \rightarrow B) = \neg V(A) \wedge V(B) \\ &= \left( \max\{V_i, \omega_i\}, \min\{1 - \alpha_i, \beta_i\} \right) \end{aligned} \tag{2.9}$$

Zadeh

ได้เสนอตารางความจริง สำหรับพิจารณาค่าความจริงในการปฏิบัติกรของฟัซซี่

ลอจิก โดยการขยายจากตรรกศาสตร์บูลีน มาเป็นตรรกะ 3 ค่า คือ true (T), false(F), และ unknow (T+F)

ได้ดังตารางดังต่อไปนี้

A	B	$\wedge$	$\vee$	$\neg A$
T	T	T	T	F
T	F	F	T	F
T	T+F	T+F	T	F
F	T	F	T	T
F	F	F	F	T
F	T+F	F	T+F	T
T+F	T	T+F	T	T+F
T+F	F	F	T+F	T+F
T+F	T+F	T+F	T+F	T+F

ตารางที่ 2.1 ตารางความจริงสำหรับตัวปฏิบัติการฟัซซี่ลอจิก ตามนิยามของ Zadeh

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Baldwin ได้เสนอการสร้างความจริงสำหรับฟัซซี่ลอจิก โดยทำกรนิยามเทอมและฟังก์ชันการเป็นสมาชิกของตัวแปรลึงกวิสติก "Truth" ซึ่งแสดงดังนี้

$$\begin{aligned} \text{True} &= \{(V, \mu_{\text{true}}(V) = V) | V \in [0, 1]\} \\ \text{False} &= \{(V, \mu_{\text{false}}(V) = 1 - \mu_{\text{true}}(V)) | V \in [0, 1]\} \\ \text{Very true} &= \{(V, \mu_{\text{true}}(V)^2) | V \in [0, 1]\} \\ \text{Very false} &= \{(V, (1 - \mu_{\text{true}}(V))^2) | V \in [0, 1]\} \\ \text{Fairly true} &= \{(V, \mu_{\text{true}}(V)^{1/2}) | V \in [0, 1]\} \\ \text{Fairly false} &= \{(V, (1 - \mu_{\text{true}}(V))^{1/2}) | V \in [0, 1]\} \\ \text{Undecided} &= \{(V, 1) | V \in [0, 1]\} \end{aligned}$$

ดังนั้น

$$\begin{aligned} (\text{very})^k \text{ true} &\rightarrow \text{absolutely true} && \text{เมื่อ } k \rightarrow \infty \\ (\text{very})^k \text{ false} &\rightarrow \text{absolutely false} && \text{เมื่อ } k \rightarrow \infty \\ (\text{fairly})^k \text{ true} &\rightarrow \text{undecided} && \text{เมื่อ } k \rightarrow \infty \\ (\text{fairly})^k \text{ false} &\rightarrow \text{undecided} && \text{เมื่อ } k \rightarrow \infty \end{aligned}$$

นอกจากนี้ Baldwin ได้นิยามตัวปฏิบัติการ "and" และ "or" ด้วย minimum และ maximum ตามลำดับ และสร้างตารางความจริงของการปฏิบัติการฟัซซี่ลอจิก ได้ผลลัพธ์ดังแสดงในตารางที่ 2.2

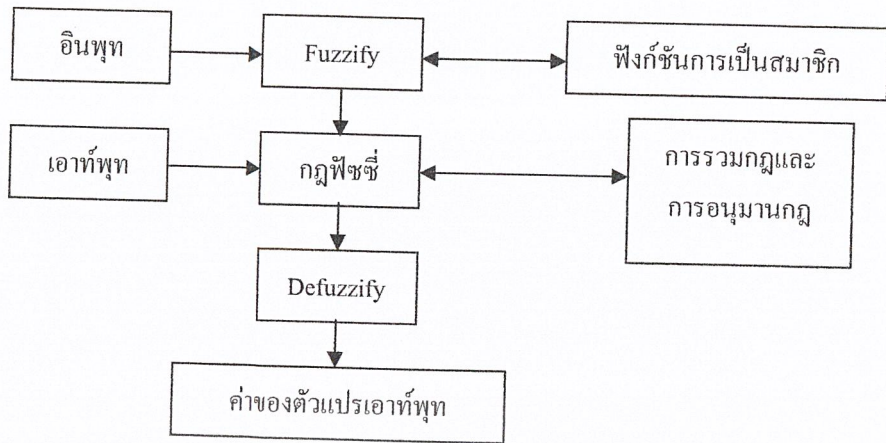
V(P)	V(Q)	V(PandQ)	V(PorQ)
False	False	False	False
True	False	False	True
True	True	True	True
Undecided	False	False	Undecided
Undecided	True	Undecided	True
Undecided	Undecided	Undecided	Undecided
True	Very true	True	Very true
True	Fairly true	Fairly true	True

ตารางที่ 2.2 ตารางความจริงสำหรับตัวปฏิบัติการฟัซซี่ลอจิก ตามนิยาม Baldwin

### 2.3.2 แบบจำลองฟัซซี่ (Fuzzy Model)

จากหัวข้อที่กล่าวมาแล้ว ทั้งหมดในเรื่องของ ฟัซซี่เซตจะถูกนำมาใช้ในแบบจำลองฟัซซี่ ซึ่งเป็นแบบจำลองที่ใช้ในการอนุมานค่าของตัวแปร ซึ่งมีขั้นตอนการทำงานดังบล็อกไดอะแกรมในรูปที่ 2.53

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.53 บล็อกไดอะแกรมของแบบจำลองฟัซซี่ลอจิก

จากบล็อกไดอะแกรมของแบบจำลองของฟัซซี่ลอจิก สามารถแยกอธิบายขั้นตอนได้ดังนี้

1. อินพุตและเอาต์พุตของแบบจำลองฟัซซี่ลอจิกก็คือ ตัวแปรของฟัซซี่เซต ซึ่งตัวแปรแต่ละตัวอาจจะมีเทอมเซตได้หลายเทอม อินพุตซึ่งเป็นตัวแปรของระบบ (State Variables) อาจจะมีที่ตัวก็ได้ ซึ่งจะขึ้นอยู่กับระบบ สำหรับตัวแปรของเอาต์พุตหรือที่เรียกว่า Action Variables ซึ่งเป็นตัวแปรที่ถูกประมาณค่าโดยแบบจำลองของฟัซซี่ลอจิก เพื่อนำไปใช้ในการออกแบบกฎฟัซซี่เพื่อใช้ในการควบคุมระบบต่อไป ปัญหาที่เกิดขึ้นในตอนนี้ก็คือการกำหนดจำนวนเทอมเซตของแต่ละตัวแปรว่าควรจะมีกี่เทอม จึงจะทำให้การอนุมานค่าของตัวแปรเอาต์พุตมีค่าใกล้เคียง ค่าตัวแปรที่แท้จริงมากที่สุด ซึ่งจุดนี้ผู้ออกแบบจำลองฟัซซี่จะต้องมีความรู้เกี่ยวกับระบบที่กำลังออกแบบอยู่พอสมควร

2. Fuzzify เป็นขั้นตอนการแปลงค่าของตัวแปรของอินพุตไปเป็นค่าระดับความเป็นสมาชิกของแต่ละเทอมเซต โดยใช้ฟังก์ชันความเป็นสมาชิกที่ได้เสนอไปแล้ว การเลือกใช้ฟังก์ชันความเป็นสมาชิกเราต้องเลือกให้เหมาะสมกับคุณสมบัติของตัวแปร เช่น ถ้าตัวแปรมีคุณสมบัติเป็นเชิงเส้นจะต้องเลือกฟังก์ชัน ความเป็นสมาชิกที่เป็นเชิงเส้นด้วยซึ่งอาจจะเป็นสมการรูปสามเหลี่ยม และรูปสี่เหลี่ยมคางหมู ส่วนตัวแปรที่มีคุณสมบัติไม่เป็นเชิงเส้นก็ต้องใช้ฟังก์ชันความเป็นสมาชิกที่ไม่เป็นเชิงเส้นด้วย เช่น ฟังก์ชันรูปตัว S,  $\pi$ , Beta, Gaussian

3. กฎฟัซซี่ (Fuzzy Rules) จะประกอบด้วยประพจน์ของฟัซซี่ โดยกฎฟัซซี่จะอยู่ในรูปของ IF-THEN เช่น

IF X is small THEN Y is positive

ที่ X และ Y เป็นตัวแปรฟัซซี่ ส่วน small และ positive เป็นเทอมเซตที่สอดคล้องกับตัวแปร X, Y และประพจน์ของฟัซซี่เซตคือ X is small และ Y is positive ประพจน์ที่ตามหลัง IF จะเป็นส่วนของเงื่อนไขที่เรียกว่า Antecedent ซึ่งก็คือ ส่วนของอินพุตของแบบจำลองฟัซซี่ลอจิกนั่นเอง และประพจน์ที่ตามหลัง THEN จะเรียกว่า Consequent หรือส่วนของเอาต์พุตของแบบจำลองฟัซซี่ลอจิก Antecedent อาจประกอบด้วยหลายประพจน์ซึ่งจำนวนของประพจน์จะขึ้นอยู่กับจำนวนตัวแปรของอินพุต และเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จำนวนของเทอมเซตของตัวแปรแต่ละตัว เช่น ถ้าอินพุตมีสองตัวแปรในส่วนของ Antecedent จะมีสองประพจน์ต่อกันในกฎหนึ่งกฎและในการเชื่อมต่อกันของประพจน์จะต้องมีตัวเชื่อมซึ่งในแบบจำลองฟัซซี่ลอจิกจะมีตัวเชื่อมอยู่สองตัวด้วยกันคือ ยูเนียน และ อินเตอร์เซกชัน เช่น ในกรณีที่เชื่อมด้วยยูเนียน

IF X small OR T is cool THEN is positive

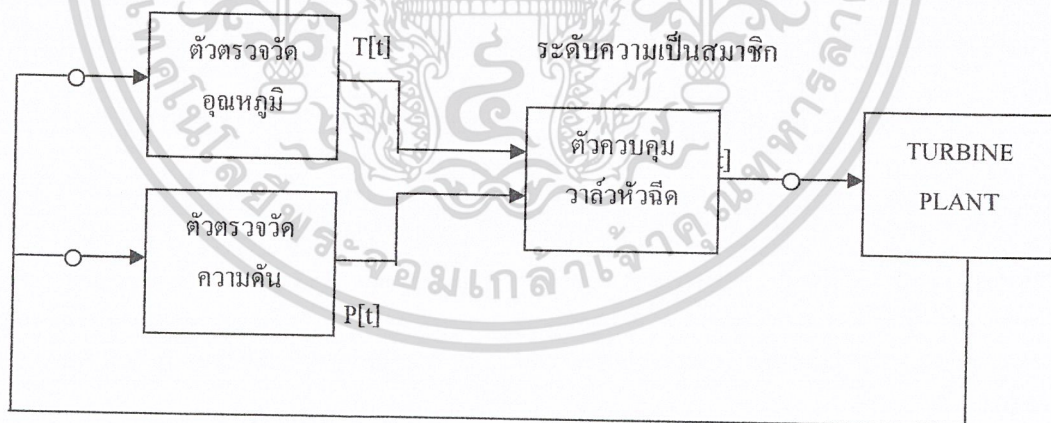
และในกรณีที่เชื่อมด้วยอินเตอร์เซกชัน

IF X small AND T is cool THEN Y is positive

นอกจากนี้ในกฎฟัซซี่เทอมเซตอาจจะมี Hedge มาขยายเช่น very และ large

IF X very small THEN is large positive

สำหรับจำนวนกฎในแบบจำลองฟัซซี่ลอจิกของระบบหนึ่ง ๆ จะขึ้นอยู่กับจำนวนของตัวแปรอินพุตและจำนวนเทอมของตัวแปรแต่ละตัวแปร เช่น ถ้าอินพุตมีสองตัวแปรและตัวแปรแต่ละตัวมี 5 เทอมเซตซึ่งจำนวนกฎทั้งหมดจะมีเท่ากับ 25 กฎ ตัวอย่างของแบบจำลองฟัซซี่ลอจิกที่ใช้กับระบบของ stream turbine ซึ่งมีแผนผังการควบคุมดังรูปที่ 2.54



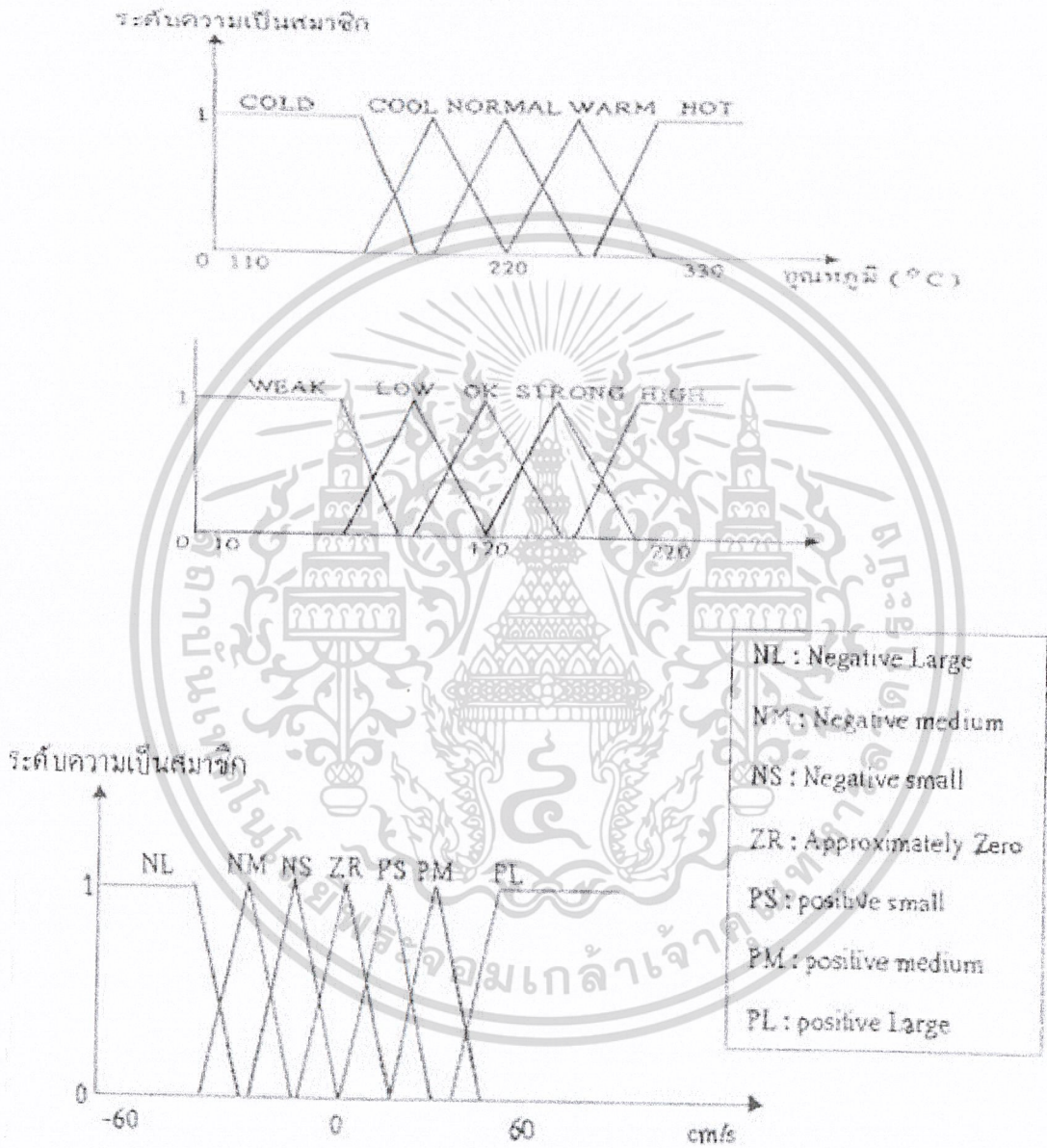
รูปที่ 2.54 แผนผังการควบคุม Stream Turbine

จากแผนผังของกระบวนการควบคุมของ Stream Turbine อินพุตของแบบจำลองฟัซซี่ลอจิกมีตัวแปรสองตัว คือ อุณหภูมิ และความดัน ส่วนเอาต์พุตมีตัวแปรหนึ่งตัว คือ การเปิดวาล์ว ตัวแปรของอินพุตแต่ละตัวจะมีเทอมเซตอย่างละ 5 เทอมคือ ถ้ากำหนดให้  $T[t]$  เป็นตัวแปรของอุณหภูมิที่วัดได้ในเวลา  $t$  ใด ๆ ซึ่งมีค่าของตัวแปรอยู่ 5 ค่าด้วยกันคือ  $T[t] = \{\text{cold, cool, normal, warm, hot}\}$  และสำหรับตัว

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

แปรของความดันที่วัดได้ในเวลา  $t$  ใดๆ ซึ่งมีค่าของตัวแปรนี้อยู่ 5 ค่า เช่นกันคือ  $P[t] = \{weak, low, ok, strong, high\}$  และตัวแปรของเอาต์พุต  $I[t]$  มี 7 เทอมเซตคือ

$I[t] = \{NL, NM, NS, ZR, PS, PM, PL\}$  ในรูปที่ 2.55 แสดงเทอมเซตของตัวแปรทั้ง 3 ตัวของระบบการควบคุม Stream Turbine



รูปที่ 2.55 เทอมเซตของตัวแปร (ก)อุณหภูมิ (ข)ความดัน (ค)การเปิดปิดวาล์ว

เมื่อออกแบบเทอมเซตของตัวแปรแต่ละตัวได้แล้ว ก็นำเทอมเซตของตัวแปรแต่ละตัวมาเขียนเป็นกฎฟัซซี่ได้ดังนี้

IF  $T[t]$  is cold AND  $P[t]$  is weak

THEN  $I[t]$  is positive large

IF  $T[t]$  is cool AND  $P[t]$  is weak

THEN  $I[t]$  is positive large

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

IF T[t] is normal AND P [t] is weak	THEN I[t] is positive medium
IF T[t] is warm AND P [t] is weak	THEN I[t] is positive medium
IF T[t] is hot AND P [t] is weak	THEN I[t] is positive small
IF T[t] is cold AND P [t] is low	THEN I[t] is positive medium
IF T[t] is cool AND P [t] is low	THEN I[t] is positive medium
IF T[t] is normal AND P [t] is low	THEN I[t] is positive small
IF T[t] is warm AND P [t] is low	THEN I[t] is positive small
IF T[t] is hot AND P [t] is low	THEN I[t] is positive small
IF T[t] is cold AND P [t] is low	THEN I[t] is positive small
IF T[t] is cool AND P [t] is ok	THEN I[t] is approximately zero
IF T[t] is normal AND P [t] is ok	THEN I[t] is approximately zero
IF T[t] is warm AND P [t] is ok	THEN I[t] is negative small
IF T[t] is hot AND P [t] is ok	THEN I[t] is negative medium
IF T[t] is cold AND P [t] is strong	THEN I[t] is negative small
IF T[t] is cool AND P [t] is strong	THEN I[t] is negative medium
IF T[t] is warm AND P [t] is strong	THEN I[t] is negative small
IF T[t] is hot AND P [t] is strong	THEN I[t] is negative large
IF T[t] is cold AND P [t] is high	THEN I[t] is negative medium
IF T[t] is cool AND P [t] is high	THEN I[t] is negative medium
IF T[t] is normal AND P [t] is high	THEN I[t] is negative medium
IF T[t] is warm AND P [t] is high	THEN I[t] is negative large
IF T[t] is hot AND P [t] is high	THEN I[t] is negative large

จากกฎทั้ง 25 กฎของระบบนี้ สามารถนำมาเขียนเป็นเมตริกซ์ที่แสดงถึงความสัมพันธ์ร่วมกันของตัวแปร ได้ดังตารางที่ 2.3 ซึ่งเมตริกซ์จะถูกเรียกว่า Fuzzy Associative Memory (FAM) FAM จะมีมิติเท่ากับจำนวนตัวแปรของอินพุต ซึ่งในตัวอย่างนี้มีสองตัวแปรดังนี้ FAM จะมีเมตริกซ์เป็นสองมิติขนาด  $M \times N$  เมื่อ  $M$  แทนจำนวนเทอมเซตของตัวแปรอุณหภูมิ และ  $N$  เป็นจำนวนเทอมเซตของตัวแปรความดัน และสมาชิกของเมตริกซ์นี้คือค่าของตัวแปรเอาต์พุตทั้ง 7 เทอม ส่วนในกรณีอื่น ๆ เช่นถ้าตัวแปรของอินพุตมี 3 ตัว FAM จะมี 3 มิติและขนาดของตาราง 3 มิติและขนาดของตาราง 3 มิตินี้จะเป็น  $M \times N \times P$  เมื่อ  $M$ ,  $N$  และ  $P$  เป็นจำนวนเทอมเซตของแต่ละตัวแปร เป็นต้น

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

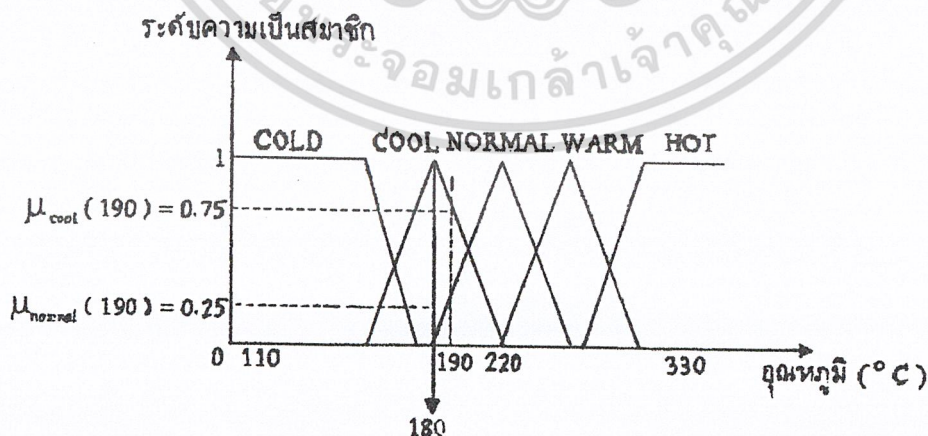
อุณหภูมิ \ ความดัน	COLD	COOL	NORMAL	WARM	HOT
WEAK	PL	PL	PM	PM	PS
LOW	PM	PM	PS	PS	PS
OK	PS	ZR	ZR	NS	MS
STRONG	NS	NM	NS	NM	NL
HIGH	NM	NM	NM	NL	NL

ตาราง 2.3 เมตริกซ์ FAM ของระบบควบคุม STREAM TURBINE

4. Defuzzify (Defuzzification) เป็นกระบวนการประมาณค่าของตัวแปรเอาต์พุต โดยการอนุมานจากค่าความจริงในส่วนของ Antecedent ของแบบจำลองฟัซซี่ลอจิก โดยค่าที่ได้จะเป็นเลขจำนวนจริงที่อยู่ในโดเมนของตัวแปรเอาต์พุตและค่านี้จะเป็นค่าคาดหวัง (Expected Value) ของตัวแปรฟัซซี่เซตที่นำไปใช้ในการควบคุมระบบต่อไป สำหรับการหาค่าคาดหวังของฟัซซี่เซตโดยการ Defuzzification นั้นมีอยู่หลายวิธีด้วยกัน คือ

4.1 กำหนดจากค่าความจริงที่มีค่าต่ำสุด (เฉพาะเทอมเซตที่เป็นสมาชิกเท่านั้น  $\mu_A(X) > 0$  เมื่อ A เป็นเทอมเซตใด ๆ) ของ Antecedent จากตัวอย่างแบบจำลองฟัซซี่ลอจิกที่ใช้กับระบบ Stream Turbine ในขั้นตอนของกฎฟัซซี่สามารถประมาณค่า  $\mu$  ที่เวลา  $t$  ใด ๆ ได้ดังนี้

สมมุติอุณหภูมิที่วัดได้เวลาเท่ากับ  $190^{\circ}\text{C}$  และความดันที่เวลาเดียวกับที่วัดอุณหภูมิเท่ากับ  $100 \text{ Kgm}^2$  จากกฎฟัซซี่เทอมเซต COOL และ NORMAL ที่ถูกนำมาพิจารณาดังนั้นสามารถประมาณค่าระดับการเปิดปิดวาล์วได้ดังนี้ดังรูปที่ 2.56



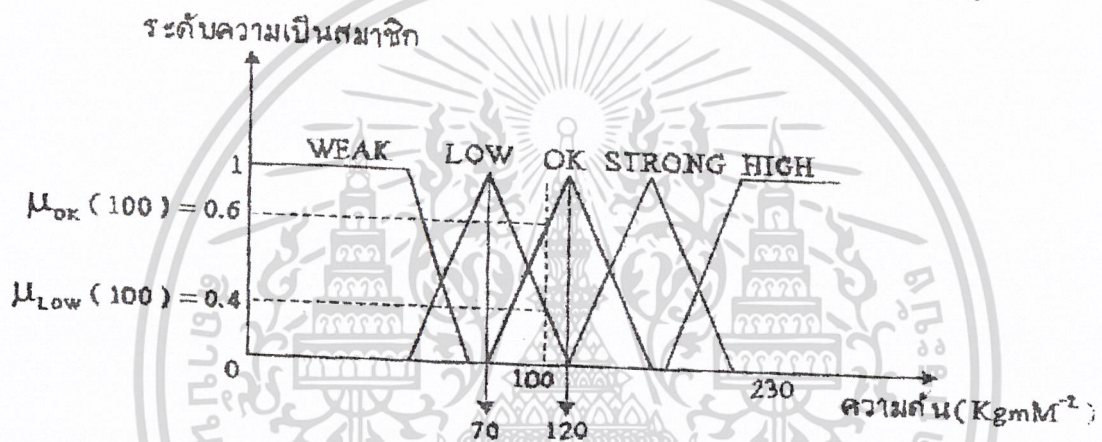
รูปที่ 2.56 การคำนวณค่าความเป็นสมาชิกของเทอมเซต COOL และ NORMAL

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\begin{aligned}\mu_{\text{COOL}}(X = 190; a = 140, b = 180, c = 220) &= \frac{1}{c-b} (c-x) \\ &= \frac{1}{40} (220 - 190) \\ &= 0.75\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\mu_{\text{NORMAL}}(X = 190; a = 180, b = 220, c = 260) &= \frac{1}{b-a} (x-a) \\ &= \frac{1}{40} (190 - 180) \\ &= 0.25\end{aligned}$$

ที่อุณหภูมิ  $190^{\circ}\text{C}$  ไม่ได้เป็นสมาชิกของเทอมเซต COLD, WARM และ HOT สำหรับความดันที่  $100 \text{ KgM}^2$  นั้นสาเหตุจากกฎฟัซซี่ที่มีเทอมเซต LOW และ OK ที่ถูกนำมาพิจารณาดังรูปที่ 2.57



รูปที่ 2.57 การคำนวณค่าความเป็นสมาชิกของเทอมเซต LOW และ OK

$$\begin{aligned}\mu_{\text{LOW}}(X = 100, a = 20, b = 70, c = 120) &= \frac{1}{c-b} (c-x) \\ &= \frac{1}{50} (120 - 100) \\ &= 0.4\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\mu_{\text{OK}}(X = 100, a = 70, b = 120, c = 170) &= \frac{1}{b-a} (x-a) \\ &= \frac{1}{50} (100 - 70) \\ &= 0.6\end{aligned}$$

ที่ความดัน  $100 \text{ KgM}^2$  ไม่เป็นสมาชิกของเทอมเซต WEAK, STRONG, และ HIGH ดังนั้นที่  $T[t] = 190^{\circ}\text{C}$  และ  $P[t] = 100 \text{ KgM}^2$  จะส่งผลให้เทอมเซต PM, ZR, และ PS เป็นเทอมที่ให้ประมาณค่า  $I[t]$  พิจารณาเมตริกซ์ FAM ในตารางที่ 2.3 กฎฟัซซี่ที่เป็นจริงอยู่ 4 กฎด้วยกันดังแสดงในตารางที่ 2.4 (กฎที่เป็นจริงจะถูกล้อมกรอบด้วยสี่ดำเข้ม)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

อุณหภูมิ \ ความดัน	COLD	COOL	NORMAL	WARM	HOT
WEAK	PL	PL	PM	PM	PS
LOW	PM	PM	PS	PS	PS
OK	PS	ZR	ZR	NS	MS
STRONG	NS	NM	NS	NM	NL
HIGH	NM	NM	NM	NL	NL

ตารางที่ 2.4 กฎที่เป็นจริงของ FAM เมื่อ  $T[t] = 190\text{ }^{\circ}\text{C}$  และ  $P[t] = 100\text{ Kgmm}^2$

สามารถประมาณค่าตัวแปรเอาต์พุต  $I[t]$  ด้วยค่าความจริงที่มีค่าต่ำสุดได้ดังรูปที่ 2.58

4.2 กำหนดจากค่าความจริงที่มีค่าสูงสุดของ Antecedent จากขั้นตอนการประมาณค่าตัวแปรเอาต์พุตในรูปที่ 2.58 จะมีความแตกต่างจากการ Defuzzification โดยใช้ค่าความจริงที่มีค่าต่ำสุด เฉพาะขั้นตอนการคำนวณค่า  $\mu_{\text{INFERENCE}}$  เท่านั้นซึ่งสามารถคำนวณได้ดังนี้

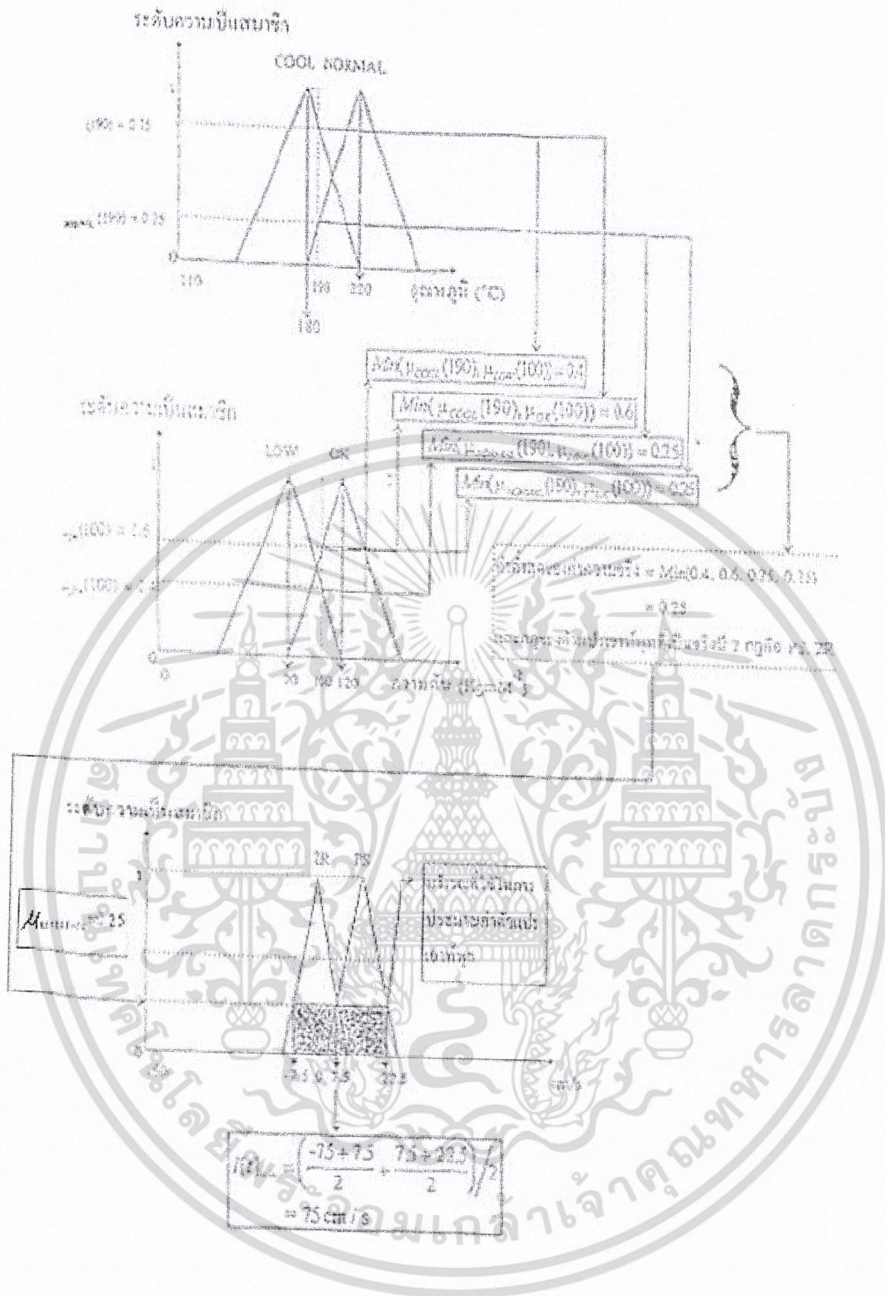
$$\begin{aligned}\mu_{\text{INFERENCE}} &= \text{Max}(0.4, 0.6, 0.25, 0.25) \\ &= 0.6\end{aligned}$$

กฎที่ใช้ในการประมาณค่า  $I[t]$  ในกรณีการ Defuzzification โดยวิธีนี้คือ

IF  $T[t]$  is cool AND  $P[t]$  is ok THEN  $I[t]$  is approximately zero

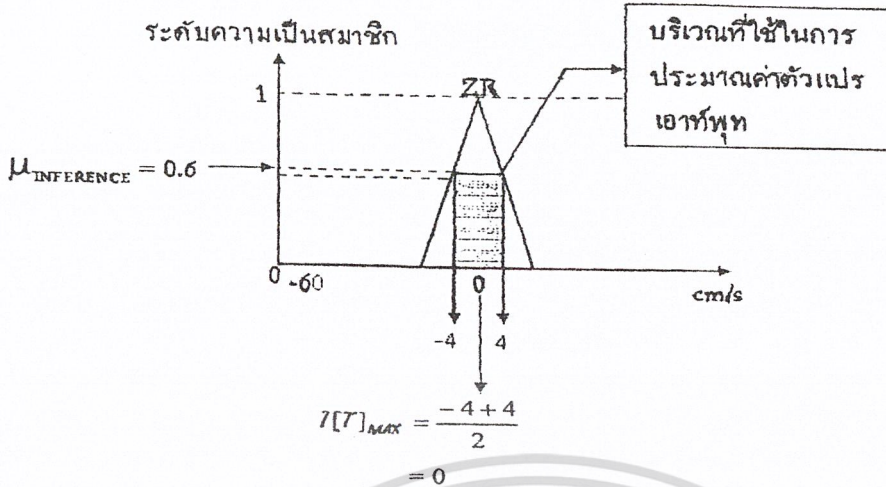
เนื่องจากกฎข้อนี้ให้ค่าความจริงที่มีค่าสูงสุด  $\mu_{\text{INFERENCE}} = 0.6$  ดังนั้นสามารถคำนวณค่าประมาณของ  $I[t]$  ได้ดังรูปที่ 2.58

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.58 ขั้นตอนการประมาณค่า  $I/\gamma$  โดยคำนวณจากค่าความจริงที่มีค่าต่ำสุด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.59 การ Defuzzification โดยใช้ค่าสูงสุดของค่าอัตราความเป็นสมาชิก

4.3 คำนวนจากค่าเฉลี่ยของกฎที่มีค่าความจริงสูงสุด หรือที่เรียกว่าวิธี Mean of Maximum MOM วิธีนี้คล้ายกับวิธีที่ใช้ค่าระดับความเป็นสมาชิกที่มีค่าสูงสุดในหัวข้อ 4.2 เพียงแต่เพิ่มค่าระดับความเป็นสมาชิกของกฎเดียวกันเป็นตัวหารซึ่งจากตัวอย่างของการควบคุมระบบ สามารถ คำนวน ได้ดังนี้

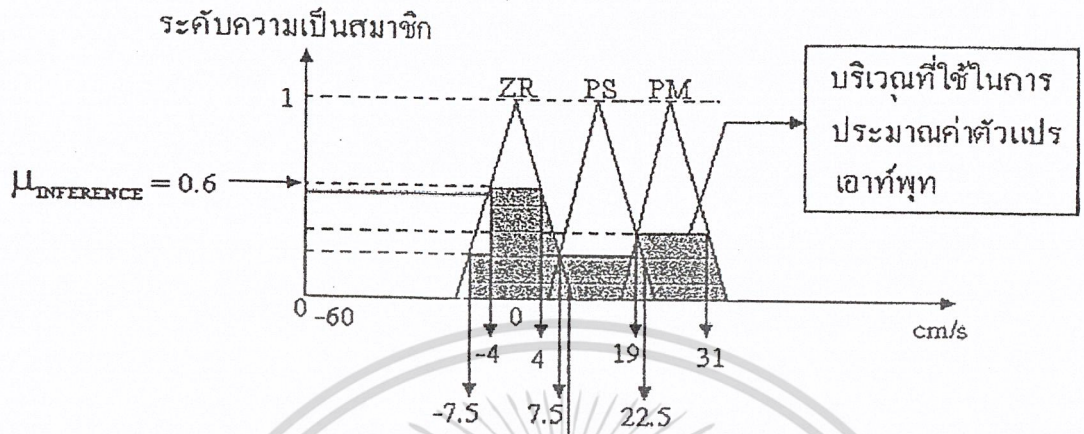
$$I[T]_{MOM} = \frac{-4 + 4}{0.6 + 0.6} = 0$$

4.4 การหาค่าจุดศูนย์กลาง (Centroid หรือ Center of Area : COA) เป็นการประมาณค่าของตัวแปรเอาต์พุตโดยการหาค่าจุดศูนย์กลางของพื้นที่ของกฎที่เป็นจริง ซึ่งลักษณะการคำนวณจะมีความแตกต่างจากสองวิธีแรก คือแทนที่จะประมาณค่าตัวแปรของเอาต์พุตโดยใช้ความจริงของกฎที่มีค่าความเป็นสมาชิกต่ำสุดหรือสูงสุด ก็จะ ใช้ค่าความจริงของกฎทุกข้อที่มีค่าระดับความเป็นสมาชิกมากกว่าศูนย์ ซึ่งในกรณีนี้กฎทุกข้อที่ถูกล้อมรอบด้วยเส้นทึบของตาราง FAM ในตารางที่ 2.4 ในตัวอย่างของระบบควบคุม Stream Turbine จะถูกนำมาประมาณค่าตัวแปร I[t] ทุกกฎซึ่งสามารถดำเนินการได้ดังนี้

จากขั้นตอนการประมาณค่าตัวแปรเอาต์พุตในรูปที่ 2.6 กฎที่ใช้ในการประมาณค่า I[t] ในกรณีการ Defuzzification โดยวิธีนี้คือ

- |                                   |                                 |
|-----------------------------------|---------------------------------|
| IF T[t] is cool AND P[t] is low   | THEN I[t] is positive medium    |
| IF T[t] is cool AND P[t] is ok    | THEN I[t] is approximately zero |
| IF T[t] is normal AND P[t] is low | THEN I[t] is positive small     |
| IF T[t] is normal AND P[t] is ok  | THEN I[t] is approximately zero |

ซึ่งมีค่า  $\mu_{\text{INFERENCE}}$  จะมี 4 ค่า ด้วยกันคือ  $\mu_{\text{INFERENCE}} = \{0.4, 0.6, 0.25, 0.25\}$  ดังนั้นสามารถคำนวณค่าประมาณของ  $I[\mu]$  ได้ดังรูป 2.60



$$I[\mu] = \frac{(-7.5 \cdot 0.25) + (-4 \cdot 0.6) + (4 \cdot 0.6) + (7.5 \cdot 0.25) + (7.5 \cdot 0.25) + (22.5 \cdot 0.25) + (19 \cdot 0.4) + (31 \cdot 0.4)}{0.25 + 0.6 + 0.6 + 0.25 + 0.25 + 0.4 + 0.25 + 0.4}$$

$$= 9.167 \text{ cm/s}$$

รูปที่ 2.60 การ Defuzzification โดยใช้วิธี COA

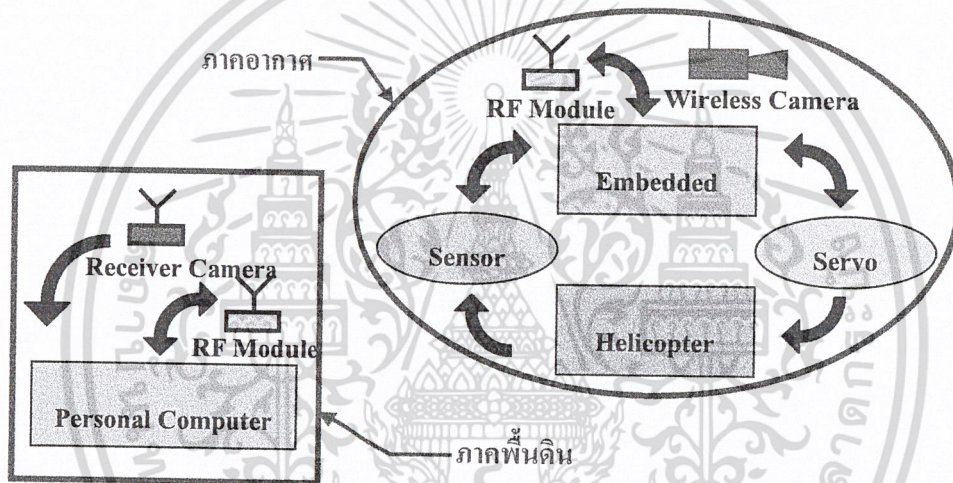
จากวิธีการ Defuzzification ที่ได้กล่าวมาแล้วทั้ง 4 วิธี วิธี COA เป็นวิธีที่นิยมใช้ในกระบวนการควบคุมมากกว่าวิธีอื่นเนื่องจากวิธีนี้ ใช้ข้อมูลข่าวสารของค่าความจริงของทุกกฎที่เป็นจริง ( $\mu_A(X) > 0$ ) ทำให้ค่าที่ได้มีความน่าเชื่อถือและเหมาะสมมากกว่าวิธีอื่น ๆ ที่ได้กล่าวมาแล้ว นอกจากนี้ยังมีวิธีอื่น ๆ อีกที่ค่าตัวแปรบางตัวสามารถปรับค่าได้ เช่น วิธี Basic Defuzzification Distribution : BADD และวิธี Semi Linear Defuzzification : SLIDE เป็นต้น

## บทที่ 3

### การออกแบบ

#### 3.1 การออกแบบระบบโดยรวม

การออกแบบนี้มีจุดประสงค์ที่ต้องการให้เฮลิคอปเตอร์เครื่องต้นแบบมีความสามารถในการที่จะควบคุมการทรงตัวกลางอากาศแบบอัตโนมัติได้ด้วยตัวเอง ซึ่งคอมพิวเตอร์สามารถติดต่อสื่อสารกับหน่วยประมวลผลที่ติดตั้งบนเฮลิคอปเตอร์ เพื่อส่งคำสั่งและรับข้อมูลจากอุปกรณ์ตรวจรู้ที่ติดตั้งบนเฮลิคอปเตอร์ นำมาแสดงผลบนจอคอมพิวเตอร์ ซึ่งข้อมูลจากอุปกรณ์ตรวจรู้ที่ติดตั้งบนเฮลิคอปเตอร์ เพื่อใช้ในการประมวลผล และแสดงผลซึ่งสามารถแบ่งได้ 4 ประเภทดังนี้



รูปที่ 3.1 การออกแบบการทำงานของระบบ

#### 1. ตำแหน่งของเฮลิคอปเตอร์

- ค่าตำแหน่งพิกัดในแนวราบ
- ค่าระยะความสูงจากระดับน้ำทะเล
- ค่าระยะความสูงจากพื้นดิน

#### 2. สถานะของเฮลิคอปเตอร์

- ทิศทางในการเคลื่อนที่
- ความเร็วในการเคลื่อนที่
- ความเร็วรอบของเครื่องยนต์
- มุมที่เฮลิคอปเตอร์เอียงก้ม และเงยที่กระทำกับแนวพื้นราบ
- มุมที่เฮลิคอปเตอร์เอียงด้านข้างซ้ายและด้านข้างขวาที่กระทำกับแนวพื้นราบ
- ทิศทางที่เฮลิคอปเตอร์หันหน้า

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

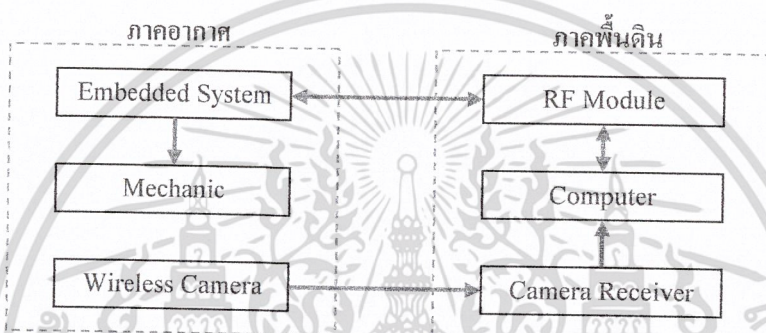
### 3. สิ่งแวดล้อมรอบ ๆ เฮลิคอปเตอร์

- ค่าระยะทางระหว่างสิ่งกีดขวางกับเฮลิคอปเตอร์วิทยุบังคับ
- ภาพบริเวณรอบ ๆ ที่เฮลิคอปเตอร์วิทยุบังคับบินไป

### 4. ตรวจสอบสัญญาณควบคุม

- ตรวจสอบสัญญาณควบคุมที่มาจากคอมพิวเตอร์
- ตรวจสอบสัญญาณควบคุมที่มาจากวิทยุบังคับ

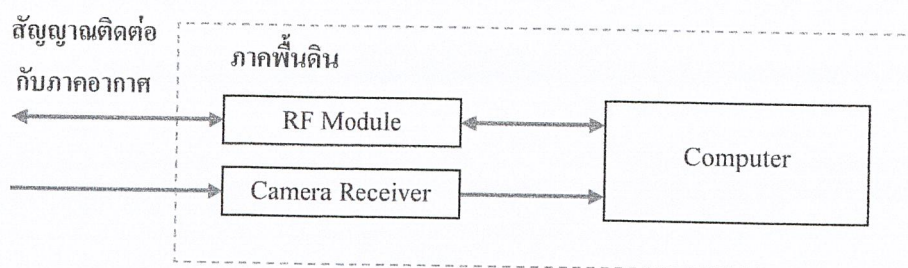
ซึ่งข้อมูลที่ต่างเหล่านี้จะได้จากอุปกรณ์ตรวจรู้เช่น Infrared, Ultrasonic, ตัววัดความเอียงทั้ง 3 แกนที่ติดตั้งบนเฮลิคอปเตอร์ แล้วถูกส่งมายังคอมพิวเตอร์ ดังนั้นจึงแบ่งการออกแบบเป็น 2 ส่วน ดังรูปที่ 3.2 คือ



รูปที่ 3.2 โครงสร้างการสื่อสารระหว่างส่วนภาคพื้นดินและภาคอากาศ

#### 3.1.1 ภาคพื้นดิน

คือส่วนคอมพิวเตอร์ที่มี Video Capture ที่คอยรับสัญญาณภาพแบบ S-video ที่แปลงมาจากอุปกรณ์รับสัญญาณภาพ ไร้สายที่รับสัญญาณที่ส่งมาจากภาคอากาศ และต่ออุปกรณ์รับส่งข้อมูลแบบไร้สายเพื่อติดต่อกับภาคอากาศ โดยส่งคำสั่งและรับข้อมูลจากอุปกรณ์ตรวจรู้ที่ติดตั้งบนเฮลิคอปเตอร์ผ่านทางพอร์ตอนุกรม เพื่อทำการแสดงผลของข้อมูลที่รับเข้ามาประมวลผล โดยต้องกำหนดรูปแบบการสื่อสารและตรวจสอบเพื่อให้สามารถรับส่งข้อมูลได้อย่างถูกต้อง และแสดงผลเป็นรูปภาพ หรือค่าสถานะของเฮลิคอปเตอร์ในรูปแบบต่าง ๆ เพื่อให้ผู้ใช้มีความเข้าใจในการอ่านข้อมูลที่มาจกเฮลิคอปเตอร์มากขึ้น โดยมีส่วนประกอบ 3 ส่วน ดังรูปที่ 3.3 คือ



รูปที่ 3.3 โครงสร้างทำงานในของส่วนภาคพื้นดิน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

**1. คอมพิวเตอร์ (Computer)**

เป็นส่วนที่ทำหน้าที่รับข้อมูลสถานะของเฮลิคอปเตอร์ที่ส่งมาจากภาคอากาศ ผ่าน RF Module เข้ามายังพอร์ตอนุกรมของคอมพิวเตอร์ ซึ่งจำเป็นต้องกำหนดรูปแบบของข้อมูลที่ใช้ในการสื่อสาร เพื่อตรวจสอบความถูกต้องของข้อมูล และรับสัญญาณภาพจาก Camera Receiver ซึ่งส่งสัญญาณในรูปแบบ S-Video ดังนั้นจึงต้องใช้อุปกรณ์ Video Capture เพื่อแปลงสัญญาณภาพเป็นข้อมูลเข้าเครื่องคอมพิวเตอร์ เมื่อแปลงข้อมูลที่ได้รับข้อมูลจากภาคอากาศมาแล้ว จึงประมวลผลและแสดงผลออกทางหน้าจอคอมพิวเตอร์เป็นรูปภาพ หรือค่าสถานะของเฮลิคอปเตอร์ในรูปแบบต่าง ๆ เพื่อให้ผู้ใช้มีความเข้าใจในการอ่านข้อมูลที่มาจากภาคอากาศ

**2. อุปกรณ์รับส่งข้อมูลไร้สาย (RF Module)**

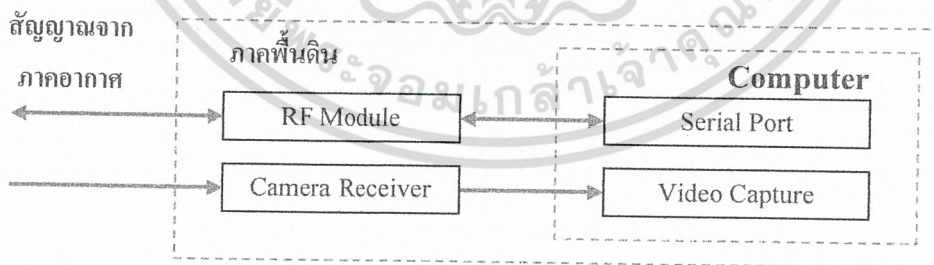
เป็นส่วนที่ทำหน้าที่รับ-ส่งข้อมูลระหว่างคอมพิวเตอร์กับระบบควบคุมที่ติดตั้งอยู่ที่เฮลิคอปเตอร์ ซึ่งเป็นการสื่อสารแบบไร้สาย โดยแปลงสัญญาณจาก RS-232 เป็นคลื่นวิทยุและจากคลื่นวิทยุเป็น RS-232 เพื่อความคล่องตัวในการเคลื่อนที่ของเฮลิคอปเตอร์ ซึ่งระยะทางที่ใช้ในการสื่อสารจะขึ้นอยู่กับความแรงของสัญญาณตัวส่ง

**3. อุปกรณ์รับสัญญาณภาพไร้สาย (Camera Receiver)**

เป็นส่วนที่ทำหน้าที่รับสัญญาณภาพจากกล้องไร้สาย และแปลงเป็นสัญญาณวิดีโอที่ได้รับจากกล้องไร้สายที่ติดตั้งอยู่บนเฮลิคอปเตอร์ในรูปแบบสัญญาณ S-Video โดยระยะทางในการสื่อสารขึ้นอยู่กับความแรงของสัญญาณจากตัวกล้องไร้สาย

**3.1.1.1 การนำข้อมูลเข้าคอมพิวเตอร์ (Computer)**

เนื่องจากข้อมูลที่รับจากภาคอากาศมี 2 รูปแบบคือ ข้อมูลจากอุปกรณ์ตรวจรู้ Infrared, Ultrasonic, อุปกรณ์วัดความเอียง ที่ติดตั้งอยู่บนเฮลิคอปเตอร์ และสัญญาณภาพที่ได้รับจากตัวกล้องไร้สาย ขณะควบคุมเฮลิคอปเตอร์ จึงแบ่งช่องทางการรับส่งข้อมูลเป็น 2 ช่องทางดังรูปที่ 3.4 คือ



รูปที่ 3.4 รายละเอียดการช่องทางการนำข้อมูลเข้าคอมพิวเตอร์

**1. ช่องทางรับส่งข้อมูลผ่านทางพอร์ตอนุกรม (Serial Port)**

เป็นช่องทางการรับส่งข้อมูลคำสั่งเพื่อใช้ในการสื่อสารติดต่อระหว่างภาคอากาศ กับคอมพิวเตอร์ เพื่อใช้ในการประมวลผล และแสดงผลข้อมูลสถานะที่ได้รับจากตัวเฮลิคอปเตอร์ โดยข้อมูลจะได้จากการ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

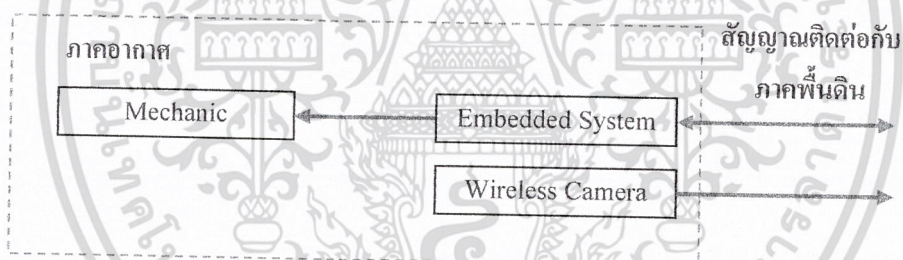
แปลงสัญญาณของ RF Module ซึ่ง RF Module จะรับส่งข้อมูลในรูปแบบ RS-232 เข้าพอร์ตอนุกรมของคอมพิวเตอร์ที่ต่อกับ RF Module

## 2. ช่องทางรับข้อมูลผ่านทางวิดีโอแคปเจอร์ (Video Capture)

เป็นช่องทางการรับสัญญาณภาพจากอุปกรณ์รับสัญญาณภาพกล้องไร้สาย โดยสัญญาณที่เข้ามาเป็นสัญญาณรูปแบบ S-Video โดยช่องทางรับข้อมูลผ่านทางวิดีโอแคปเจอร์ในการแปลงสัญญาณภาพเป็นข้อมูลเข้าเครื่องคอมพิวเตอร์ โดยตัวอุปกรณ์นั้นสามารถส่งผ่านได้หลายช่องทางเช่น ทางพอร์ต USB, IEEE 1394 (Fire wire) หรือทาง Slot PCI เพื่อแสดงผลที่จอคอมพิวเตอร์ ซึ่งในโครงการนี้ได้เลือกใช้การติดต่อผ่านทาง Slot PCI เพราะมีการใช้งานอย่างแพร่หลายทั่วไป มีประสิทธิภาพเพียงพอกับระบบที่ออกแบบไว้ และมีราคาถูก

### 3.1.2 ภาคอากาศ

คือส่วนเฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุที่ติดตั้งหน่วยประมวลผล อุปกรณ์ควบคุม อุปกรณ์ตรวจจับ และอุปกรณ์สื่อสารเพื่อติดต่อกับภาคพื้นดิน โดยภาคพื้นดินจะรับข้อมูลจากอุปกรณ์ตรวจจับที่ตั้งอยู่บนเฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุนำไปใช้ในการประมวลผล เพื่อกำหนดค่าให้กับอุปกรณ์ควบคุม ที่ใช้ในการสร้างสัญญาณในการควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ เพื่อใช้ในการควบคุมการบินทรงตัวกลางอากาศได้อัตโนมัติ และส่งข้อมูลไปยังภาคพื้นดินในรูปแบบการสื่อสารที่กำหนดไว้ โดยมีส่วนประกอบ 3 ส่วนดังรูปที่ 3.5 คือ



รูปที่ 3.5 โครงสร้างทำงานในของส่วนภาคอากาศ

#### 1. ระบบควบคุม (Embedded System)

เป็นส่วนที่ทำหน้าที่อ่านข้อมูลจากอุปกรณ์ตรวจจับที่ตั้งบนเฮลิคอปเตอร์ และนำข้อมูลที่ได้มาประมวลผล เพื่อส่งข้อมูลที่ประมวลผลแล้วไปควบคุมการบินทรงตัวกลางอากาศ และยังทำหน้าที่รับ - ส่งข้อมูลระหว่างเฮลิคอปเตอร์และคอมพิวเตอร์ที่อยู่บนภาคพื้นดิน ซึ่งข้อมูลที่ส่งไปยังภาคพื้นดิน เมื่อได้รับคำสั่งตามรูปแบบการสื่อสารที่กำหนดไว้ จำเป็นต้องเก็บข้อมูลขณะทำการบินอยู่ในรูปแบบของ Log File เพื่อนำไปใช้ในการวิเคราะห์ข้อมูล

#### 2. กล้องไร้สาย (Wireless Camera)

เป็นส่วนที่ติดตั้งอยู่บนเฮลิคอปเตอร์เพื่อทำหน้าที่เก็บภาพเคลื่อนไหวขณะทำการบินแบบ Real Time และส่งสัญญาณภาพที่ได้นั้นออกมาเป็นสัญญาณวิทยุ เพื่อให้ตัวรับสัญญาณที่อยู่ภาคพื้นดินแปลง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

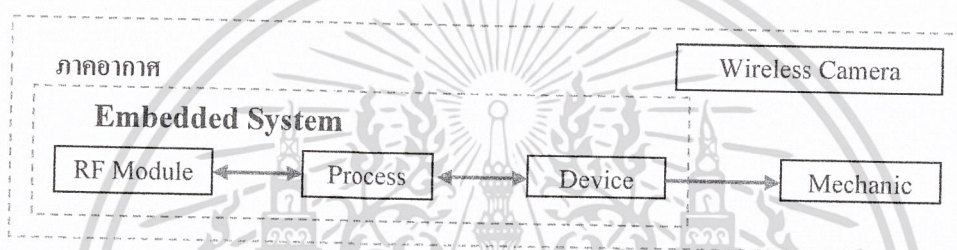
สัญญาณเข้าเครื่องคอมพิวเตอร์ให้แสดงผลบนหน้าจอคอมพิวเตอร์ ให้ผู้ใช้เห็นสิ่งต่างๆ ขณะเฮลิคอปเตอร์กำลังบินอยู่ โดยการส่งสัญญาณภาพนั้นจะไม่เกี่ยวข้องกับระบบควบคุม

### 3. กลไกควบคุม (Mechanic)

เป็นส่วนที่ติดตั้งมากับเฮลิคอปเตอร์อยู่แล้ว ซึ่งเป็นกลไกที่ได้รับการออกแบบมาเป็นอย่างดีเพื่อใช้ในการควบคุมเฮลิคอปเตอร์ให้เคลื่อนที่ในลักษณะต่าง ๆ ตามการควบคุมของเซอร์โวมอเตอร์ โดยกลไกเหล่านี้จะไปปรับมุมใบพัด 4 จุดคือ ใบพัดหลัก 1 จุด ใบพัดควบคุมการเคลื่อนที่ในแนวราบ 2 จุด และใบพัดหาง 1 จุด นอกจากนี้ยังไปควบคุมความเร็วรอบเครื่องยนต์ของเฮลิคอปเตอร์

#### 3.1.2.1 การออกแบบระบบควบคุม (Embedded System)

เนื่องจากระบบควบคุมนี้ใช้ในการควบคุมเฮลิคอปเตอร์ ให้สามารถทรงตัวกลางอากาศได้อย่างอัตโนมัติ ซึ่งสามารถแบ่งส่วนประกอบออกเป็น 3 ส่วน ดังรูปที่ 3.6 คือ



รูปที่ 3.6 รายละเอียดการออกกระบบควบคุม

#### 1. ส่วนการสื่อสารไร้สาย (RF Module)

เป็นส่วนที่ทำกรแปลงรูปแบบสัญญาณไปมาระหว่างสัญญาณดิจิทัล (RS-232) และสัญญาณวิทยุคลื่น FM เพื่อให้ส่วนประมวลผลสามารถติดต่อสื่อสารกับคอมพิวเตอร์ที่อยู่บนพื้นดินได้ โดยการทำงานเป็นแบบ Half Duplex

#### 2. ส่วนการประมวลผล (Process)

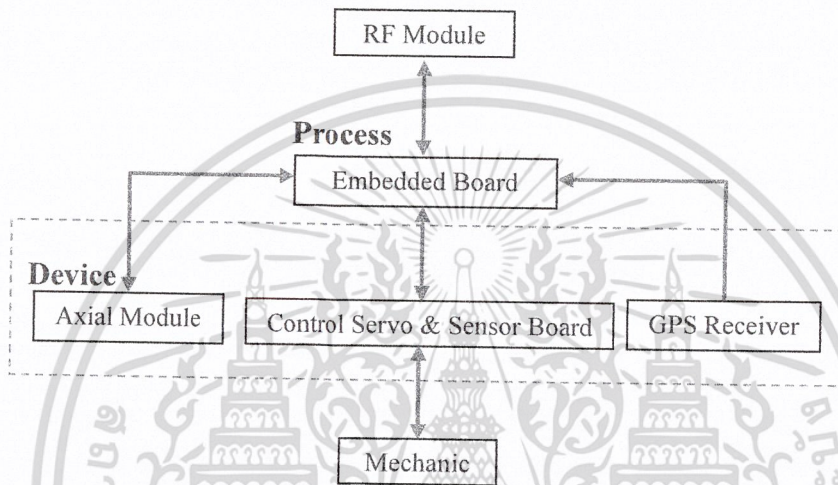
เป็นส่วนที่ได้รับคำสั่งจากคอมพิวเตอร์ และส่งข้อมูลจากอุปกรณ์ตรวจรู้ที่ติดตั้งบนเฮลิคอปเตอร์กลับมายังคอมพิวเตอร์เพื่อแสดงผลผ่านหน้าจอคอมพิวเตอร์ โดยการรับส่งข้อมูลนี้จะผ่านส่วนการสื่อสารไร้สาย และรับข้อมูลสถานะของเฮลิคอปเตอร์จากส่วนอุปกรณ์ควบคุม-ตรวจรู้ พร้อมทั้งสามารถส่งคำสั่งเพื่อควบคุมการทำงานให้กับส่วนอุปกรณ์ควบคุม-ตรวจรู้ได้เช่นกัน

#### 3. ส่วนอุปกรณ์ควบคุม-ตรวจรู้ (Device)

เป็นส่วนควบคุมเซอร์โวมอเตอร์และกลไกต่าง ๆ เพื่อให้เฮลิคอปเตอร์เคลื่อนที่ในรูปแบบต่าง ๆ โดยรับคำสั่งควบคุมจากส่วนการประมวลผล และวัดค่าต่าง ๆ ที่ส่วนการประมวลผลต้องการจากเฮลิคอปเตอร์ส่งไปยังภาคพื้นดิน เพื่อควบคุมการทรงตัวของเฮลิคอปเตอร์

### 3.1.2.2 การออกแบบส่วนประมวลผล และส่วนควบคุม-ตรวจรู้ (Process & Device)

ในส่วนอุปกรณ์ควบคุม-ตรวจรูนั้นแบ่งเป็นส่วนย่อย ๆ เนื่องจากส่วนอุปกรณ์ควบคุม-ตรวจรู้จำเป็นต้องรับค่าข้อมูลหลายอย่าง เพื่อใช้ในการประมวลผลที่ถูกต้อง ดังนั้นการเลือกใช้อุปกรณ์ตรวจรู้ควรเป็นอุปกรณ์เฉพาะทางที่สามารถประมวลผล เพื่อให้ได้ข้อมูลที่มีหน่วยมาตรฐานสากล และเลือกรูปแบบรับส่งค่าข้อมูลเข้ามาประมวลผลต้องผ่าน I/O ของส่วนการประมวล ซึ่งการติดต่อกับส่วนการสื่อสารไร้สายและส่วนอุปกรณ์ควบคุม-ตรวจรู้ ทั้งหมดติดต่อกันโดยผ่านพอร์ตอนุกรมของส่วนประมวลผล ดังนั้นการออกแบบส่วนประมวลผล และส่วนควบคุม-ตรวจรู้ได้เป็น 4 ส่วน ดังรูปที่ 3.7 คือ



รูปที่ 3.7 การออกแบบการทำงานภายในส่วนการประมวลผล

#### 1. Embedded Board (Vortex86 รุ่น 6071)

เป็นส่วนประมวลผลข้อมูลต่าง ๆ ซึ่งใช้ CPU ตระกูล x86 ความเร็ว 166 MHz และมี SDRAM ขนาด 128MB on board เนื่องจากการติดต่อกับส่วนการสื่อสารไร้สายและส่วนควบคุม-ตรวจรู้ ทั้งหมดติดต่อกันโดยผ่านทางพอร์ตอนุกรม และเลือกใช้ระบบปฏิบัติการ Linux ซึ่งมีความเสถียรสูง ใช้ทรัพยากรน้อย เป็นที่แพร่หลายในระบบ Embedded System และพัฒนาง่าย (รายละเอียดของอุปกรณ์ดูจากภาคผนวก ข)

#### 2. GPS Receiver (Holux รุ่น GM-82)

เป็นอุปกรณ์ที่รับสัญญาณ GPS จากดาวเทียมเพื่อบอกตำแหน่งของเฮลิคอปเตอร์ ซึ่งใช้ SiRF Star II Chipset ที่สามารถรับสัญญาณจากดาวเทียม 12 ดวงพร้อมกัน และอ่านข้อมูลทางพอร์ตอนุกรมที่มีความเร็ว 4800 bps ด้วยโปรโตคอล NMEA 0183 ซึ่งข้อมูลที่ได้จากอุปกรณ์มีดังนี้

- เวลา วัน/เดือน/ปี และ ชั่วโมง:นาที่:วินาที
- ตำแหน่งพิกัด Latitude Longitude
- ความเร็วในการเคลื่อนที่
- ทิศทางในการเคลื่อนที่

สามารถดูรายละเอียดของอุปกรณ์เพิ่มเติมจากภาคผนวก ข

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3. Axial Module (MicroStrain รุ่น 3DM)

เป็นอุปกรณ์ที่วัดสนามแม่เหล็ก และวัดแรงดึงจุดโลก 3 แกน เพื่อบอกทิศทางที่หัน ความเอียง และการเคลื่อนที่ของเฮลิคอปเตอร์ ซึ่งข้อมูลที่ได้จากอุปกรณ์มีดังนี้

- มุม Roll Pitch และ Yaw
- ค่าสนามแม่เหล็ก 3 แกน
- ค่าความเร่งในการเคลื่อนที่ 3 แกน

สามารถดูรายละเอียดของอุปกรณ์เพิ่มเติมจากภาคผนวก ข

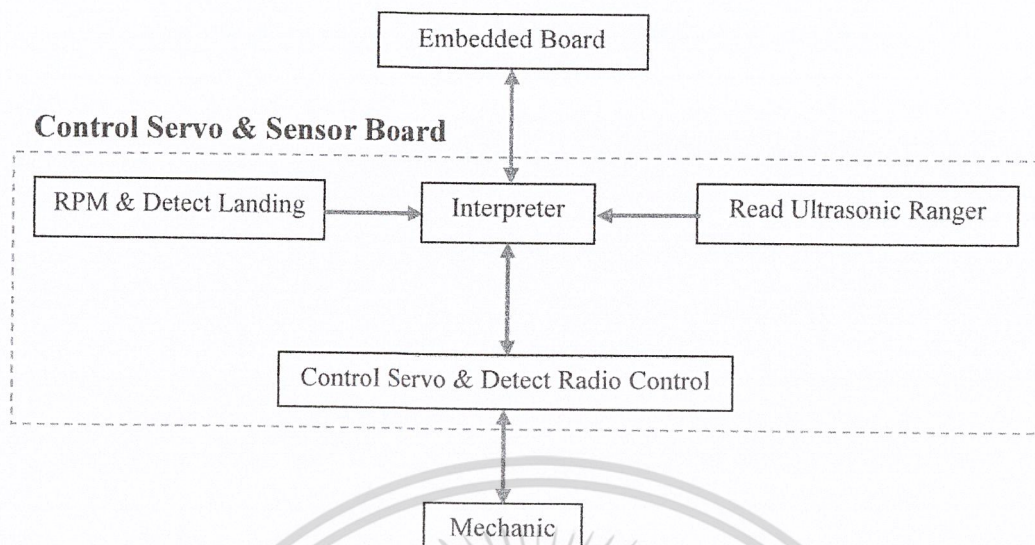
### 4. Control Servo & Sensor Board

เป็นบอร์ดที่ออกแบบและพัฒนาขึ้นมาใช้ควบคุม Servo Motor, ตรวจจับสัญญาณ Radio Control Receiver, และอ่านค่าจากอุปกรณ์ตรวจรู้ต่าง ๆ เพื่อลดค่าใช้จ่ายจากอุปกรณ์สำเร็จรูปบางอย่างที่มีราคาสูง ซึ่งข้อมูลที่ได้จากอุปกรณ์มีดังนี้

- ค่าระยะความสูงจากพื้นดิน
- ความเร็วรอบของเครื่องยนต์
- ค่าระยะทางระหว่างสิ่งกีดขวางกับเฮลิคอปเตอร์วิทยุบังคับ
- ตรวจสอบสัญญาณควบคุมที่มาจากคอมพิวเตอร์
- ตรวจสอบสัญญาณควบคุมที่มาจากวิทยุบังคับ

### 3.2 การออกแบบ Hardware ส่วน Control Servo & Sensor Board

จากรูปที่ 3.5 ในส่วน Control Servo & Sensor Board จำเป็นต้องแบ่งลงในรายละเอียดย่อยเนื่องจาก MSC-51 ซึ่งเป็นไมโครคอนโทรลเลอร์ที่ง่ายต่อการพัฒนา และหาซื้อได้สะดวก แต่ยังมีข้อจำกัดในเรื่องของความเร็วในการประมวลผล อุปกรณ์ภายใน และข้อมูลที่ต้องการมีหลายรูปแบบ ดังนั้นเพื่อให้สามารถทำงานได้ตามความต้องการ จึงแบ่งออกเป็น 4 ส่วน ดังรูปที่ 3.8 คือ



รูปที่ 3.8 การออกแบบการทำงานภายในส่วน *Control Servo & Sensor Board*

### 3.2.1 Interpreter

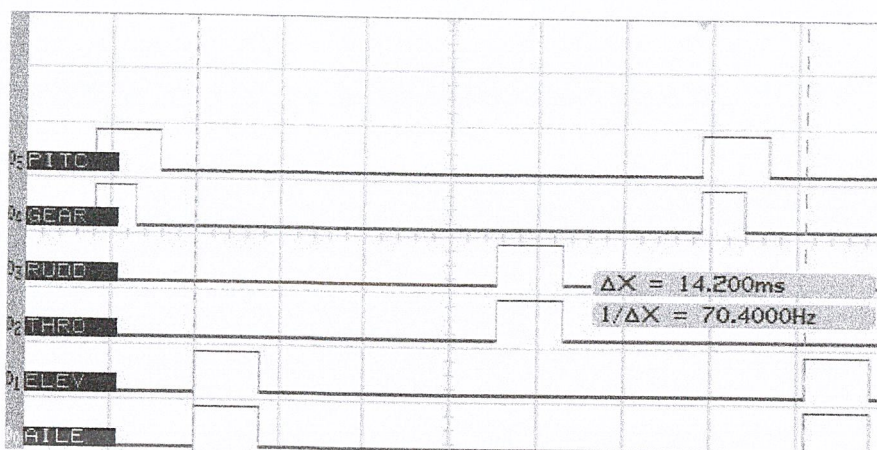
ทำหน้าที่รับคำสั่งจาก Embedded Board เพื่อไปควบคุมส่วน Control Servo & Detect Radio Control และนำข้อมูลที่ได้จากส่วน RPM & Detect Landing และ Read Ultrasonic Ranger ซึ่งถูกเก็บไว้ใน Interpreter ส่งไปยัง Embedded Board โดยใช้การสื่อสารในรูปแบบสัญญาณ RS-232 ซึ่งต้องกำหนดรูปแบบการรับส่งข้อมูล โดย Interpreter จะรอให้ส่วน Control Servo & Detect Radio Control, RPM & Detect Landing และ Read Ultrasonic Ranger พร้อมทั้งจะติดต่อ โดยส่วนที่ต้องการติดต่อจะส่งสัญญาณ Critical ไปยัง Interpreter เพื่อให้ Interpreter อ่านหรือเขียนข้อมูลในส่วนที่ส่งสัญญาณ Critical โดยใช้รูปแบบการสื่อสารที่ออกแบบขึ้นมาเอง เพื่อเปลี่ยนแปลงข้อมูลให้ได้ค่าใหม่

### 3.2.2 Control Servo & Detect Radio Control

ทำหน้าที่ส่งสัญญาณเพื่อควบคุม Servo ได้สูงสุด 8 ตัว และตรวจสอบสัญญาณจากวิทยุบังคับ โดยการตรวจสอบสัญญาณจากวิทยุบังคับจะแบ่งได้ 2 ประเภท คือ

- สัญญาณที่มีค่าเวลาแบบ Linear โดยจะมีค่าอยู่ในช่วง 800 us – 2200 us
- สัญญาณที่มีค่าเวลาแบบ Digital โดยจะมีค่าอยู่ 2 ช่วง คือ ในช่วง 800 us – 1000 us และ 2000 us – 2200 us

ซึ่งทำการวัดสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ โดยใช้สโคปจับสัญญาณจากอุปกรณ์รับสัญญาณบังคับวิทยุ แต่ละช่องสัญญาณมาวิเคราะห์โดยข้อมูลที่ได้อคือ สัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ในแต่ละช่อง มีคาบเวลาอยู่ในช่วง 800-2200 us และมีความถี่ 70 Hz ดังรูปที่ 3.9



รูปที่ 3.9 สัญญาณจากอุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุบังคับ

สัญญาณเหล่านี้จะใช้ในประมวลผล และควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ให้เฮลิคอปเตอร์เคลื่อนที่ โดยสามารถเลือกช่องสัญญาณควบคุมจากวิทยุบังคับ และ MCS-51 เป็นตัวสร้างสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ โดยใช้หลักการการควบคุมและตรวจรู้ข้อมูลดังนี้

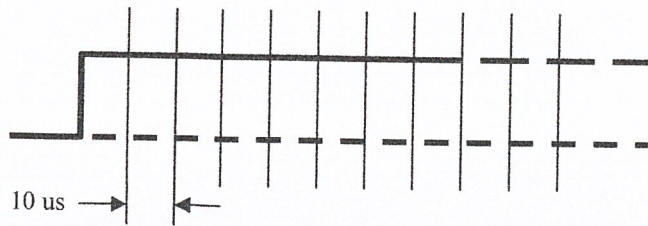
### 3.2.2.1. การจับสัญญาณควบคุมจากอุปกรณ์รับสัญญาณบังคับวิทยุ (Capture Signal R/C Receiver)

การจับสัญญาณจากที่อุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุส่งมานั้นสามารถทำได้หลายวิธี แต่เพื่อความถูกต้องควรใช้ Timer ใน MCS-51 ช่วยในการจับสัญญาณเพื่อความถูกต้องมากที่สุด โดยให้เริ่มนับช่วงขอบขาขึ้นแต่ละหยุดช่วงขอบขาลง แต่วิธีนี้จะทำได้ทีละ 1 ช่องสัญญาณต่อ 1 Timer

โดยจะทำการจับสัญญาณจากอุปกรณ์รับสัญญาณบังคับวิทยุทีละช่อง ซึ่งสามารถจับคาบเวลาของสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ตามรูปที่ 3.10(ก) ดังนี้

- ตั้งค่า Timer ทำงานทุก 10 us
- รอขอบขาขึ้นสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์
- สั่งให้ Timer ทำการเริ่มนับ
- รอขอบขาลงสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์
- สั่งให้ Timer ทำหยุดการทำงาน

และทำการจับสัญญาณตามลำดับดังรูปที่ 3.10(ข) เพื่อให้สามารถจับสัญญาณครบทั้ง 5 ช่องสัญญาณโดยใช้เวลาน้อยที่สุดและทำการส่งค่าคาบเวลาของสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ให้กับไมโครคอนโทรลเลอร์ตัวหลัก โดยจะทำการเก็บแต่ ช่องสัญญาณ



(ก)

1	3	5	2	4	W	1	3	5	2	4	W
---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---	---

(ข)

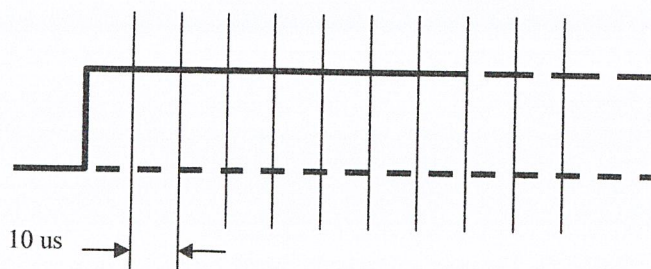
รูปที่ 3.10 การวัดคาบเวลาสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์

### 3.2.2.2. การสร้างและเลือกช่องสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ (Generate Pulse & Select Channels)

การสร้างสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์นั้นสามารถทำได้หลายวิธี แต่เพื่อความถูกต้องควรใช้ Timer ใน MCS-51 ช่วยในการสร้างสัญญาณเพื่อความถูกต้องมากที่สุด โดยกำหนดระยะเวลาความกว้างของสัญญาณในการสร้างสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ โดยสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ในแต่ละช่องมีคาบเวลาอยู่ในช่วง 800-2200 us และมีความถี่ 70 Hz ซึ่งทำการสร้างสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ที่ละช่อง ซึ่งสามารถสร้างคาบเวลาของสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ตามรูปที่ 3.11(ก) ดังนี้

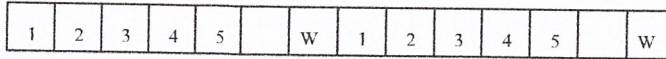
- กำหนดค่าเริ่มต้นให้ทุกช่องสัญญาณเป็น "0"
- กำหนดค่าคาบเวลาในช่องสัญญาณที่ต้องการสร้างสัญญาณควบคุม
- ตั้งค่า Timer ทำงานทุก 10 us
- ตั้งให้ Timer ทำการเริ่มนับถอยหลัง และช่องสัญญาณที่ต้องการสร้างเป็น "1"
- ตรวจสอบค่าคาบเวลาสัญญาณให้เท่ากับ 0
- ตั้งให้ Timer ทำหยุดการทำงาน และช่องสัญญาณที่ต้องการสร้างเป็น "0"

และทำการสร้างสัญญาณที่ละช่องเพื่อความลดค่าความผิดพลาดโดยจะแบ่งให้ 1 ช่องสัญญาณมีเวลาในการควบคุม 2500 us และค่อยๆทำที่ละช่องสัญญาณ และแบ่งไว้ 1 ช่องเวลาเพื่อทำการรับค่าคาบเวลาของสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์จากกับไมโครคอนโทรลเลอร์ตัวหลัก โดยจะทำการเก็บแต่ละช่องสัญญาณ ดังรูปที่ 3.11(ข)



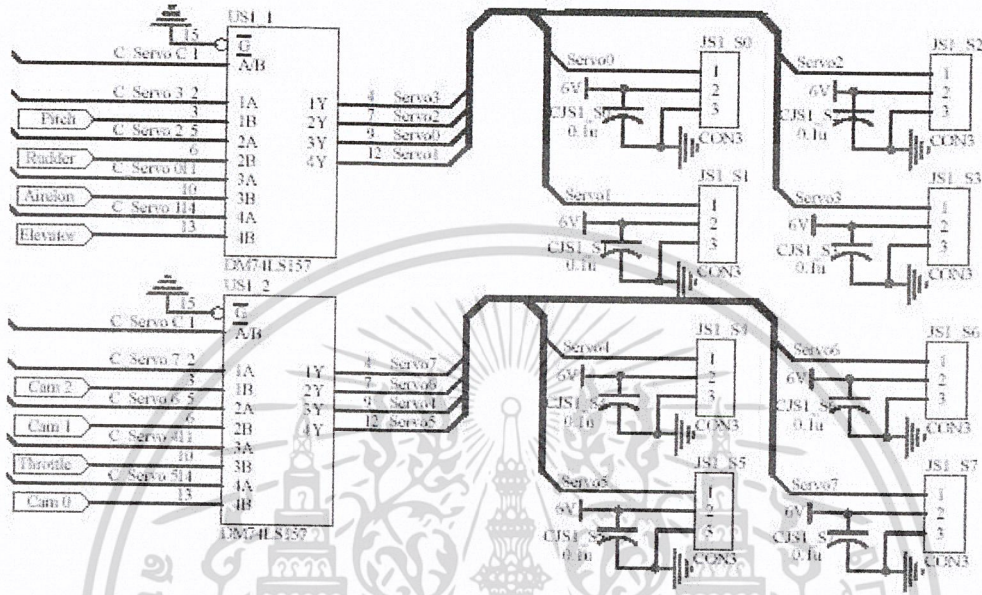
(ก)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



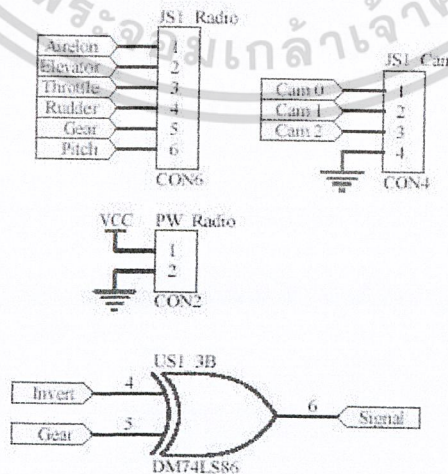
(ข)

รูปที่ 3.11 การสร้างคาบเวลาสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์



รูปที่ 3.12 วงจรในส่วนของการควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ และเลือกช่องสัญญาณควบคุม

ส่วนการเลือกช่องสัญญาณการควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ โดยใช้ selector หรือ multiplexer แบบ 2 lines to 1 line โดยใช้ความกว้างของช่องสัญญาณ Gear จากอุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุซึ่งลักษณะสัญญาณที่มีค่าเวลาแบบ Digital เลือกกว่าจะให้ MCS-51 สร้างสัญญาณ หรืออุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุควบคุมเซอร์โวมอเตอร์



รูปที่ 3.13 วงจรรวมช่องสัญญาณ Gear เพื่อวัดความกว้างของสัญญาณ Gear และช่องสัญญาณในการต่ออุปกรณ์รับสัญญาณจากวิทยุบังคับ

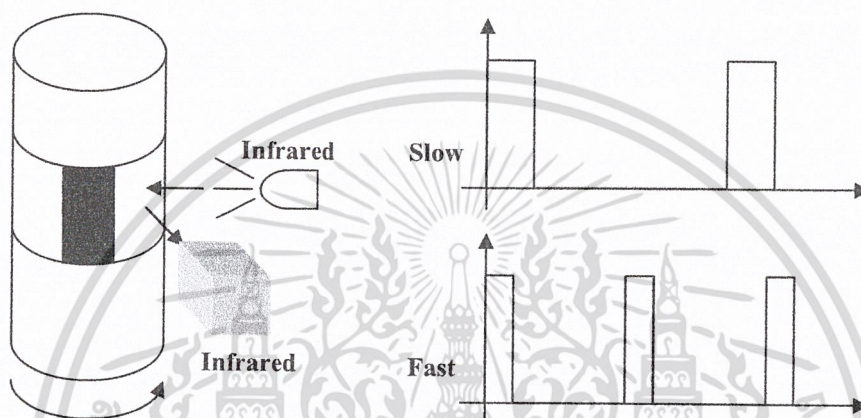
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.2.3 RPM & Detect Landing

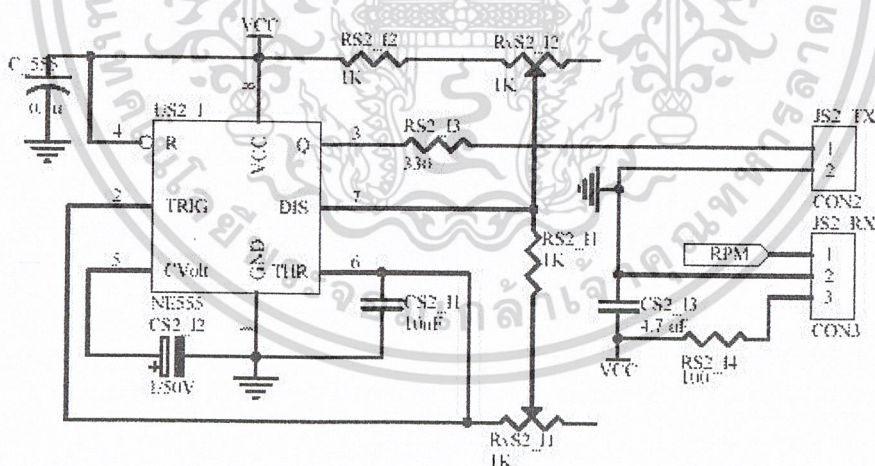
ทำหน้าที่วัดความเร็วรอบใบพัด และตรวจสอบลักษณะการลงจอด หรือรับสัญญาณอื่น ๆ ที่จะมีใช้ในการพัฒนาต่อไป เพิ่มได้สูงสุด 4 ช่องสัญญาณ โดยใช้หลักการการตรวจรู้ข้อมูลดังนี้

#### 3.2.3.1 การนับความเร็วรอบใบพัด (RPM)

โดยใช้การสะท้อนแสง Infrared ซึ่งที่แกนใบพัดมีแถบขาวดำพันอยู่ เมื่อแกนใบพัดหมุน ตัวรับแสง Infrared จะได้รับแสง Infrared ที่สะท้อนมาจากแกน ซึ่งตัวรับแสง Infrared รับแสงที่มีความถี่ 38 kHz แล้วแปลงส่งเป็นสัญญาณพัลส์ที่มีความยาวตามความเร็วการหมุนของใบพัดดังรูปที่ 3.14



รูปที่ 3.14 แสดงหลักการสะท้อนของแสงและสัญญาณจาก Infrared Receiver



รูปที่ 3.15 วงจรสร้างสัญญาณพัลส์ความถี่ 38 kHz ให้ Infrared Led

#### 3.2.3.2 การตรวจสอบการลงจอด(Detect Landing)

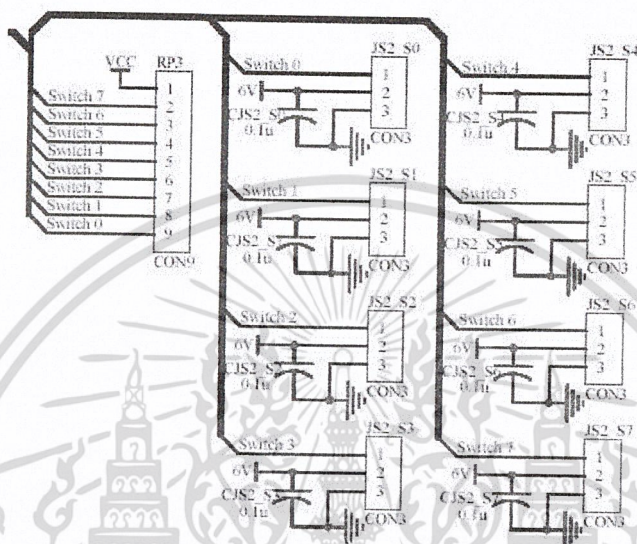
โดยใช้สวิทช์ติดที่ขาตั้งของเฮลิคอปเตอร์ 4 จุดเพื่อบอกสถานะการลงจอดในรูปแบบต่างดังนี้

- ลอยกลางอากาศ
- ลงพื้นปกติ
- ลงพื้นเอียงไปทิศทางใดทิศทางหนึ่ง

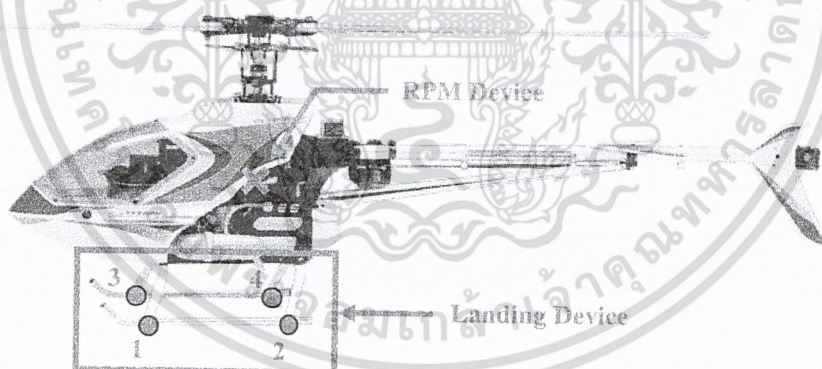
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ซึ่งทำการติดสวิตช์ทั้งหมด 4 ตัว ไว้ที่ขาสเก็ทของเฮลิคอปเตอร์เพื่อใช้ตรวจสอบสถานะการลงจอด โดยกำหนดไว้ดังนี้

- ถ้ามีลอจิก "0" มากกว่า 2 จุดขึ้นไปแสดงจอดถึงพื้น และสามารถให้ทำการดับเครื่องยนต์ได้
- ถ้ามีลอจิก "0" เท่ากับ 1 - 2 จุด แสดงว่าจอดลงถึงพื้นแต่ยังเอียงอยู่
- ถ้าไม่มีลอจิก "0" แสดงว่าขณะนั้นบินอยู่



รูปที่ 3.16 วงจรรับสัญญาณจากสวิตช์เพื่อแสดงสถานะการลงจอด



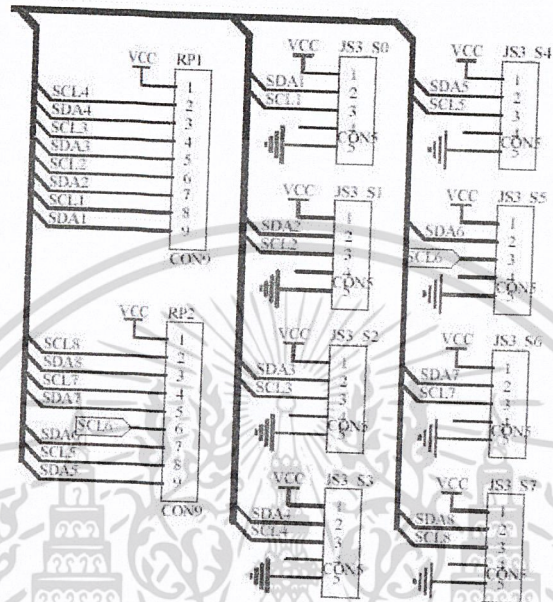
รูปที่ 3.17 ตำแหน่งการติดตั้งชุด Infrared และสวิตช์ตรวจสอบสถานะการลงจอดบนขาสเก็ท

### 3.2.4 Read Ultrasonic Ranger

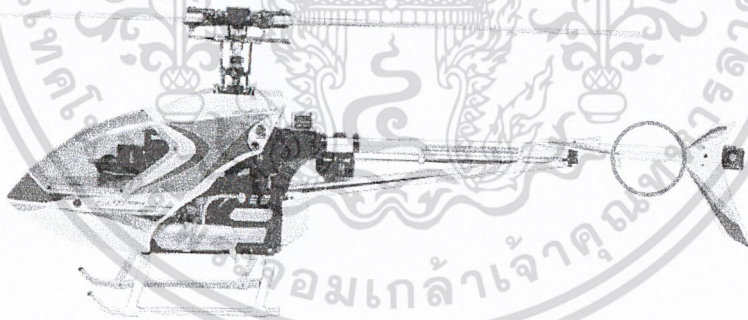
ทำหน้าที่อ่านค่าวัดระยะทางจาก Ultrasonic Ranger ได้สูงสุด 8 ตัวเพื่อบอกระยะทางจากสิ่งต่างๆ รอบเฮลิคอปเตอร์ โดยติดต่อกับ Ultrasonic Ranger ผ่าน I<sup>2</sup>C Bus โดยใช้ I<sup>2</sup>C Bus 8 Bus เนื่องจาก Ultrasonic Ranger มี Address ของอุปกรณ์ตรงกัน จึงทำเป็นแยก 1 Bus ต่อ Ultrasonic Ranger หนึ่งตัว เพื่อให้สามารถติดต่อกับ Ultrasonic Ranger ได้อย่างถูกต้อง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ทำการติดตั้งชุดอุปกรณ์ Ultrasonic ไว้ตรงบริเวณแกนหางของเฮลิคอปเตอร์ซึ่งเป็นตำแหน่งที่มีการรบกวนจากแรงลมที่เกิดจากใบพัดหลัก และใบพัดหางน้อยที่สุด เพื่อทำการวัดความสูงจากพื้นดินในขณะที่เฮลิคอปเตอร์ลอยตัวอยู่กลางอากาศ



รูปที่ 3.18 วงจรอ่านค่าระยะทางจาก Ultrasonic



รูปที่ 3.19 ตำแหน่งการติดตั้ง Ultrasonic

### 3.3 การออกแบบวิธีการ ควบคุมเซอร์โวมอเตอร์

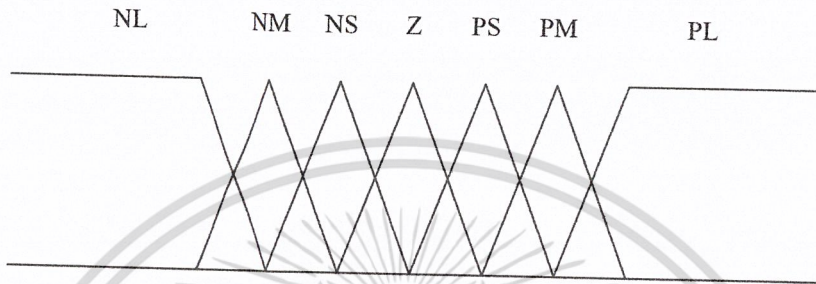
#### 3.3.1 การออกแบบโครงสร้าง Fuzzy Control

เหตุผลที่ใช้ Fuzzy Control เพื่อควบคุมการทรงตัวของเฮลิคอปเตอร์ เนื่องจากเฮลิคอปเตอร์ต้องการความละเอียดในการควบคุม และการเคลื่อนที่ของเฮลิคอปเตอร์เป็นแบบ Nonlinear ดังนั้นจึงต้องมีการควบคุมที่มีการประมวลผลที่เร็ว และมีความละเอียดในการควบคุม ซึ่งมีวิธีการควบคุมแบบอื่นๆ มากมาย เช่น PID (Proportional Integral Derivative), Neural Networks เป็นต้น ซึ่งการควบคุมแบบ PID เป็นการควบคุมแบบเชิงเส้น ส่วน Neural Networks ที่เป็นการสร้างโครงข่ายเพื่อควบคุม ซึ่งค่อนข้างจะ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

กินทรัพยากร จะทำให้การควบคุมลำบากขึ้น Fuzzy Control ใช้หลักการของ Fuzzy logic ซึ่งประกอบด้วย 3 ส่วนหลัก คือ Fuzzify, Fuzzy Rule และ Defuzzify

1. Fuzzify เป็นการแปลงค่า input เป็น logic ซึ่ง Logic ที่ใช้ในการประมวลผลที่สุดไม่เกิน 7 logic ทั้ง input และ output จึงได้วางโครงสร้างของ Logic ไว้ 7 Logic ดังรูปที่ 3.20 โดยค่าต่าง ๆ ของแต่ละ Logic จะต้องกำหนดเอง โดยการกำหนดค่าต่าง ๆ ได้จากการเก็บข้อมูลการควบคุมการทรงตัวของเฮลิคอปเตอร์จากคนบังคับจริง ๆ เสียก่อน



รูปที่ 3.20 กราฟของ logic ทั้งของ input และ output

2. Fuzzy Rule เป็นการใช้เลือก output logic โดยใช้ input logic โดยสามารถใช้ 1 หรือ หลาย input เพื่อเลือก 1 หรือหลาย output แล้วแต่การออกแบบ ซึ่งการกำหนดกฎนั้นจำเป็นต้องวิเคราะห์ความสัมพันธ์ ระหว่าง input และ output

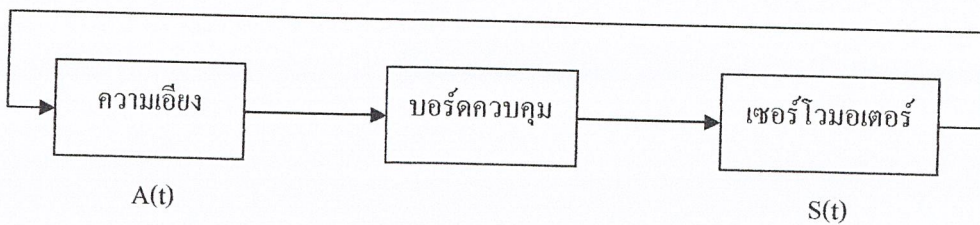
2.1 การออกแบบไว้นี้ใช้ หลาย input เพื่อเลือก 1 output หรือ MISO (Multi Input Single Output) ดังตัวอย่าง

If "Input Logic1" And "Input Logic2" And .... Then "Output Logic"

หรือ

If "Input Logic1" Or "Input Logic2" Or .... Then "Output Logic"

ซึ่งจำลองการควบคุมการทรงตัวของเฮลิคอปเตอร์ในหนึ่งแกน ขณะนี้ได้ออกแบบการควบคุมแบบ 1 input 1 Output เพื่อให้ง่ายต่อการตัดสินใจ โดยให้ความเอียงของแกนนั้นมี 7 เทอมเซต ซึ่งจะมี 7 กฎ

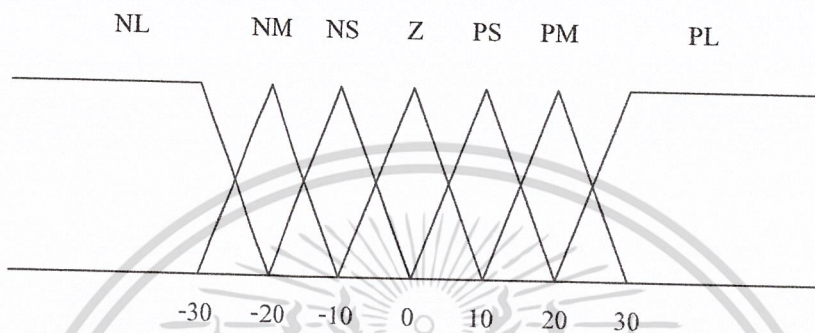


รูปที่ 3.21 แผนผังการควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ 1 ตัว

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

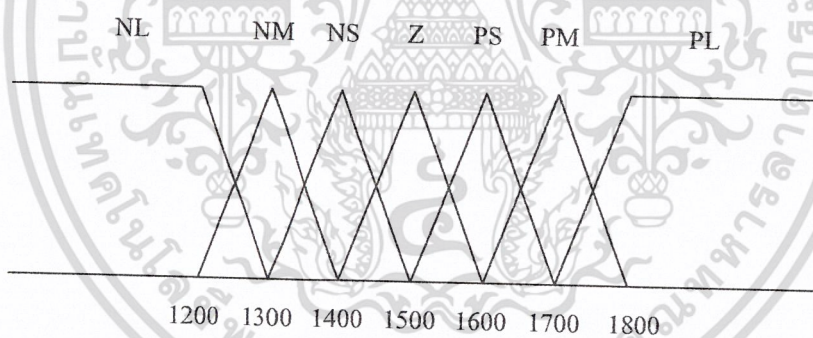
จากรูปที่ 3.22 เป็นการควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ โดยใช้ความเอียงของกล่องที่ได้จากอุปกรณ์วัดแกน เพื่อคำนวณแล้วไปควบคุมให้เซอร์โวมอเตอร์ทำงานขยับเพื่อปรับมุมใบพัดที่บังคับความเอียงของแกนนั้นอยู่ โดยกำหนดให้  $A(t)$  เป็นตัวแปรความเอียงที่วัดได้ในเวลาที่ใด ๆ และมีค่าของตัวแปร 7 ค่าคือ  $A(t) = \{NL, NM, NS, Z, PS, PM, PL\}$  ส่วน  $S(t)$  เป็นตัวแปรค่าคาบเวลาของเซอร์โวมอเตอร์ในเวลาที่ใด ๆ และมีค่าของตัวแปร 7 ค่าคือ  $S(t) = \{NL, NM, NS, Z, PS, PM, PL\}$  เช่นกัน

โดยกำหนดให้เขตค่าความเอียงดังนี้



รูปที่ 3.22 กราฟ *logic input* ของความเอียงโดยมีหน่วยเป็นองศา

และกำหนดให้เขตค่าคาบเวลาของเซอร์โวมอเตอร์ดังนี้



รูปที่ 3.23 กราฟ *logic output* ของเซอร์โวมอเตอร์โดยมีหน่วยเป็น us

ดังนั้นจึงตั้งกฎให้มีความสัมพันธ์กันดังนี้

- IF  $A[t]$  is NL THEN  $S[t]$  is NL
- IF  $A[t]$  is NM THEN  $S[t]$  is NM
- IF  $A[t]$  is NS THEN  $S[t]$  is NS
- IF  $A[t]$  is Z THEN  $S[t]$  is Z
- IF  $A[t]$  is PS THEN  $S[t]$  is PS
- IF  $A[t]$  is PM THEN  $S[t]$  is PM
- IF  $A[t]$  is PL THEN  $S[t]$  is PL

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.2 วิธีเลือกกฎซึ่งใช้ตัวแปรชนิด Array เก็บกฎ โดยใช้ Input Logic เป็น index ในการเลือกกฎ โดยกำหนดให้ Logic ต่างๆ มีค่าดังนี้ NL = 0, NM = 1, NS = 2, Z = 3, PS = 4, PM = 5, PL = 6 ซึ่งจะเร็วกว่าการใช้ If-Then-Else if เพื่อความเร็วในการหากฎเพื่อประมวล ดังนี้ รูปที่ 3.24

Index	Output
0	NL
1	NL
2	NL
3	NL
4	NM
5	NS
6	Z

รูปที่ 3.24 การเก็บกฎโดย Array เพื่อเลือก output logic ซึ่งใช้ input logic เป็น index

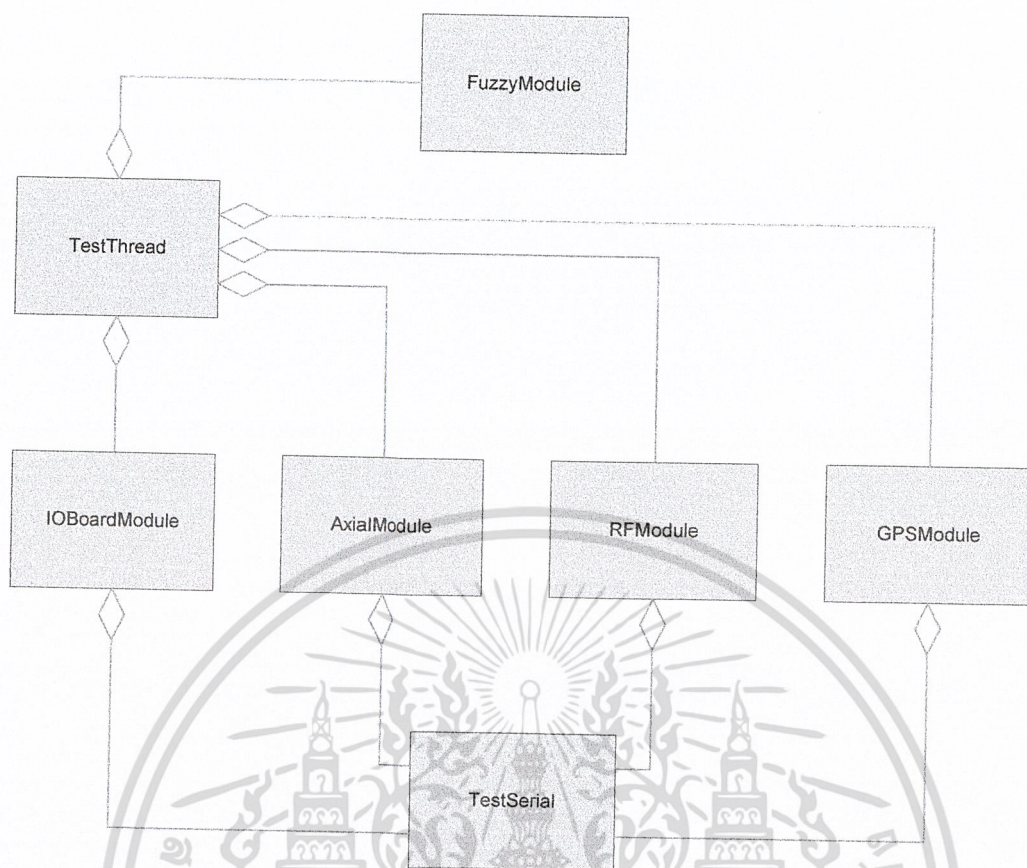
3. Defuzzify เป็นการนำค่า Output Logic และค่า Input มาคำนวณ เพื่อประมาณค่าของ Output ซึ่งใช้วิธีการหาค่าจุดศูนย์กลาง (Center of Area : COA) จากทฤษฎี เนื่องจากเป็นวิธีที่นิยมใช้กัน เพราะใช้ความสัมพันธ์ของกฎ Input และ Output ทั้งหมด ซึ่งมีค่าความน่าเชื่อถือมากที่สุดใน 4 กฎของการทำ Defuzzify

### 3.3.2 การออกแบบโครงสร้างส่วน Embedded System

#### 3.3.2.1 หน้าที่ของคลาสต่างๆ ดังนี้

1. TestTheard ทำหน้าที่ควบคุมการทำงานของระบบ และเก็บข้อมูลการบิน
2. FuzzyModule ทำหน้าที่ประมวลผลเพื่อควบคุมการทำงานของระบบ
3. TestSerial ทำหน้าที่เซตโหมดและ ติดต่อรับส่งข้อมูลผ่าน Serial Port ทั้งหมด
4. IOBoardModule ทำหน้าที่จัดการข้อมูลต่างๆ ระหว่าง Control Servo & Sensor Board
5. AxialModule ทำหน้าที่จัดการข้อมูลต่างๆ ระหว่าง อุปกรณ์วัดแกน (3DM)
6. GPSModule ทำหน้าที่จัดการข้อมูลต่างๆ ระหว่าง GPS Receiver
7. RFModule ทำหน้าที่จัดการข้อมูลต่างๆ ระหว่าง RF Module

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.25 ภาพรวมของการทำงานภาคพื้นดิน

### 3.3.2.2 รายละเอียดการทำงานในแต่ละส่วน

1. TestThread เป็นส่วนควบคุมการทำงานของระบบทั้งหมด โดยแบ่งเป็น 8 Thread ดังนี้

`void* Thread_Function0(void* arg);`

- เป็นส่วนที่ติดต่อ RF Module ผ่านคลาส RFModule

`void* Thread_Function1(void* arg);`

- เป็นส่วนที่ติดต่อ GPS Receiver ผ่านคลาส GPSSModule

`void* Thread_Function2(void* arg);`

- เป็นส่วนที่ติดต่อ อุปกรณ์วัดแกน (3DM) ผ่านคลาส AxialModule

`void* Thread_Function3(void* arg);`

- เป็นส่วนที่เป็นส่วนที่ติดต่อ Control Servo & Sensor Board ผ่านคลาส IOBoardModule

`void* Thread_Function4(void* arg);`

- เป็นส่วนที่ควบคุมการเคลื่อนที่ไปทางด้านข้างซ้ายและขวา ผ่านคลาส FuzzyModule

`void* Thread_Function5(void* arg);`

- เป็นส่วนที่ควบคุมการเคลื่อนที่ไปทางด้านหน้าและหลัง ผ่านคลาส FuzzyModule

`void* Thread_Function6(void* arg);`

- เป็นส่วนที่ควบคุมทิศทางรถหันหน้า ผ่านคลาส FuzzyModule

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```
void* Thread_Function7(void* arg);
```

- เป็นส่วนที่ควบคุมการเคลื่อนที่บินขึ้นลง ผ่านคลาส FuzzyModule

```
void main (void);
```

- เป็นส่วนที่สร้าง Thread ต่างที่กล่าวมา แสดงผลออกทาง Monitor และเก็บข้อมูลลง DOM

## 2. FuzzyModule เป็นส่วนประมวลผลเพื่อควบคุมการทำงานของระบบโดยแบ่งการทำงานดังนี้

```
void SetFuzzyLogic(int x, SetFuzzyPoint SetPoint);
```

- เป็นส่วนที่กำหนดค่าต่างๆ ของ Logic ให้กับ Input/Output

```
void SetFuzzyRule(void);
```

- เป็นส่วนที่กำหนดกฎของ Fuzzy Control

```
float* FuzzifyInput1(float x);
```

- เป็นส่วนที่ทำการ Fuzzify

```
void SelectFuzzyRule(void);
```

- เป็นส่วนที่เลือกกฎ Fuzzy ที่ถูกกำหนดไว้ตอนต้น

```
float DefuzzifyOutput(void);
```

- เป็นส่วนที่ทำการ Defuzzify

## 3. TestSerial เป็นส่วนเซตโหมดและ ติดต่อบริการส่งข้อมูลผ่าน Serial Port ทั้งหมด โดยแบ่งการทำงานดังนี้

```
int OpenPort(int sPortNumber,int sBaudrate);
```

- เป็นส่วนที่กำหนดค่าต่างๆ และเริ่มใช้งาน ให้กับ Serial Port

```
int ReadPort(char* Buffer,int Size);
```

- เป็นส่วนที่อ่านข้อมูลในBuffer ของ Serial Port

```
int WritePort(char* Buffer,int Size);
```

- เป็นส่วนที่เขียนข้อมูลในBuffer ของ Serial Port

```
void ClosePort();
```

- เป็นส่วนที่หยุดการใช้งาน Serial Port

## 4. IOBoardModule เป็นส่วนจัดการข้อมูลต่างๆ ระหว่าง Control Servo & Sensor Board โดยแบ่งการทำงานดังนี้

```
void IOBoardSend(void);
```

- เป็นส่วนที่ส่งข้อมูลให้ Serial Port ส่งข้อมูล

```
void IOBoardRecieve(void);
```

- เป็นส่วนที่รับข้อมูลจาก Serial Port มาประมวล

```
struct DataOBoard GetOBoardData();
```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- เป็นส่วนที่ขอข้อมูลที่ได้จาก IOBoard มาประมวลผล

```
void SetIBoardData(struct DataIBoard I_DataIBoard);
```

- เป็นส่วนที่กำหนดข้อมูลไปยัง IOBoard ให้ทำงาน

5. AxialModule เป็นส่วนจัดการข้อมูลต่างๆ ระหว่าง อุปกรณ์วัดแกน (3DM) โดยแบ่งการทำงานดังนี้

```
void AxialSend(int mode);
```

- เป็นส่วนที่ส่งข้อมูลให้ Serial Port ส่งข้อมูลพร้อมทั้งเลือกข้อมูลที่ต้องการ

```
void AxialRecieve();
```

- เป็นส่วนที่รับข้อมูลจาก Serial Port มาประมวลผล

```
struct DataAxial GetAxialData();
```

- เป็นส่วนที่ขอข้อมูลที่ได้จาก Axial มาประมวลผล

```
void RawSensorMode(unsigned char* Buffer);
```

- เป็นส่วนที่แยกข้อมูล Roll, Pitch และ Yaw

```
void EulerAnglesMode(unsigned char* Buffer);
```

- เป็นส่วนที่แยกข้อมูล สนามแม่เหล็ก 3 แกน และความเร่ง 3 แกน

6. RFModule เป็นส่วนจัดการข้อมูลต่างๆ ระหว่าง RF Module โดยแบ่งการทำงานดังนี้

```
int ReadPort(void);
```

- เป็นส่วนที่รับข้อมูลจาก Serial Port มาประมวลผล

```
int Process(void);
```

- เป็นส่วนที่แยกข้อมูลและส่งข้อมูลกลับ

```
void SetRFData(struct DataRF TempDataRF);
```

- เป็นส่วนที่กำหนดข้อมูลเพื่อเตรียมไว้รอส่งไปยัง PC

```
struct CommandRF GetRFCommand(void);
```

- เป็นส่วนที่ขอข้อมูลค่าสถานะของ RF Module

7. GPSModule เป็นส่วนจัดการข้อมูลต่างๆ ระหว่าง GPS Receiver โดยแบ่งการทำงานดังนี้

```
void GPSProcess();
```

- เป็นส่วนที่รับข้อมูลจาก Serial Port มาประมวลผล

```
struct DataGPS GetGPSData();
```

- เป็นส่วนที่ขอข้อมูลที่ได้จาก GPS Receiver มาประมวลผล

```
int CutWord(int Point, char Start, char Stop, char* Souce, char* Destination);
```

- เป็นส่วนที่แยกข้อมูลจาก โปรโตคอล GPRMC เป็นค่าต่างๆ

```
int StringToHex(char* Source);
```

- เป็นส่วนที่แปลงค่า String เป็น Hexadecimal

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.3.3 การออกแบบโครงสร้างส่วน Control Servo & Sensor Board

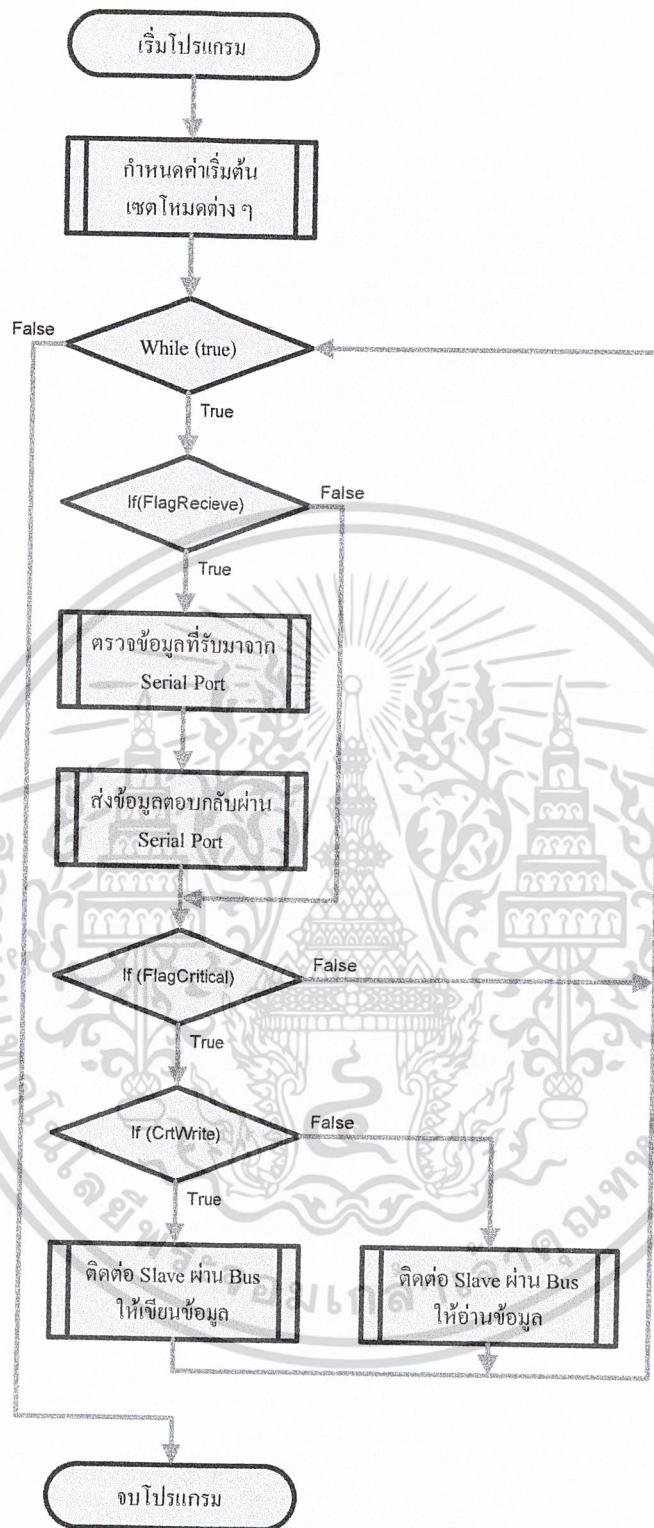
การออกแบบระบบ Software ต้องสัมพันธ์กับการออกแบบระบบ Hardware ที่ได้กล่าวไปแล้วก่อนหน้า จึงจำเป็นต้องเขียนโปรแกรมให้ถูกต้องตามวัตถุประสงค์ และดึงประสิทธิภาพออกมาให้ได้มากที่สุด

#### 3.3.3.1 หน้าที่โปรแกรมของ MCS-51 ทั้ง 4 ตัว ดังนี้

1. Master ทำหน้าที่จัดการติดต่อสื่อสารระหว่าง Embedded Board กับ Slave ทั้ง 3 ตัว
2. Slave 1 ทำหน้าที่วัดคาบสัญญาณเวลาจากตัว Receiver ของวิทยุบังคับ และสร้างสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ตามที่กำหนด
3. Slave 2 ทำหน้าที่วัดความเร็วรอบเครื่องยนต์ สถานะการลงจอด และสามารถต่ออุปกรณ์เพิ่มได้เช่น อุณหภูมิ พลังงานไฟฟ้า และ น้ำมัน เนื่องจากยังมีเหลือขา Input/Output อยู่
4. Slave 3 ทำหน้าที่อ่านค่าข้อมูลจาก Ultrasonic ที่วัดระยะทางรอบตัว

#### 3.3.3.2 รายละเอียดการทำงานในแต่ละส่วน

1. Master เป็นส่วนจัดการติดต่อสื่อสารระหว่าง Embedded Board กับ Slave
- การทำงานหลักคือ
- ตรวจสอบคำสั่งที่ได้มาจาก Serial Port และตอบกลับ
  - ตรวจสอบการติดต่อที่ได้รับมาจากระบบ Bus ที่ออกแบบไว้ เพื่อเลือกติดต่อกลับไปยัง Slave
- แบบใด

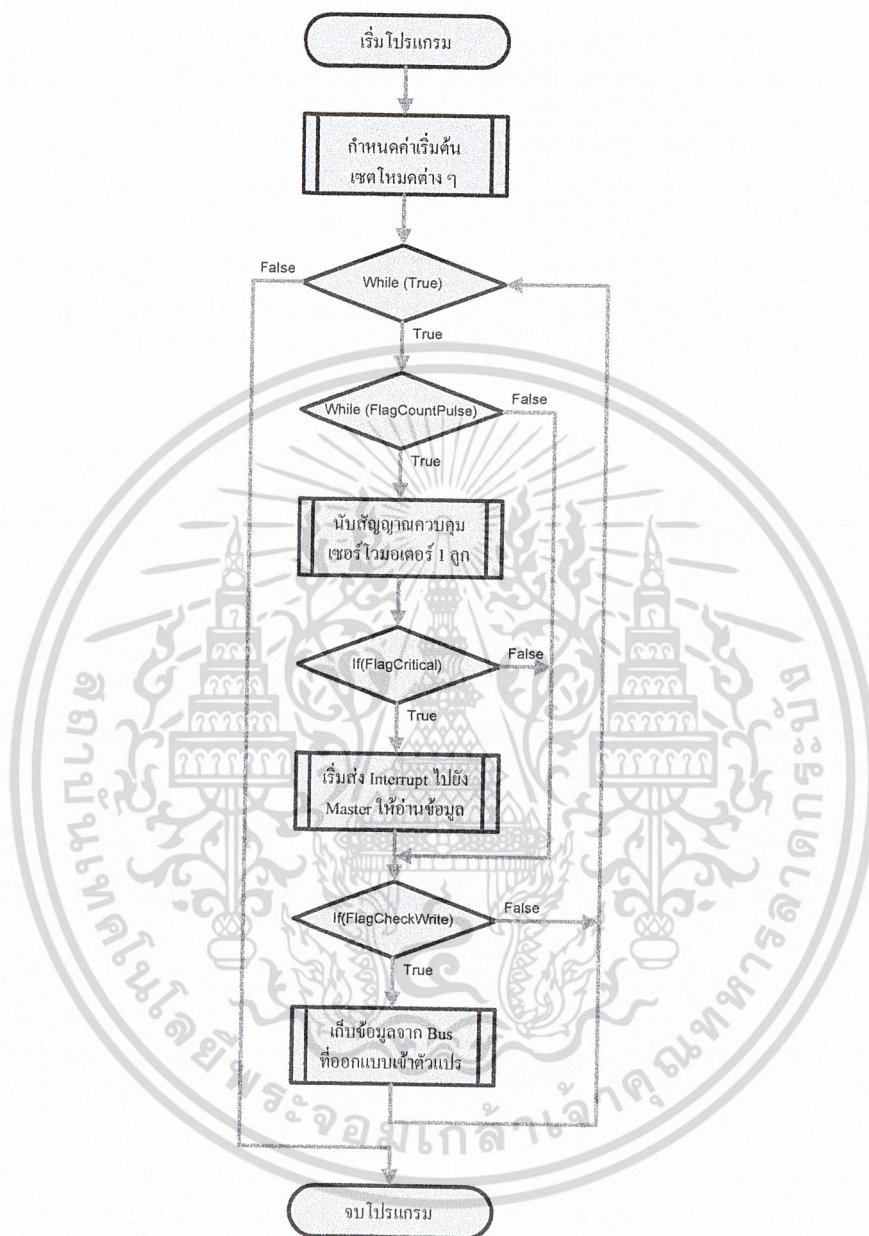


รูปที่ 3.26 แผนผังการทำงานของ MCS-51 Master

2. Slave 1 เป็นส่วนวัดคาบสัญญาณเวลาจาก Receiver ของวิทยุบังคับและสร้างสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ตามที่กำหนดโดยจะแยกการทำงานกันอยู่คือ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- วัดสัญญาณคาบเวลาจาก Receiver ของวิทยุบังคับ 5 ช่องสัญญาณ
- สร้างสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ และวัดคาบเวลาจาก Receiver ของวิทยุบังคับ 1 ช่องสัญญาณ

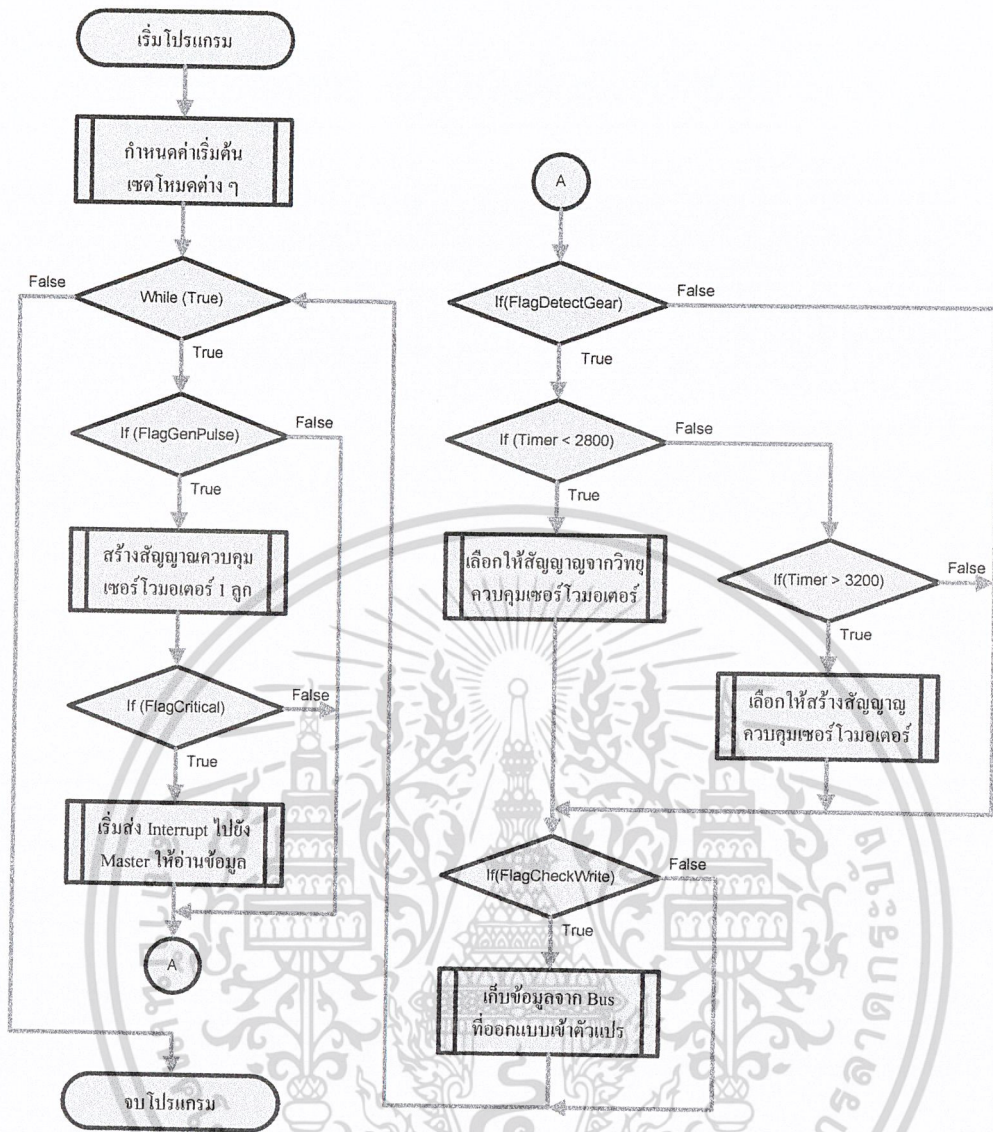


รูปที่ 3.27 แผนผังการทำงานการวัดคาบสัญญาณจาก Receive

การทำงานหลักคือ

- ตรวจสอบความกว้างของคาบเวลาแต่ละลูก โดยเริ่มจับช่วงขอบขาขึ้น และขอบขาลง
- ส่งสัญญาณให้ Master เพื่ออ่านข้อมูลความกว้างคาบเวลาที่จับได้ของแต่ละช่อง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



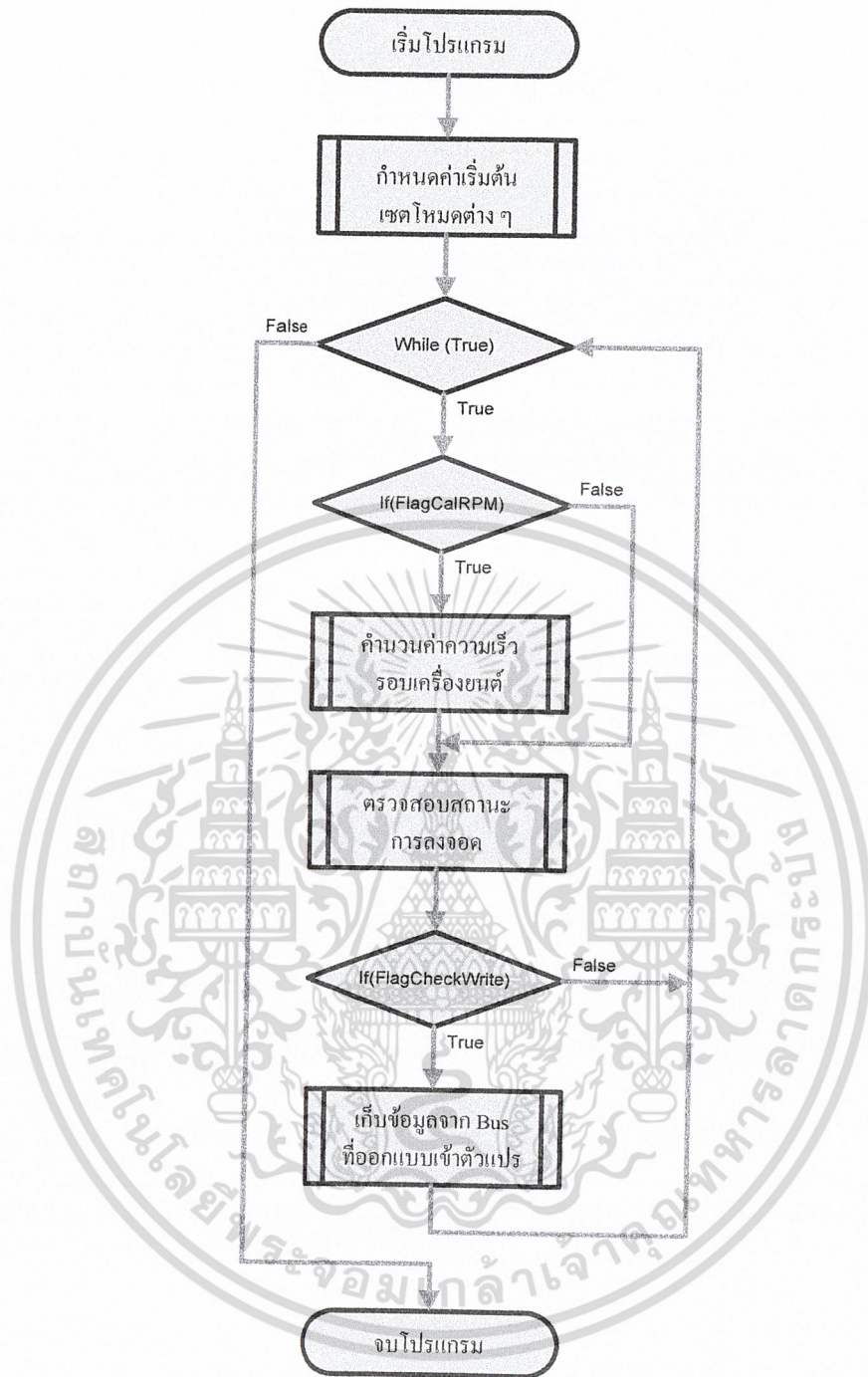
รูปที่ 3.28 แผนผังการสร้างคาบเวลาเพื่อควบคุมเซอร์โวมอเตอร์

การทำงานหลักคือ

- สร้างคาบเวลาเพื่อควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ที่ละลูกที่ช่องสัญญาณ โดยมีความกว้างของสัญญาณตามที่กำหนด
- ตรวจจับสัญญาณจากอุปกรณ์รับสัญญาณบังคับวิทยุที่ช่องสัญญาณ Gear เพื่อเลือกช่องสัญญาณเพื่อควบคุมเซอร์โวมอเตอร์
- ส่งสัญญาณให้ Master เพื่อกำหนดข้อมูลความถี่ของคาบเวลาที่ต้องสร้างของแต่ละช่อง

3. Slave 2 เป็นส่วนวัดความเร็วรอบเครื่องยนต์เฮลิคอปเตอร์ และตรวจสอบสถานะการลงจอด ซึ่งยังสามารถต่ออุปกรณ์เพิ่มได้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



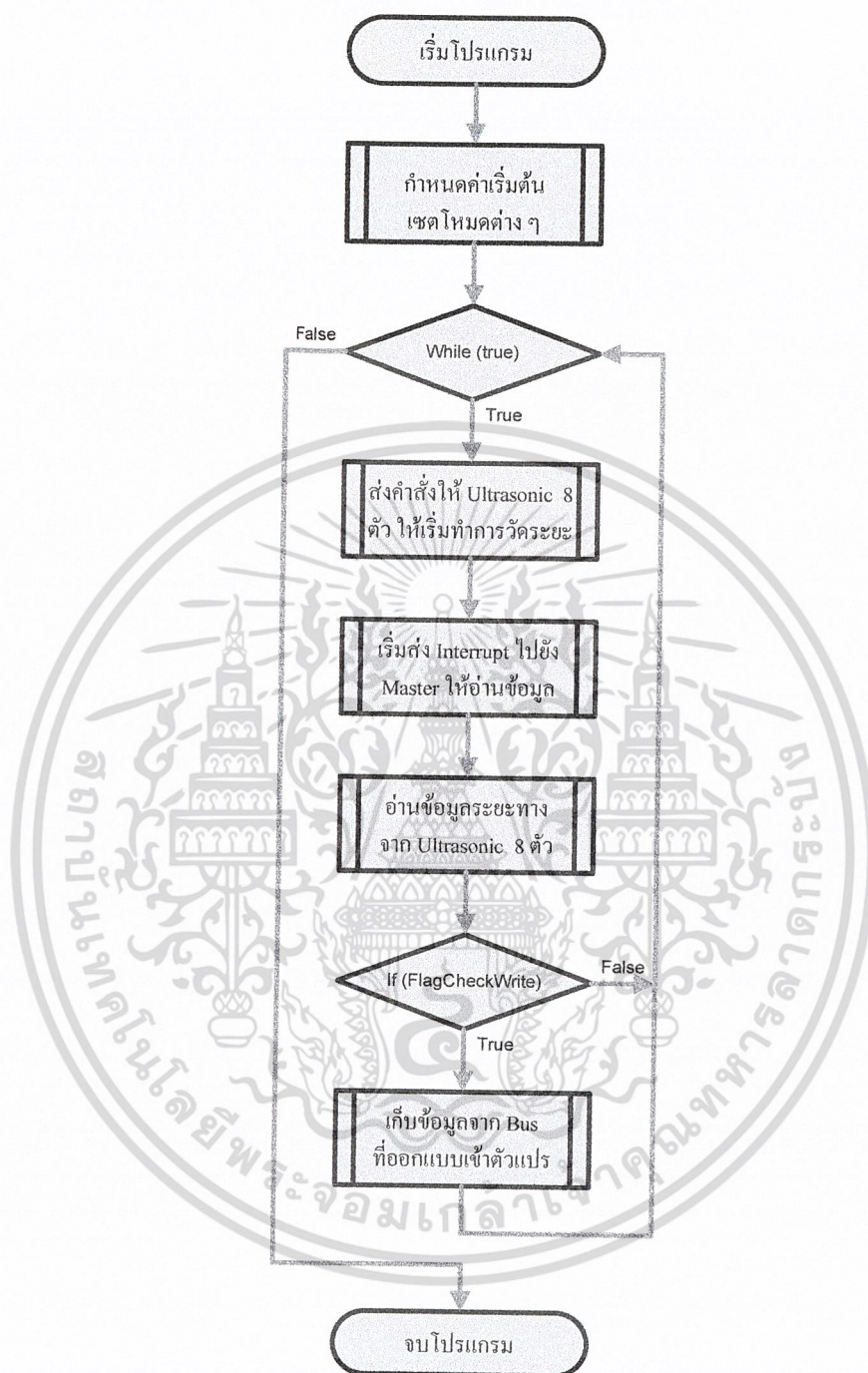
รูปที่ 3.29 แผนผังการทำงานของ Slave2

การทำงานหลักคือ

- นับสัญญาณจากตัวรับสัญญาณ Infrared ที่ไปติดตั้งบริเวณแกนหมุน โดยจะใช้เวลานับประมาณ 0.5 วินาที ในการคำนวณ 1 รอบ แล้วคำนวณประมาณจำนวนรอบใน 1 นาที
- ตรวจสอบสถานะการลงจอดโดยใช้สวิทช์ 4 ตัวติดที่ขาตั้ง
- ส่งสัญญาณให้ Master เพื่ออ่านข้อมูลความเร็วรอบและสถานะการลงจอด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

#### 4. Slave 3 เป็นส่วนที่อ่านค่าข้อมูลจาก Ultrasonic ที่วัดระยะทางรอบตัว



รูปที่ 3.30 แผนผังการทำงานของ Slave3

การทำงานหลักคือ

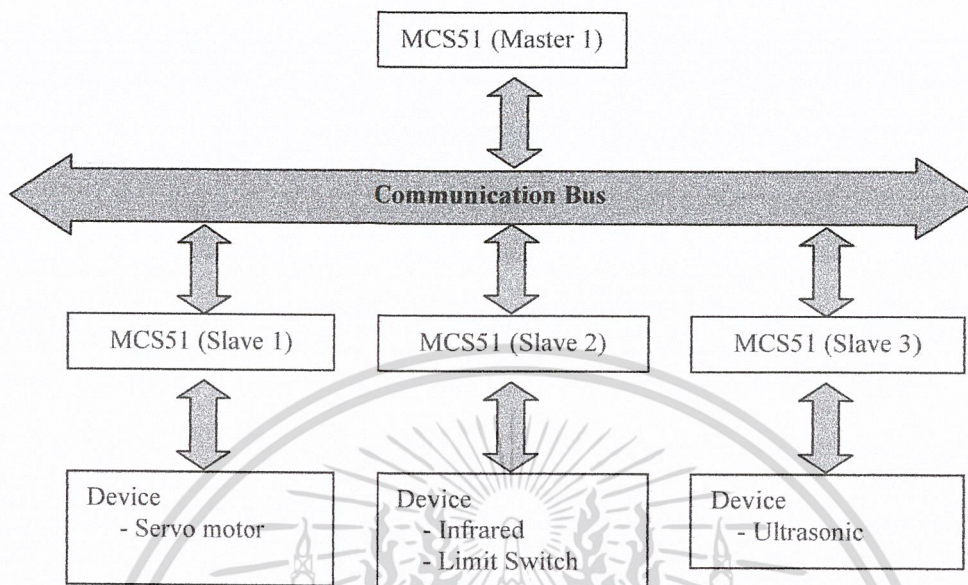
- กำหนดให้ Ultrasonic เริ่มทำการวัดระยะทางโดยส่งคำสั่งผ่าน I2C Bus เพื่อติดต่อ Ultrasonic แล้วรอประมาณ 100 ms เพื่อรอให้ Ultrasonic ทำงานเสร็จก่อน ถึงอ่านข้อมูลระยะทาง

- ส่งสัญญาณให้ Master เพื่ออ่านข้อมูลระยะทางรอบตัวเฮลิคอปเตอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.4 การออกแบบภาษาที่ใช้ในการสื่อสาร (Protocol)

#### 3.4.1 Communication Bus



รูปที่ 3.31 การออกแบบในส่วนของ Control Servo & Sensor Board

โครงสร้างการสื่อสารภายในของ Control Servo & Sensor Board ประกอบด้วย

#### 1. MCS-51 Master

เป็น Microcontroller ที่ทำหน้าที่หลักในประมวลผลข้อมูลที่ได้จากอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ต่างๆ เพื่อใช้ในการควบคุมระบบ

#### 2. MCS-51 Slave

เป็น Microcontroller ที่ทำหน้าที่รับส่งข้อมูลระหว่าง MCS-51 Master และอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ต่างๆ (Device) โดยทำการแปลงสัญญาณต่างๆ เป็นข้อมูลเก็บไว้ใน data เพื่อรอให้ส่วน Master เรียกข้อมูลไปใช้ หรือทำการส่งสัญญาณ Interrupt ให้ส่วน Master มาอ่านข้อมูลทันที พร้อมทั้งรอคำสั่งเพื่อควบคุมอุปกรณ์แล้วแต่กรณี โดย MCS-51 Slave จะแบ่งออกเป็นออกเป็น 3 ตัว ดังรูปข้างต้น เพื่อเพิ่มความเร็ว และประสิทธิภาพในการทำงาน อีกทั้งยังง่ายต่อการเขียนโปรแกรมควบคุม

#### 3. อุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ (Device)

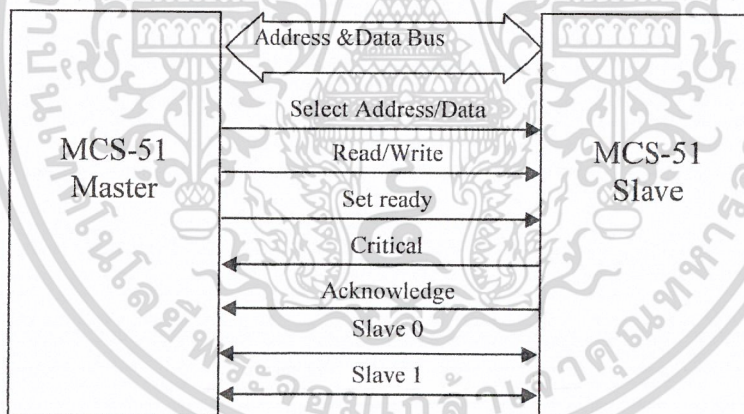
เป็นชุดอุปกรณ์ตรวจจับต่างๆ ได้แก่ Servo Motor, Gyro, Infrared, Ultrasonic และ Limit Switch การติดต่อสื่อสารระหว่าง MCS-51 Master และ MCS-51 Slave นั้นอาศัยการทำงานของ Communication Bus โดย MCS-51 Master 1 ตัวสามารถติดต่อกับ MCS-51 Slave ได้สูงสุด 16 ตัว และ MCS-51 Slave แต่ละตัวมี Register ที่ใช้รับส่งข้อมูลได้สูงสุด 16 ตำแหน่ง ตำแหน่งละ 8 bit

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

#### 4. รูปแบบการติดต่อสื่อสาร

เป็นรูปแบบการติดต่อสื่อสารที่ใช้ติดต่อระหว่าง MCS-51 Master และ MCS-51 Slave เนื่องจากระบบที่ออกแบบไว้ต้องการ Bandwidth ในการรับส่งข้อมูลสูง และยังสามารถเลือกรูปแบบการติดต่อเป็นแบบ Interrupt และ Polling ซึ่งในโครงการนี้ได้เลือกการทำงานแบบ Interrupt เพราะถ้าการทำงานเป็นแบบ Polling MCS-51 Slave ทำงานผิดพลาดในขณะที่ MCS-51 Master ร้องขอข้อมูล อีกทั้งระยะทางในการเชื่อมต่อสั้นจึงสามารถลดปัญหาสัญญาณรบกวนได้ จึงออกแบบให้เป็นการติดต่อสื่อสารแบบขนาน โดยมีสัญญาณในการติดต่อดังนี้

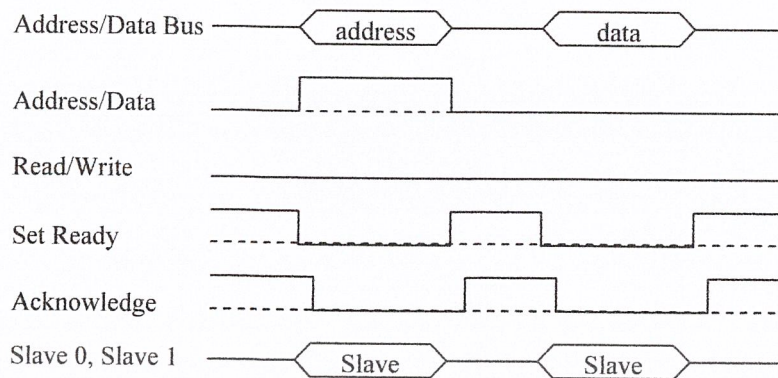
- **Address & Data Bus** เป็นบัสที่ใช้รับส่งตำแหน่งของข้อมูลและข้อมูลที่จะติดต่อ
- **Select Address/Data** เป็นสายสัญญาณที่บอกว่าขณะนี้ส่งตำแหน่งหรือข้อมูล
- **Select Read/Write** เป็นสายสัญญาณที่บอกว่าขณะนี้ต้องการอ่านหรือเขียนข้อมูล
- **Set Ready** เป็นสายสัญญาณที่บอกให้ส่วน MCS-51 Slave ทำการรับส่งข้อมูล
- **Critical** เป็นสายสัญญาณที่บอกให้ส่วน MCS-51 Master ทำการรับส่งข้อมูลจาก MCS-51 Slave ที่ส่งสัญญาณมา
- **Acknowledge** เป็นสายสัญญาณที่บอกให้รู้ว่า MCS-51 Slave ได้รับข้อมูลแล้ว
- **Slave 0 และ Slave 1** เป็นสายสัญญาณเพื่อเลือกติดต่อ MCS-51 Slave ตัวไหน



รูปที่ 3.32 การรับส่งข้อมูลระหว่าง MCS-51 Master และ MCS-51 Slave

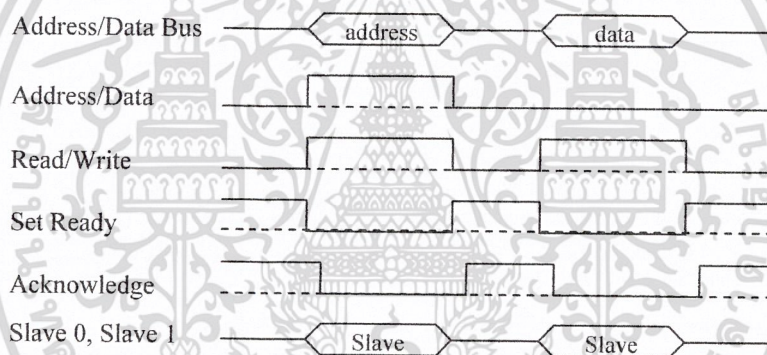
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.4.1.1 รูปแบบสัญญาณการเขียนข้อมูล



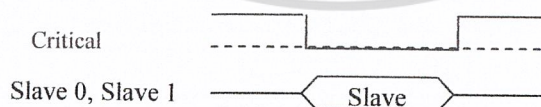
รูปที่ 3.33 สัญญาณการเขียนข้อมูลระหว่าง MCS-51 Master และ MCS-51 Slave

### 3.4.1.2 รูปแบบสัญญาณการอ่านข้อมูลจาก Slave



รูปที่ 3.34 สัญญาณการอ่านข้อมูลระหว่าง MCS-51 Master และ MCS-51 Slave

### 3.4.1.3 รูปแบบสัญญาณการอ่านเขียนข้อมูลจาก Slave ทั้งหมด



รูปที่ 3.35 สัญญาณที่ส่งจาก MCS-51 Slave ไปยัง MCS-51 Master ให้ทำการอ่านเขียนข้อมูลทันที

## 3.4.2 Protocol Control Board

### 1. รูปแบบการสื่อสารจะแบ่งเป็น 2 แบบคือ

#### 1.1 ขณะจับคาบเวลาของสัญญาณเซอร์ไวโมเตอร์

#### 1.2 ขณะควบคุมเซอร์ไวโมเตอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## 2. รูปแบบการรับส่งข้อมูลขณะจับคาบเวลาของสัญญาณเซอร์โวมอเตอร์

2.1 รูปแบบการส่งคำสั่งขณะจับคาบเวลาของสัญญาณเซอร์โวมอเตอร์  
การส่งข้อมูลจะทำการส่งครั้งละ 4 Byte โดยมีรูปแบบดังนี้

Format : #, COM, CS, \n

โดยที่ # เริ่มต้น Command Packet  
COM คำสั่งตาม Command Code  
CS Check Sum ตรวจสอบความผิดพลาดของข้อมูล  
\n สิ้นสุดข้อมูล

COMMAND CODE	DEFINITION
0x00	ขอข้อมูลคาบเวลาของเซอร์โวมอเตอร์ 8 ตัว
0x01	ขอข้อมูลความเร็วรอบและสถานะการลงจอด
0x02	ขอข้อมูลจากระยะห่างรอบตัว 8 จุด

### 2.2 รูปแบบข้อมูลคาบเวลาของเซอร์โวมอเตอร์ 8 ตัวที่ได้รับ (Command Code = 0x00)

Format	*, COM, Servo0, Servo1, Servo2, Servo3, Servo4, Servo5, Servo6, Servo7, SPARE, CS, \n
Response	20 Byte
COM	Command Code = 0x00
Servo0-7	มีขนาด 8 Byte ค่าคาบเวลาที่ได้จากเซอร์โวมอเตอร์แต่ละตัว
SPARE	มีขนาด 8 Byte เพื่อไว้ใช้ในอนาคต

### 2.3 รูปแบบข้อมูลความเร็วรอบและสถานะการลงจอดที่ได้รับ (Command Code = 0x01)

Format	*, COM, RPM, LANDING, SPARE, CS, \n
Response	20 Byte
COM	Command Code = 0x01
RPM	มีขนาด 1 Byte บอกความเร็วรอบเครื่องยนต์
LANDING	มีขนาด 1 Byte สถานะการลงจอดของเฮลิคอปเตอร์
SPARE	มีขนาด 14 Byte

### 2.4 รูปแบบข้อมูลจากระยะห่างรอบตัว 8 จุดที่ได้รับ (Command Code = 0x02)

Format	*, COM, US0, US1, US2, US3, US4, US5, US6, US7, CS, \n
Response	20 Byte

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

COM	Command Code = 0x02
US0-7	แต่ละตัวมีขนาด 2 Byte ค่าคาบเวลาที่ได้จากเซอร์ไวโมเตอร์

### 3. รูปแบบการรับส่งข้อมูลขณะควบคุมเซอร์ไวโมเตอร์

#### 3.1 รูปแบบการส่งคำสั่งขณะควบคุมเซอร์ไวโมเตอร์

การส่งข้อมูลจะทำการส่งครั้งละ 20 Byte โดยมีรูปแบบดังนี้

Format : #, COM, DATA, SPARE, CS, \n

โดยที่ # เริ่มต้น Command Packet

COM 0x01

DATA มีขนาด 8 Byte เพื่อควบคุมเซอร์ไวโมเตอร์ ทั้ง 8 ตัว ตัวละ 1byte

SPARE มีขนาด 8 Byte เพื่อไว้ใช้ในอนาคต

CS Check Sum ตรวจสอบความผิดพลาดของข้อมูล

\n สิ้นสุดข้อมูล

#### 3.2 รูปแบบข้อมูลที่ตอบกลับ (Command Code = 0x01)

Format	*, COM, RPM, LANDING, SPARE, US0, US1, US2, US3, US4, US5, US6, US7, CS, \n
Response	28 Byte
COM	Command Code = 0x02
RPM	มีขนาด 1 Byte บอกความเร็วรอบเครื่องยนต์
LANDING	มีขนาด 1 Byte สถานะการลงจอดของเฮลิคอปเตอร์
SPARE	มีขนาด 6 Byte เพื่อไว้ใช้ในอนาคต
US0-7	แต่ละตัวมีขนาด 2 Byte ค่าคาบเวลาที่ได้จากเซอร์ไวโมเตอร์

### 4. รูปแบบข้อมูลที่ตอบกลับที่มีความผิดพลาด

Format : \*, COM, 'N', CS, \n

#### 3.4.3 Protocol Embedded Board

##### 1. คำสั่งต่าง ๆ ที่ต้องการวัดและตรวจสอบเพื่อมาประมวลผล

###### 1.1 ตำแหน่งของเฮลิคอปเตอร์

- คำตำแหน่งพิกัดในแนวราบ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- ค่าระยะความสูงจากระดับน้ำทะเล
- ค่าระยะความสูงจากพื้นดิน

### 1.2 สถานะของเฮลิคอปเตอร์

- ทิศทางการเคลื่อนที่
- ความเร็วในการเคลื่อนที่
- ความเร็วรอบของเครื่องยนต์
- ความร้อนของเครื่องยนต์
- มุมที่เฮลิคอปเตอร์เอียงก้มและเงยที่กระทำกับแนวพื้นราบ
- มุมที่เฮลิคอปเตอร์เอียงด้านข้างซ้ายและด้านข้างขวาที่กระทำกับแนวพื้นราบ
- ทิศทางที่เฮลิคอปเตอร์หันหน้า
- ระดับพลังงานต่าง ๆ เช่น แบตเตอรี่ น้ำมัน

### 1.3 สิ่งแวดล้อมรอบ ๆ เฮลิคอปเตอร์

- ค่าระยะทางระหว่างสิ่งกีดขวางกับเฮลิคอปเตอร์วิทยุบังคับ
- ภาพบริเวณรอบๆต่างๆ ที่เฮลิคอปเตอร์วิทยุบังคับบินไป

2. รูปแบบการส่งข้อมูลจากภาคพื้นดินถึงภาคอากาศ (Command Packet Format)  
การส่งข้อมูลจะทำการส่งครั้ง 7 Byte โดยมีรูปแบบดังนี้

Format : #, ID, SEQ, COM, DATA, CS, \n

โดยที่	#	เริ่มต้น Command Packet
	ID	หมายเลขประจำเฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุ
	SEQ	หมายเลขของ Command Packet
	COM	คำสั่งตาม Command Code
	DATA	ข้อมูลของ Command Code
	CS	Check Sum ตรวจสอบความผิดพลาดของข้อมูล
	\n	สิ้นสุดข้อมูล

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

COMMAND CODE		DEFINITION
COM	DATA	
0xFF	-	ตรวจสอบสัญญาณ
0x01	-	ตรวจสอบชุดควบคุมและอุปกรณ์ต่างๆ
0x02	-	ตรวจสอบค่าต่างๆ
0x03	0xXX	กำหนดค่าต่างๆ 0xXX กำหนดค่าที่ต้องการกำหนด
0x10	-	ขอข้อมูลทั้งหมดที่ใช้การแสดงผลบน โปรแกรม
0x11	-	ขอข้อมูลตำแหน่ง Latitude Longitude และ Height
0x12	-	ขอข้อมูลมุมความเอียง Pitch Roll และ Yaw
0x13	-	ขอข้อมูลทิศทาง และความเร็วการเคลื่อนที่
0x14	-	ขอข้อมูลสถานะความเร็วรอบและอุณหภูมิของเครื่องยนต์
0x15	-	ขอข้อมูลสถานะของปริมาณน้ำมัน และแบตเตอรี่
0x16	-	ขอข้อมูลระยะทางด้านต่างๆ จาก Ultra Sonic ทั้ง 8 ตัว
0x20	-	บินขึ้นจากพื้น
0x21	0xXX	ลอยตัวกลางอากาศ 0xXX กำหนดความสูง
0x22	0xXX	ทิศทางที่หันหน้าไป 0xXX กำหนดองศา
0x23	-	ลงจอดที่พื้น
0x24	0xXX	บินตามที่กำหนดไว้ 0xXX กำหนดทิศทางที่ต้องการไป โดยที่ MSB $B_7, B_6, B_5, B_4, B_3, B_2, B_1, B_0$ LSB Bit 0-1 เคลื่อนที่ไปด้านหน้าด้านหลัง Bit 2-3 เคลื่อนที่ไปด้านซ้ายด้านขวา Bit 4-5 เคลื่อนที่ไปด้านบนด้านล่าง Bit 6-7 หมุนตัวตามและทวนเข็มนาฬิกา
0x30	0xXX	บินเคลื่อนที่ไปด้านหน้า 0xXX กำหนดระยะทาง
0x31	0xXX	บินเคลื่อนที่ไปด้านหลัง 0xXX กำหนดระยะทาง
0x32	0xXX	บินเคลื่อนที่ไปด้านซ้าย 0xXX กำหนดระยะทาง
0x33	0xXX	บินเคลื่อนที่ไปด้านขวา 0xXX กำหนดระยะทาง
0x34	0xXX	บินเคลื่อนที่ไปด้านบน 0xXX กำหนดระยะทาง
0x35	0xXX	บินเคลื่อนที่ไปด้านล่าง 0xXX กำหนดระยะทาง
0x36	0xXX	บินหมุนตัวตามเข็มนาฬิกา 0xXX กำหนดองศา
0x37	0xXX	บินหมุนตัวทวนเข็มนาฬิกา 0xXX กำหนดองศา

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3. รูปแบบการส่งข้อมูลจากภาคอากาศถึงภาคพื้นดิน (Acknowledge Packet Format)

Format : \*, ID, SEQ, COM, DATA, CS, \n

โดยที่ \* เริ่มต้น Acknowledge Packet  
 ID หมายเลขประจำเฮลิคอปเตอร์บังคับวิทยุ  
 SEQ หมายเลขของ Command Packet ที่ได้รับ  
 COM คำสั่งตาม Command Code ที่ได้รับ  
 DATA ข้อมูลที่ต้องส่งกลับตามคำสั่ง  
 CS Check Sum ตรวจสอบความผิดพลาดของข้อมูล  
 \n สิ้นสุดข้อมูล

#### 3.1 ตรวจสอบชุดควบคุม (Command Code = 0x01)

Format	*, ID, SEQ, COM, DATA, CS, \n
Response	7 Byte
COM	Command Code = 0x01
DATA	มีขนาด 1Byte โดยที่ 0x00 ระบบอยู่ในสภาพพร้อมทำการควบคุม 0x10 อุปกรณ์ควบคุม (IO Board) มีปัญหา 0x11 ชุดควบคุมเซอร์โวมอเตอร์มีปัญหา 0x12 ชุดวัดความเร็วรอบและการลงจอดมีปัญหา 0x13 ชุดวัดระยะทางรอบตัวมีปัญหา 0x20 อุปกรณ์วัดแกน (3DM) มีปัญหา 0x30 อุปกรณ์รับสัญญาณจีพีเอส (GPS Receiver) มีปัญหา

#### 3.2 ตรวจสอบค่าต่างๆ (Command Code = 0x02)

Format	*, ID, SEQ, COM, DATA, CS, \n
Response	7 Byte
COM	Command Code = 0x02
DATA	มีขนาด 1Byte โดยที่ Bit 0 มีสัญญาณวิทยุบังคับควบคุมเฮลิคอปเตอร์หรือไม่ Bit X Unknown

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
 ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.3 ขอข้อมูลทั้งหมดที่ใช้การแสดงผลบนโปรแกรม (Command Code = 0x10)

Format	*, ID, SEQ, COM, LATITUDE, LONGITUDE, HEIGHT, PITCH, ROLL, YAW, SPEED, DIRECT, RPM, TEMP, FUEL, BETTERY, US1, US2, US3, US4, US5, US6, US7, US8, CS, \n
Response	40 Byte
COM	Command Code = 0x10
LATITUDE	มีขนาด 5 Byte โดยที่ บอกระยะ 4 Byte และทิศทาง 1 Byte
LONGITUDE	มีขนาด 5 Byte โดยที่ บอกระยะ 4 Byte และทิศทาง 1 Byte
HEIGHT	มีขนาด 1 Byte ความสูง
PITCH	มีขนาด 2 Byte บอกลมุมก้มหรือมุมเงย
ROLL	มีขนาด 2 Byte บอกลมุมเอียงซ้ายหรือเอียงขวา
YAW	มีขนาด 2 Byte ทิศทางการเคลื่อนที่
SPEED	มีขนาด 2 Byte ความเร็วในการเคลื่อนที่
DIRECT	มีขนาด 2 Byte ทิศทางในการเคลื่อนที่
RPM	มีขนาด 1 Byte ความเร็วรอบของเครื่องยนต์
TEMP	มีขนาด 1 Byte อุณหภูมิของเครื่องยนต์
FUEL	มีขนาด 1 Byte ปริมาณน้ำมัน
BATTERY	มีขนาด 1 Byte ปริมาณแบตเตอรี่
US1-8	แต่ละตำแหน่งมีขนาด 1 Byte ใช้บอกระยะทางตามด้านต่างๆ

### 3.4 ขอข้อมูลตำแหน่ง Latitude Longitude และ Height (Command Code = 0x11)

Format	*, ID, SEQ, COM, LATITUDE, LONGITUDE, HEIGHT, CS, \n
Response	17 Byte
COM	Command Code = 0x11
LATITUDE	มีขนาด 5 Byte โดยที่ บอกระยะ 4 Byte และทิศทาง 1 Byte
LONGITUDE	มีขนาด 5 Byte โดยที่ บอกระยะ 4 Byte และทิศทาง 1 Byte
HEIGHT	มีขนาด 1 Byte ความสูง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## 3.5 ขอข้อมูลมุมความเอียง Pitch Roll และ Yaw (Command Code = 0x12)

Format	*, ID, SEQ, COM, PITCH, ROLL, YAW, CS, \n
Response	12 Byte
COM	Command Code = 0x12
PITCH	มีขนาด 2 Byte บอกมุมก้มหรือมุมเงย
ROLL	มีขนาด 2 Byte บอกมุมเอียงซ้ายหรือเอียงขวา
YAW	มีขนาด 2 Byte ทิศทางที่หัวเฮลิคอปเตอร์หันไป

## 3.6 ขอข้อมูลทิศทาง การเคลื่อนที่และความเร็ว (Command Code = 0x13)

Format	*, ID, SEQ, COM, SPEED, DIRECT, CS, \n
Response	10 Byte
COM	Command Code = 0x13
SPEED	มีขนาด 2 Byte ความเร็วในการเคลื่อนที่
DIRECT	มีขนาด 2 Byte ทิศทางในการเคลื่อนที่

## 3.7 ขอข้อมูลความเร็วรอบและอุณหภูมิของเครื่องยนต์ (Command Code = 0x14)

Format	*, ID, SEQ, COM, RPM, TEMP, CS, \n
Response	8 Byte
COM	Command Code = 0x14
RPM	มีขนาด 1 Byte ความเร็วรอบของเครื่องยนต์
TEMP	มีขนาด 1 Byte อุณหภูมิของเครื่องยนต์

## 3.8 ขอข้อมูลสถานะของปริมาณน้ำมัน และแบตเตอรี่ (Command Code = 0x15)

Format	*, ID, SEQ, COM, FUEL, BATTERY, CS, \n
Response	8 Byte
COM	Command Code = 0x15
FUEL	มีขนาด 1 Byte ปริมาณน้ำมัน
BATTERY	มีขนาด 1 Byte ปริมาณแบตเตอรี่

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

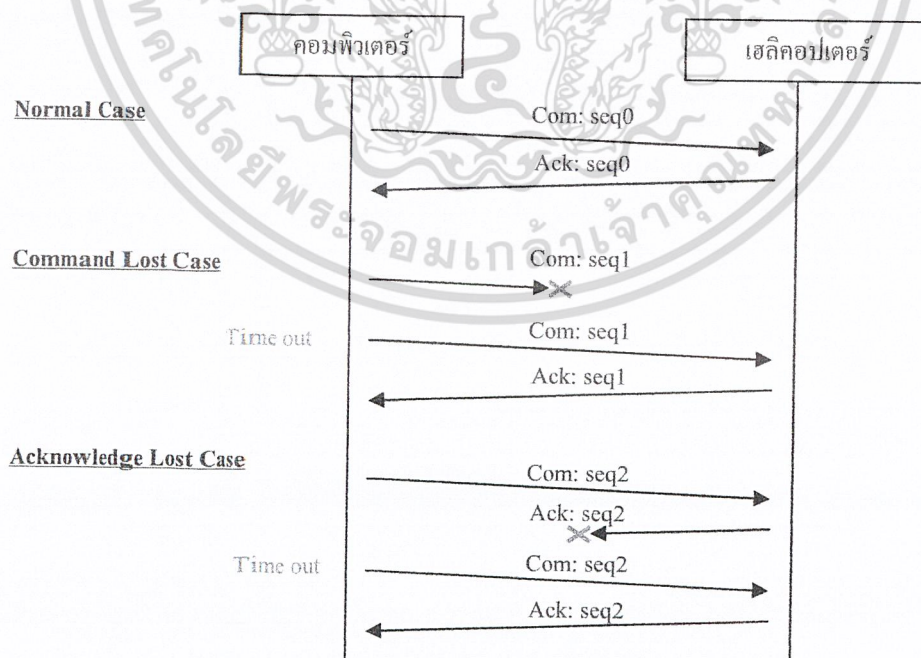
3.9 ขอข้อมูลระยะทางด้านต่างๆ จาก Ultra Sonic ทั้ง 9 ตัว (Command Code = 0x16)

Format	*, ID, SEQ, COM, US1, US2, US3, US4, US5, US6, US7, US8, CS, \n
Response	14 Byte
COM	Command Code = 0x16
US1-9	แต่ละตำแหน่งมีขนาด 1 Byte ใช้บอกระยะทางตามด้านต่างๆ

3.10 คำสั่งอื่นๆ ไม่จำเป็นต้องส่งข้อมูลกลับ แต่ต้องยืนยันการส่งข้อมูล (Command Code = ที่ได้รับ)

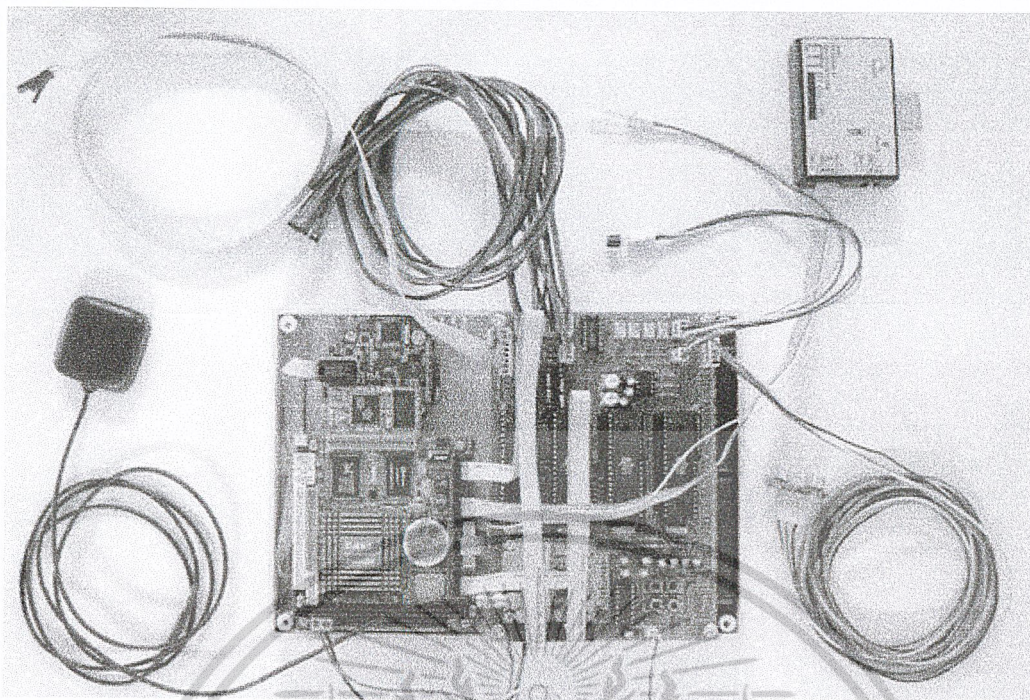
Format	*, ID, SEQ, COM, ACK, CS, \n
Response	6 Byte
COM	Command Code = ที่ได้รับ
ACK	'A' = Acknowledged 'N' = Unacknowledged 'S' = Successfully

4. รูปแบบลักษณะการรับส่งข้อมูลระหว่างภาคพื้นดินถึงภาคอากาศ จะมีการส่งคำสั่งตรวจสอบสัญญาณ ไปทุก 0.5 วินาที เพื่อเป็นการตรวจสอบสัญญาณ



รูปที่ 3.36 รูปแบบลักษณะการรับส่งข้อมูลระหว่างภาคพื้นดินถึงภาคอากาศ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.37 ภาพรวมของระบบในส่วนของ Hardware

### 3.5 การออกแบบ Software

#### 3.5.1 การออกแบบทั่วไป

การติดต่อสื่อสารระหว่างภาคอากาศและภาคพื้นดิน ข้อมูลที่ได้แบ่งออกเป็น 2 แบบคือ ข้อมูลจากการทำงานของ Embedded System โดยอาศัยการทำงานของ RF Module และข้อมูลจากกล้องวิดีโอไร้สาย

เมื่อได้รับข้อมูลจากกล้องวิดีโอไร้สาย ข้อมูลเหล่านั้นจะถูกส่งตรงมาสู่เครื่องรับสัญญาณที่ต่อกับ Video Capture Card เข้าสู่โปรแกรมและแสดงผลโดยตรงบนจอภาพทันทีที่ได้รับสัญญาณ

สำหรับการติดต่อสื่อสารระหว่าง Embedded System และเครื่องคอมพิวเตอร์มีส่วนประกอบดังนี้

##### 3.5.1.1 RF Module

ทำการแปลงสัญญาณไปมาระหว่างสัญญาณดิจิทัลและสัญญาณ RF เพื่อใช้ในการสื่อสารระหว่าง RF Module และส่วน AI ผ่านทาง Serial Port ของคอมพิวเตอร์

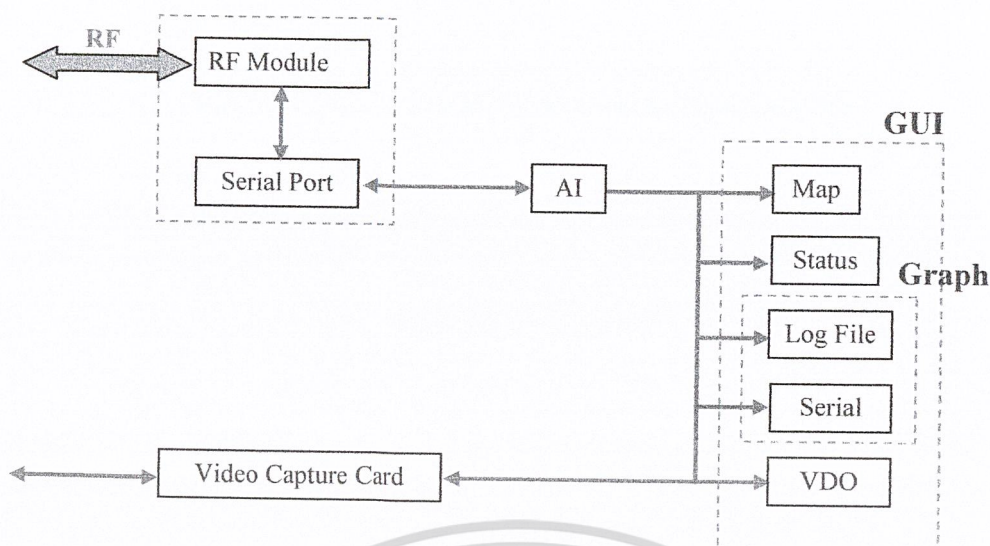
##### 3.5.1.2 AI

เป็นส่วนประมวลผลข้อมูลที่ได้จาก Embedded System ให้สามารถแสดงผลบนหน้าจอคอมพิวเตอร์ได้

##### 3.5.1.3 GUI

เป็นส่วนที่ทำหน้าที่แปลงข้อมูลต่างๆ ทั้งหมดให้อยู่ในรูปแบบที่สวยงาม ผู้ใช้เข้าใจง่ายและง่ายต่อการใช้งานจริง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.38 ภาพรวมของการทำงานภาคพื้นดิน

### 3.5.2 การออกแบบโปรแกรมส่วนติดต่อกับผู้ใช้งาน (GUI)

การทำงานของส่วน GUI นี้แบ่งออกเป็น 3 ส่วน คือ

#### 3.5.2.1 ส่วนของการแสดงแผนที่ (Map)

เป็นส่วนที่ทำหน้าที่แสดงตำแหน่งปัจจุบันของเฮลิคอปเตอร์ โดยการทำงานจะอ้างอิงกับแผนที่ของคณะวิศวกรรมศาสตร์ของสถาบันเป็นหลัก

#### 3.5.2.2 ส่วนของการแสดงสถานะของเฮลิคอปเตอร์ (Status)

หากทำงานโดยการอ่านข้อมูลจาก Log File จะแสดงค่าสถานะต่างๆของเฮลิคอปเตอร์นั้นได้จากการอ่านค่าจาก Log File ที่เก็บไว้ แต่หากทำงานโดยการรับข้อมูลจากพอร์ตอนุกรม จะแสดงค่าสถานะต่างๆ ที่ตรวจจับได้ขณะทำการทดลอง

#### 3.5.2.3 ส่วนการแสดงผลกราฟข้อมูล

เป็นการแสดงผลกราฟเปรียบเทียบการทำงานของ Servo Motor ที่ควบคุมกลไกการขับเคลื่อนทั้ง 5 ที่ได้จากการจำลองสร้างสัญญาณแบบขึ้นเองโดยอาศัยข้อมูลจากจาก Log File ที่เก็บไว้และค่าที่อ่านได้จาก Log File

#### 3.5.2.4 ส่วนการแสดงผลภาพวิดีโอ

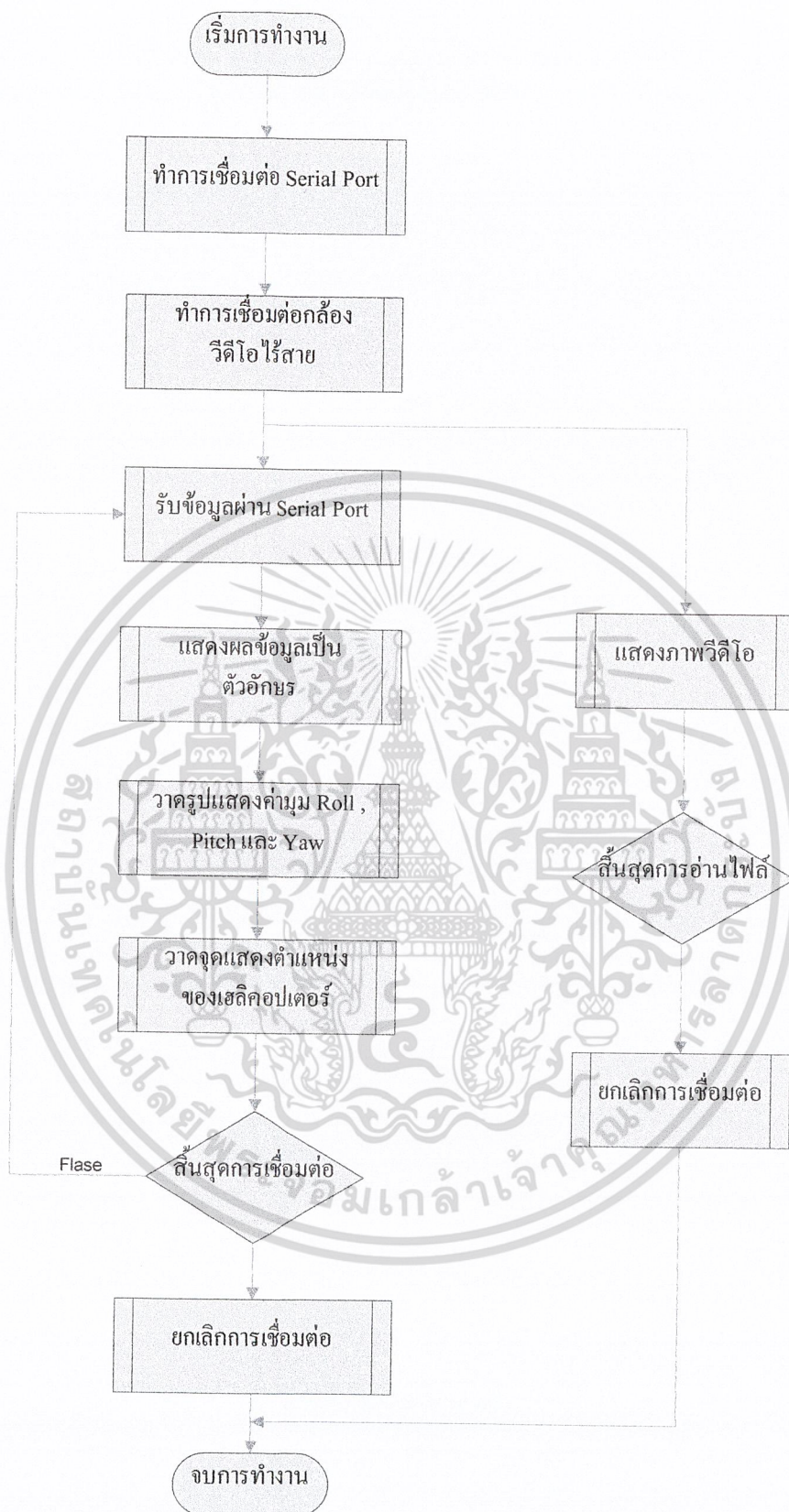
หากทำงานโดยการอ่านข้อมูลจาก Log File จะแสดงภาพที่บันทึกเก็บไว้ในรูปแบบของ avi แต่หากทำงานโดยการรับข้อมูลจากพอร์ตอนุกรม จะแสดงภาพที่ได้จากกล้องวิดีโอที่ติดไว้บนเฮลิคอปเตอร์ในขณะที่ทำการทดลอง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



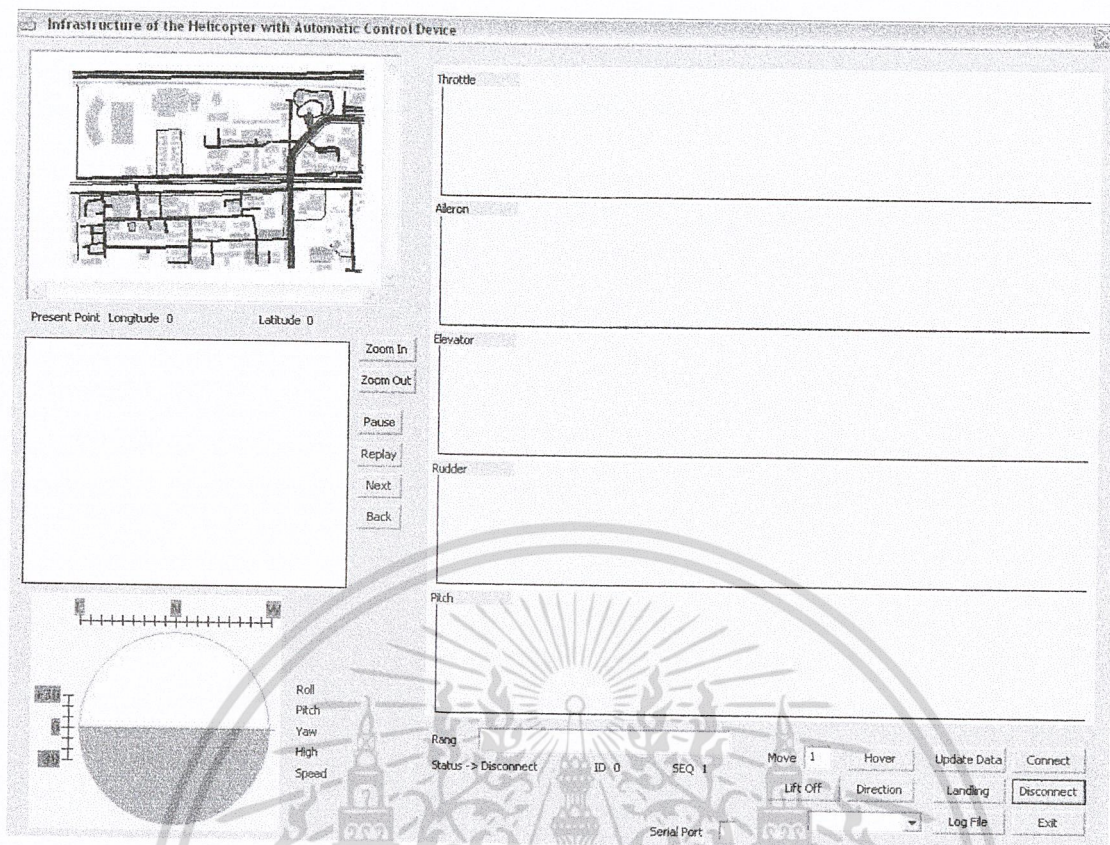
รูปที่ 3.39 แผนผังการทำงานของ การอ่านค่าจาก Log File และการแสดงภาพจากไฟล์วิดีโอ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



**รูปที่ 3.40** แผนผังการทำงานของ การติดต่อสื่อสารผ่านทาง Serial Port และการรับภาพจากกล้องวิดีโอไร้สาย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



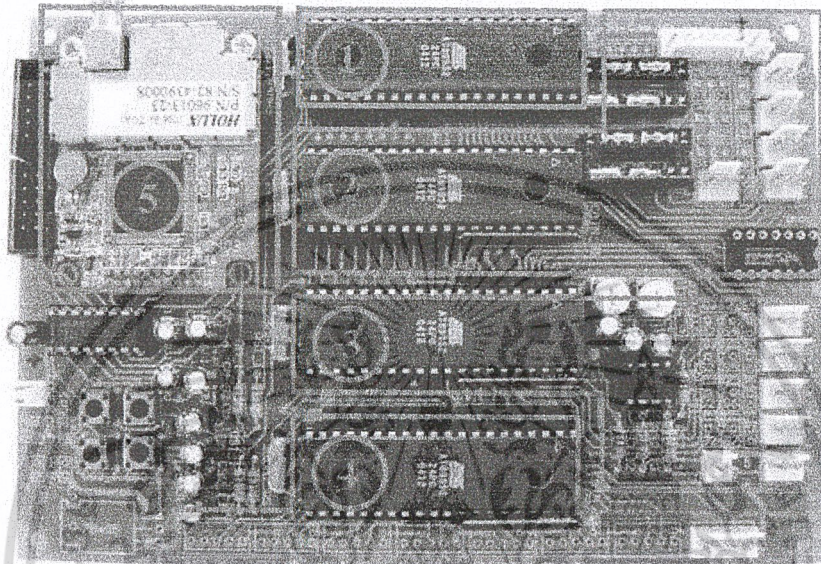
รูปที่ 3.41 ภาพรวมของระบบในส่วนของ Software

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## บทที่ 4

### ผลการทดลอง

#### 4.1 ผลการทดลองส่วนบอร์ดควบคุม



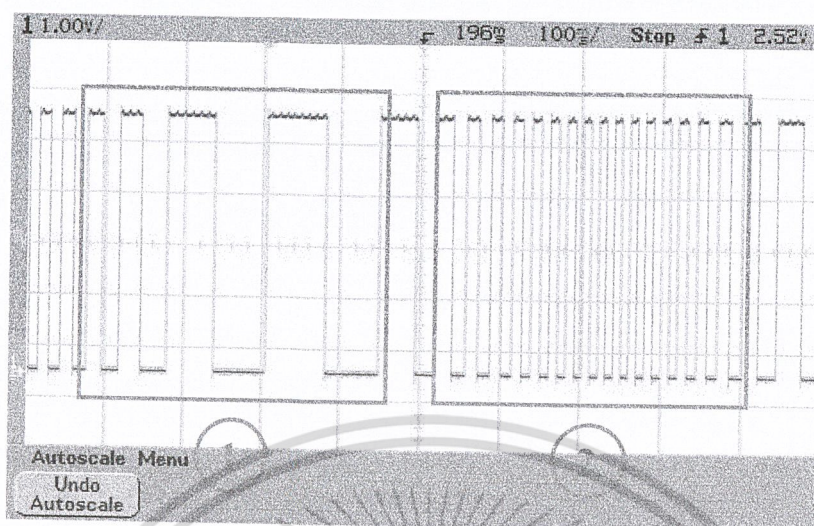
รูปที่ 4.1 บอร์ดควบคุม

แบ่งออกเป็นส่วนหลัก ๆ ได้ทั้งหมด 5 ส่วน

- หมายเลข 1 MCS-51 (Master) ทำหน้าที่ควบคุมการทำงาน Control Board ทั้งหมด
- หมายเลข 2 MCS-51 (Slave1) ทำหน้าที่ควบคุมการทำงานและเก็บคาบเวลาของ Servo 8 ตัว
- หมายเลข 3 MCS-51 (Slave2) ทำหน้าที่ในการติดต่อ Infrared และ Switch Landing
- หมายเลข 4 MCS-51 (Slave3) ทำหน้าที่ในการติดต่อ Ultrasonic
- หมายเลข 5 GPS Receiver Module ทำหน้าที่รับสัญญาณจากดาวเทียมเพื่อแสดงตำแหน่ง

เนื่องจาก GPS Receiver Module เป็นอุปกรณ์ที่ทำสำเร็จรูปอยู่แล้ว แต่การติดต่อสื่อสารของ GPS Receiver Module เป็น RS232 ที่มีระดับสัญญาณแบบ TTL Level ดังนั้นจึงนำมาติดตั้งที่บอร์ดควบคุมเพื่อใช้ IC เบอร์ MAX232CE แปลงสัญญาณจาก TTL Level เป็น RS232 Level เพื่อให้ GPS Receiver Module สามารถส่งข้อมูลไปยังบอร์ดประมวลผลได้

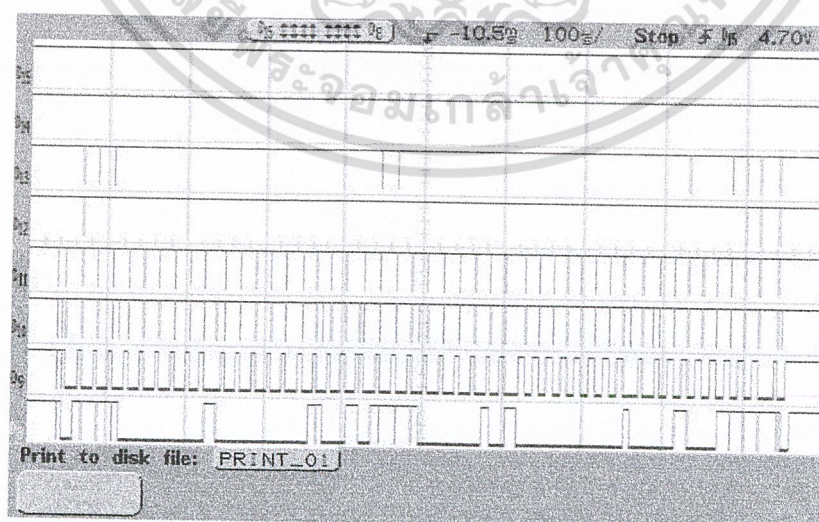
#### 4.1.1 การทดลองวัดคาบสัญญาณตรวจวัดความเร็วรอบ



รูปที่ 4.2 สัญญาณที่ออกมาจาก อุปกรณ์รับแสง Infrared

จากรูปที่ 4.2 หมายเลข 1 จะเป็นคาบสัญญาณในขณะที่ความเร็วรอบใบพัดต่ำ และในหมายเลข 2 เป็นคาบสัญญาณในขณะที่ความเร็วรอบใบพัดที่สูงขึ้นในช่วงเวลานั้น ซึ่งสังเกตได้จากการเปลี่ยนแปลงของคาบเวลาและความถี่ของสัญญาณที่ส่งมาจากอุปกรณ์ตัวรับแสง Infrared จากการทดลองตัวรับสัญญาณ Infrared สามารถทำงานได้ตามที่ต้องการ โดยอุปกรณ์สามารถวัดค่าความเร็วรอบของใบพัดได้ แต่ยังคงมีค่าผิดพลาดบ้างเล็กน้อย ซึ่งเป็นค่าที่ใช้งานได้

#### 4.1.2 การทดลองวัดคาบสัญญาณตรวจวัดความสูง



รูปที่ 4.3 สัญญาณที่ออกมาจากอุปกรณ์ Ultrasonic

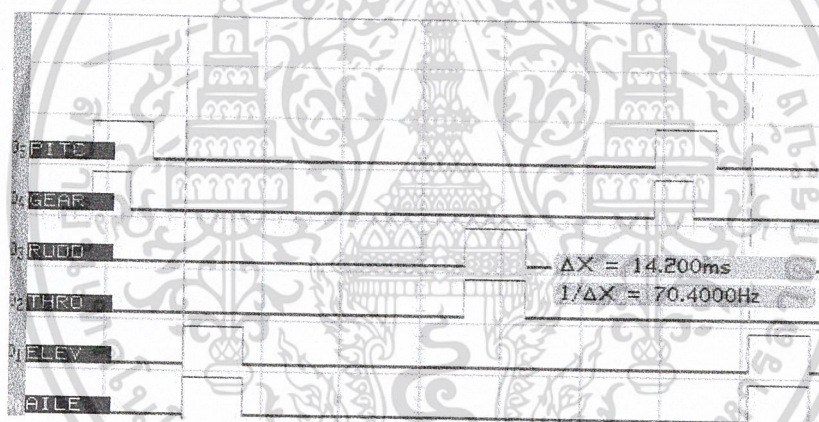
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากรูปที่ 4.3 รูปแบบสัญญาณในช่องสัญญาณ D9 จะเป็นค่าสัญญาณนาฬิกาของระบบบัสแบบ I<sup>2</sup>C ที่ใช้ในติดต่อสื่อสารกับตัว Ultrasonic Ranger และรูปแบบสัญญาณในช่องสัญญาณ D8 จะเป็นค่าสั่งและค่าความสูงที่อ่านจากตัว Ultrasonic ที่ได้จากการสื่อสารกับตัว Ultrasonic Ranger ขณะที่ Ultrasonic Ranger ส่งค่าความสูงมา 1 ชุดข้อมูล LED ที่ Ultrasonic Ranger จะกระพริบ 1 ครั้ง

ตัว Ultrasonic สามารถวัดค่าความสูงได้ตามที่ต้องการ โดยค่าที่วัดได้จะนำไปแปลงให้เป็นตัวเลขฐานสิบเพื่อให้่ายต่อการอ่านค่า โดยมีหน่วยเป็นเซนติเมตร แต่ยังมีค่าผิดพลาดบ้างเนื่องจากตัว Ultrasonic มีระยะการกระจายของคลื่นเสียงที่ออกไปจากตัวมันค่อนข้างกว้างทำให้คลื่นเสียงมักไปกระทบกับสิ่งอื่นก่อนที่จะถึงพื้นดิน ทำให้ค่าที่ได้ผิดเพี้ยนไปจากความเป็นจริง

#### 4.1.3 การวัดคาบเวลาสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์

วัดสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ โดยใช้สโคปจับสัญญาณจากอุปกรณ์รับสัญญาณบังคับวิทยุ แต่ละช่องสัญญาณมาวิเคราะห์โดยข้อมูลที่ได้คือ สัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ในแต่ละช่องมีคาบเวลาอยู่ในช่วง 800-2200 us และมีความถี่ 70 Hz



รูปที่ 4.4 สัญญาณจากอุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุบังคับ

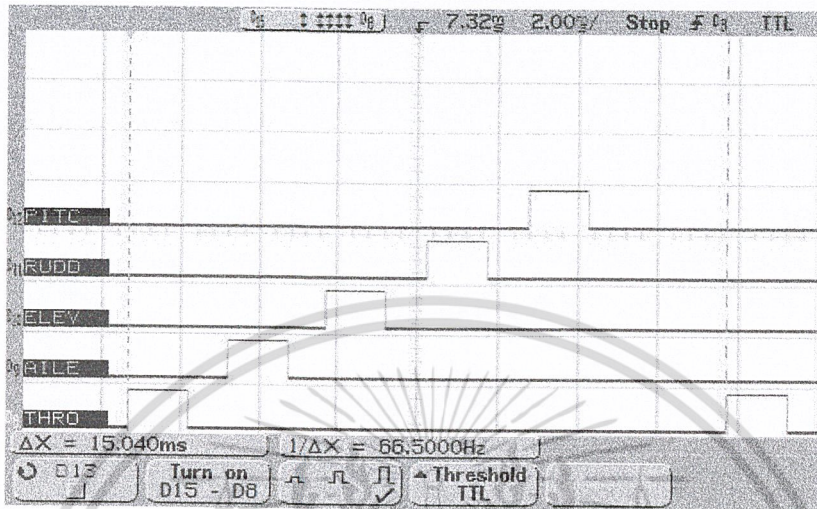
จากรูปที่ 4.4 เป็นสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ที่ส่งมาจากอุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุบังคับ โดยข้อมูลที่เป็นค่าความกว้างของคาบเวลาเซอร์โวมอเตอร์ นั้นสามารถจับได้ซึ่งมีความผิดพลาด อยู่ในช่วง 10 us หรือ 1 องศาของมุมเซอร์โวมอเตอร์ ซึ่งเป็นข้อมูลที่ใช้งานได้ โดยข้อมูลนี้จะนำมาใช้วิเคราะห์เพื่อใช้ในการควบคุมเซอร์โวมอเตอร์

#### 4.1.4 การสร้างคาบเวลาสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์

จากรูปที่ 4.5 เป็นสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ที่ส่งมาจากไมโครคอนโทรลเลอร์ โดยความกว้างของสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ สามารถกำหนดค่าได้ผ่าน Interpreter ซึ่งสัญญาณที่ได้จากอุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุบังคับ ซึ่งนำคาบเวลาและความถี่ในการส่งสัญญาณเทียบกับสัญญาณที่ได้จาก

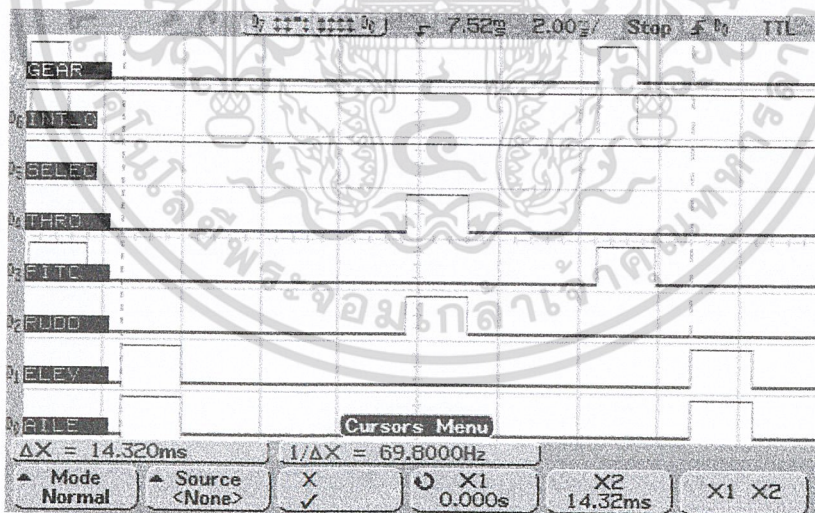
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ไมโครคอนโทรลเลอร์ ซึ่งมีคาบเวลาในการควบคุมโดยมีความอยู่ในช่วง 10 us หรือ 1 องศาของมุม เซอร์โวมอเตอร์ ซึ่งเป็นค่าที่ใช้งานได้ แต่ความถี่ในการควบคุมจะต่ำกว่าเล็กน้อย ถึงอย่างไรก็ตามไม่มีผลในการควบคุมแต่อย่างใด



รูปที่ 4.5 สัญญาณจากไมโครคอนโทรลเลอร์

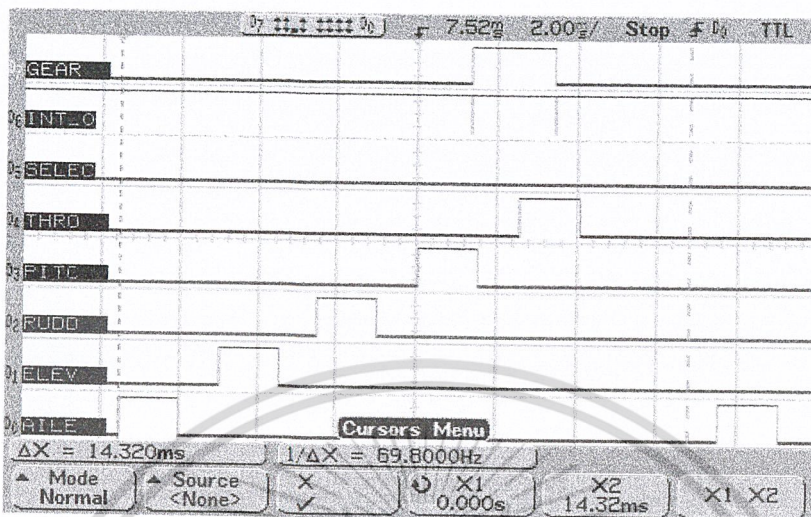
#### 4.1.5 การทดลองการสร้างและเลือกสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์



รูปที่ 4.6 ใช้สัญญาณจากอุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุบังคับควบคุมเซอร์โวมอเตอร์

จากรูปที่ 4.6 โดยใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์การจับคาบเวลาสัญญาณ GEAR ซึ่งสามารถทำได้โดยแปลงสัญญาณ GEAR ให้เป็นสัญญาณ INT\_0 เพื่อเข้าหา Interrupt External 0 เพื่อทำการจับเวลา โดยความกว้างของสัญญาณ GEAR นั้นถ้ามีค่าน้อยกว่า 1400 us ก็จะกำหนดให้ไมโครคอนโทรลเลอร์ทำการส่งเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

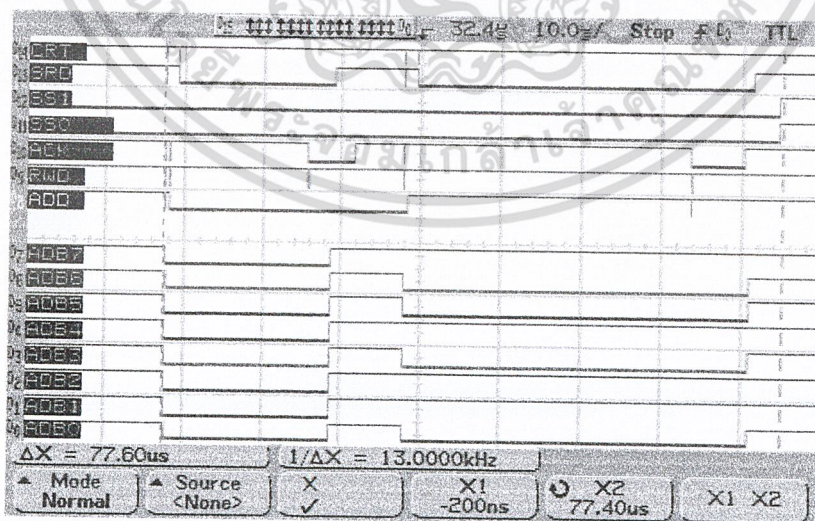
สัญญาณ SELEC เป็น “1” ไปยัง Selector หรือ Multiplexer เพื่อให้เลือกสัญญาณจากอุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุบังคับไปควบคุมเซอร์โวมอเตอร์



รูปที่ 4.7 ใช้สัญญาณจากไมโครคอนโทรลเลอร์ควบคุมเซอร์โวมอเตอร์

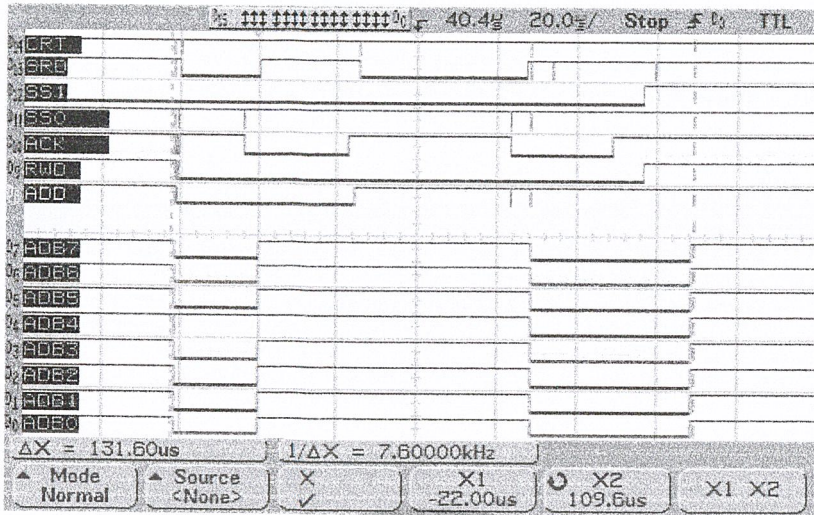
แต่จากรูปที่ 4.7 ถ้าคาบเวลาสัญญาณ GEAR นั้นมีค่ามากกว่า 1600 us ก็จะกำหนดให้ไมโครคอนโทรลเลอร์ทำการสร้างสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ และทำการส่งสัญญาณ SELEC เป็น “0” ไปยัง Selector หรือ Multiplexer เพื่อให้เลือกสัญญาณจากไมโครคอนโทรลเลอร์ไปควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ จากการทดลองนี้สามารถเลือกสัญญาณเพื่อควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ได้อย่างถูกต้อง

#### 4.1.6 การทดลองการรับส่งข้อมูลระหว่าง Master กับ Slave ใน Bus ที่ออกแบบไว้



รูปที่ 4.8 รูปแบบสัญญาณขณะ Master เขียนข้อมูล Slave 0

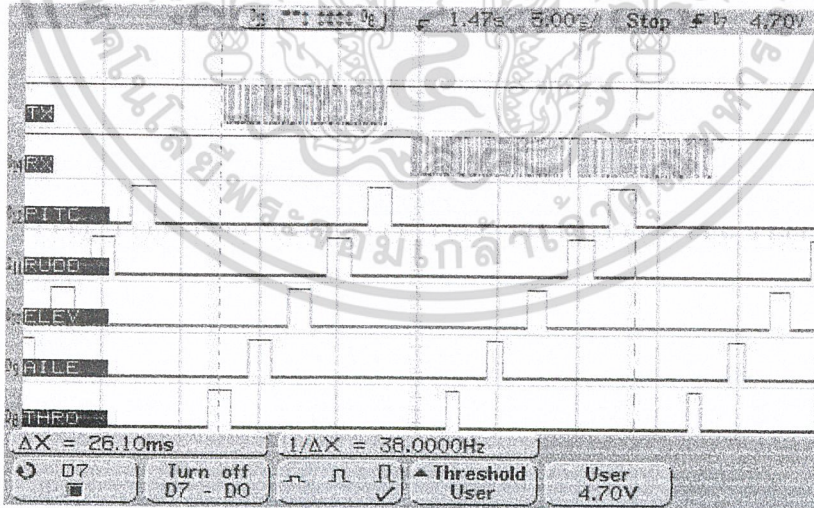
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.9 รูปแบบสัญญาณขณะ Master อ่านข้อมูล Slave 1

จากรูปที่ 4.8 และ รูปที่ 4.9 แสดงว่า Master กับ Slave สามารถติดต่อรับส่งข้อมูลให้อุปกรณ์ได้ถูกต้อง แต่จะเห็นว่าความเร็วในการเขียนข้อมูลจะเร็วกว่าการอ่านข้อมูลอยู่พอสมควร เนื่องจากต้องรอให้ Slave หาข้อมูลในตำแหน่งที่ Master ต้องการจึงทำให้เสียเวลาไปพอสมควร แต่ไม่ยังผลกระทบที่ทำให้ความเร็วในการทำงานลดลง ซึ่งสามารถใช้งานได้

4.1.7 การทดลองการรับส่งข้อมูลระหว่าง บอร์ดประมวลผล กับ บอร์ดควบคุม



รูปที่ 4.10 การติดต่อระหว่าง บอร์ดประมวลผล กับ บอร์ดควบคุม

จากรูปที่ 4.10 แสดงให้เห็นว่าบอร์ดประมวลผลกับบอร์ดควบคุม สามารถติดต่อสื่อสารถึงกันได้โดยใช้การสื่อสารแบบ RS232 เมื่อบอร์ดควบคุมได้รับสัญญาณ TX ซึ่งเป็นข้อมูลที่บอร์ดประมวลผลส่ง เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

มาจะทำการแก้ไขค่าความกว้างเวลาของสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ และส่งข้อมูลที่รับจากอุปกรณ์ตรวจรู้ทั้งหมดกลับไปเป็นสัญญาณ RX ซึ่งเป็นข้อมูลที่บอร์ดควบคุมส่งไปยังบอร์ดประมวลผลเพื่อทำการประมวลผลและตัดสินใจในการควบคุมเซอร์โวมอเตอร์


## 4.2 ผลการทดลองส่วนบอร์ดประมวลผล

1. ได้ทดลองติดต่อสื่อสารระหว่างอุปกรณ์ต่าง ๆ ดังนี้

- อุปกรณ์รับสัญญาณ GPS
- อุปกรณ์วัดแกน
- บอร์ดควบคุม
- คอมพิวเตอร์

2. ได้ทดลองเก็บข้อมูลไฟล์

### 4.2.1 การทดลองการรับข้อมูลระหว่าง บอร์ดประมวลผล กับ อุปกรณ์รับสัญญาณ GPS



รูปที่ 4.11 ข้อมูลที่รับได้จากอุปกรณ์รับสัญญาณ GPS

จากรูปที่ 4.13 แสดงว่าสามารถรับข้อมูลที่รับจากอุปกรณ์รับสัญญาณ GPS โดยข้อมูลที่ให้มีหลายรูปแบบแต่เลือกใช้รูปแบบ GPRMC ซึ่งจะแสดง ตำแหน่งในระบบพิกัด Latitude Longitude ความเร็วในการเคลื่อนที่ ทิศทางในการเคลื่อนที่ เวลาที่แสดงอยู่ในรูป วัน, เดือน, ปี, ชั่วโมง, นาที, วินาที และสถานะการรับสัญญาณ

โดยเลือกข้อมูลที่ผ่านการตรวจสอบข้อมูลแบบ Checksum และมีสถานะการรับสัญญาณเท่ากับ "A" ซึ่งหมายถึงสามารถรับสัญญาณจากดาวเทียมได้มากพอที่จะประมวลเพื่อระบุตำแหน่ง แล้วจึงนำข้อมูลรูปแบบ GPRMC มาแบ่งเพื่อแยกจะได้ข้อมูลที่ต้องการคือ ตำแหน่งในระบบพิกัด Latitude Longitude ความเร็วในการเคลื่อนที่ ทิศทางในการเคลื่อนที่ เพื่อมาประมวลผลและเตรียมข้อมูลเพื่อส่งไปยังคอมพิวเตอร์

ข้อมูลที่แสดงมีดังนี้

- NumberData คือจำนวนข้อมูลที่นำมาประมวลผล
- บรรทัดถัดมาคือ ข้อมูลที่ได้รับจากอุปกรณ์รับสัญญาณ GPS ในรูปแบบต่าง ๆ
- Latitude คือข้อมูล Latitude ที่รับได้
- Longitude คือข้อมูล Longitude ที่รับได้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- ส่วนที่ถัดมาทางด้านขวา คือ ข้อมูลความเร็วการเคลื่อนที่และทิศทางเคลื่อนที่ของเฮลิคอปเตอร์ที่ได้รับตามลำดับ

#### 4.2.2 การทดลองการรับส่งข้อมูลระหว่าง บอร์ดประมวลผล กับ อุปกรณ์วัดแกน

```
--Axial--
Roll = 4.29,Pitch = 1.03,Yaw = -13.24
Mag : 2574 538 -1004 Acc : 83 -576 -8011
Roll = 0.58,Pitch = 0.73,Yaw = -0.32
Mag : -13 0 7 Acc : -76 -47 54
CompleteRate = 16 : 17
```

รูปที่ 4.12 ข้อมูลที่ได้รับได้จากอุปกรณ์วัดแกน

จากรูปที่ 4.14 แสดงว่าสามารถรับส่งข้อมูลกับอุปกรณ์วัดแกนได้ โดยข้อมูลที่ให้มีหลายชนิดแต่เลือกข้อมูล มุมเอียง Roll Pitch Yaw ตามแม่เหล็กทั้งสามแกน และการเคลื่อนที่ทั้งสามแกน ซึ่งต้องเลือกข้อมูลในรูปแบบ Send Scaled Sensor Vectors และ Send Euler Angles

โดยที่ Send Scaled Sensor Vectors จะได้ข้อมูล ตามแม่เหล็กทั้งสามแกน และการเคลื่อนที่ทั้งสามแกน ส่วน Send Euler Angles จะได้ข้อมูล มุมเอียง Roll Pitch Yaw ซึ่งต้องเลือกข้อมูลโดยส่งคำสั่งไปยังอุปกรณ์วัดแกนเพื่อเลือกชนิดข้อมูล และต้องที่ผ่านการตรวจสอบข้อมูลแบบ Checksum เพื่อมาประมวลผลและเตรียมข้อมูลเพื่อส่งไปยังคอมพิวเตอร์

ข้อมูลที่แสดงมีดังนี้

- Roll, Pitch & Yaw คือ มุมความเอียงของเฮลิคอปเตอร์ที่ได้รับได้
- Mag คือ ค่าสนามแม่เหล็กทั้ง 3 แกนที่ได้รับ ได้ มีแกน X,Y และ Z ตามลำดับ
- Acc คือ ค่าความเร่งของการเคลื่อนที่ทั้ง 3 แกนที่ได้รับ ได้ มีแกน X,Y และ Z ตามลำดับ
- ส่วน Roll, Pitch, Yaw, Mag และ Acc ในบรรทัดถัดมาคือ ความแตกต่างระหว่างข้อมูลที่ได้รับก่อนหน้านี้กับข้อมูลที่ได้รับตอนนี้

#### 4.2.3 การทดลองการรับส่งข้อมูลระหว่าง บอร์ดประมวลผล กับ บอร์ดควบคุม

```
--I2CBoard--
Servo : 156, 151, 173, 0, 117, 0, 0, 0
RMP := 0 Land := 70
Ultra : 65535, 0, 0, 0, 0, 0, 0, 0
```

รูปที่ 4.13 ข้อมูลที่ได้รับจากบอร์ดควบคุม

จากรูปที่ 4.15 แสดงว่าสามารถรับส่งข้อมูลกับบอร์ดควบคุมได้ โดยสามารถเลือกส่งข้อมูลที่เป็นค่าความกว้างของสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ หรือ ส่งคำสั่งเพื่อข้อมูล ซึ่งบอร์ดจะส่งข้อมูลจากอุปกรณ์ตรวจรู้ทั้งหมดกลับมา

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดยเลือกข้อมูลที่ผ่านการตรวจสอบข้อมูลแบบ Checksum และนำข้อมูลที่ได้จากบอร์ดมาแบ่งเพื่อแยกจะได้ข้อมูลที่ต้องการคือ ความเร็วรอบใบพัด สถานะการลงจอด และระยะห่างสิ่งต่างๆรอบตัว ซึ่งในตอนนี้เป็นค่าความสูงนั่นเอง

ข้อมูลที่แสดงมีดังนี้

- Servo คือ คาบเวลาที่ควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ เรียงลำดับดังนี้ Aileron Servo, Elevator Servo, Rudder Servo, Pitch Servo และ Throttle
- RPM คือ ความเร็วรอบเครื่องยนต์ที่รับได้
- Land คือ สถานะการลงจอดที่รับได้
- Ultrasonic คือ ระยะห่างรอบตัวที่รับได้ แต่ตอนนี้มีค่าเป็นความสูงจากพื้นดิน

#### 4.2.4 การทดลองการรับส่งข้อมูลระหว่าง บอร์ดประมวลผล กับคอมพิวเตอร

```

---RF---
Id = 48, Seq = 1, Command = 0, Data = 0, CheckSum = 0, status = 0
SetHeight = 0, SetDirect = 0, State = 0, Status = 0
Lat = 1343.7483:N Long = 10046.5200:E
Speed = 0, Direct = 0
Pitch = 1, Roll = 4, Yaw = -13
  
```

รูปที่ 4.14 ข้อมูลที่รับส่งกับบอร์ดควบคุม

จากรูปที่ 4.16 แสดงว่าสามารถรับส่งข้อมูลกับคอมพิวเตอรได้ โดยสามารถรับคำสั่งและข้อมูลจากคอมพิวเตอร และแสดงสถานะของข้อมูล โดยเลือกข้อมูลที่ผ่านการตรวจสอบข้อมูลแบบ Checksum และนำข้อมูลที่ได้จากคอมพิวเตอรมาแบ่งเพื่อแยกจะได้ข้อมูลตามรูปแบบการสื่อสารที่กำหนดไว้ และส่งข้อมูลตามรูปแบบการสื่อสารที่กำหนดไว้ กลับมายัง คอมพิวเตอรตามที่คอมพิวเตอรร้องขอ

ข้อมูลที่แสดงมีดังนี้

- Id คือ หมายเลขของเฮลิคอปเตอรที่ติดต่อ
- Seq คือ หมายเลขลำดับ ของข้อมูลที่ได้รับ
- Command คือ คำสั่งที่ได้รับ
- Data คือ ข้อมูลที่ได้รับ
- status คือ สถานะของข้อมูล
- SetHeight คือกำหนดความสูงจากพื้นดินขณะบิน
- Setdirect คือกำหนดทิศที่หันหน้าไปขณะบิน
- Lat คือ ค่า Latitude ที่เตรียมส่งให้คอมพิวเตอร
- Long คือ ค่า Longitude ที่เตรียมส่งให้คอมพิวเตอร
- Speed คือ ความเร็วในการเคลื่อนที่ ที่เตรียมส่งให้คอมพิวเตอร

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- Direct คือ ทิศทางการเคลื่อนที่ ที่เตรียมส่งให้คอมพิวเตอร์
- Pitch , Roll & Yaw คือ ค่าความเอียงในแต่ละแกน ที่เตรียมส่งให้คอมพิวเตอร์

#### 4.2.5 การทดลองเก็บข้อมูลไฟล์

AxialFile13-02-0105_02-49	IOBoardFile13-02-0105_02-53	OutFile13-02-0105_02-49
AxialFile13-02-0105_02-53	IOBoardFile13-02-0105_14-11	OutFile13-02-0105_02-53
AxialFile13-02-0105_14-11	IOBoardFile13-02-0105_14-13	OutFile13-02-0105_14-11
AxialFile13-02-0105_14-13	IOBoardFile13-02-0105_14-20	OutFile13-02-0105_14-13
AxialFile13-02-0105_14-20	IOBoardFile13-02-0105_14-33	OutFile13-02-0105_14-20
AxialFile13-02-0105_14-33	IOBoardFile13-02-0105_14-38	OutFile13-02-0105_14-33
AxialFile13-02-0105_14-38	IOBoardFile13-02-0105_14-48	OutFile13-02-0105_14-38
AxialFile13-02-0105_14-48	IOBoardFile13-02-0105_15-42	OutFile13-02-0105_14-48
AxialFile13-02-0105_15-42	IOBoardFile13-02-0105_15-46	OutFile13-02-0105_15-42
AxialFile13-02-0105_15-46	IOBoardFile13-02-0105_16-21	OutFile13-02-0105_15-46
AxialFile13-02-0105_16-21	IOBoardFile13-02-0105_16-28	OutFile13-02-0105_16-21
AxialFile13-02-0105_16-32	IOBoardFile13-02-0105_17-28	OutFile13-02-0105_16-32
AxialFile13-02-0105_17-28	IOBoardFile13-02-0105_17-33	OutFile13-02-0105_17-28
AxialFile13-02-0105_17-33	IOBoardFile13-02-0105_17-55	OutFile13-02-0105_17-33
AxialFile13-02-0105_17-55	IOBoardFile13-02-0105_18-05	OutFile13-02-0105_17-55
AxialFile13-02-0105_18-05	IOBoardFile13-02-0105_18-40	OutFile13-02-0105_18-05
AxialFile13-02-0105_18-40	IOBoardFile13-02-0105_18-42	OutFile13-02-0105_18-40
AxialFile13-02-0105_18-42	IOBoardFile13-02-0105_18-46	OutFile13-02-0105_18-42
AxialFile13-02-0105_18-46	IOBoardFile13-02-0105_18-50	OutFile13-02-0105_18-46
AxialFile13-02-0105_18-50	IOBoardFile13-02-0105_18-58	OutFile13-02-0105_18-50
AxialFile13-02-0105_18-58	OutFile12-02-0105_17-59	OutFile13-02-0105_18-58
IOBoardFile13-02-0105_02-49	OutFile12-02-0105_19-04	

รูปที่ 4.15 ไฟล์ข้อมูลที่ทำการบินที่

จากรูปที่ 4.15 แสดงว่าสามารถเก็บข้อมูลลงไฟล์ได้ เพื่อใช้ในการวิเคราะห์วิธีการควบคุมโดยปรับแต่งค่าของ Fuzzy Control ได้โดยชื่อของไฟล์จะแยกเป็นส่วนๆ และบอกวันและเวลาของไฟล์ที่เก็บข้อมูลโดยข้อมูลในแต่ละไฟล์จะแตกต่างกันไป โดยที่ DD-MM-YYYY\_hh-mm เป็นวันและเวลาที่เก็บข้อมูลดังนี้

- OutFile-MM-YYYY\_hh-mm เป็นไฟล์ที่เก็บข้อมูลจากอุปกรณ์ทั้งหมด ซึ่งจะเก็บข้อมูลทุก 1 วินาทีดังรูปที่ 4.16 ซึ่งแสดงเฉพาะข้อมูลจาก GPS เนื่องจากข้อมูลเหลือคือ ข้อมูลจากอุปกรณ์วัดแกน และข้อมูลจากบอร์ดควบคุม ซึ่งมีรูปแบบคล้ายกับไฟล์เก็บข้อมูลของไฟล์เก็บข้อมูลจากอุปกรณ์วัดแกน และไฟล์เก็บข้อมูลจากบอร์ดควบคุม ตัวอย่างรูปแบบที่เก็บ Pos=1349.5377,N,10044.1243,E,000.00,000.00 โดยที่รายละเอียดข้อมูล มีดังนี้

Name	Example	Unit	Description
Message ID	Pos		Position
Latitude	1349.5377		ค่า ddmm.mmmm ของละติจูด
N/S Indicator	N		N=north or S=south
Longitude	10044.1243		ค่า ddmm.mmmm ของลองจิจูด
E/W Indicator	E		E=east or W=west
Speed Over Ground	000.00	knots	ค่าความเร็วในการเคลื่อนที่
Course Over Ground	000.00	degrees	ค่าทิศทางในการเคลื่อนที่

```

Pos=1349.5377,N,10044.1243,E,000.00,000.00
Pos=1349.5373,N,10044.1243,E,000.00,000.00
Pos=1349.5373,N,10044.1250,E,000.00,000.00
Pos=1349.5368,N,10044.1256,E,000.00,000.00
Pos=1349.5367,N,10044.1255,E,000.00,000.00
Pos=1349.5366,N,10044.1253,E,000.00,000.00
Pos=1349.5366,N,10044.1253,E,000.00,000.00
Pos=1349.5366,N,10044.1252,E,000.00,000.00
Pos=1349.5366,N,10044.1251,E,000.00,000.00
Pos=1349.5365,N,10044.1249,E,000.00,000.00
Pos=1349.5364,N,10044.1248,E,000.00,000.00
Pos=1349.5363,N,10044.1248,E,000.00,000.00
Pos=1349.5362,N,10044.1248,E,000.00,000.00
Pos=1349.5361,N,10044.1248,E,000.00,000.00
Pos=1349.5360,N,10044.1249,E,000.00,000.00
Pos=1349.5360,N,10044.1250,E,000.00,000.00
Pos=1349.5359,N,10044.1251,E,000.00,000.00
Pos=1349.5358,N,10044.1251,E,000.00,000.00
Pos=1349.5357,N,10044.1251,E,000.00,000.00
Pos=1349.5357,N,10044.1251,E,000.00,000.00

```

#### รูปที่ 4.16 รูปแบบการเก็บข้อมูลจากอุปกรณ์รับสัญญาณ GPS

- AxialFileDD-MM-YYYY\_hh-mm เป็นไฟล์ที่เก็บข้อมูลจากอุปกรณ์วัดแกน ซึ่งจะเก็บข้อมูลทุก 30 ms ดังรูปที่ 4.17 ตัวอย่างรูปแบบที่เก็บ Deg=0001.31,0001.69,-115.10 Mag=-1923,3994,2645 Acc=00277,-0202,-8174 โดยที่รายละเอียดข้อมูลมีดังนี้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Name	Example	Unit	Description
Message ID	Deg		Degree
Picth	0001.31	degrees	ค่ามุมก้มเขย
Roll	0001.69	degrees	ค่ามุมเอียงซ้ายขวา
Yaw	-115.10	degrees	ค่ามุมที่หันหน้า
Message ID	Mag		Magnetic field
Axial X	-1923		ค่าสนามแม่เหล็กแกน X
Axial Y	03994		ค่าสนามแม่เหล็กแกน Y
Axial Z	02645		ค่าสนามแม่เหล็กแกน Z
Message ID	Acc		acceleration
Axial X	00277		ค่าความเร่งการเคลื่อนที่แกน X
Axial Y	-0202		ค่าความเร่งการเคลื่อนที่แกน Y
Axial Z	-8174		ค่าความเร่งการเคลื่อนที่แกน Z

Deg=0002.82,0007.60,0060.39 Mag=02632,-5001,02483 Acc=01171,-0415,-8426  
 Deg=0001.89,0005.54,0060.76 Mag=02632,-5001,02483 Acc=01171,-0415,-8426  
 Deg=0001.89,0005.54,0060.76 Mag=02665,-4995,02497 Acc=00649,-0344,-8189  
 Deg=0002.71,0006.10,0060.69 Mag=02665,-4995,02497 Acc=00649,-0344,-8189  
 Deg=0002.71,0006.10,0060.69 Mag=02646,-4995,02504 Acc=00939,-0463,-8232  
 Deg=0003.97,0006.23,0060.98 Mag=02646,-4995,02504 Acc=00939,-0463,-8232  
 Deg=0003.97,0006.23,0060.98 Mag=02639,-4995,02524 Acc=00650,-0525,-8053  
 Deg=0003.36,0004.29,0061.40 Mag=02639,-4995,02524 Acc=00650,-0525,-8053  
 Deg=0003.36,0004.29,0061.40 Mag=02626,-4976,02531 Acc=00610,-0241,-8187  
 Deg=0002.16,0005.76,0060.64 Mag=02626,-4976,02531 Acc=00610,-0241,-8187  
 Deg=0002.16,0005.76,0060.64 Mag=02626,-4969,02531 Acc=00697,-0352,-8114  
 Deg=0002.54,0003.90,0061.44 Mag=02626,-4969,02531 Acc=00697,-0352,-8114  
 Deg=0002.54,0003.90,0061.44 Mag=02626,-4975,02517 Acc=00508,-0320,-7951  
 Deg=0003.11,0004.41,0061.29 Mag=02626,-4975,02517 Acc=00508,-0320,-7951  
 Deg=0003.11,0004.41,0061.29 Mag=02639,-4975,02491 Acc=00567,-0423,-8004  
 Deg=0004.02,0005.12,0061.33 Mag=02639,-4975,02491 Acc=00567,-0423,-8004  
 Deg=0004.02,0005.12,0061.33 Mag=02633,-4988,02470 Acc=00601,-0362,-8115  
 Deg=0003.51,0003.38,0061.80 Mag=02633,-4988,02470 Acc=00601,-0362,-8115  
 Deg=0003.51,0003.38,0061.80 Mag=02646,-5007,02430 Acc=00321,-0364,-7986  
 Deg=0003.60,0004.38,0061.53 Mag=02646,-5007,02430 Acc=00321,-0364,-7986

#### รูปที่ 4.17 รูปแบบการเก็บข้อมูลจากอุปกรณ์วัดแกน

- IOBoardFileDD-MM-YYYY\_hh-mm เป็นไฟล์ที่เก็บข้อมูลจากบอร์ดควบคุม ซึ่งจะเก็บข้อมูลทุก 30 ms ดังรูปที่ 4.18 ตัวอย่างรูปแบบที่เก็บ Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00021 Ser=01323,01470,01501,01533,01512 โดยที่รายละเอียดข้อมูลมีดังนี้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Name	Example	Unit	Description
Message ID	RPM		Round Per minute
Round Per minute	02880	RPM	ค่าความเร็วรอบเครื่องยนต์
Message ID	Land		Landing
Landing	00070		สถานะการลงจอด
Message ID	hig		height
Height	00021	cm	ค่าความสูงจากพื้นดิน
Message ID	Ser		Servo
Aileron Servo	01323	Micro Sec	ค่าคาบเวลา Servo
Elevator Servo	01470	Micro Sec	ค่าคาบเวลา Servo
Rudder Servo	01501	Micro Sec	ค่าคาบเวลา Servo
Pitch Servo	01533	Micro Sec	ค่าคาบเวลา Servo
Throttle Servo	01512	Micro Sec	ค่าคาบเวลา Servo

```

Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00047 Ser=01155,01449,01501,01711,01491
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00047 Ser=01155,01449,01501,01711,01491
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00040 Ser=01155,01449,01501,01711,01491
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00040 Ser=01155,01449,01501,01711,01491
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00040 Ser=01155,01449,01501,01711,01491
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00043 Ser=01155,01449,01501,01711,01491
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00043 Ser=01155,01438,01501,01711,01480
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00043 Ser=01155,01438,01501,01711,01480
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00054 Ser=01155,01438,01501,01711,01480
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00054 Ser=01155,01438,01501,01711,01480
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00054 Ser=01155,01438,01501,01711,01480
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00050 Ser=01155,01438,01501,01711,01480
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00050 Ser=01155,01428,01501,01501,01491
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00050 Ser=01155,01428,01501,01501,01491
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00054 Ser=01155,01428,01501,01501,01491
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00054 Ser=01155,01428,01501,01501,01491
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00054 Ser=01155,01428,01501,01501,01491
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00057 Ser=01155,01428,01501,01501,01491
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00057 Ser=01155,01428,01501,01711,01480
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00057 Ser=01155,01428,01501,01711,01480

```

รูปที่ 4.18 รูปแบบการเก็บข้อมูลจากบอร์ดควบคุม

### 4.3 ผลการทดลองโปรแกรมแสดงผลข้อมูล

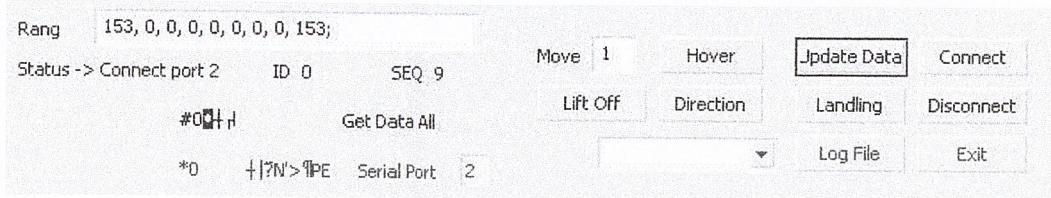
#### 4.3.1 การทำงานของส่วนการติดต่อสื่อสารระหว่างเครื่องคอมพิวเตอร์และ Embedded Board ผ่านทาง Serial Port

มีขั้นตอนดังนี้

1. ทำการต่อสาย Serial Port เข้ากับ RF Module ซึ่ง RF Module จะเป็นตัวกลางในการสื่อสารระหว่างเครื่องคอมพิวเตอร์และ Embedded Board
2. ใส่หมายเลข Port ที่ช่อง Serial Port

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3. ทำการกดปุ่ม Connect หากสามารถติดต่อสื่อสารได้ Status จะเปลี่ยนจาก Disconnect เป็น Connect
4. ทำการกดปุ่ม Update Data หากสามารถรับข้อมูลได้ จะปรากฏคำว่า Get Data All และจะมีข้อมูลที่ได้รับแสดงขึ้นให้เห็น แต่ถ้าหากไม่สามารถรับข้อมูลได้จะแสดงคำว่า Have Not Receive Data

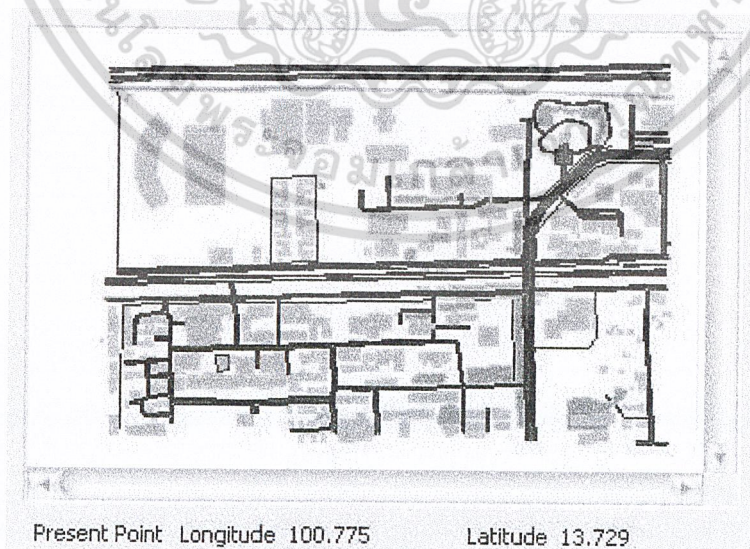


รูปที่ 4.19 แสดงผลที่ได้จากการทดสอบการติดต่อสื่อสารผ่านทาง Serial Port และ RF Module

#### 4.3.2 การวาดตำแหน่งของเฮลิคอปเตอร์ลงบนแผนที่

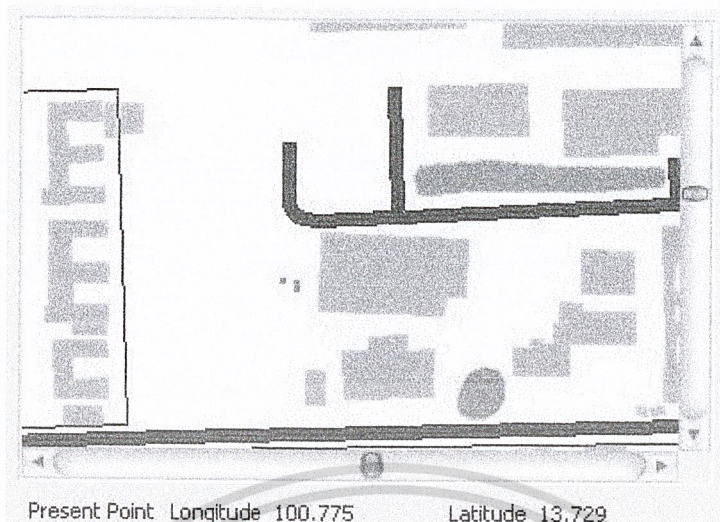
มีขั้นตอนดังนี้

1. ทดสอบการย่อและขยายแผนที่โดยการกดปุ่ม Zoom In และ Zoom Out
2. เขียนโปรแกรมเพื่อรับค่าพิกัดจาก GPS และการส่งข้อมูลผ่านทาง Serial Port โดยใช้ MCS-51
3. ทำการต่อสาย Serial Port เข้ากับบอร์ดควบคุม MCS-51 และเครื่องคอมพิวเตอร์
4. ทดสอบการทำงานของอุปกรณ์ GPS โดยใช้โปรแกรม Hyper Terminal
5. ทดสอบการวาดตำแหน่งลงบนแผนที่โดยการรับข้อมูลผ่าน Serial Port ด้วยโปรแกรมที่สร้างขึ้น



รูปที่ 4.20 แสดงผลการทดสอบการย่อแผนที่ (Zoom Out) และการวาดตำแหน่ง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

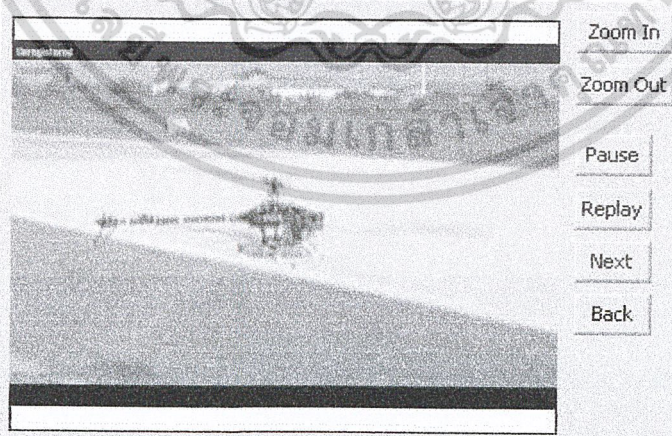


รูปที่ 4.21 แสดงผลการทดสอบการขยายแผนที่ (Zoom In) และการวาดตำแหน่ง

#### 4.3.3 การแสดงผลไฟล์ภาพวิดีโอ

มีขั้นตอนดังนี้

1. เปิดไฟล์วิดีโอที่ต้องการทดสอบ
2. ทำการกดปุ่ม Pause ผลที่ได้คือภาพหยุดแสดงและแสดงภาพเฟรมที่แสดงอยู่ขณะกดปุ่ม
3. ทำการกดปุ่ม Replay ผลที่ได้คือย้อนกลับไปแสดงภาพตั้งแต่ต้นใหม่อีกครั้ง
4. ทำการกดปุ่ม Next ผลที่ได้คือ แสดงภาพเฟรมถัดไป
5. ทำการกดปุ่ม Back ผลที่ได้คือ แสดงภาพเฟรมก่อนหน้า



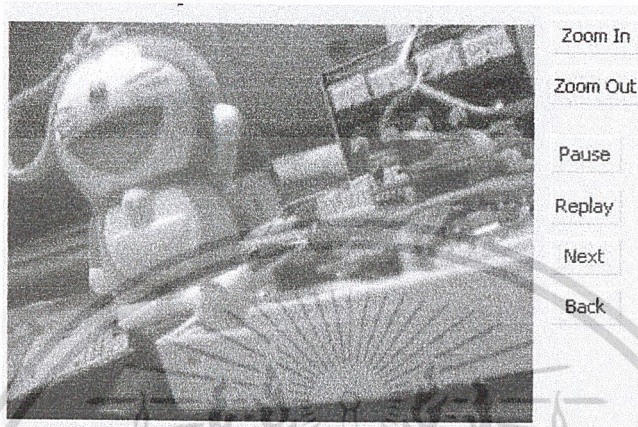
รูปที่ 4.22 แสดงการทำสอบการแสดงผลภาพจากไฟล์ภาพวิดีโอสกุล .avi

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

#### 4.3.4 การแสดงผลภาพที่ได้จากกล้องวิดีโอไร้สาย

มีขั้นตอนดังนี้

1. ทำการต่อกล้องวิดีโอไร้สายเข้ากับเครื่องคอมพิวเตอร์
2. ทดสอบการทำงานของกล้องโดยใช้โปรแกรม DivX Player 2.1
3. ทำการทดสอบการแสดงผลภาพด้วยโปรแกรมที่สร้างขึ้น

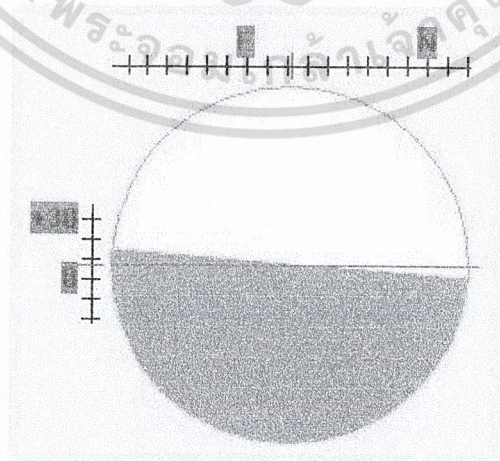


รูปที่ 4.23 แสดงผลการทดสอบการรับภาพจากกล้องวิดีโอไร้สาย

#### 4.3.5 การแสดงผลมุมในระบบพิกัดฉาก (Roll, Pitch, Yaw)

มีขั้นตอนดังนี้

1. ทำการกำหนดค่า roll, pitch และ yaw ขึ้นเองแล้วทำการทดสอบว่าสามารถแสดงผลได้ตรงตามต้องการหรือไม่
2. ทำการต่อสาย Serial Port เข้ากับเครื่องคอมพิวเตอร์และ Embedded Board
3. ทดสอบการทำงานของ Serial Port และสังเกตการเปลี่ยนแปลงของรูป



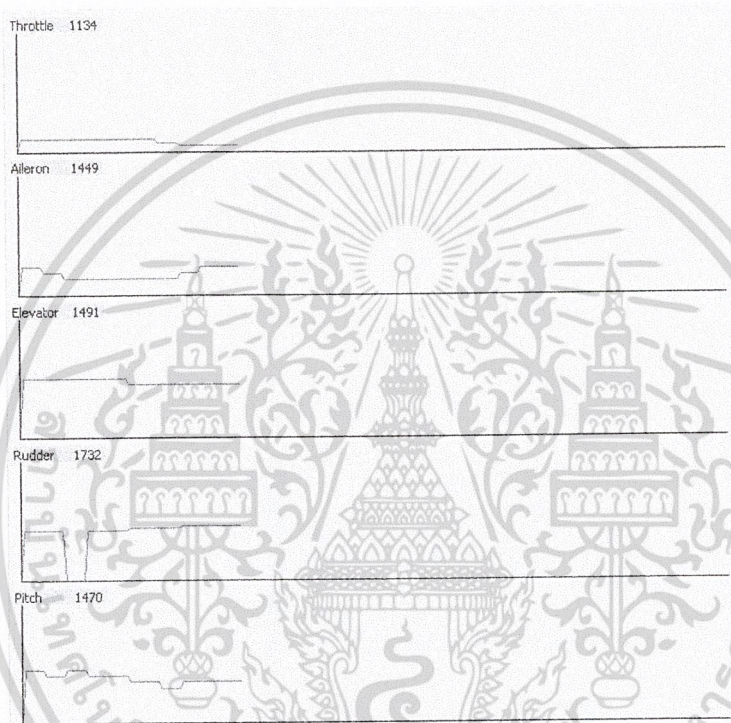
รูปที่ 4.24 แสดงผลการทดสอบการแสดงผลมุมในระบบพิกัดฉาก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

#### 4.3.6 การวาดกราฟแสดงการทำงานของ Servo Motor

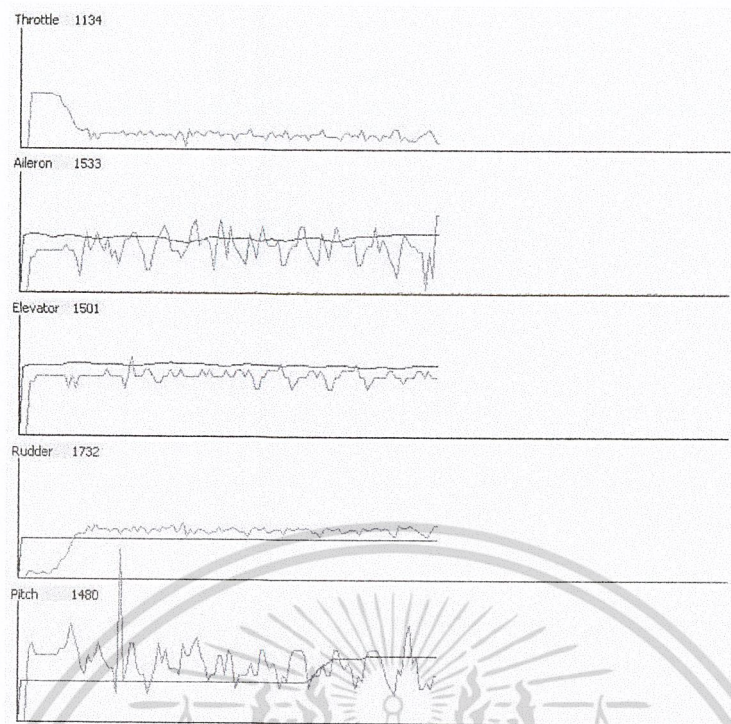
มีขั้นตอนดังนี้

1. กำหนดค่าของ Servo Motor ทั้ง 5 ตัว และทดสอบการทำงานว่าสามารถวาดจุดได้หรือไม่
2. ทำการทดสอบ โปรแกรมที่ใช้สำหรับการอ่านข้อมูลจากไฟล์บันทึก
3. ทำการทดสอบการวาดกราฟโดยข้อมูลที่ได้จากการอ่านไฟล์บันทึกที่ชื่อ log\_hovering
4. ทำการทดสอบการวาดกราฟโดยข้อมูลที่ได้จากการอ่านไฟล์บันทึกที่ชื่อlog\_FrontBack และ create\_FrontBack



รูปที่ 4.25 แสดงการทดสอบการวาดกราฟแสดงการทำงานของ Servo Motor จากไฟล์ log hovering

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



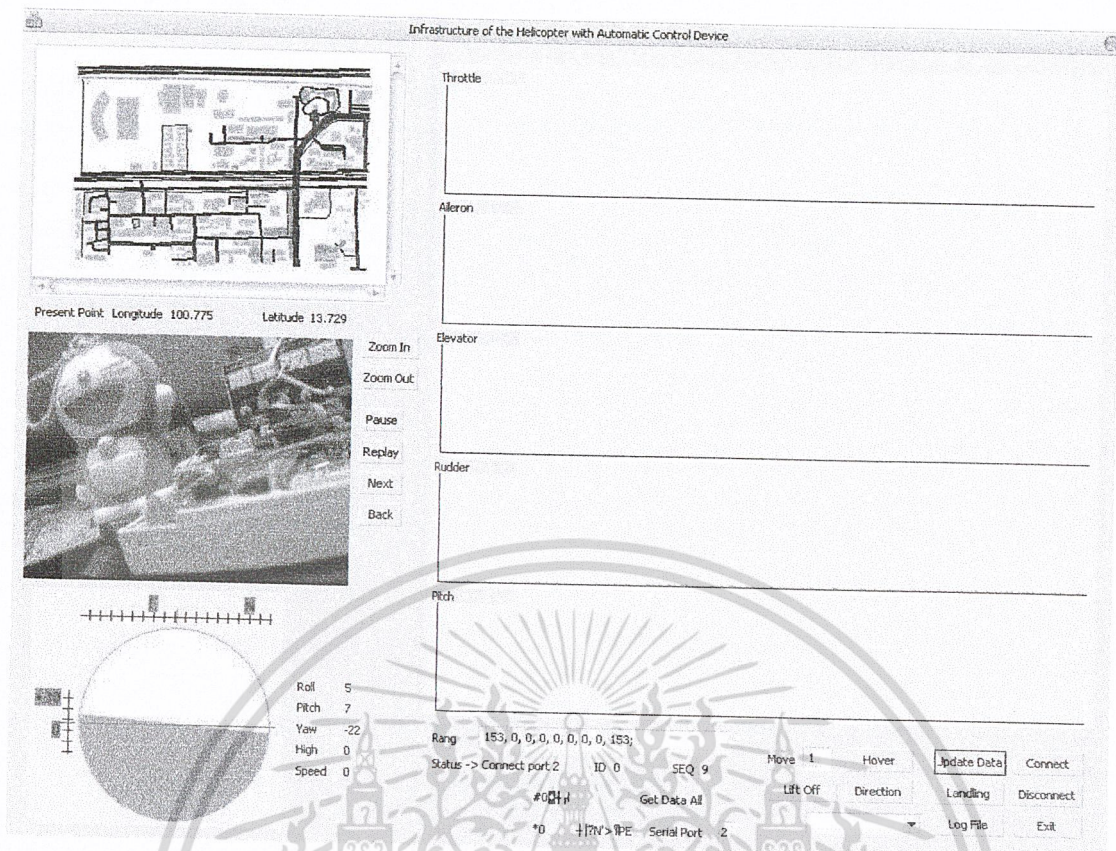
รูปที่ 4.26 แสดงการทดสอบการวาดกราฟแสดงการทำงานของ Servo Motor จากไฟล์ `log_FrontBack` (สีแดง) และไฟล์ `create_FrontBack` (สีน้ำเงิน)

#### 4.3.7 ทดสอบการทำงานทั้งหมดโดยการติดต่อสื่อสารผ่านทาง Serial Port และการรับภาพจากกล้องวีดีโอไร้สาย

มีขั้นตอนดังนี้

1. ติดตั้งกล่องอุปกรณ์ควบคุมเข้ากับกล้องไร้สายให้เรียบร้อย
2. ทดสอบการสื่อสารผ่าน Serial Port โดยโปรแกรม Hyper Terminal
3. ทดสอบการทำงานทั้งหมดด้วยโปรแกรมที่สร้างขึ้นโดยใส่หมายเลข Port และทำการกดปุ่ม Connect
4. รอจนกว่า Status เปลี่ยนจาก Disconnect เป็น Connect
5. กดปุ่ม Update Data ทุกๆ 30 วินาทีและสังเกตการเปลี่ยนแปลงของข้อมูลที่แสดงผล หากสามารถรับข้อมูลได้ จะแสดงข้อความ “Get All Data” แต่ถ้าหากไม่สามารถรับข้อมูลได้จะแสดงข้อความเตือน “Have Not Receive Data” ขึ้นแทน ให้ทำการตรวจสอบการติดตั้งอุปกรณ์ต่างๆ อีกครั้ง
6. หากโปรแกรมทำงานถูกต้องตามต้องการจะสามารถแสดงข้อมูลต่างๆ ได้ครบทุกส่วน ยกเว้นการวาดกราฟแสดงการทำงานของ Servo Motor เพราะเนื่องจากไม่ได้กำหนดให้ Embedded Board ตรวจสอบการทำงานของ Servo Motor จึงไม่สามารถส่งข้อมูลมาแสดงผลได้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

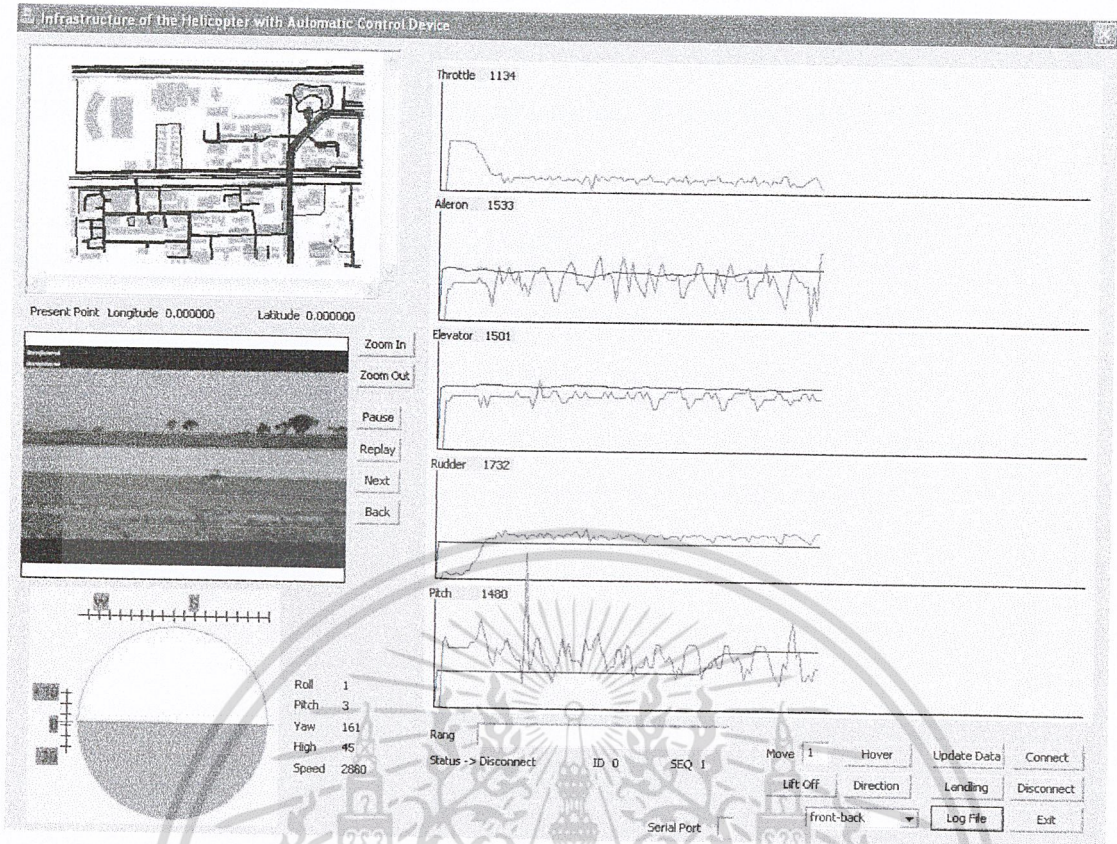


รูปที่ 4.27 แสดงการทดสอบการทำงานทั้งหมดโดยการติดต่อสื่อสารผ่านทาง Serial Port และการรับภาพจากกล้องวิดีโอไร้สาย

#### 4.3.8 ทดสอบการทำงานทั้งหมดโดยการอ่านค่าจากไฟล์บันทึกและการแสดงผลจากไฟล์วิดีโอ มีขั้นตอนดังนี้

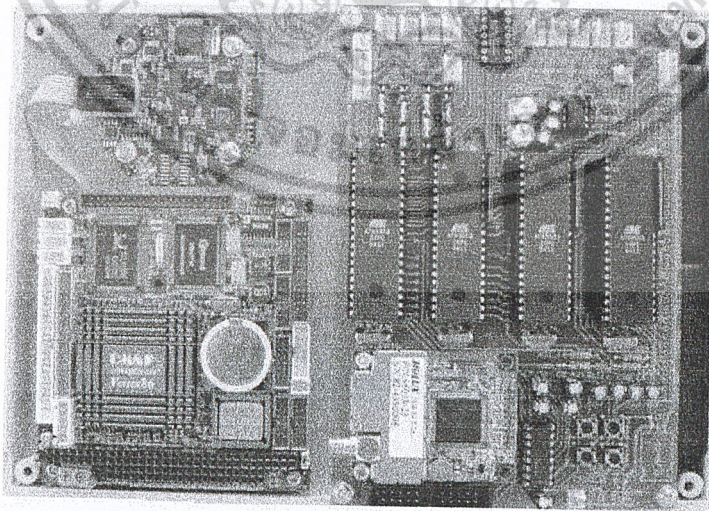
1. เลือกข้อมูลที่ต้องการดูผลการทำงานโดยสามารถเลือกได้ 2 แบบ คือ การเคลื่อนที่ไปข้างหน้า-หลัง และการทรงตัวนิ่งกลางอากาศ (Hovering) จากนั้นให้กดปุ่ม Log File
2. เลือกไฟล์วิดีโอที่ต้องการโดยต้องสอดคล้องกับการทำงานในข้อ 1 ด้วย
3. สังเกตการเปลี่ยนแปลงที่เกิดขึ้น หากโปรแกรมทำงานถูกต้องตามต้องการจะสามารถแสดงข้อมูลต่างๆ ได้ครบทุกส่วนยกเว้นการวาดตำแหน่งลงบนแผนที่เพราะเนื่องจากทำการเก็บบันทึกข้อมูลที่สนามบินเครื่องบินเล็กสวัสดีการ์เดน มีนบุรีซึ่งพื้นที่ที่อยู่นอกเหนือจากแผนที่ที่มีอยู่จึงไม่สามารถวาดจุดแสดงตำแหน่งได้ สามารถทำได้เพียงอ่านค่าและแสดงเป็นตัวเลขเท่านั้น

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



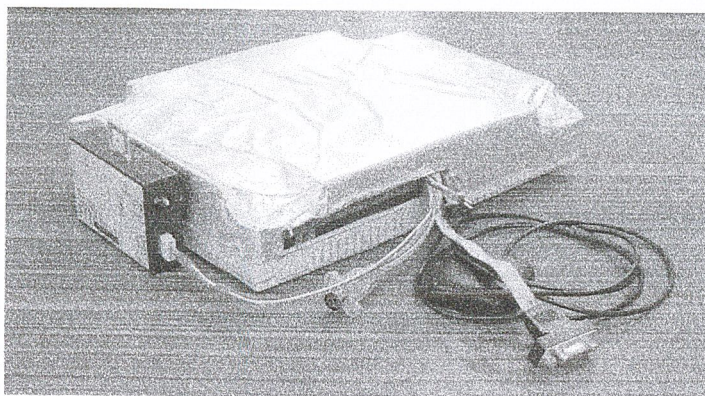
รูปที่ 4.28 แสดงการทดสอบการทำงานทั้งหมดโดยการอ่านค่าจากไฟล์บันทึกที่ชื่อ log\_FrontBack และ create\_FrontBack และการแสดงภาพจากไฟล์วิดีโอ

#### 4.4 ผลการทดลองการเก็บข้อมูลการบิน

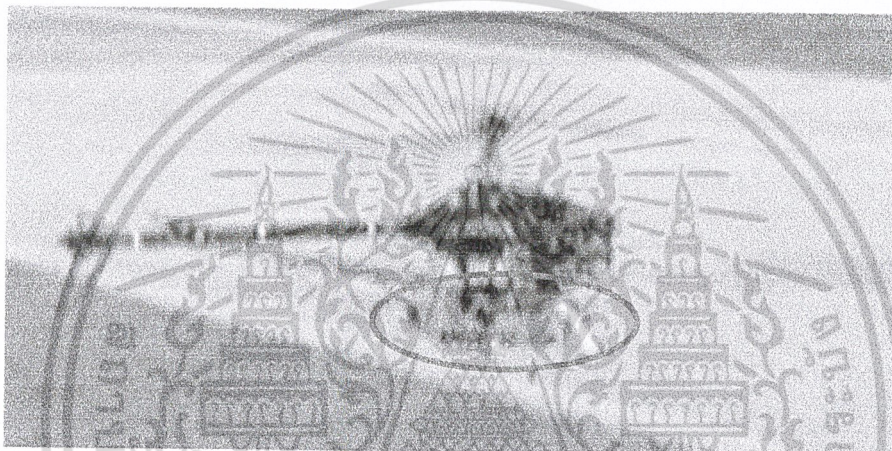


รูปที่ 4.29 บอร์ดควบคุม, บอร์ดประมวลผล, 3DM

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.30 กล่องอุปกรณ์



รูปที่ 4.31 การติดกล่องอุปกรณ์บนเฮลิคอปเตอร์

#### 4.4.1 นักล่องควบคุมติดตั้งที่เฮลิคอปเตอร์เพื่อเก็บข้อมูลการบิน โดยข้อมูลที่เก็บมีดังนี้

- ตำแหน่งในระบบพิกัด Latitude, Longitude
- ทิศทางและความเร็วในการเคลื่อนที่
- มุม Roll Pitch Yaw
- สนามแม่เหล็กทั้งสามแกน (x,y,z)
- การเคลื่อนที่ทั้งสามแกน (x,y,z)
- ความเร็วรอบเครื่องยนต์
- ความสูงของเฮลิคอปเตอร์
- คาบเวลาของสัญญาณเซอร์ไวโมเตอร์ที่ได้จากอุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุบังคับ

#### 4.4.2 เงื่อนไขการเก็บข้อมูลต่างๆ จากลักษณะการควบคุมบิน ดังนี้

เพื่อคุณลักษณะการควบคุมขณะทรงตัว การเคลื่อนที่ และการหยุดเคลื่อนที่ในรูปแบบต่างๆ มาวิเคราะห์เพื่อการกำหนดค่าต่างๆ ให้กับส่วนควบคุมซึ่งใช้วิธีการควบคุมแบบ Fuzzy Control

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

#### 4.4.2.1 บินขึ้นและลงจอด

เริ่มต้นจากการควบคุมให้เฮลิคอปเตอร์ลอยตัวขึ้นและบินอยู่นิ่งกลางอากาศสักครู่ โดยลอยตัวสูงจากพื้นดินประมาณ 1 เมตร จากนั้นควบคุมให้ทำการบินลดระดับต่ำลงเพื่อทำการลงจอด

#### 4.4.2.2 การบินลอยตัวกลางอากาศ

ทำการควบคุมให้เฮลิคอปเตอร์ลอยตัวกลางอากาศสูงจากพื้นดินประมาณ 1 เมตร จากนั้นควบคุมให้เฮลิคอปเตอร์อยู่นิ่งกลางอากาศประมาณ 3 นาที

#### 4.4.2.3 การบินเคลื่อนที่ไปทางด้านหน้า-หลัง

เริ่มต้นจากการควบคุมให้เฮลิคอปเตอร์ลอยตัวขึ้นและบินอยู่นิ่งกลางอากาศสูงจากพื้นดินประมาณ 1 เมตร จากนั้นควบคุมให้ทำการบินเคลื่อนที่ไปข้างหน้าประมาณ 2-3 เมตร แล้วบินลอยตัวนิ่งกลางอากาศอีกครั้ง ก่อนที่จะทำการบินเคลื่อนที่ถอยหลังกลับมายังจุดตั้งต้น ทำเช่นนี้ไปเรื่อยๆ จนครบ 10 รอบ

#### 4.4.2.4 บินเคลื่อนที่ไปทางซ้าย-ขวา

เริ่มต้นจากการควบคุมให้เฮลิคอปเตอร์ลอยตัวขึ้นและบินอยู่นิ่งกลางอากาศสูงจากพื้นดินประมาณ 1 เมตร จากนั้นควบคุมให้ทำการบินเคลื่อนที่ไปทางซ้ายประมาณ 2-3 เมตร แล้วบินลอยตัวนิ่งกลางอากาศอีกครั้ง ก่อนที่จะทำการบินเคลื่อนที่ทางขวาเพื่อกลับมายังจุดตั้งต้นอีกครั้ง ทำเช่นนี้ไปเรื่อยๆ จนครบ 10 รอบ

#### 4.4.2.5 บินเคลื่อนที่ขึ้น-ลง

เริ่มต้นจากการควบคุมให้เฮลิคอปเตอร์ลอยตัวขึ้นและบินอยู่นิ่งกลางอากาศสูงจากพื้นดินประมาณ 1 เมตร จากนั้นควบคุมให้ทำการบินเคลื่อนที่ขึ้นสูงจากพื้นดินประมาณ 2 เมตร แล้วบินลอยตัวนิ่งกลางอากาศอีกครั้ง ก่อนที่จะทำการบินเคลื่อนที่ลง มายังจุดที่สูงจากพื้นประมาณ 1 เมตรอีกครั้ง ทำเช่นนี้ไปเรื่อยๆ จนครบ 10 รอบ

#### 4.4.2.6 บินหมุนตัวตามเข็มนาฬิกา-ทวนเข็มนาฬิกา

เริ่มต้นจากการควบคุมให้เฮลิคอปเตอร์ลอยตัวขึ้นและบินอยู่นิ่งกลางอากาศสูงจากพื้นดินประมาณ 1 เมตร จากนั้นควบคุมให้ทำการบินหมุนตัวตามเข็มนาฬิกา 1 รอบ แล้วบินลอยตัวนิ่งกลางอากาศอีกครั้ง ก่อนที่จะทำการบินหมุนตัวทวนเข็มนาฬิกา 1 รอบ ทำเช่นนี้ไปเรื่อยๆ จนครบ 10 รอบ

#### 4.4.3 แสดงข้อมูลการบินที่ได้จากเก็บข้อมูล

นำค่าข้อมูลที่ได้จากการควบคุมการบินในลักษณะต่าง ๆ มาแสดงผลบนหน้าจอคอมพิวเตอร์ โดยโปรแกรมส่วน GUI จะทำการอ่านข้อมูลที่บันทึกไว้แล้วประมวลผลแสดงเพื่อให้ผู้ใช้สามารถดูรายละเอียดต่างๆ ได้อย่างสะดวก ดังรูปที่ 4.34

ตัวอย่างข้อมูลที่สามารถเก็บได้จากการบินไปด้านหน้า-หลัง

Pos=1349.5377,N,10044.1243,E,000.00,000.00  
 Pos=1349.5373,N,10044.1243,E,000.00,000.00  
 Pos=1349.5373,N,10044.1250,E,000.00,000.00  
 Pos=1349.5368,N,10044.1256,E,000.00,000.00  
 Pos=1349.5367,N,10044.1255,E,000.00,000.00  
 Pos=1349.5366,N,10044.1253,E,000.00,000.00  
 Pos=1349.5366,N,10044.1253,E,000.00,000.00  
 Pos=1349.5366,N,10044.1252,E,000.00,000.00  
 Pos=1349.5366,N,10044.1251,E,000.00,000.00  
 Pos=1349.5365,N,10044.1249,E,000.00,000.00  
 Pos=1349.5364,N,10044.1248,E,000.00,000.00  
 Pos=1349.5363,N,10044.1248,E,000.00,000.00  
 Pos=1349.5362,N,10044.1248,E,000.00,000.00  
 Pos=1349.5361,N,10044.1248,E,000.00,000.00  
 Pos=1349.5360,N,10044.1249,E,000.00,000.00  
 Pos=1349.5360,N,10044.1250,E,000.00,000.00  
 Pos=1349.5359,N,10044.1251,E,000.00,000.00  
 Pos=1349.5358,N,10044.1251,E,000.00,000.00  
 Pos=1349.5357,N,10044.1251,E,000.00,000.00  
 Pos=1349.5357,N,10044.1251,E,000.00,000.00

### รูปที่ 4.32 ค่าที่ได้จาก GPS

Deg=0002.82,0007.60,0060.39 Mag=02632,-5001,02483 Acc=01171,-0415,-8426  
 Deg=0001.89,0005.54,0060.76 Mag=02632,-5001,02483 Acc=01171,-0415,-8426  
 Deg=0001.89,0005.54,0060.76 Mag=02665,-4995,02497 Acc=00649,-0344,-8189  
 Deg=0002.71,0006.10,0060.69 Mag=02665,-4995,02497 Acc=00649,-0344,-8189  
 Deg=0002.71,0006.10,0060.69 Mag=02646,-4995,02504 Acc=00939,-0463,-8232  
 Deg=0003.97,0006.23,0060.98 Mag=02646,-4995,02504 Acc=00939,-0463,-8232  
 Deg=0003.97,0006.23,0060.98 Mag=02639,-4995,02524 Acc=00650,-0525,-8053  
 Deg=0003.36,0004.29,0061.40 Mag=02639,-4995,02524 Acc=00650,-0525,-8053  
 Deg=0003.36,0004.29,0061.40 Mag=02626,-4976,02531 Acc=00610,-0241,-8187  
 Deg=0002.16,0005.76,0060.64 Mag=02626,-4976,02531 Acc=00610,-0241,-8187  
 Deg=0002.16,0005.76,0060.64 Mag=02626,-4969,02531 Acc=00697,-0352,-8114  
 Deg=0002.54,0003.90,0061.44 Mag=02626,-4969,02531 Acc=00697,-0352,-8114  
 Deg=0002.54,0003.90,0061.44 Mag=02626,-4975,02517 Acc=00508,-0320,-7951  
 Deg=0003.11,0004.41,0061.29 Mag=02626,-4975,02517 Acc=00508,-0320,-7951  
 Deg=0003.11,0004.41,0061.29 Mag=02639,-4975,02491 Acc=00567,-0423,-8004  
 Deg=0004.02,0005.12,0061.33 Mag=02639,-4975,02491 Acc=00567,-0423,-8004  
 Deg=0004.02,0005.12,0061.33 Mag=02633,-4988,02470 Acc=00601,-0362,-8115  
 Deg=0003.51,0003.38,0061.80 Mag=02633,-4988,02470 Acc=00601,-0362,-8115  
 Deg=0003.51,0003.38,0061.80 Mag=02646,-5007,02430 Acc=00321,-0364,-7986  
 Deg=0003.60,0004.38,0061.53 Mag=02646,-5007,02430 Acc=00321,-0364,-7986

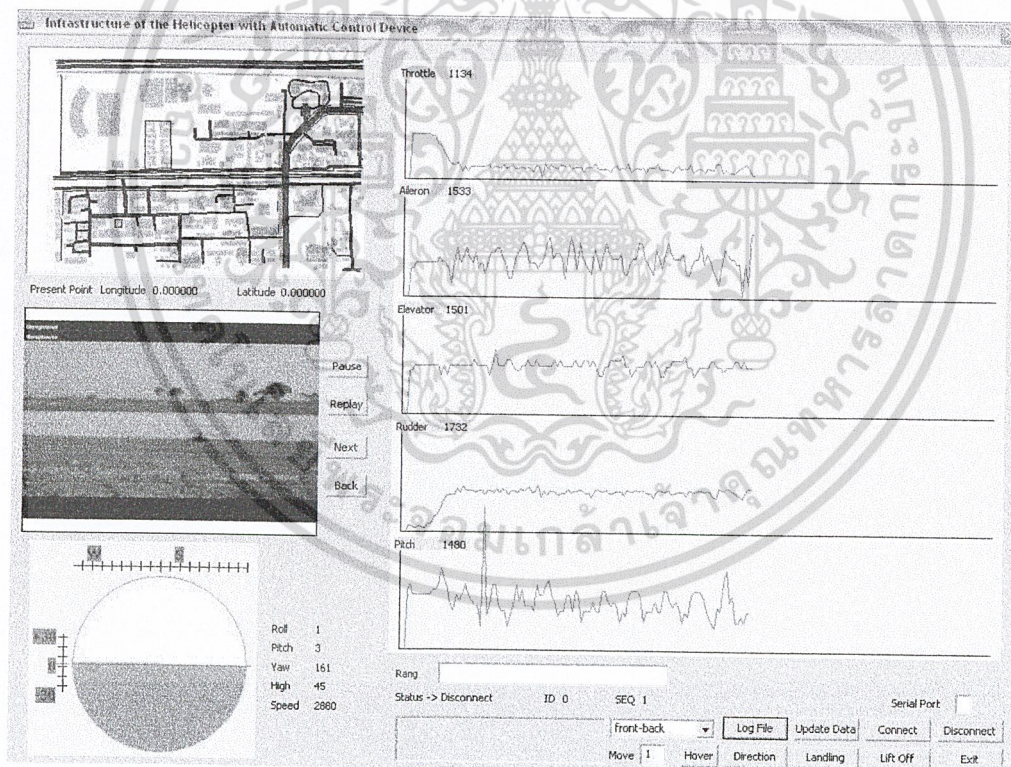
### รูปที่ 4.33 ค่ามุม (Roll, Pitch, Yaw) สนามแม่เหล็ก และการเคลื่อนที่สามแกน (x, y, z)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
 ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00047 Ser=01155,01449,01501,01711,01491
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00047 Ser=01155,01449,01501,01711,01491
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00040 Ser=01155,01449,01501,01711,01491
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00040 Ser=01155,01449,01501,01711,01491
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00040 Ser=01155,01449,01501,01711,01491
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00043 Ser=01155,01449,01501,01711,01491
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00043 Ser=01155,01438,01501,01711,01480
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00043 Ser=01155,01438,01501,01711,01480
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00054 Ser=01155,01438,01501,01711,01480
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00054 Ser=01155,01438,01501,01711,01480
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00050 Ser=01155,01438,01501,01711,01480
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00050 Ser=01155,01428,01501,01501,01491
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00050 Ser=01155,01428,01501,01501,01491
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00054 Ser=01155,01428,01501,01501,01491
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00054 Ser=01155,01428,01501,01501,01491
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00054 Ser=01155,01428,01501,01501,01491
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00054 Ser=01155,01428,01501,01501,01491
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00057 Ser=01155,01428,01501,01501,01491
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00057 Ser=01155,01428,01501,01711,01480
Rpm=02880 Lan=00070 Hig=00057 Ser=01155,01428,01501,01711,01480
    
```

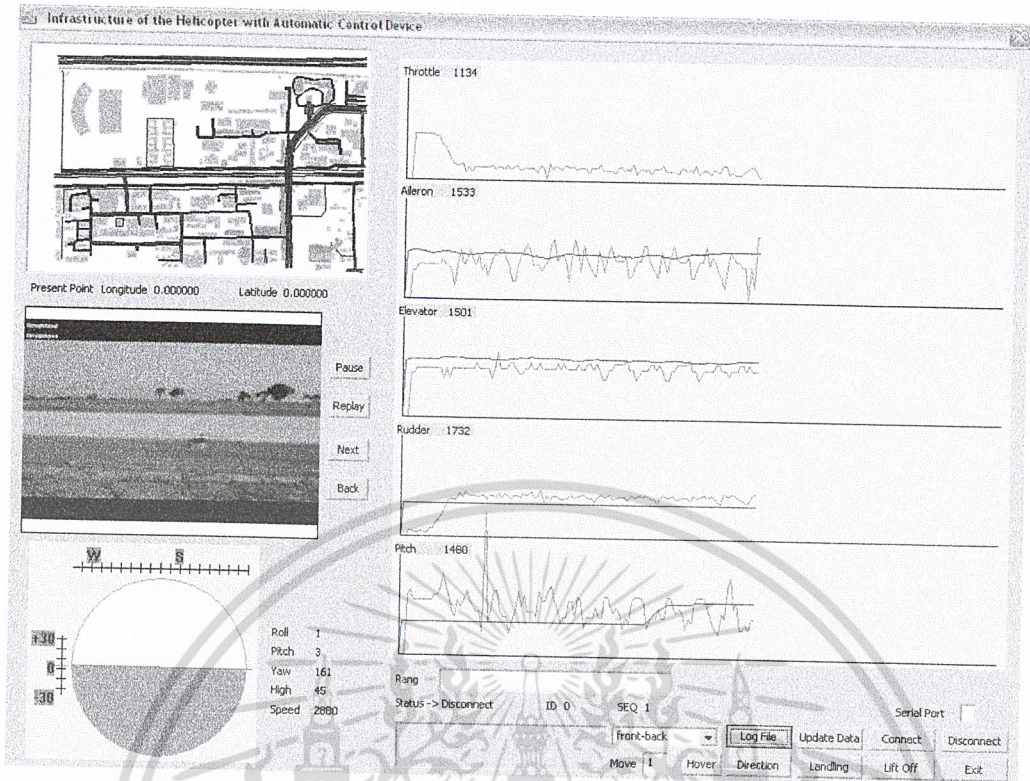
**รูปที่ 4.34 ค่าความเร็วรอบเครื่องยนต์, ความสูงของเฮลิคอปเตอร์ และคาบเวลาของสัญญาณเซอร์โวมอเตอร์**



**รูปที่ 4.35 กราฟการทำงานของเซอร์โวมอเตอร์ขณะทำการบินเคลื่อนที่ไปด้านหน้า-หลัง**

จากนั้นลองนำค่าข้อมูลที่ได้จากการควบคุมการบินในลักษณะต่าง ๆ มาเปรียบเทียบกับกราฟที่สร้างจาก Fuzzy Logic ว่ามีผลที่ใกล้เคียงกันหรือไม่

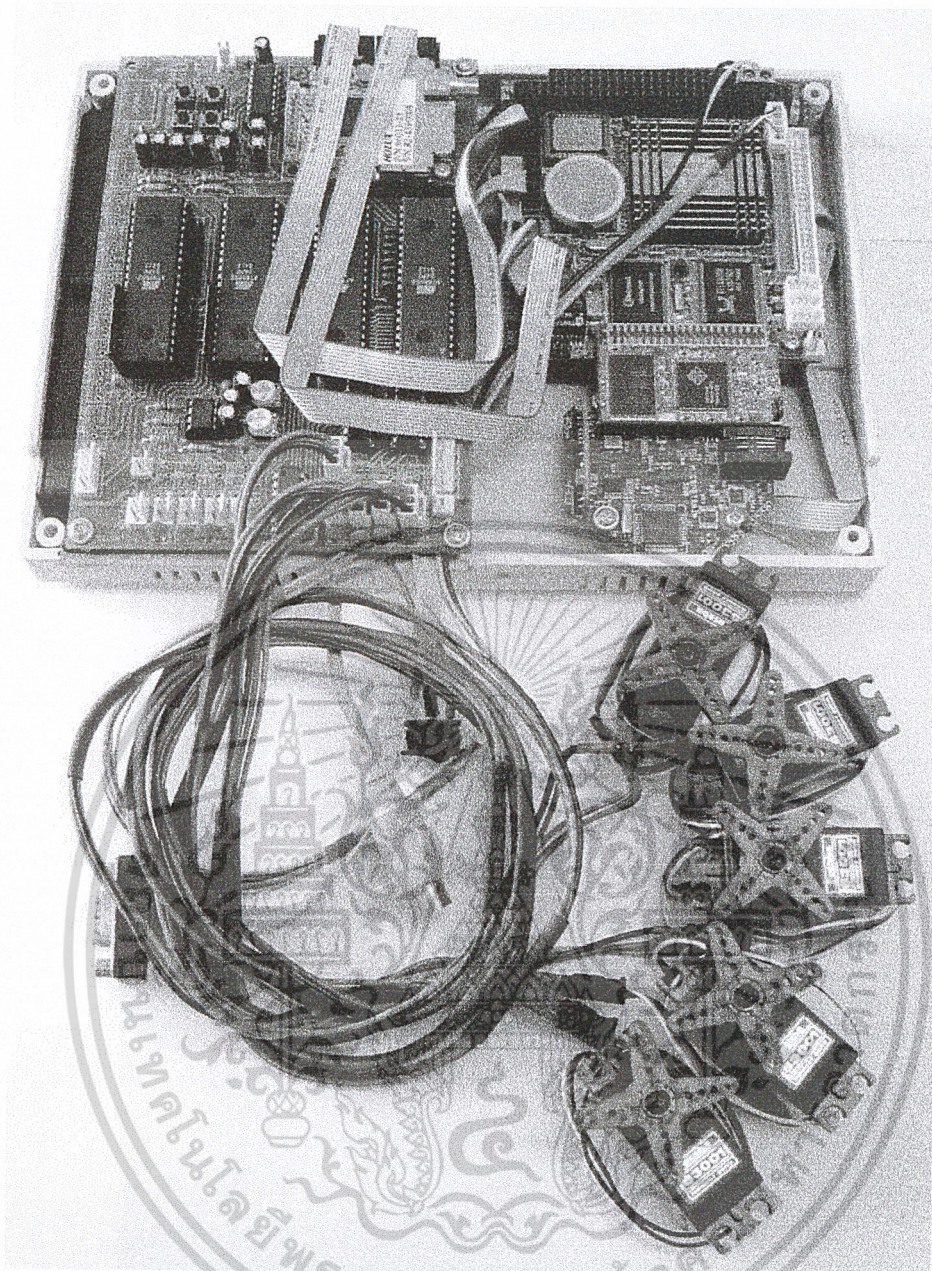
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.36 กราฟการทำงานของเซอร์โวมอเตอร์ขณะทำการบินเปรียบเทียบกับกราฟที่ได้จาก Fuzzy logic

และทำการทดลองต่อบอร์ดควบคุมเข้ากับเซอร์โวมอเตอร์ เพื่อทำการทดลองปรับค่ามุมของเซอร์โวมอเตอร์เมื่อทำการเอียงบอร์ดควบคุมในลักษณะต่าง ๆ ซึ่งได้ผลเป็นไปตามที่ต้องการ คือ เมื่อทำการเอียงกล่องอุปกรณ์ควบคุมไปทางซ้าย Aileron Servo ซึ่งทำหน้าที่ในการควบคุมการเคลื่อนที่ไปด้านข้างซ้ายหรือขวา จะมีการเปลี่ยนแปลงมุมไปทางด้านขวาเหมือนเป็นการต้านตัวกล่องให้ขนานกับพื้นดิน ถ้าเอียงกล่องอุปกรณ์ควบคุมไปทางขวา Aileron Servo ก็จะมีการเปลี่ยนแปลงมุมไปทางด้านซ้าย เช่นกัน เมื่อทำการเอียงกล่องไปด้านหน้าหรือหลัง Elevator Servo ซึ่งทำหน้าที่ในการควบคุมการเคลื่อนที่ไปด้านหน้าหรือหลัง ก็จะมีการเปลี่ยนแปลงไปเพื่อต้านให้ขนานกับพื้นดิน ส่วน Rudder Servo ก็จะถูกควบคุมให้หันไปยังทิศทางที่กำหนดไว้ ส่วน Pitch Servo ก็จะมีการเปลี่ยนแปลงบอร์ดขึ้น ลง ซึ่งจะปรับเมื่อมีความสูง มากหรือน้อยเกินที่กำหนด และ Throttle Servo จะถูกควบคุมให้ควบคุมความเร็วรอบที่คงที่ ดังนั้นจึงจะไม่เห็นการเปลี่ยนแปลงมากนัก อย่างไรก็ตามก็ยังไม่สามารถควบคุมเฮลิคอปเตอร์ให้บินจริงได้ เนื่องจากข้อมูลที่ได้มาน้อยมาก ดังนั้นจึงต้องมีการเก็บข้อมูลเพิ่ม เพื่อวิเคราะห์ให้การกำหนดค่าต่าง ๆ ให้กับ Fuzzy Control

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.37 การต่อบอร์ดควบคุมกับเซอร์โวมอเตอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## บทที่ 5

# บทวิจารณ์และสรุป

### 5.1 สรุปผลการทดลอง

#### 5.1.1 สรุปผลการทดสอบอุปกรณ์ควบคุม-ตรวจรู้บนบอร์ดควบคุม

ในการทดสอบอุปกรณ์ควบคุมสามารถส่งสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ ให้ทำงานได้ตามความต้องการที่กำหนดไว้ได้อย่างถูกต้อง แต่ในการทำงานจริงบางครั้งมีสัญญาณรบกวนถึงขนาดทำให้มีการทำงานผิดพลาด ส่วนการทดสอบอุปกรณ์ตรวจรู้ที่อยู่บนบอร์ดควบคุม นั้นสามารถตรวจวัดค่าคาบเวลาของเซอร์โวมอเตอร์ได้อย่างถูกต้อง แต่บางครั้งก็ส่งข้อมูลที่มีความผิดพลาดออกมามีค่า และการอ่านข้อมูลจาก Ultrasonic Ranger นั้นยังมีความผิดพลาดของตัวอุปกรณ์เองอาจมีผลจากมาวัดดูที่ในรัศมีการวัดระยะทาง ส่วนการเลือกสัญญาณควบคุม ค่าความเร็วรอบเครื่องยนต์ และตรวจสอบการลงจอดสามารถทำงานได้ดีไม่มีปัญหา

#### 5.1.2 สรุปผลการทดสอบระบบควบคุม

ระบบควบคุมสามารถอ่านข้อมูลจากอุปกรณ์ตรวจรู้ทุกตัวได้อย่างถูกต้อง เนื่องจากมีการตรวจสอบข้อมูลที่ส่ง ซึ่งจะทำให้ข้อมูลมีความถูกต้องมากขึ้นก่อนนำไปประมวลผลจริงพร้อมทั้งเก็บข้อมูลลงไฟล์เพื่อใช้ในการวิเคราะห์ได้ ระบบควบคุมสามารถสั่งให้บอร์ดควบคุมสร้างสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ให้ทำงานตามที่กำหนดได้ และสามารถติดต่อสื่อสารเพื่อรับคำสั่งและส่งข้อมูลกับคอมพิวเตอร์ผ่าน RF Module ได้อย่างถูกต้อง เพราะมีการตรวจสอบข้อมูลก่อนนำไปประมวลผลจริง พร้อมทั้งยังแจ้งสถานะของข้อมูลที่ได้รับมาจากคอมพิวเตอร์

#### 5.1.3 สรุปผลการทำงานของโปรแกรมบนคอมพิวเตอร์

ในโหมด 0 โปรแกรมสามารถอ่านค่าข้อมูลจาก Log file ที่เก็บในขณะที่ทำการบินนำมาแสดงผลเป็นกราฟรูปภาพ และค่าข้อมูลบนหน้าจอคอมพิวเตอร์ได้พร้อมยังสามารถเปิดไฟล์ภาพขณะบินเพื่อแสดงผลได้เช่นกัน ส่วนในโหมด 1 สามารถติดต่อสื่อสารกับบอร์ดประมวลผลเพื่อรับส่งข้อมูลผ่านทางพอร์ตอนุกรมได้ และยังสามารถแสดงภาพจากกล้องไร้สายได้ที่ติดตั้งบนเฮลิคอปเตอร์ได้เช่นกัน

#### 5.1.4 สรุปผลการเก็บข้อมูลการบิน

ในการเก็บข้อมูลการบินในลักษณะต่าง ๆ ส่วนบอร์ดประมวลผลสามารถทำงานได้ตามที่ต้องการ หน่วยประมวลผลกลางสามารถทำการเก็บค่า Log File ขณะทำการบินได้ โดยมีข้อผิดพลาดเพียงเล็กน้อย ซึ่งในขณะที่ทำงานเกิด Delay Time ในการประมวลผลเพื่อทำการควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ซึ่งสามารถคำนวณได้จากสูตรดังนี้

$$t_{total} = t_{EB} + t_{Serial} + t_{CB} + t_{Servo}$$

ดังนั้นถ้าสร้างสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ให้หมุนเพิ่มหรือลด 10 องศา จะใช้เวลาประมาณ

$$\begin{aligned} t_{total} \text{ (ms)} &= 20 + (20/19200*10) + 20 + (0.004*10) \\ &= 90 \text{ ms} \end{aligned}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

แต่ถ้าสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ให้หมุนเพิ่มหรือลด 180 องศา จะใช้เวลาประมาณ

$$t_{total} (ms) = 20 + (20/19200*10) + 20 + (0.004*180) \\ = 770 \text{ ms}$$

ส่วนอุปกรณ์วัดแกนมีการสั่นขึ้นลงตลอดเวลา ซึ่งมีผลต่อการวิเคราะห์การกำหนดค่าข้อมูลเพื่อใช้ในการควบคุมให้สามารถทรงตัวและลอยกลางอากาศ อีกทั้งยังมีปัจจัยต่างๆ เช่น ลม ลักษณะการเซตมุมใบพัด การปรับความไวของปรับมุมใบพัด จุดศูนย์ถ่วงไม่ได้ศูนย์ และการติดตั้งติดกล่องเอียง ก็มีผลต่อการทรงตัวกลางอากาศ ทำให้ต้องมีการปรับค่าข้อมูลเพื่อใช้ในการควบคุมให้สามารถทรงตัวและลอยกลางอากาศ ทุกครั้งหลังจากติดตั้งกล่อง

ส่วนอุปกรณ์วัดคาบเวลาสัญญาณควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ ยังมีการทำงานที่ผิดพลาดอยู่เล็กน้อย เนื่องจากเกิดสัญญาณรบกวนที่บอร์ดควบคุม

## 5.2 ปัญหาที่พบ

### 5.2.1 บอร์ดประมวลผล

1. การเลือกใช้ช่องสัญญาณ I/O แบบต่างๆ เพื่อใช้ในการติดต่อกับอุปกรณ์ตรวจสอบ
2. การเลือกความเร็วของหน่วยประมวลผลกลางที่เพียงพอกับการประมวลผลระบบการควบคุม
3. การเลือกระบบปฏิบัติการ และภาษาที่ใช้ในการพัฒนา
4. เวอร์ชัน Library ของ Linux ที่ใช้ในการเขียนโปรแกรม
5. เมื่อทำการติดตั้งไปบนเฮลิคอปเตอร์แล้วมีสัญญาณรบกวนมาก

แนวทางการแก้ปัญหา ใช้แผ่นอะลูมิเนียมมาครอบไว้ด้านบนอีกชั้นหนึ่ง เพื่อป้องกันสัญญาณรบกวนจากภายนอกที่มาจากเครื่องยนต์ของตัวเฮลิคอปเตอร์

### 5.2.2 อุปกรณ์วัดแกน

1. การสั่นของเฮลิคอปเตอร์มีผลทำให้อุปกรณ์วัดแกนผิดพลาดมากขึ้น จึงต้องมีการคำนวณเพื่อกรองข้อมูลทุกอย่างที่ได้จากอุปกรณ์วัดแกน และใช้ไฟมรองเพื่อลดแรงสั่นสะเทือน

### 5.2.3 บอร์ดควบคุม

1. Control Board ยังมีข้อผิดพลาดอยู่ เนื่องจากลายวงจรบางส่วนต่อเชื่อมไม่ถึงกัน
2. ตัว MCS-51 ที่เป็น Slave ที่ Port 0 แต่ละตัวต้องต่อตัวต้านทานเพื่อเข้าไป เพื่อรักษาแรงดันให้สามารถทำงานได้ปกติ
3. เปลี่ยนอุปกรณ์บางตัวเพื่อลด Noise ให้กับวงจรทั้งหมด เช่น ลองเพิ่มค่าตัวเก็บประจุเข้าไปเพื่อลดสัญญาณรบกวนที่เข้ามาในวงจร
4. การจัดการเรื่องเวลาการทำงานของ MCS – 51 ทุก ๆ ตัว

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 5.2.4 โปรแกรมบนคอมพิวเตอร์

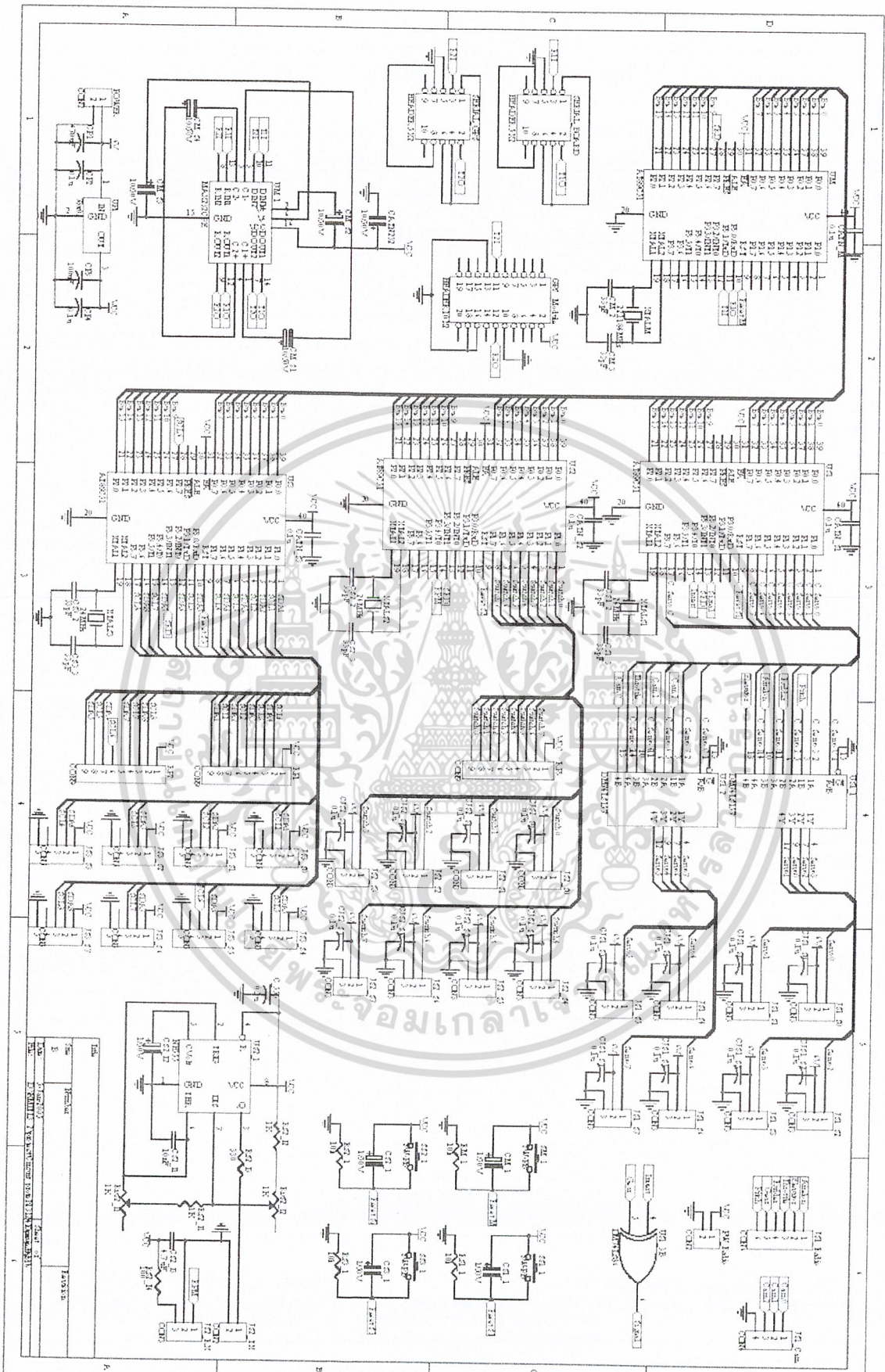
1. ไม่สามารถแสดงตำแหน่งที่รับค่าจาก GPS ของเฮลิคอปเตอร์ขณะทำการบิน มาแสดงค่าเป็นจุดบนแผนที่ได้ เนื่องจากแผนที่ที่มีอยู่เป็นแผนที่ที่มีอาณาบริเวณส่วนของคณะวิศวกรรมศาสตร์ของสถาบันเท่านั้น แต่ในการทดลองเก็บค่าข้อมูลต่าง ๆ ได้ทำการทดลองที่สนามบิน สวัสดิ์การ์เด็น
2. GPS ที่ใช้งานอยู่มีค่าความผิดพลาดค่อนข้างสูง ทำให้การแสดงตำแหน่งบนแผนที่ไม่ตรงกับตำแหน่งที่ต้องการแสดง
3. แผนที่ที่ใช้งานอยู่มีค่าความผิดพลาดอยู่ที่ประมาณ 10 – 15 เมตร ทำให้การแสดงตำแหน่งผิดพลาดจากความเป็นจริง

### 5.3 แนวทางในการพัฒนาต่อไป

1. เซนเซอร์ที่ใช้ในการตรวจจับที่ใช้อยู่ยังไม่เพียงพอ ควรใช้ Gyro วัดค่า 2 แกนในแนวราบ เพื่อให้ทราบความเร็วการเอียงของมุมก้มเงยและซ้ายขวา โดยนำค่าไปช่วยในการวิเคราะห์ผล
2. ควรใช้การประมวลผลภาพเข้ามาช่วยแก้ปัญหาด้วย เพื่อช่วยสามารถวิเคราะห์การเคลื่อนที่ ซึ่งบอร์ดประมวลผลมีความสามารถเพียงพอจะประมวลผลภาพได้ แต่ควรประมวลผลภาพที่ความละเอียดต่ำ
3. อุปกรณ์ที่จะติดตั้ง ไปบนตัวเฮลิคอปเตอร์ควรมีน้ำหนักเบา ใช้พลังงานต่ำ และแหล่งพลังงานไฟฟ้าที่มีน้ำหนักเบาแต่สามารถจ่ายพลังงานได้สูง
4. ควรพัฒนาวิธีการควบคุม Fuzzy Logic เพื่อให้กล่องควบคุมสามารถควบคุมการเคลื่อนที่ของเฮลิคอปเตอร์ให้สามารถทำได้เองโดยอัตโนมัติได้ดียิ่งขึ้น
5. หาโปรแกรมฟรีแวร์ (Free ware) ที่ใช้แสดงแผนที่ที่สามารถรับค่าตำแหน่ง GPS ได้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



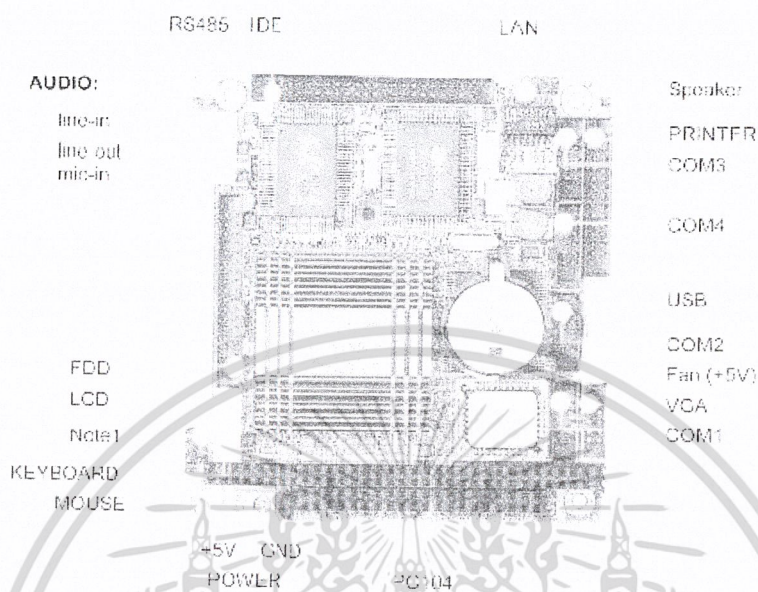
รูปที่ ก.1 ลายวงจรบอร์ดควบคุม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## ข.1 รายละเอียดของบอร์ดประมวลผล Vortex86-6071



รูปที่ ข.1 บอร์ดประมวลผล Vortex86-6071

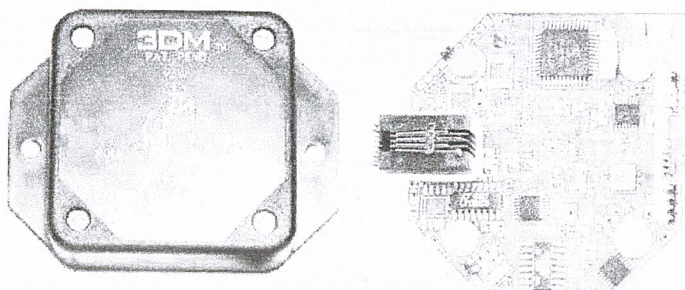
<b>Processor Chipset</b>	DM&P(SIS) Vortex86 . System-on-Chip CPU-200MHz Real Time Clock with Lithium Battery Backup
<b>Bus Interface</b>	ISA and PC/104 Standard Compliant
<b>Memory</b>	Onboard 128MB SDRAM (optional 128MB)
<b>BIOS</b>	AMI BIOS
<b>Multi I/O</b>	Enhanced IDE interface RS232 port x3 RS232/485 port x1 Parallel port x1 FDD interface x1 USB port x1 Line-in port x1 Line-out port x1 Mic-in port x1
<b>Video Display</b>	AGP Rev.2.0 Compliant

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

	Shared system memory area up to 16MB.
	Resolution up to 1,920Cx 1,440 true colors
	CRT/LCD display
<b>LAN</b>	Realtek 8100B single chip
	Full-duplex transfer mode, doubles effective bandwidth 16KB RAM buffer
	Throughput 10/100Mbps
<b>Connectors</b>	2.0mm 44-pin box header for IDE
	2.0mm 10-pin box header for RS-232 x3
	2 pin header for RS-485
	2.0mm 26-pin box header for Printer
	2.0mm 34-pin box header for FDD
	2.0mm 10-pin box header for USB
	2.0mm 10-pin box header for VGA
	2.0mm 8-pin header for Ethernet
	2.0mm 44-pin box header for LCD connector
	2.0mm 4-pin header for Line-in
	2.0mm 4-pin header for Line-out
	2.0mm 4-pin header for Mic-in
	5-pin box header for AT-Keyboard connector
	5-pin header for PS/2 Mouse
<b>Watchdog Timer</b>	Software Watchdog Timer
	Three 8254 Compatible Programmable 16-bit Counters.
<b>Power Requirement</b>	Single Voltage +5V @1.2 A
<b>Board Weight</b>	100g
<b>Board Size</b>	90mm X 96mm
<b>Operating Temperature</b>	-20°C ~ +70°C

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## ข.2 รายละเอียดของอุปกรณ์วัดความเร่ง 3 แกน (3DM)



รูปที่ ข.2 อุปกรณ์วัดความเร่ง 3 แกน (3DM)

<b>Range</b>	Yaw: $\pm 180$ degrees Pitch: $\pm 180$ degrees Roll: $\pm 70$ degrees
<b>A/D Resolution</b>	12 bits
<b>Digital Filter</b>	Infinite Impulse Response (IIR) User programmable weighted moving average
<b>Angle Resolution (no digital filtering)</b>	Pitch: 0.30 degrees (typical) Roll: 0.25 degrees (typical) Yaw: 0.50 degree (typical)
<b>Angle Resolution (most aggressive digital filtering)</b>	Pitch: $< 0.1$ degrees Roll: $< 0.1$ degrees Yaw: $< 0.1$ degrees

### Resolution specs. taken during static motions.

<b>Accuracy</b>	Pitch: $\pm 0.93$ degree typical (yaw from 0 - 360 degrees & roll=0 degrees) Roll: $\pm 0.33$ degree typical (yaw from 0 - 360 degrees & pitch =0 degrees) Yaw: $\pm 1.0$ degrees typical (pitch & roll=0 degrees)
-----------------	--

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Accuracy is defined as the square root of the sum of the errors squared (non repeatability, temperature coefficients & non-linearity).

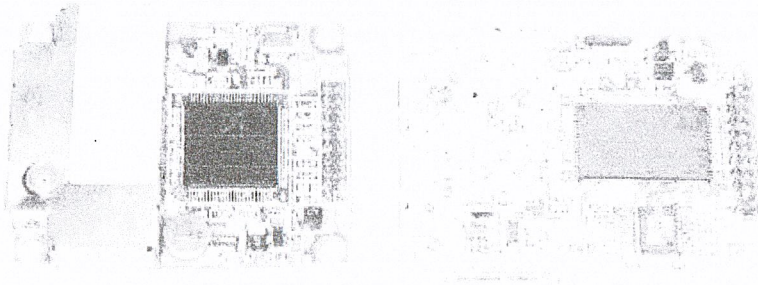
<b>Angle measurement non-linearity</b> (pitch & roll)	$\pm 0.23\%$ F.S.
<b>Angle measurement repeatability</b>	Pitch: 0.07 degrees (typical) Roll: 0.07 degrees (typical) Yaw: 0.26 degrees (typical)
<b>Update rate (angle mode)</b>	45 Hz/ 3 channels (maximum) 30 Hz/ 3 channels (typical)

The update rate is specified with a maximum and typical value since it depends on how many points the A/D converter averages.

<b>Update rate (raw mode)</b>	70 Hz/ 6 channels
<b>Output modes</b>	Raw: ax, ay, az accelerometer Raw: mx, my, mz magnetic field Units: pitch, roll, & yaw in degrees
<b>Output format</b>	RS-232 serial or RS-485 multi-drop network
<b>Transmission Rate</b>	9600 bits/sec
<b>Supply voltage</b>	5.3 volts DC min
<b>Supply current</b>	50 milliamps/node @ standard speed
<b>Connectors</b>	Sensor: RJ11 type power: min. coaxial jack
<b>Operating Temperature</b>	- 25 degrees C to 70 degrees C
<b>Temperature Drift (%/ deg. C)</b> (mean, std.dev.)	Pitch: 0.009+/-0.008 Roll: 0.033+/-0.025 Yaw: 0.019+/-0.019
<b>Module size</b>	1.7" wide, 2.5" long, 0.7 " thick
<b>3DM enclosure</b>	2.05" wide x 3.815" long x 0.9" thick

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### ข.3 รายละเอียดของ GPS Receiver (Holux รุ่น GM-82)



รูปที่ ข.3 GPS Receiver (Holux รุ่น GM-82)

1. SiRF Star II chipset with embedded ARM7TDMI CPU available for customized applications in firmware
2. 12 parallel satellite-tracking channels for fast acquisition and reacquisition
3. High speed signal acquisition using 1920 time/frequency search channels
4. Use Frequency 1575.42 MHz
5. Built-in WAAS/EGNOS Demodulator
6. Support U.S. Coast Guard DGPS beacon signal
7. Low power consumption with Advanced Trickle-Power and Push-To-Fix mode
8. Optional Rechargeable battery for memory and RTC backup and for fast Time to First Fix(TTFF)
9. Support NMEA0183 v2.2 data protocol and SiRF binary code
10. Enhanced algorithms -SnapLock and SnapStart provide superior navigation performance inurban, canyon and foliage environments
11. For Car Navigation , Marine Navigation ,Fleet Management ,AVL and Location-Based Services ,Auto Pilot ,Personal Navigation or touring devices, Tracking devices/systems and Mapping devices application.
12. Input voltage: 5.0Vdc +/-10% or 3.3Vdc +/- 10%
13. Backup power:(optional) ◦ 3V Rechargeable Lithium cell battery, up to 1000 hours discharge.
14. MCX antenna connector: Active or patch.
15. PCB Size: 40(W) x 50(D) x 12(H) (mm)
16. Weight: 18 g

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### Performance

1. Update rate: 1 second.
2. Acquisition time:
  - Reacquisition 0.1 sec, averaged
  - Hot start 8 sec. averaged
  - Warm start 38 sec. averaged
  - Cold start 45 sec. averaged

3. Position accuracy:

#### Non DGPS (Differential GPS)

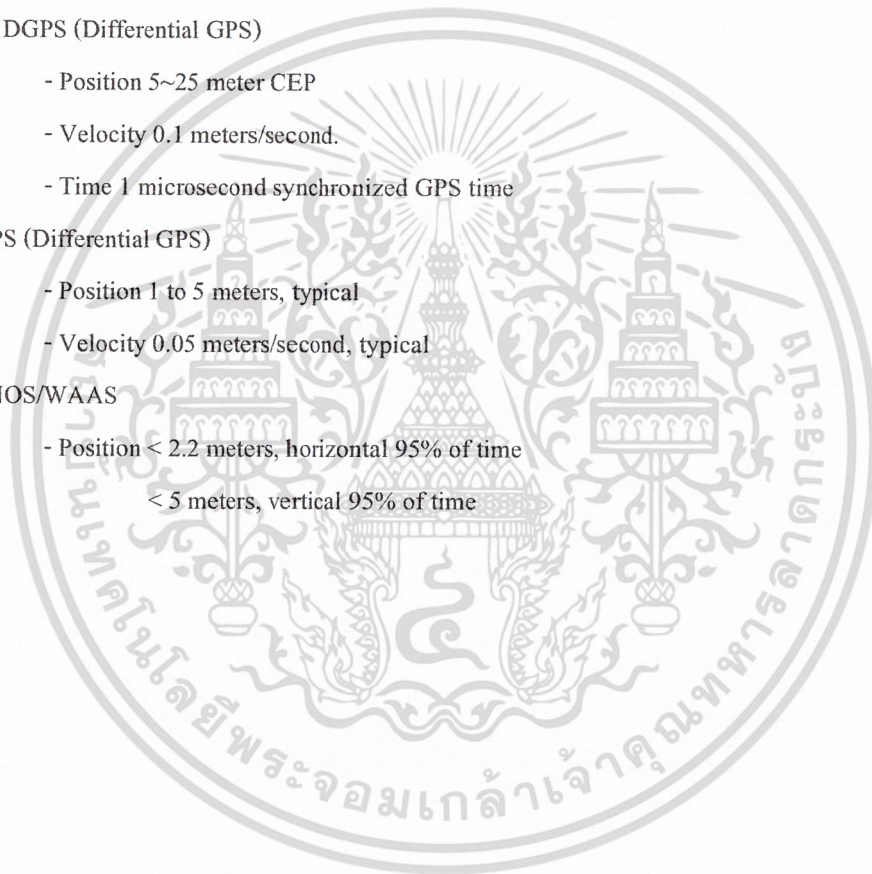
- Position 5~25 meter CEP
- Velocity 0.1 meters/second.
- Time 1 microsecond synchronized GPS time

#### DGPS (Differential GPS)

- Position 1 to 5 meters, typical
- Velocity 0.05 meters/second, typical

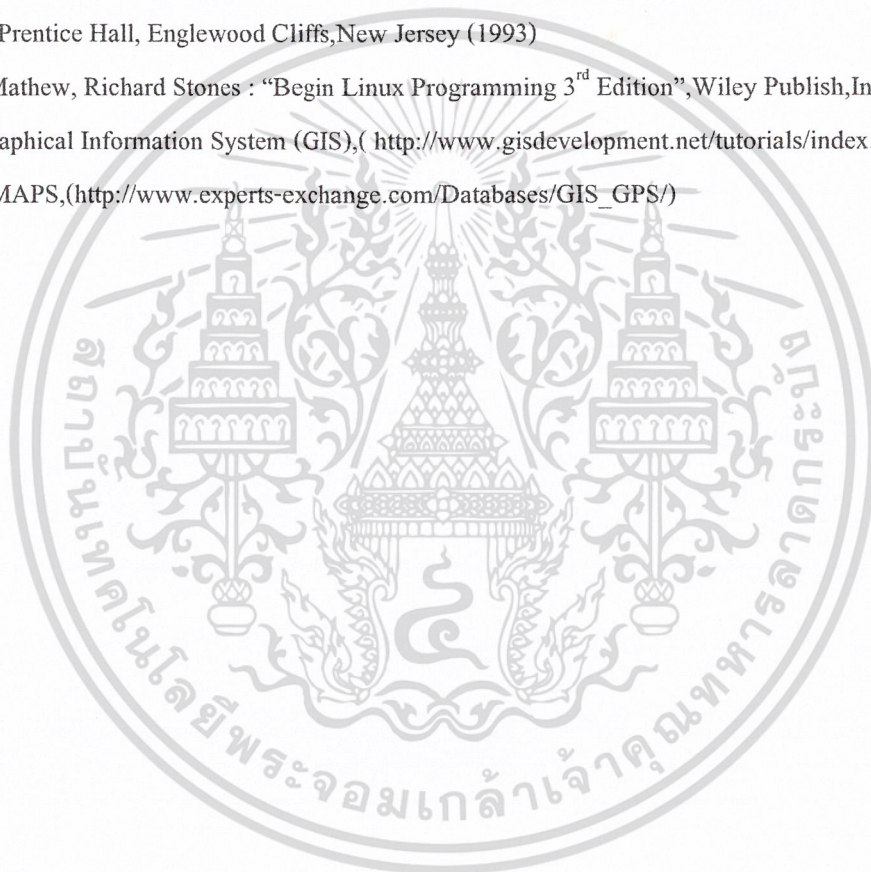
#### EGNOS/WAAS

- Position < 2.2 meters, horizontal 95% of time  
< 5 meters, vertical 95% of time



## บรรณานุกรม

- [1] วรพจน์ กรแก้ววัฒนกุล, ชัยวัฒน์ ลี้มพรจิตรวิไล : “เรียนรู้และปฏิบัติการไมโครคอนโทรลเลอร์ MCS-51 แบบแฟลช ฉบับ AT89C5x ของ Atmel”, อีศธานี
- [2] ชัยวัฒน์ ประกอบผล : “การพัฒนาไมโครคอนโทรลเลอร์ด้วยภาษาซี”, สำนักพิมพ์ ศ.ศ.ท. , 2537
- [3] ชัยวัฒน์ ประกอบผล : “การประยุกต์ใช้งานไมโครคอนโทรลเลอร์”, สำนักพิมพ์ ศ.ศ.ท. , 2543
- [4] Lennart Ljung (1993) : “An Introduction to Fuzzy Control”, Springer-Verlag Berlin Heidelberg U.S.A. (1993)
- [5] Mohammad Jamshidi, Nadir Vadiie, Timothy J. Ross (1993) : “FUZZY LOGIC AND CONTROL”, PTR Prentice Hall, Englewood Cliffs, New Jersey (1993)
- [6] Neil Mathew, Richard Stones : “Begin Linux Programming 3<sup>rd</sup> Edition”, Wiley Publish, Inc.
- [7] Geographical Information System (GIS), (<http://www.gisdevelopment.net/tutorials/index.htm>)
- [8] GPS MAPS, ([http://www.experts-exchange.com/Databases/GIS\\_GPS/](http://www.experts-exchange.com/Databases/GIS_GPS/))



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้