

สำนักหอสมุดกลาง พระจอมเกล้าลาดกระบัง

ระบบควบคุมการลอยตัวของอากาศยานปีกหมุน

FLYING CONTROL SYSTEM OF HOVERING VEHICLE



เลขหมู่.....
เลขทะเบียน..... 62007
วัน,เดือน,ปี 25 ก.ค. 2549

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

ปริญญาานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมระบบควบคุม

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ปีการศึกษา 2547

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ปริญญาานิพนธ์ปีการศึกษา 2547

ภาควิชาวิศวกรรมระบบควบคุม

คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เรื่อง ระบบควบคุมการลอยตัวของอากาศยานปีกหมุน

FLYING CONTROL SYSTEM OF HOVERING VEHICLE

ผู้จัดทำ

1. นาย เมธิต ศรีสุวรรณ 45015331
2. นาย โสภณ พงษ์กาญจน์ 45015345



.....
(รศ.ดร. โยธิน เปรมปราวณีรัตน์)

อาจารย์ที่ปรึกษา

.....
(อาจารย์ สุमितร์ พนาอุดมทรัพย์)

อาจารย์ที่ปรึกษา

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ระบบควบคุมการลอยตัวของอากาศยานปีกหมุน

นาย เมธัส ศรีสุวรรณ

นาย โสภณ พงษ์กาญจน์

รศ.ดร. โยธิน เปรมปราณีรัชต์

อาจารย์ที่ปรึกษา

อาจารย์ สุมิตร พนาอุดมทรัพย์

อาจารย์ที่ปรึกษา

ปีการศึกษา 2547

บทคัดย่อ

โครงการนี้เป็นการศึกษา ทดลองและออกแบบอากาศยานขนาดเล็กให้เคลื่อนที่ได้แบบอิสระในระบบ 3 มิติ ซึ่งมีจุดมุ่งหมายในการนำความรู้ทางด้านระบบควบคุมและความรู้ในด้านอากาศและพลศาสตร์มาใช้ออกแบบ โครงสร้างและระบบควบคุมการเคลื่อนที่ของอากาศยานขนาดเล็ก โครงการนี้ใช้คอมพิวเตอร์ในการประมวลผลและแสดงผล โดยใช้เซนเซอร์วัดมุมเอียงเป็นตัวตรวจสอบความสมดุลย์และอัลตราโซนิคเซนเซอร์มาเป็นตัวตรวจสอบระดับความสูงของอากาศยานปีกหมุน โดยสัญญาณจากเอาต์พุทของเซนเซอร์ทั้งสองส่งผ่านไมโครคอนโทรลเลอร์ตัวที่หนึ่งไปยังไมโครคอมพิวเตอร์เพื่อประมวลผล จากนั้นไมโครคอมพิวเตอร์ส่งสัญญาณควบคุมไปยังไมโครคอนโทรลเลอร์ตัวที่สองและสาม ซึ่งไมโครคอนโทรลเลอร์ทั้งสองตัวจะ สร้างสัญญาณพัลส์วิทโมดูเลชันไปขับดีซีมอเตอร์สี่ตัวเพื่อให้อากาศยานปีกหมุนเคลื่อนที่ได้อิสระ 3 มิติ

FLYING CONTROL SYSTEM OF HOVERING VEHICLE

Metus Srisuwan

Sophon Pongkarn

Associate Professor Dr. Yothin Prempraneerach Advisor

Sumit Panaudomsup Advisor

2004

Abstract

This project is the study about how to control the flying control system of hovering vehicle to move freeing in the 3 dimensions. The objective is used the knowledge of control system and the aero dynamic to design the flying control system of hovering vehicle and control system. This project uses a computer to process and display by using tilt sensor for checking balance and ultrasonic sensor for checking heigh of the flying control system of hovering vehicle. The output of the two sensors is sended through the microcontroller no.1 to the microcomputer for processing that signals. Then microcomputer will sent the control signal to the microcontroller no.2 and no.3 in which they will produce the pulse width modulation signal to drive the four dc motors for providing the flying control system of hovering vehicle can move freeing in the 3 dimensions.

สารบัญ

	หน้า
บทคัดย่อ	I
สารบัญ	III
สารบัญภาพ	VI
สารบัญตาราง	IX
บทที่ 1 บทนำ	1
บทที่ 2 ทฤษฎีและหลักการ	2
2.1 ทฤษฎีการบิน	2
2.1.1 เครื่องบินบินได้อย่างไร	2
2.2 หลักการพื้นฐานของเฮลิคอปเตอร์	3
2.2.1 สีแรงของการบิน	3
2.2.2 คำจำกัดความและศัพท์ทางเทคนิค	6
2.3 เฮลิคอปเตอร์สามารถบินได้อย่างไร	7
2.3.1 ใบพัดหลัก	7
2.3.2 ใบพัดหาง	8
2.4 การควบคุมทิศทางการบิน	9
2.4.1 การควบคุมส่วนหัวของเฮลิคอปเตอร์	9
2.4.2 การควบคุมการเคลื่อนที่	9
2.4.3 แรงยกที่ไม่สมดุลย์	10
2.4.4 วิธีแก้แรงยกที่ไม่สมดุลย์	11
2.5 เซนเซอร์วัดมุมเอียง	11
2.5.1 รายละเอียดโดยทั่วไป	12
2.5.2 ขาที่ใช้งาน	12
2.5.3 หลักการทำงาน	13
2.5.4 ข้อเสนอแนะในการต่อวงจร MXD2002A	14
2.5.5 การทดสอบการทำงานของ MXD2002A เบื้องต้น	14
2.6 คลื่นอัลตราโซนิก	15
2.6.1 คุณสมบัติและธรรมชาติของคลื่นอัลตราโซนิก	15

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.6.2	คุณสมบัติที่สำคัญของคลื่นอัลตราโซนิก	15
2.6.3	ลักษณะของคลื่น	16
2.6.4	ปรากฏการณ์คอปเพลอร์	17
2.6.5	การทำงานของทรานสดิวเซอร์ตัวส่งตัวรับ	19
2.6.6	หลักการทำงานของวงจรอัลตราโซนิก	20
2.6.7	วงจรภาคส่ง และ ภาครับ	24
2.6.8	ข้อควรระวังในการใช้งานตัวส่งและตัวรับอัลตราโซนิก	25
2.7	ระบบควบคุม	26
2.7.1	โครงสร้างพื้นฐานของระบบควบคุม	26
2.7.2	ระบบควบคุมป้อนกลับ	27
2.7.3	คุณสมบัติของการควบคุมแบบป้อนกลับ	27
2.7.4	คุณลักษณะของระบบเมื่อควบคุมด้วยตัวควบคุมชนิด พี	29
2.7.5	คุณลักษณะของระบบเมื่อควบคุมด้วยตัวควบคุมชนิด ไอ	30
2.7.6	คุณลักษณะของระบบเมื่อควบคุมด้วยตัวควบคุมชนิด ดี	31
2.7.7	คุณลักษณะของระบบเมื่อควบคุมด้วยตัวควบคุมชนิด พีไอดี	31
บทที่ 3	การออกแบบและการสร้าง	33
3.1.1	คุณสมบัติทางกลศาสตร์ชุดอากาศยานจำลอง	33
3.2	การควบคุมทิศทางการบิน	34
3.3	โครงสร้างและส่วนประกอบของชุดอากาศยานจำลอง	35
3.3.1	มอเตอร์และใบพัด	36
3.3.2	วงจรขับมอเตอร์	37
3.4	เซนเซอร์	38
3.4.1	เซนเซอร์วัดมุมเอียง	38
3.4.2	เซนเซอร์วัดความสูง	39
3.5	ไมโครคอนโทรลเลอร์	40
3.5.1	คุณสมบัติโดยทั่วไปของ PIC 16F877	40
3.5.2	การจัดขาของ PIC 13F877	41
3.6	ระบบควบคุม	42
บทที่ 4	การทดลองและผลการทดลอง	45
4.1	เซนเซอร์วัดมุมเอียง	45

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.2 เซนเซอร์วัดความสูง	48
4.3 วงจรขับเคลื่อนมอเตอร์และ โปรแกรมควบคุม	49
บทที่ 5 บทวิจารณ์และสรุปผลการทดลอง	53
ภาคผนวก	
กิตติกรรมประกาศ	
เอกสารอ้างอิง	



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญภาพ

รูปที่	หน้า
รูปที่ 2.1	3
รูปที่ 2.1 สีแรงของการบิน	3
รูปที่ 2.2 การสร้างแรงยก	4
รูปที่ 2.3 การเคลื่อนที่ของเฮลิคอปเตอร์	5
รูปที่ 2.4 รายละเอียดของแพนอากาศ	6
รูปที่ 2.5 มุมปะทะ	6
รูปที่ 2.6 เฮลิคอปเตอร์	7
รูปที่ 2.7 การรักษาทิศทางของเฮลิคอปเตอร์	8
รูปที่ 2.8 การรักษาทิศทางของเฮลิคอปเตอร์ให้ตรง เกี่ยวซ้ายและเกี่ยวขวา	9
รูปที่ 2.9 การควบคุมการเคลื่อนที่ของเฮลิคอปเตอร์	9
รูปที่ 2.10 แรงยกที่ไม่สมดุลย์ของใบพัดหลักขณะกำลังเคลื่อนที่ไปข้างหน้า	10
รูปที่ 2.11 วิธีแก้แรงยกที่ไม่สมดุลย์ของใบพัดหลักขณะกำลังเคลื่อนที่ไปข้างหน้า	11
รูปที่ 2.12 แสดงรูป MXD2002A	11
รูปที่ 2.13 แสดงรูปด้านบนและตำแหน่งขาต่างๆ ของ MXD2002A	12
รูปที่ 2.14 แสดงบล็อกไดอะแกรมภายในของ MXD2002A	13
รูปที่ 2.15 แสดงเอาต์พุตควิตซ์ไซเกิด MXD2002A	14
รูปที่ 2.16 แสดงวงจรการกำจัดสัญญาณรบกวนจากแหล่งจ่ายไฟ	14
รูปที่ 2.17 แสดงโครงสร้างภายในตัวอัลตราโซนิค	18
รูปที่ 2.18 แสดงเมื่อจ่ายแรงดันให้รีซิสเซอร์เซรามิก	18
รูปที่ 2.19 แสดง ตัวอย่างการเขียนสัญลักษณ์ของอัลตราโซนิคทรานสดิวเซอร์แบบต่างๆ	19
รูปที่ 2.20 แสดงวงจรสร้างพัลส์	20
รูปที่ 2.21 แสดงวงจรสร้างพัลส์ 40 กิโลเฮิร์ตซ์	21
รูปที่ 2.22 วงจรขยายสัญญาณของคลื่นเสียงอัลตราโซนิค	22
รูปที่ 2.23 แสดงวงจรขยายสัญญาณ	22
รูปที่ 2.24 แสดงสัญญาณที่รับเข้ามา	23
รูปที่ 2.25 แสดงการเปรียบเทียบสัญญาณ	23
รูปที่ 2.26 แสดงวงจรเอซออาร์ฟลิปฟลอปและสัญญาณเอาต์พุท	24
รูปที่ 2.27 แสดงวงจรภาคส่งและภาครับ	24

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

รูปที่ 2.28 แสดง โครงสร้างของระบบควบคุม	26
รูปที่ 2.29 แสดงรูปแบบของระบบควบคุมแบบป้อนกลับ	27
รูปที่ 2.30 แสดงการควบคุมแบบลูปเปิด	28
รูปที่ 2.31 แสดงการควบคุมแบบลูปปิด	28
รูปที่ 2.32 แสดงการควบคุมแบบลูปปิดกรณีใช้ตัวควบคุมชนิดพี	29
รูปที่ 2.33 แสดงการควบคุมแบบลูปปิดกรณีใช้ตัวควบคุมชนิดไอ	30
รูปที่ 2.34 แสดงการควบคุมแบบลูปปิดกรณีใช้ตัวควบคุมชนิดดี	31
รูปที่ 2.35 แสดงการควบคุมแบบลูปปิดกรณีใช้ตัวควบคุมชนิดพี ไอ ดี	31
รูปที่ 3.1 ภาพจำลอง	33
รูปที่ 3.2 คุณสมบัติทางกลศาสตร์	34
รูปที่ 3.3 การเลียวย้าย	35
รูปที่ 3.4 การเลียวยว	35
รูปที่ 3.5 การบินขึ้น	35
รูปที่ 3.6 เคลื่อนที่ไปด้านขวา	35
รูปที่ 3.7 โครงสร้างและส่วนประกอบของอากาศยานจำลอง	36
รูปที่ 3.8 แสดงใบพัดที่ใช้ในการทดลอง	36
รูปที่ 3.9 แสดงการติดตั้งเซ็นเซอร์กับชุดเกียร์และใบพัด	37
รูปที่ 3.10 แสดงวงจรขับเซ็นเซอร์	37
รูปที่ 3.11 แสดงการต่อวงจรขับเซ็นเซอร์	38
รูปที่ 3.12 แสดงวงจรของ MXD2002A	38
รูปที่ 3.13 แสดงการต่อวงจรของ MXD2002A	39
รูปที่ 3.14 แสดงวงจรของ เซนเซอร์วัดความสูง	39
รูปที่ 3.15 แสดงการต่อวงจรของ เซนเซอร์วัดความสูง	40
รูปที่ 3.16 แสดงการจัดตำแหน่งขาของ PIC 13F877	41
รูปที่ 3.17 แสดงการต่อวงจรไมโครคอนโทรลเลอร์	42
รูปที่ 3.18 แสดงระบบควบคุม	42
รูปที่ 3.19 แสดงระบบควบคุมโดยรวม	43
รูปที่ 3.20 แสดงระบบควบคุมและตัวควบคุม	43
รูปที่ 3.21 บล็อกไดอะแกรมแสดงขั้นตอนการทำงานของคอมพิวเตอร์และ	44

ไมโครคอนโทรลเลอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

รูปที่ 4.1 แสดงกราฟแกน X และแกน Y เท่ากับ ศูนย์ องศา ที่วัดได้ไขเคลเท่ากับ 50 เปอร์เซนต์	45
รูปที่ 4.2 แสดงกราฟแกน X เท่ากับ -90 องศาและแกน Y เท่ากับ ศูนย์ องศา	46
รูปที่ 4.3 แสดงกราฟแกน Y เป็นองศาเทียบกับแกน X เป็นเวลาที่มีค่าผิดพลาดอยู่	46
รูปที่ 4.4 แสดงกราฟค่าที่แก้ไขค่าผิดพลาดเรียบร้อยแล้ว	47
รูปที่ 4.5 แสดงกราฟค่าที่วัดได้แนวแกน X และ Y เทียบกับค่าจริง	48
รูปที่ 4.6 แสดงการวัดค่าอัลตราโซนิกเซนเซอร์โดยคอมพิวเตอร์	48
รูปที่ 4.7 แสดงกราฟการเปลี่ยนแปลงความสูงจริง เทียบกับค่าความสูงที่วัดได้	49
รูปที่ 4.8 แสดงโปรแกรมคอมพิวเตอร์ที่ใช้ในการควบคุม	49
รูปที่ 4.9 แสดงพัลส์วิท โมดูเลชั่นที่ความถี่ 20 กิโลเฮิร์ตซ์	50
รูปที่ 4.10 แสดงค่าพัลส์วิท โมดูเลชั่นที่ความถี่ 50 กิโลเฮิร์ตซ์	50
รูปที่ 4.11 แสดงค่าพัลส์วิท โมดูเลชั่นที่ความถี่ 100 กิโลเฮิร์ตซ์	51
รูปที่ 4.12 แสดงวงจรขับมอเตอร์ที่ใช้แหล่งจ่าย 2 ชุด	51
รูปที่ 4.13 แสดงค่าพัลส์วิท โมดูเลชั่นที่ความถี่ 20 กิโลเฮิร์ตซ์	52



สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
ตารางที่ 4.1 แสดงการเปรียบเทียบของค่ามุมมองศางริงกับค่าที่วัดได้จากวงจรถั่วเซ็นเซอร์	47
ตารางที่ 4.2 แสดงตารางค่าควิตี้ไซเคลิกจาก 10 ถึง 100 เปอร์เซนต์	52



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 1

บทนำ

ความเป็นมาของโครงการ

เมื่อเปรียบเทียบยานพาหนะที่ใช้ในการเดินทาง เฮลิคอปเตอร์เป็นยานพาหนะที่น่าสนใจมากเพราะว่าเฮลิคอปเตอร์สามารถเคลื่อนที่ได้อย่างอิสระในระบบ 3 มิติและมีข้อดีกว่าเครื่องบินหลายประการเช่น เฮลิคอปเตอร์มีระบบควบคุมที่น้อยกว่าเครื่องบิน เฮลิคอปเตอร์สามารถบินอยู่กับที่ได้และสามารถหลบเลี่ยงสิ่งกีดขวางได้ง่าย เป็นต้น แต่อย่างไรก็ตาม เฮลิคอปเตอร์ก็ยังมีข้อด้อยเช่นกัน คือ การรักษาเสถียรภาพในอากาศ เนื่องจากมีหลายปัจจัยที่มากกระทบกับเฮลิคอปเตอร์ ดังนั้นจึงเป็นสิ่งที่น่าสนใจอย่างยิ่งในการศึกษาหาข้อมูลที่เกี่ยวข้องกับทฤษฎีการบิน ส่วนประกอบของเฮลิคอปเตอร์ ระบบควบคุมการบินของเฮลิคอปเตอร์ เพื่อได้นำหลักการพื้นฐานมาประยุกต์ใช้และพัฒนาต่อไป

วัตถุประสงค์ในการดำเนินงาน

ศึกษาหาข้อมูลที่เกี่ยวข้องกับทฤษฎีการบิน ส่วนประกอบของเฮลิคอปเตอร์การควบคุมการบินของเฮลิคอปเตอร์ศึกษาเกี่ยวกับแรงที่มากกระทบกับเฮลิคอปเตอร์ แล้วนำความรู้ และหลักการที่ได้มาสร้างระบบควบคุมอากาศยานที่สามารถเคลื่อนที่ได้อย่างอิสระเหมือนเฮลิคอปเตอร์

ขอบเขตของโครงการ

ค้นคว้า และศึกษาหาข้อมูลเกี่ยวกับหลักการบิน และหลักการควบคุมอากาศยานที่ใช้ปีกหมุน แล้วนำข้อมูลที่ศึกษามาออกแบบและสร้างแบบจำลองตามที่ได้ศึกษามา ทำการออกแบบและทดลองระบบควบคุมการบินและแก้ไขปัญหาที่เกิดขึ้น

ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ

มีความรู้ความเข้าใจในเรื่องทฤษฎีการบินมากขึ้นและมีความรู้ความเข้าใจในเรื่องทฤษฎีระบบควบคุมการบินของเฮลิคอปเตอร์ สามารถนำความรู้เกี่ยวกับทฤษฎีการบินและระบบควบคุมการบินมาประยุกต์ใช้ในการสร้างอากาศยานที่สามารถเคลื่อนที่ได้อย่างอิสระเหมือนเฮลิคอปเตอร์ มีความรู้ความเข้าใจในขั้นตอนการสร้างอากาศยานที่สามารถเคลื่อนที่อย่างอิสระ เหมือนเฮลิคอปเตอร์ รวมทั้งวิธีการแก้ปัญหาและอุปสรรคต่าง ๆ

วิธีการดำเนินงาน

โครงการนี้เริ่มต้นด้วยการศึกษาหาข้อมูลที่เกี่ยวข้องกับทฤษฎีการบิน หลักทางอากาศพลศาสตร์แล้วทำการหาอุปกรณ์มาออกแบบสร้าง และทดลองตามหลักการ

บทที่ 2

ทฤษฎีและหลักการ

2.1 ทฤษฎีการบิน

2.1.1 เครื่องบินบินได้อย่างไร

การที่เครื่องบินหรือเฮลิคอปเตอร์เคลื่อนที่ได้ในอากาศนั้นจะใช้หลักทางอากาศพลศาสตร์อธิบายตามกฎการเคลื่อนที่ของนิวตัน (Newton Law of Motion) ได้โดยใช้กฎ สาม ข้อ ได้แก่

กฎการสมดุล (The Law of Equilibrium) เทหวัตถุที่อยู่หนึ่งจะคงอยู่หนึ่งเรื่อยไปและ เทหวัตถุที่เคลื่อนที่อยู่ก็จะเคลื่อนที่ต่อไปในแนวเส้นตรงด้วยแรงคงที่จนกว่าจะมีแรง ไร้สมดุลมากระทำ ในทางคณิตศาสตร์วัตถุจะอยู่ในสภาวะสมดุลได้ผลรวมทั้งในแนวตั้ง และแนวระดับต้องเท่ากับศูนย์ และผลรวมรอบจุดโมเมนต์รอบจุดศูนย์ถ่วงก็จะเท่ากับศูนย์ด้วย

กฎความเร่ง (The Law of Acceleration) ถ้ามีแรง ไร้สมดุลมากระทำต่อเทหวัตถุ ความเร็วจะไม่คงที่นั่นคือจะมีความเร่ง โดยขนาดของแรงที่ใช้ทำให้ระบบเกิดความเร่งต่างๆ จะขึ้น อยู่กับมวลของวัตถุนั้น โดยความเร่งจะเป็นปฏิภาคกลับกับมวล โดย

$$a = F/m$$

โดยที่

a = ความเร่ง

F = แรง

m = มวล

กฎแรงปฏิกิริยา(The Law of Reaction) ทุกๆแรงกิริยา(Action)จะมีแรงปฏิกิริยา (Reaction) ขนาดเท่ากัน ในทิศทางตรงกันข้าม

จากกฎทั้ง สาม ข้อที่กล่าวมาข้างต้น เครื่องบินจะลอยตัวในอากาศได้จะต้องมีแรงสี่ แรง มากระทำ ได้แก่ แรงยก , น้ำหนัก , แรงผลักไปข้างหน้า , แรงต้านการเคลื่อนที่ ซึ่งแรงยกนั้น ได้มาจาก

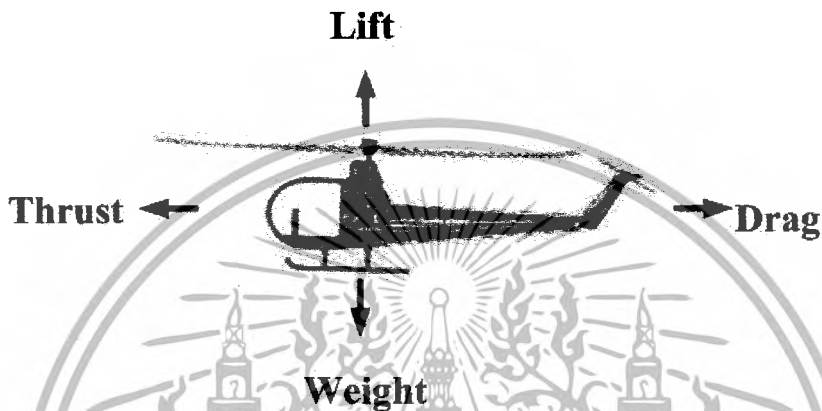
การหมุนของใบพัดนั่นเอง

เอกสารนี้เป็นเอกสารสงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.2 หลักการพื้นฐานของเฮลิคอปเตอร์

2.2.1 สี่แรงของการบิน (Four Forces of Flight)

ในการทำการบินจะมีแรงอยู่สี่แรงที่มากกระทำต่อเครื่องบินหรือเฮลิคอปเตอร์ได้แก่



รูปที่ 2.1 สี่แรงของการบิน

แรงยก (Lift)

เมื่อใบพัดหลัก (Main Rotor Blades) ของเฮลิคอปเตอร์ เริ่มหมุน ผลของการไหลของอากาศที่ผ่านมายังส่วนล่างและบนของปีก โดยสร้างความกดอากาศต่ำ (Lower Pressure) ที่พื้นผิวด้านบน ของปีกเฮลิคอปเตอร์เมื่อเปรียบเทียบกับความกดอากาศสูง (High Pressure) ที่พื้นผิวด้านล่าง ของ ปีกเฮลิคอปเตอร์ จึงเป็นเหตุให้ ปีกของเครื่องบิน ถูกยกขึ้นดังรูปที่ 2.1 ลักษณะพิเศษของปีกที่ถูกออกแบบมาให้อากาศที่ไหลผ่านพื้นผิวด้านบนมีระยะทางที่มากกว่าทำให้ โมเลกุล ของอากาศ ต้องเดินทางเร็วกว่า พื้นผิวด้านล่าง จึงทำให้ ด้านบนเกิดเป็นบริเวณ ความกดอากาศต่ำ ที่มีแรงกดต่ำกว่า ดังนั้นจึงเกิดแรงยกขึ้น แรงยกเป็นแรงที่เกิดขึ้นตรงข้ามกับแรงดึงดูดของโลก หรือน้ำหนักของเฮลิคอปเตอร์ และถ้าแรงสองแรงนี้มีค่าเท่ากัน เฮลิคอปเตอร์จะรักษาระดับเดิมไว้ได้ โดยแรงยกจะขึ้นอยู่กับ

1. รูปร่าง ลักษณะ และคุณสมบัติของใบพัด
2. มุมของปีกที่กระทำกับลม
3. บริเวณ พื้นผิวหรือพื้นที่ ที่อากาศหรือลมพัดผ่าน
4. ความเร็วลม

5. ความหนาแน่นของอากาศ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การสร้างและเพิ่ม แรงยก ทำได้ สอง วิธีคือ

1. โดยการเพิ่มความเร็วดังอากาศที่ไหลผ่านผิวปีกใบพัดหลักเฮลิคอปเตอร์
2. โดยการเพิ่มมุมปะทะ



รูปที่ 2.2 การสร้างแรงยก

น้ำหนักของเฮลิคอปเตอร์ (Weight)

น้ำหนักของเฮลิคอปเตอร์นี้มีค่าไม่เท่ากันเสมอ เนื่องจากอุปกรณ์ที่ติดตั้งบนเฮลิคอปเตอร์ ผู้โดยสาร สัมภาระและจำนวนน้ำมัน ในขณะที่ทำการบินไปน้ำหนักของเฮลิคอปเตอร์จะลดลงไปด้วยเนื่องมาจากการใช้น้ำมัน ทิศทางของแรงที่เกิดจากน้ำหนักนี้ จะมีทิศทางชี้ลงไปยังศูนย์กลางของโลก หรือ แรงโน้มถ่วงของโลก

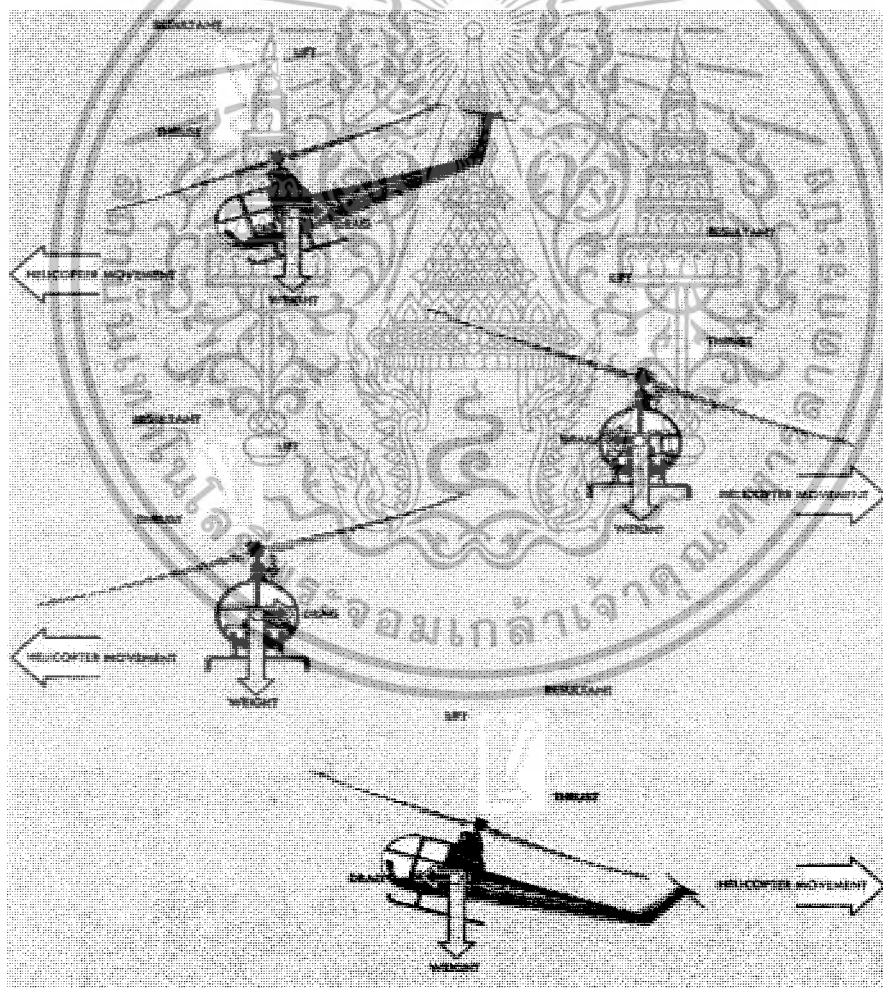
แรงผลักไปข้างหน้า(Thrust)

คือแรงที่ทำให้เครื่องบินหรือเฮลิคอปเตอร์เคลื่อนที่ไปข้างหน้าได้ โดยมีทิศทางตรงกันข้ามกับแรงต้านการเคลื่อนที่ ในเครื่องบินใบพัดหรือเฮลิคอปเตอร์ จะได้แรงนี้มาจาก การที่เครื่องยนต์ส่งกำลังไปหมุนใบพัด เพื่อสร้างแรงนี้ ในขณะที่บินตรง-บินระดับ (Straight-and-Level) ค่าของแรงผลักไปข้างหน้า จะเท่ากับแรงต้านการเคลื่อนที่ เราสามารถเพิ่มแรงผลักไปข้างหน้า ได้โดยเพิ่มกำลังให้กับเครื่องยนต์หรือมอเตอร์ส่งกำลังไปหมุนใบพัด เมื่อกำลังเพิ่มขึ้นจะทำให้แรงผลักไปข้างหน้า มีค่ามากกว่าแรงต้านการเคลื่อนที่ จะทำให้เฮลิคอปเตอร์มีอัตราเร่งจึงทำให้เฮลิคอปเตอร์ มีความเร็วเพิ่มขึ้น ส่วนแรงต้านการเคลื่อนที่นั้นเมื่อแรงผลักไปข้างหน้าเพิ่มขึ้น แรงต้านการเคลื่อนที่ก็จะเพิ่มตาม จนกระทั่งมีค่าเท่ากับ แรงผลักไปข้างหน้าก็จะทำให้ความเร็วอากาศ(Air Speed) คงที่ ที่ความเร็วที่สูงกว่าเดิม ณ ตำแหน่งนี้ก็จะเกิด สภาวะสมดุลอีกครั้ง เมื่อเราลดแรงผลักไปข้างหน้า จะทำให้แรงต้านการเคลื่อนที่ที่ยังเพิ่มขึ้น เป็นสาเหตุให้ความเร็วอากาศลดลงทำให้เครื่องบินช้าลง เมื่อแรงต้านการเคลื่อนที่ ลดลงจะกระทั่งเท่ากับ แรงผลักไปข้างหน้า ความเร็วอากาศก็จะคงที่ นั่นคือ การอยู่ในสภาวะสมดุลอีกครั้ง

แรงต้านการเคลื่อนที่ (Drag)

ซึ่งเป็นแรงที่มีทิศทางไปทางด้านหลังของเฮลิคอปเตอร์หรือแรงนี้เป็นแรงที่ทำให้เกิดการลดความเร็วของเฮลิคอปเตอร์และสภาวะสมดุลคือสภาวะที่แรงยก เท่ากับน้ำหนักของเฮลิคอปเตอร์ และแรงผลัก ไปข้างหน้า เท่ากับ แรงต้านการเคลื่อนที่

การที่จะทำให้ใบพัดเฮลิคอปเตอร์ เคลื่อนที่ผ่านอากาศนั้นเฮลิคอปเตอร์ ทำงานโดยปีกเคลื่อนที่ผ่านอากาศ โดยที่ลำตัวอยู่กับที่ รูปร่างและมุมของใบพัดหลักเราจึงเรียก เฮลิคอปเตอร์ ว่า เครื่องบินปีกหมุนที่เคลื่อนที่ผ่านอากาศจะเป็นตัวกำหนดว่าจะเกิดแรงยกเท่าไร หลังจากทีเฮลิคอปเตอร์ยกตัวขึ้นพื้นพื้นดินนักบินสามารถเอียงใบพัด และจะทำให้เฮลิคอปเตอร์เอียงตามทิศทางของ ใบพัดหลัก ทีเอียงจะไปข้างหน้าข้างหลังหรือด้านข้าง ดังรูปข้างล่าง



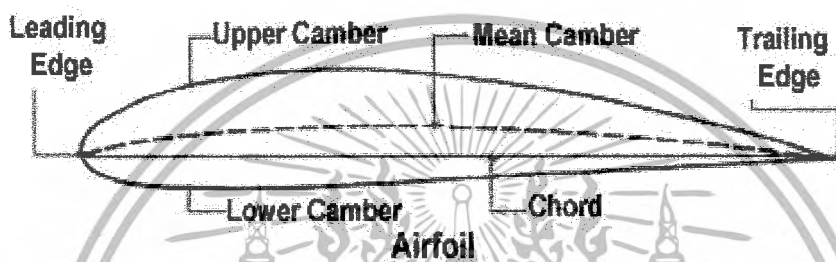
รูปที่ 2.3 การเคลื่อนที่ของเฮลิคอปเตอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.2.2 คำจำกัดความและศัพท์ทางเทคนิค

หลักของ **Bernoulli** กล่าวว่า ถ้าความเร็ว ของลม (หรือ ของไหล) เพิ่มขึ้น แรงกดอากาศ จะลดลง และตรงกันข้าม ถ้าความเร็วลดลง แรงกดอากาศจะเพิ่มขึ้น

ลักษณะทั่วไปของแพนอากาศ (Airfoil) เป็นคำอธิบาย ทางด้าน เทคนิค หมายถึง ลักษณะ รูปร่าง เช่น ปีกแก๊เอียงของเครื่องบิน,หางเสือ , ปีก, ใบพัดหลัก, ใบพัดที่หาง ซึ่งออกแบบมา เพื่อให้เกิดแรงปฏิกิริยาจากอากาศที่มันเคลื่อนที่ผ่านไป



รูปที่ 2.4 รายละเอียดของแพนอากาศ

มุมปะทะ (Angle of Attack) เป็นมุมแหลมที่วัดระหว่างคอร์ด(Chord)และ ทิศทางสัมพันธ์ของอากาศ

ANGLE OF ATTACK

RELATIVE WIND

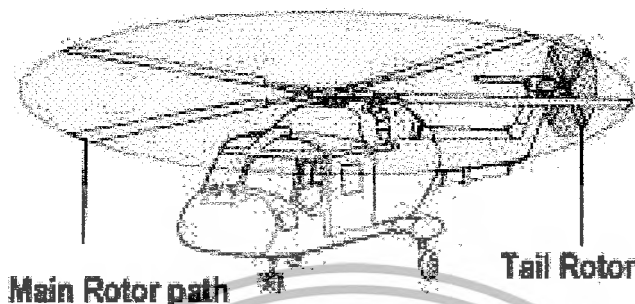
รูปที่ 2.5 มุมปะทะ

ทิศทางสัมพันธ์ของอากาศ (Relative Wind) เป็นทิศทาง ของลม ที่กระทำต่อ ปีกเครื่องบิน หรือ ใบพัดเฮลิคอปเตอร์

มุมของใบพัด (Pitch Angle) มุมของ ใบพัด จะเป็นมุมแหลม ที่กระทำ ระหว่างเส้น คอร์ด (Chord Line)ของใบพัดกับแนวระนาบการหมุนของใบ มุมของใบพัดสามารถปรับเปลี่ยน ได้ ขณะบินโดยนักบิน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.3 เฮลิคอปเตอร์สามารถบินได้อย่างไร



รูปที่ 2.6 เฮลิคอปเตอร์

ปีกของเครื่องบินเป็นตัวที่ทำให้เกิดแรงยกของเครื่องบิน เมื่อมันเคลื่อนที่ผ่านอากาศในระหว่างการบินจะมีแรงกระทำต่อเครื่องบินหรือเฮลิคอปเตอร์อยู่สี่แรง คือ แรงยก, แรงต้านการเคลื่อนที่, แรงผลักไปข้างหน้าและน้ำหนักของเครื่องบิน เฮลิคอปเตอร์ทำงานโดยปีกเคลื่อนที่ผ่านอากาศโดยที่ลำตัวคงอยู่กับที่ ปีกของเฮลิคอปเตอร์เรียกว่า ใบพัดหลัก รูปร่างและมุมของใบพัดโรเตอร์ ที่เคลื่อนที่ผ่านอากาศจะเป็นตัวกำหนดว่าจะเกิดแรงยกเท่าไร หลังจากทีเฮลิคอปเตอร์ยกตัวขึ้นพื้นพื้นดิน นักบินสามารถ เอียงใบพัดและจะทำให้เฮลิคอปเตอร์เอียงตาม ทิศทางของ ใบพัดหลักที่เอียงจะไปข้างหน้าข้างหลังหรือ ด้านข้าง แรงยกของเฮลิคอปเตอร์ได้มาจากการหมุนใบพัดหนึ่งชุดหรือมากกว่าในแนวระนาบกับพื้นใบพัดที่วามนี้เรียกว่า ใบพัดหลักเมื่อใบพัดหลักของเฮลิคอปเตอร์หมุนมันก็จะเกิดแรงยก และในเวลาเดียวกันก็จะเกิดแรงปฏิกิริยาหรือแรงหมุนที่ลำตัวของเฮลิคอปเตอร์ด้วย โดยทั่วไปเฮลิคอปเตอร์ที่มีใบพัดหลักชุดเดียวและจะมีใบพัดชุดเล็กที่หางเพื่อใช้ต้านแรงปฏิกิริยา

สำหรับเฮลิคอปเตอร์ที่มีใบพัดชุดใหญ่ สองชุดจะให้ใบพัดชุดใหญ่ นี้หมุนสวนทางกัน เพื่อให้ค่าแรงปฏิกิริยา หักลบกันหมดไป

2.3.1 ใบพัดหลัก (Main Rotor)

แรงยกที่เกิดจากการหมุนของใบพัดหลักขณะที่มันหมุนอยู่ในอากาศและสร้างแรงยกขึ้นมา ใบพัดแต่ละใบจะสร้างแรงยกเท่าๆกัน น้ำหนักของเฮลิคอปเตอร์ก็จะถูกแบ่งให้รับไปใบละเท่าๆกัน ด้วย ถ้าเฮลิคอปเตอร์มีน้ำหนักทั้งหมด 4000 ปอนด์ และเฮลิคอปเตอร์มีระบบใบพัด สองใบ ดังนั้น

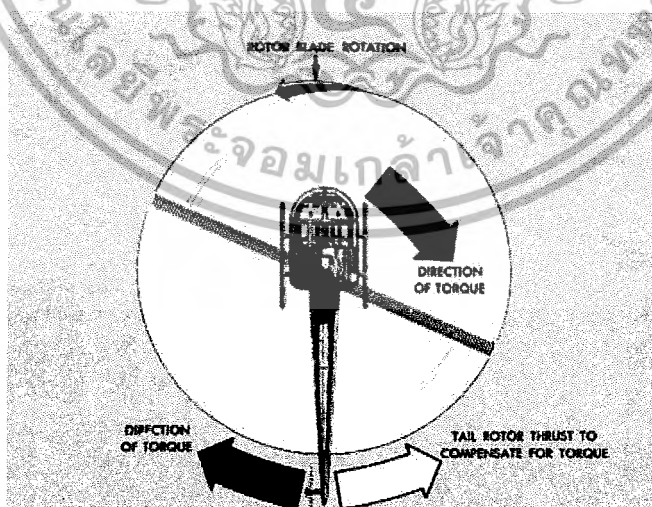
ใบพัดแต่ละใบก็จะรับใบละ 2000 ปอนด์ นอกจาก น้ำหนักของเฮลิคอปเตอร์ล้วนๆ(Static Load)

เอกสารนี้เป็นเอกสารทสวงนไวสำหรับกรเซงานเพอการศกษาเท่านั้น เมอญูญูเตเห็นเปเชบระเยชนดานการค้
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ใบพัดแต่ละใบยังต้องรับน้ำหนักในขณะเคลื่อนไหว (Dynamic Load) ด้วย ซึ่งอธิบายได้ ดังนี้ คือ ถ้าเฮลิคอปเตอร์ยกตัวด้วยอัตราเร่ง ทำให้ เกิดแรง เท่ากับ 1.5g (1.5 เท่า ของ แรงดึงดูด โลก) ดังนั้น น้ำหนักที่มีผลจริงๆ ก็จะเท่ากับ 1.5 เท่าของ น้ำหนัก ของ เฮลิคอปเตอร์ ที่จอดอยู่เฉยๆ หรือเท่ากับ 6000 ปอนด์ แทนที่จะ เป็น 4000 ปอนด์ ทั้งนี้ ก็ เนื่องจากแรงดึงขึ้นของเฮลิคอปเตอร์

2.3.2 ใบพัดที่หาง (Tail Rotor)

ใบพัดที่หาง มีความสำคัญมาก ถ้าหากหมุนใบพัดหลัก ด้วยเครื่องยนต์ ที่ใบพัดหลัก ก็จะ หมุนแต่ลำตัวของเฮลิคอปเตอร์และเครื่องยนต์ก็จะหมุน ไปด้วยแต่ทิศทางตรงกันข้ามกับทิศทางการ หมุนของใบพัดหลัก สิ่งที่เกิดขึ้นเรียกว่า แรงปฏิกิริยา ซึ่งเป็น ไปตามกฎข้อที่ สามของนิวตัน ที่กล่าว ไว้ว่า ทุกๆ แรงกิริยาจะมีแรงปฏิกิริยาขนาดเท่ากัน ในทิศทางตรงกันข้าม ดังนั้น จึงทำให้ลำตัวของ เฮลิคอปเตอร์หมุนในทิศทางตรงข้ามกับทิศทางการหมุนของใบพัดหลัก แรงที่ทำให้หมุนนี้คือ แรง ปฏิกิริยาแรงนี้ต้องการต่อต้านและควบคุมจึงจะทำการบินได้ สำหรับเฮลิคอปเตอร์ที่มีใบพัดหลัก อันเดียวกระทำได้โดยใช้ใบพัดปรับมุมได้ในแนวตั้งอันเล็กไว้ที่หาง เพื่อรักษา ทิศทางของเฮลิคอป เตอร์ให้ตรง สำหรับเฮลิคอปเตอร์ที่มีใบพัดหลักสองชุดใบพัดหลักจะหมุนในทิศทางที่กลับกันหรือ ไปคนละทางจึงทำให้ค่า แรงปฏิกิริยาหักล้างกัน ไปโดยจะต้องมีใบพัดอันหนึ่งเป็น ใบที่มีมุมบิดตรง กันข้ามกับอีกใบทำให้เฮลิคอปเตอร์สามารถบินได้ รูปข้างล่างแสดงภาพจากด้านบนของเฮลิคอป เตอร์ที่แสดงทิศทางแรงที่เกิดจากการหมุนของใบพัดหลักและใบพัดที่หาง



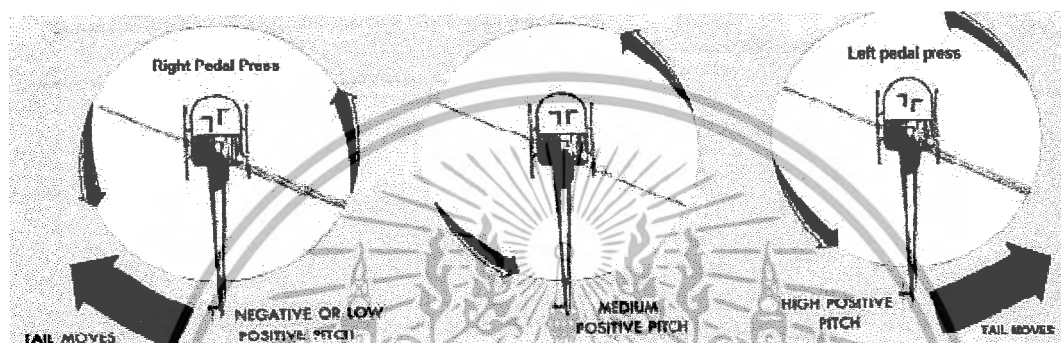
รูปที่ 2.7 การรักษาทิศทางของเฮลิคอปเตอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.4 การควบคุมทิศทางการบิน

2.4.1 การควบคุมส่วนหัวของเฮลิคอปเตอร์ (Heading Control)

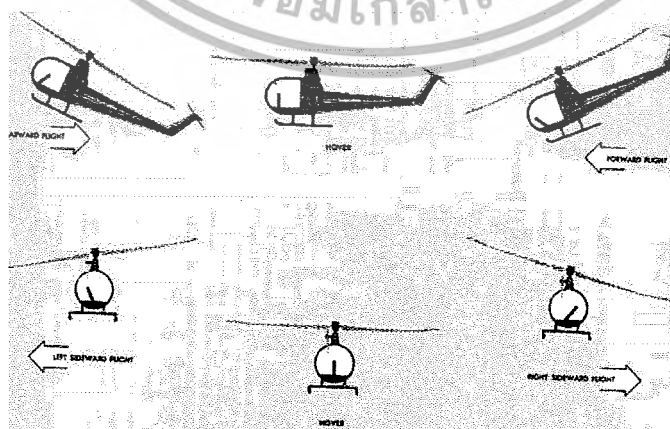
ใบพัดที่หางนอกจากจะทำหน้าที่ต้านแรงปฏิกิริยาแล้วยังใช้ทำหน้าที่บังคับทิศทางของหัวเครื่อง เฮลิคอปเตอร์ระหว่างทำการบิน โดยการเพิ่มความเร็หรือปรับมุมของใบพัดจะทำให้หัวเฮลิคอปเตอร์หันไปตามทางที่ต้องการ



รูปที่ 2.8 การรักษาทิศทางของเฮลิคอปเตอร์ให้ตรง ด้วยซ้ายและซ้ายขวา

2.4.2 การควบคุมการเคลื่อนที่

แรงลัพท์ของแรงยกจะตั้งฉากกับแนวระนาบของปลายใบพัดหลักถ้าระนาบของใบพัดเอียงไปจากแนวระนาบแรงยกและแรงไปข้างหน้าจะแยกออกเป็นสองแรงนั่นคือ แรงในแนวนอนคือแรงผลักไปข้างหน้าและแรงขึ้นข้างบนคือ แรงยกเมื่อเอียงระนาบของใบพัดหลักไปตามทิศทางที่ต้องการ แนวแรงไปข้างหน้าจะดึง เฮลิคอปเตอร์ไปในทิศทางที่ใบพัดหลักเอียงไป

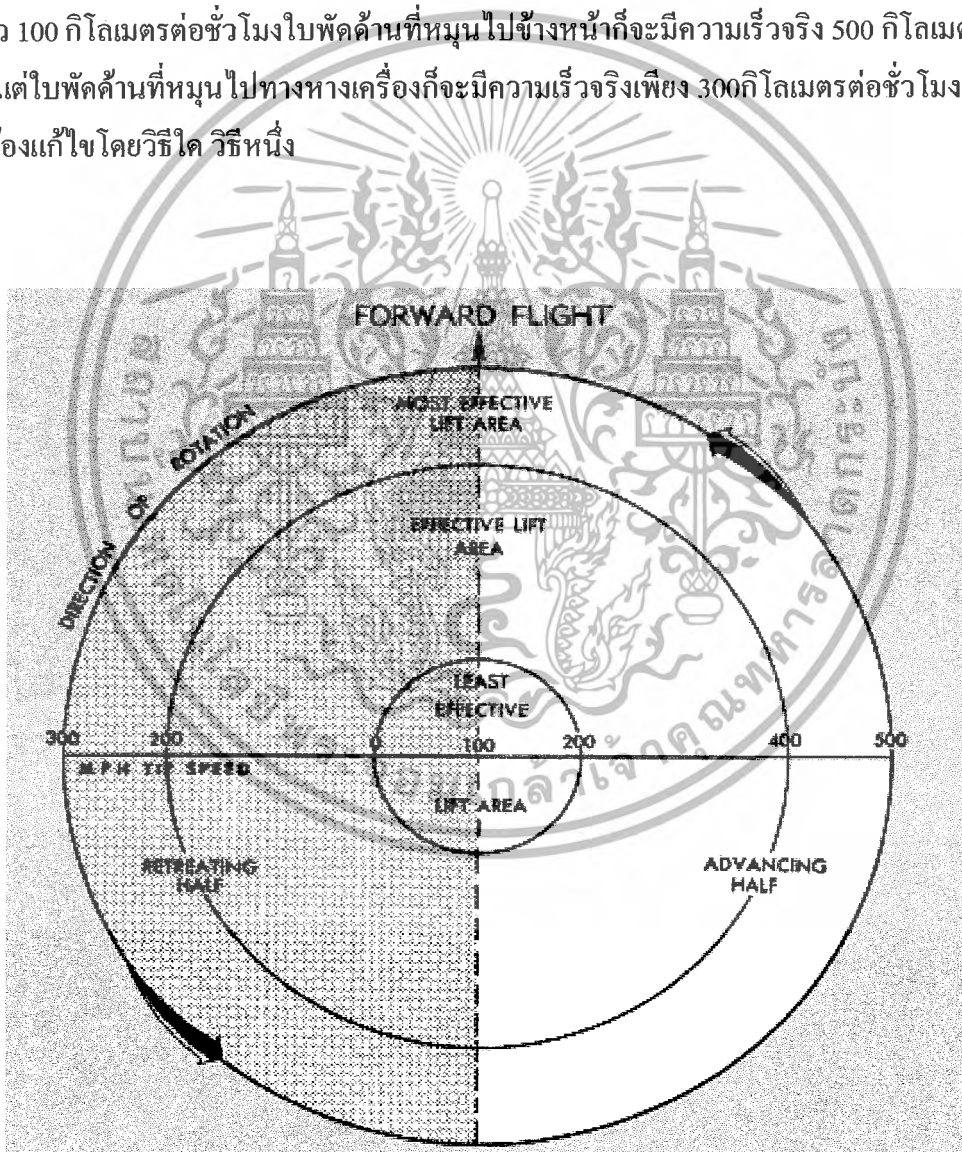


รูปที่ 2.9 การควบคุมการเคลื่อนที่ของเฮลิคอปเตอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.4.3 แรงยกที่ไม่สมดุลง (Dissymmetry of Lift)

โดยปกติ ระบบของใบพัดหลัก ทุกชนิดจะสร้างแรงยกไม่สมดุลงทุก ตำแหน่งที่มันหมุน ในขณะที่ตัวมันเองเคลื่อนที่ไปข้างหน้า แต่ถ้าบินอยู่กับที่แรงยกจะมีค่าเท่ากัน ทั้งหมดตลอดระยะเวลาการหมุนของใบพัดหลัก เมื่อเฮลิคอปเตอร์เคลื่อนที่ไปข้างหน้า ใบพัดที่หมุน และมีทิศทางไปข้างหน้าก็จะแรงยกมากกว่าเพราะว่าความเร็วของลมที่เพิ่มขึ้นและใบพัดใบที่กำลังหมุนไปข้างหลังหรือไปทางท้ายก็จะมีแรงยกน้อยลงผลที่กระทบก็คือ เฮลิคอปเตอร์จะมีอาการม้วนด้านข้าง(Roll) ตัวอย่าง ถ้าความเร็วของใบพัด 400 กิโลเมตรต่อชั่วโมง เฮลิคอปเตอร์เคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยความเร็ว 100 กิโลเมตรต่อชั่วโมง ใบพัดด้านที่หมุน ไปข้างหน้าก็จะมีความเร็วจริง 500 กิโลเมตรต่อชั่วโมง แต่ใบพัดด้านที่หมุน ไปทางหางเครื่องก็จะมีความเร็วจริงเพียง 300กิโลเมตรต่อชั่วโมง สิ่งนี้จำเป็นต้องแก้ไขโดยวิธีใด วิธีหนึ่ง

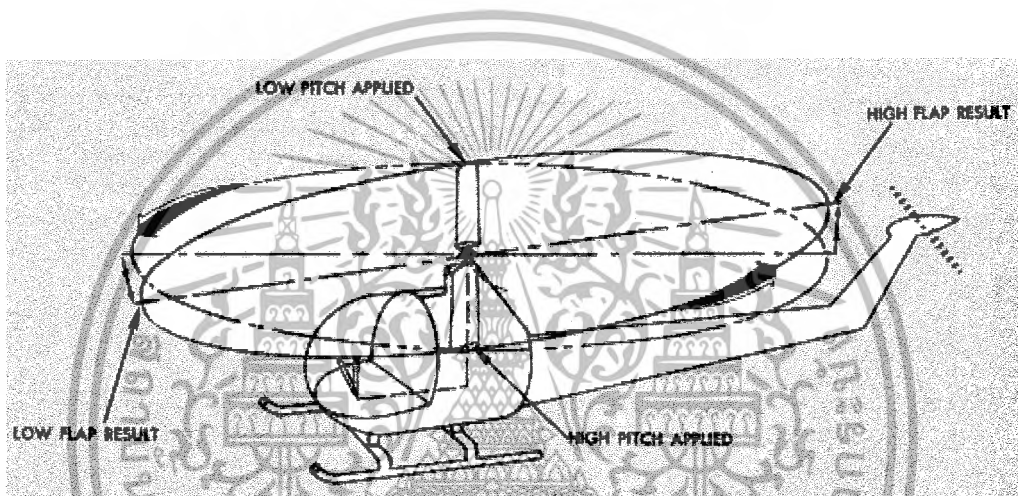


รูปที่ 2.10 แรงยกที่ไม่สมดุลงของใบพัดหลักขณะกำลังเคลื่อนที่ไปข้างหน้า

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.44 วิธีแก้แรงยกที่ไม่สมดุลย์ (Blade Flapping)

แรงยกที่ไม่สมดุลย์แก้ไขโดยวิธีกระพือของใบพัด เพราะว่าเวลาที่ความเร็วลมเพิ่มขึ้นและแรงยกที่เกิดขึ้นกับใบพัดที่หมุนไปข้างหน้า จะทำให้ใบพัดนั้นกระดกขึ้นและเวลาเดียวกันก็จะลดมุมปะทะ เป็นเหตุให้แรงยกลดลง สำหรับใบพัดที่หมุนไปทางขวาของเครื่องที่มีค่าแรงยกน้อยก็จะถูกลง และในเวลาเดียวกันมุมปะทะก็จะเพิ่มขึ้น เป็นเหตุให้แรงยกเพิ่มขึ้นจากเหตุการณ์ที่ผสมผสานกันทั้งสองอย่างนี้จึงทำให้แรงยกสมดุลกันทั้งสองครึ่งของระนาบ การหมุนของใบพัดหลักโดยผ่านระบบการกระพือของใบพัด



รูปที่ 2.11 วิธีแก้แรงยกที่ไม่สมดุลย์ของใบพัดหลักขณะกำลังเคลื่อนที่ไปข้างหน้า

2.5 เซนเซอร์วัดมุมเอียง (Tilt Sensor)



รูปที่ 2.12 แสดงรูป MXD2002A

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

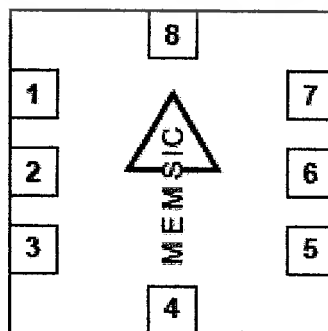
2.5.1 รายละเอียดโดยทั่วไป

MXD2002 A สร้างบนมาตรฐานซีมอส (CMOS) ที่มีระบบการตรวจจับเซนเซอร์สมบูรณ์แบบบนพื้นฐาน System on Chip สามารถวัดค่าแบบเต็มค่าสเกลในช่วง ลบสิบ ถึง บวกสิบต่อค่าแรงโน้มถ่วง และมีความไว (Sensitivity) สอง เปอร์เซนต์ ต่อค่าแรงโน้มถ่วง สามารถวัดค่าได้ทั้งความสั่นสะเทือน(Dnamic Aceleration หรือ Vibration) และวัดค่าความโน้มถ่วง(Static Acceleration หรือ Gravity)

ลักษณะการออกแบบถูกออกแบบให้มีเซนเซอร์แบบความร้อนที่มีการแผ่กระจายความร้อนโดยมีการตรวจจับ ทั้งในแกนเอ็กซ์ (X)และ แกนวาย(Y)และสามารถทนทานต่อการสั่นสะเทือนถึงห้าหมื่นต่อค่าแรงโน้มถ่วง และยังมีการกำจัดแรงที่มีลักษณะแบบปะทะที่มีผลต่อการวัดให้น้อยลงเพื่อผลการวัดค่าที่มีประสิทธิภาพ รวมถึงค่าอัตราการลดทอนต่างๆที่มีผลต่อสัญญาณให้น้อยลง

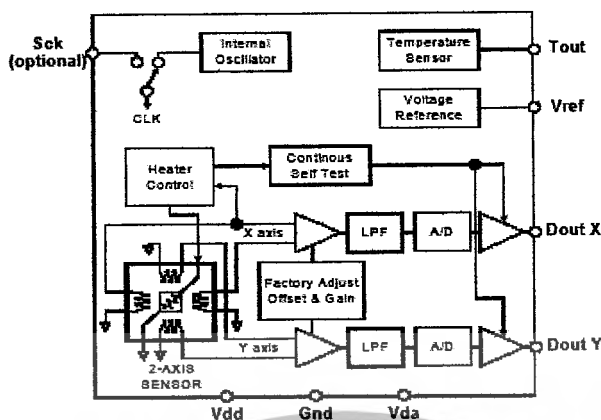
2.5.2 ขาที่ใช้งาน

1. VDD (ขาที่8) เป็นแหล่งจ่ายแรงดันสำหรับวงจรแบบดิจิทัล ที่ใช้สำหรับเซนเซอร์ความร้อน
2. VDA (ขาที่4) เป็นแหล่งจ่ายแรงดันสำหรับตัวขยายสัญญาณแบบอะนาล็อก ภายในไอซี โดยปกติแล้วจะเชื่อมต่อกันกับ VDD อยู่แล้ว
3. SCK (ขาที่7) เป็นขาสัญญาณนาฬิกา
4. GND (ขาที่3) เป็นขาราวด์
5. DoutX (ขาที่5) เป็นขาสำหรับการแสดงผลพัลส์ดิจิทัลจากการตรวจสอบความโน้มถ่วงในแนวแกน X
6. DoutY (ขาที่2) เป็นขาสำหรับการแสดงผลพัลส์ดิจิทัลจากการตรวจสอบความโน้มถ่วงในแนวแกน Y



รูปที่ 2.13 แสดงรูปด้านบนและตำแหน่งขาต่างๆของ MXD2002A

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



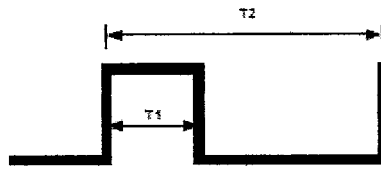
รูปที่ 2.14 แสดงบล็อกไดอะแกรมภายในของ MXD2002A

2.5.3 หลักการทำงาน

หลักการทำงานของ MXD2002 A มีขาสัญญาณเป็นดิจิทัลเอาต์พุตสองขา คือขาDout X และขาDout Yที่จะเป็นการเซตค่าเริ่มต้นสัญญาณพัลส์ให้มีขนาดของความกว้างหรือ ค่าความถี่ไซเคิลให้มีสัดส่วนระหว่างT1/T2เท่ากับ50 เปอร์เซ็นต์ ณ ที่มีระดับความลาดเอียงเป็นศูนย์จะมีค่าช่วงเวลา(T2)เท่ากับ10 มิลลิวินาที หรือเท่ากับ100 เฮิร์ตซ์ สัญญาณเอาต์พุตนี้จะเปลี่ยนแปลงค่าเป็นสัดส่วนกับค่าความโน้มเอียงหรือค่าความเร่งซึ่งอยู่บนพื้นฐานการถ่ายโอนความร้อนแบบกระจายความร้อนอย่างเป็นธรรมชาติโดยมีตัวกลางในการสร้างความแตกต่างของแรงโน้มถ่วงที่จะทำการวัด คือ แก๊ส

การทำงานของ MXD2002 A จะมีแหล่งกำเนิดความร้อนที่อยู่กึ่งกลางช่องว่างภายในซิลิกอนชิปเหมือนกับช่องว่างระหว่างสารประกอบอลูมิเนียมและโพลิซิลิกอนเทอร์โมไพสท์ (อยู่ในกลุ่มพวกเทอร์โมคัปเปิ้ล) ที่มีตำแหน่งอยู่ระหว่างกลางของแกนสองแกนที่ตัดกัน การทำงานและวัดผล คือ หากว่าความเร่งหรือแรงโน้มถ่วงไม่มีการเปลี่ยนแปลงหรือมีค่าเป็นศูนย์ อุณหภูมิ ณ จุดเปรียบเทียบที่เป็นลักษณะทางกายภาพของวัสดุที่ใช้ตรวจสอบจะสมมาตรกับแหล่งกำเนิดความร้อน ซึ่งหมายความว่า อุณหภูมิจะเท่ากันทั้งสี่ส่วนของตัวเทอร์โมไพสท์ ก็เท่ากับว่า แรงดันเอาต์พุตไม่มีการเปลี่ยนแปลง แต่เมื่อใดที่มีแรงกระทำจากภายนอกทำให้เกิดแรงโน้มถ่วงที่เปลี่ยนแปลงไปหรือในกรณีเกิดการเอียงหรือการเคลื่อนไหวก็จะทำให้โครงสร้างของอุณหภูมิภายในตัวตรวจสอบเปลี่ยนแปลงไปในลักษณะการกระจายความร้อนแบบอิสระ ซึ่งมีผลทำให้โครงสร้างทางกายภาพเสียสมดุลหรือไม่สมมาตร จึงเป็นผลให้เกิดการเปลี่ยนแปลงค่าแรงดันเอาต์พุตตามระดับค่าที่กำหนดจากโรงงาน โดยค่าการเปลี่ยนแปลงแรงดันที่เกิดจากอุณหภูมิที่เปลี่ยนแปลงภายในตัวตรวจสอบนี้ จะเป็นสัดส่วนกับแรงโน้มถ่วงที่มากระทำว่าเกิดขึ้นตรงส่วนไหนระหว่างแกน X และแกน Y

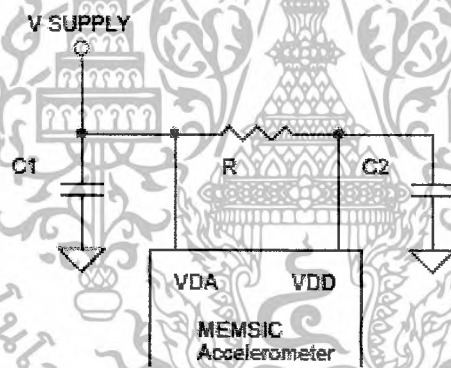
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.15 แสดงเอาต์พุตคิวดิจิทัลของ MXD2002 A

2.5.4 ข้อเสนอแนะในการต่อวงจร MXD2002 A

การกำจัดสัญญาณรบกวนที่มาจากแหล่งจ่ายไฟ ให้นำคาปาซิเตอร์และ ความต้านทานมา ต่อตั้งรูปข้างล่างเพื่อจำกัดสัญญาณรบกวน จากแหล่งจ่ายที่ป้อนมาและจะสามารถจำกัดสัญญาณรบกวน ได้ดีจะต้องเลือกค่าคาปาซิเตอร์และความต้านทานที่เหมาะสมในที่นี้ใช้ คาปาซิเตอร์(C1 และ C2 เท่ากับ 0.47 ไมโครฟารัด) และความต้านทาน (Rเท่ากับ 270 โอห์ม) ในที่นี้มีการกำหนดมาจาก โรงงานแล้ว



รูปที่ 2.16 แสดงวงจรการกำจัดสัญญาณรบกวนจากแหล่งจ่ายไฟ

2.5.5 การทดสอบการทำงานของ MXD2002 A เบื้องต้น

หลังจากที่ประกอบและต่อวงจรตัวเซ็นเซอร์เรียบร้อยแล้ว ให้ป้อนไฟกระแสตรงขนาด ห้า โวลต์แล้วนำออสซิลอสโคปมาจับสัญญาณที่ขา Dout X และขา Dout Y จะเห็นว่า มีค่าคิวดิจิทัล เท่ากับ 50 เปอร์เซ็นต์ ณ ที่ระดับความลาดเอียงเป็นศูนย์ขึ้นอยู่กับว่าเราวางตัวเซ็นเซอร์ตรงหรือไม่ การทดสอบในแนวแกน X เมื่อเอียงแผ่นวงจรตัวเซ็นเซอร์ไปทางซ้ายและทางขวาจะทำให้ ค่าคิวดิจิทัล ไซเกิลเปลี่ยนแปลงไปจากเดิมตามระนาบที่เอียงไป การทดสอบในแนวแกน Y ทำลักษณะคล้ายกับการทดสอบแกน X คือเอียงแผ่นวงจรตัวเซ็นเซอร์มาไปข้างหน้าและข้างหลัง(เข้าหาตัว)จะได้ ค่าคิวดิจิทัลเปลี่ยนแปลงไปจากเดิมตามระนาบที่เอียงไป

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.6 คลื่นอัลตราโซนิก (Ultrasonic Wave)

2.6.1 คุณสมบัติและธรรมชาติของคลื่นอัลตราโซนิก

หลักการของการสะท้อนกลับของคลื่นเสียง คือ พัลส์ของพลังงานจะถูกส่งออกมาจากตัวส่งถ้าไปกระทบกับวัตถุ พลังงานบางส่วนจะสะท้อนกลับไปที่ตัวส่งด้วย แต่การใช้อุปกรณ์ตัวรับที่เหมาะสม จะสามารถรับการสะท้อนกลับของสัญญาณ เวลาที่ใช้ในการเดินทางในอากาศสามารถที่จะคำนวณระยะทางออกมาได้ เพราะฉะนั้นการศึกษาถึงคุณสมบัติและธรรมชาติของคลื่นจะสามารถทำให้เข้าใจการทำไปประยุกต์ใช้งานได้อย่างถูกต้อง

ระบบอัลตราโซนิกหมายถึง คลื่นเสียงที่มีความถี่สูงเกินกว่าที่มนุษย์จะได้ยิน โดยทั่วไปแล้วหูของมนุษย์โดยเฉลี่ยจะได้ยินเสียงสูงถึงเพียงแค่ประมาณ 15 กิโลเฮิร์ตซ์เท่านั้น แต่พวกที่อายุยังน้อย ๆ อาจจะได้ยินเสียงที่มีความถี่สูงกว่านี้ได้ ดังนั้นโดยปกติแล้วคำว่าอัลตราโซนิกจึงมักจะหมายถึงคลื่นเสียงที่มีความถี่สูงกว่า 20 กิโลเฮิร์ตซ์ ขึ้นไปจะสูงขึ้นไปจนถึงเท่าใดไม่ได้ระบุจำกัดเอาไว้

สาเหตุที่มีการนำเอาคลื่นย่านอัลตราโซนิกมาใช้ก็เพราะว่าเป็นคลื่นที่มีทิศทางทำให้เราสามารถเล็งคลื่นเสียงไปยังเป้าหมายที่ต้องการได้โดยเจาะจง เรื่องนี้เป็นคุณสมบัติของคลื่นอย่างหนึ่ง ยิ่งคลื่นมีความถี่สูงขึ้นความยาวคลื่นก็จะยิ่งสั้นลง ถ้าความยาวคลื่นยาวกว่าช่องเปิด (ที่ให้เสียงนั้นออกมา) ของตัวกำเนิดเสียงความถี่นั้นเช่น คลื่นความถี่ 300 เฮิร์ตซ์ ในอากาศจะมีความยาวถึงประมาณหนึ่ง เมตรเศษ ๆ ซึ่งจะยาวกว่าช่องที่ให้คลื่นเสียงออกมาจากตัวกำเนิดเสียงโดยทั่วไปมากมายคลื่นจะหักเบนที่ขอบด้านนอกของตัวกำเนิดเสียงทำให้เกิดการกระจายทิศทางคลื่นแต่ถ้าความถี่สูงขึ้นมาอยู่ในย่านอัลตราโซนิก อย่างเช่น 40 กิโลเฮิร์ตซ์ จะมีความยาวคลื่นในอากาศประมาณ 8 มิลลิเมตร เท่านั้นซึ่งเล็กกว่ารูเปิดของตัวที่ให้กำเนิดเสียงความถี่นี้มากคลื่นเสียงจะไม่มี การเลี้ยวเบนที่ขอบจึงพุ่งออกมาเป็นลำแคบ ๆ หรือที่เราเรียกว่า มีทิศทาง

2.6.2 คุณสมบัติที่สำคัญของคลื่นอัลตราโซนิก

คุณสมบัติโดยทั่วไปของคลื่นเสียงมีดังต่อไปนี้คือ

การแทรกสอดของเสียง (Interference) การแทรกสอดของเสียงเกิดจากการรวมกันของคลื่นสองคลื่นขึ้นไป ขณะเมื่อพบกันในตัวกลาง(Medium)เดียวกันซึ่งทำให้เกิดหลายลักษณะเช่นหนึ่งการบีท(Beats) เกิดจากคลื่นเสียงเป็นปรากฏการณ์ที่เกิดจากการรวมคลื่นที่มีความถี่ต่างกันหรือเฟสต่างกันเคลื่อนที่ไปในตัวกลางเดียวกันแล้วรวมเป็นคลื่นใหม่ ซึ่งทำให้แอมพลิจูดเปลี่ยนแปลงไป การบีทของคลื่นเสียงสองคลื่นได้คลื่นที่มีแอมพลิจูดเปลี่ยนไปซึ่งประโยชน์ของบีทคลื่นนั้น จะนำไปใช้ในการเปรียบเทียบความถี่ของคลื่นให้แสดงผลออกมาในลักษณะของแอม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์อื่นใด
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ปฏิกิริยาที่แตกต่างกันนี้ สองการเกิดคลื่นนิ่ง (Standing Waves) เกิดจากการแทรกสอดของคลื่นซูดที่มีแอมพลิจูดเท่ากันและความถี่เท่ากัน แต่มีทิศทางการเคลื่อนที่ตรงกันข้ามหรือมีเฟสตรงข้ามกันซึ่งจะทำให้เกิดคลื่นนิ่งเป็นต้น

การเลี้ยวเบนของคลื่นเสียง (Diffraction) คลื่นเสียงจะเลี้ยวเบนอ้อมสิ่งกีดขวางที่มีลักษณะเป็นมุมหรือช่องแคบ ซึ่งปรากฏการณ์เช่นนี้พบอยู่ในชีวิตประจำวันอยู่ตลอดเวลาเช่น ในกรณีที่ได้ยินเสียง แตรรถที่อยู่คนละถนนของมุมตึก หรือการได้ยินเสียงที่ลอดผ่านช่องเล็กๆ จากอีกห้องหนึ่ง

การสะท้อนของคลื่นเสียง (Reflection) คลื่นเสียงสามารถสะท้อนได้เมื่อตกกระทบตัวกลาง โดยที่มุมตกกระทบเท่ากับมุมสะท้อน และจะทำให้เกิดเสียงก้อง (Echo) ซึ่งเสียงก้องที่สะท้อนกลับมาในเวลาที่มากกว่า 50 มิลลิวินาที จะทำให้เราได้ยินเสียงนั้นเป็นครั้งที่ สอง

การหักเหของคลื่นเสียง (Refraction) คลื่นเสียงเมื่อเดินทางผ่านตัวกลางที่มีความหนาแน่นต่างกันจะเกิดการหักเหของคลื่น ซึ่งทำให้ความเร็วของคลื่นเปลี่ยนไป โดยที่ความถี่ยังคงที่อยู่

2.6.3 ลักษณะของคลื่น

ความถี่ (Frequency) คือ จำนวนของการออสซิลเลชันที่สมบูรณ์ จากแหล่งกำเนิดคลื่นภายในหนึ่งวินาทีที่คลื่นที่ถูกส่งจากแหล่งกำเนิดจะเดินทางด้วยความถี่ที่เดียวกัน เช่น อัตราการสั่นของสายไวโอลินที่มีความถี่ 440 เฮิรตซ์ มันก็จะมีความถี่เดียวกันกับคลื่นที่ถูกส่งและรับจากผู้ฟัง

ความยาวคลื่น (Wavelength) คือ ระยะทางที่คลื่นเดินทางระหว่างแต่ละการสั่นที่สมบูรณ์ หรือการเดินทางครบรอบหนึ่งไซเคิล สามารถกล่าวได้ว่า ความยาวคลื่นเป็นระยะทางระหว่างการอัดอย่างต่อเนื่อง (Successive Compressions) หรือการเบาบางของอากาศ (Rare - Factions) การอัด คือการที่บริเวณนั้นมีความหนาแน่นของโมเลกุลและแรงดันสัมพันธ์กับแรงดันของบรรยากาศปกติ ความยาวคลื่นมีความสัมพันธ์ตามสมการ

$$v = \lambda F$$

โดยที่

v คือ ความเร็วการเดินทางของคลื่นเสียง = 331.45 เมตรต่อวินาที

F คือ ความถี่

λ คือ ความยาวคลื่น

ในอากาศที่อุณหภูมิ 20 องศาเซลเซียสความเร็วของคลื่นประมาณ 334 เมตรต่อวินาทีดังนั้นช่วงความถี่ของคลื่นเสียงระหว่าง 20 ถึง 20 กิโลเฮิรตซ์ ความยาวคลื่นจะอยู่ระหว่างประมาณ 17 เมตร ถึง 1.7 เมตร ข้อจำกัด ของความยาวคลื่นสั้นในอากาศ (อัลตราโซนิค) ถูกตรวจสอบโดยทางเดินที่เป็นอิสระระหว่างโมเลกุลอากาศ ซึ่งมีขนาดประมาณ 10^{-8} เซนติเมตร

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ปริมาณพลังงานของคลื่นอัลตราโซนิกจะถูกวัดในรูปความเข้มของคลื่นอัลตราโซนิก จะมีหน่วยเป็น วัตต์ต่อตารางเมตร เป็นการไหลของพลังงานผ่านพื้นที่หนึ่ง ตารางเมตร ซึ่งตั้งฉากกับทิศทาง การเดินทางของคลื่นหนึ่งวินาที เมื่อคลื่นเดินทางผ่านตัวกลาง ถ้าคลื่น บีบ ของคลื่นอัลตราโซนิกจะสูญเสียความเข้มที่เกิดจากการลู่ออกของลำคลื่นอัลตราโซนิกหรือ เกิดจากการกระจายพลังงานของคลื่นออกจากลำคลื่น เนื่องจากความไม่ต่อเนื่องของตัวกลางและ อาจเกิดจากการดูดซับพลังงานส่วนหนึ่งของคลื่น โดยตัวกลางที่คลื่นเคลื่อนที่ผ่าน พลังงานที่ดูดซับนี้ จะเปลี่ยนเป็น พลังงานความร้อน การดูดซับพลังงานความร้อนนี้ขึ้นอยู่กับลักษณะของวัสดุ ความยืดหยุ่นและความหนาแน่น รวมทั้งความถี่ของคลื่นที่ใช้ความถี่สูงพลังงานยังถูกดูดซับมาก

2.6.4 ปรากฏการณ์ดอปเปลอร์

ปรากฏการณ์ดอปเปลอร์ (Doppler Effect) เป็นปรากฏการณ์ที่เกิดการเปลี่ยนแปลงของความถี่ของคลื่น ที่เกิดจากมีการเคลื่อนที่ของวัตถุระหว่างแหล่งกำเนิดกับตัวรับ เมื่อคลื่นสะท้อนกลับจากวัตถุนั้น ความถี่ของคลื่นที่วัดได้จากตัวรับจะแตกต่างกับค่าความถี่ที่ทำการส่งออกไป ความถี่ที่แตกต่างนี้เรียกว่า การเลื่อนดอปเปลอร์ (Doppler Shift) โดยความถี่ที่เคลื่อนนั้นจะมากหรือน้อยขึ้นอยู่กับ มุมระหว่างทิศทางของคลื่นกับทิศทางเคลื่อนที่ของวัตถุปรากฏการณ์ดอปเปลอร์จะเกิดขึ้นกับคลื่นทุกชนิด แต่ที่พบเห็นได้ในชีวิตประจำวันจะเป็นกรณีของเสียง เช่น ในกรณีของเสียง เช่น ในกรณีของรถลูกปืนขณะเปิดเสียงไซเรนกำลังตรงมายังผู้สังเกต จะพบว่าความถี่ของเสียงจะสูง และเมื่อรถได้ผ่านผู้สังเกตไปแล้วจะพบว่าความถี่เสียงจะต่ำกว่าการเกิดคลื่นอัลตราโซนิก

อัลตราโซนิกเป็นอุปกรณ์ที่สามารถแปลงพลังงานในรูปอื่นให้มาเป็นพลังงานทางกลโดยการสั่นไปมา ซึ่งทำให้เกิดคลื่นเสียงย่านอัลตราโซนิกกระจายไปในอากาศได้หรือแปลงพลังงานทางกลให้มาเป็นพลังงานในรูปอื่นได้นั้น มีชื่อเรียกว่า อัลตราโซนิกทรานสดิวเซอร์ (Ultrasonic Transducer) ในปัจจุบันอัลตราโซนิกทรานสดิวเซอร์มีหลายแบบขึ้นอยู่กับหลักการที่ใช้ แบบที่นิยมใช้กันมากได้แก่

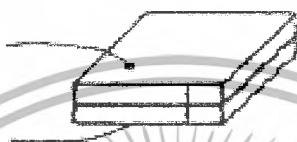
แบบเพียโซอิเล็กทริก (Piezo-electric Transducer) ซึ่งแปลงไปมาระหว่างพลังงานไฟฟ้าและพลังงานทางกล โดยมีความถี่เรโซแนนซ์คงที่อยู่ที่ค่าหนึ่ง

แบบแมกนีโตสตริกทิฟ (Magnetostrictive Transducer) ซึ่งแปลงไปมาระหว่างพลังงานไฟฟ้าในขดลวดกับตำแหน่งความยาวของแกนเหล็กที่สวมขดลวดนั้นอยู่

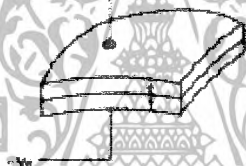
แบบอิเล็กโตรสตริกทิฟ (Electrostrictive Transducer) ซึ่งแปลงไปมาระหว่างพลังงานไฟฟ้ากับพลังงานทางกล

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ทรานสดิวเซอร์แบบเปียโซอิเล็กทริก ภายในตัวอัลตราโซนิคทรานสดิวเซอร์แบบเปียโซอิเล็กทริก แบบที่มีใช้กันในปัจจุบันซึ่งได้รับการพัฒนามาในระดับหนึ่งแล้วจะประกอบด้วย ชั้นสารเซรามิกสี่เหลี่ยมซึ่งมีผิวโลหะเงินฉาบอยู่ทั้ง สอง หน้าเพื่อให้ต่อสายไฟออกมาเป็นขา สอง ขา ชั้นสารเซรามิกนี้ประกอบขึ้นจากสารเซรามิก สองชั้น ประกบกันอยู่โดยวางให้ขั้วโคโพลทางไฟฟ้าภายในอะตอมของมันมีทิศทางตรงข้ามกัน



รูปที่ 2.17 โครงสร้างภายในตัวอัลตราโซนิคทรานสดิวเซอร์แบบเปียโซอิเล็กทริก



รูปที่ 2.18 เมื่อจ่ายแรงดันให้ชั้นสารเซรามิก

ชั้นสารเซรามิกถูกยึดติดภายในตัวถังอย่างดีเพื่อไม่ให้เกิดการสั่นขณะที่ยังทำงานอยู่ได้รับผลกระทบกระเทือนจากภายนอกตัวถังมักจะเป็นรูปทรงกระบอกที่มีเส้นผ่าศูนย์กลางและมีความสูงประมาณ 1 ถึง 2.5 เซนติเมตร ด้านหน้าทำเป็นช่องเปิดมีตะแกรงติดอยู่เพื่อให้คลื่นอัลตราโซนิคเข้ามาหรือออกจากช่องเปิดได้โดยสะดวก ถ้าตัวถังทำมาจากโลหะก็ควรต่อตัวถังลงกราวด์เพื่อทำหน้าที่ชิลด์ สำหรับบางยี่ห้อเขาจะต่อขาหนึ่งติดกับตัวถังมาให้เลย เมื่อพลิดดูขาสอง ขาที่ไหลออกมาจากตัวถังจะเห็นมีขาหนึ่งติดกับตัวถัง

เมื่อมีสัญญาณแรงดันมาต่อคร่อมขั้วทั้งสองของชั้นสารเซรามิกดังรูปที่ 2.18 จะทำให้ชั้นสารโค้งงอมากหรือน้อยหรือในทิศทางใดตามขนาดและทิศทางการเปลี่ยนแปลงขนาดของสัญญาณนั้น ๆ ทำให้เกิดการกดอัดอากาศโดยรอบเกิดเป็นคลื่นเสียงที่มีความถี่เดียวกับสัญญาณนั้นออกไป โดยทั่ว ๆ ไปกำลังเอาท์พุทที่ออกมาจะตกประมาณ สิบเปอร์เซ็นต์ ของกำลังไฟฟ้าที่ป้อนเข้าไป แต่กำลังเอาท์พุทจะสูงสุดที่ค่าประมาณนี้ต่อเมื่อความถี่ของสัญญาณตรงกับความถี่เร

โซแนนซ์ซึ่งเป็นความถี่ทางกลตามธรรมชาติของชิ้นสารเซรามิกนั้น ๆ ส่วนที่ความถี่อื่น ๆ กำลังเอาต์พุทจะลดลงกว่านี้มาก

ในการทำงานกลับกันเมื่อมีคลื่นเสียงที่มีความถี่ตรงกับความถี่เรโซแนนซ์ของชิ้นสารเซรามิกเข้ามาจะทำให้ชิ้นสารโก่งงอไปมาและเกิดสัญญาณแรงดันซึ่งมีขนาดเล็กลงขึ้นมารวมหัวทั้งสองของตัวมันเองได้ คุณสมบัติโดยทั่วไปของอัลตราโซนิคทรานสดิวเซอร์แบบเปียโซอิเล็กทริกก็คือมีค่าความต้านทานไฟตรงสูงมาก เรียกว่าถ้าเอาอัลติมิเตอร์ธรรมดาตามาตั้งสเกลวัดค่าความต้านทานสูง ๆ เข็มจะไม่กระดิกเลย แต่ในขณะที่มันทำงานความต้านทานทางด้านไฟสลับจะลดลง

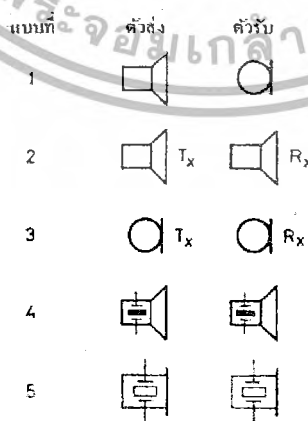
2.6.5 การทำงานของทรานสดิวเซอร์ตัวส่งตัวรับ

ตัวส่งและตัวรับ

ทรานสดิวเซอร์แบบเปียโซอิเล็กทริกที่ใช้สารเซรามิก (หรือที่ผู้ผลิตบางรายเรียกว่าอัลตราโซนิคทรานสดิวเซอร์แบบเซรามิก) จะมีอยู่ สอง อย่าง คือ ตัวส่ง และ ตัวรับ

ตัวส่งคือ อัลตราโซนิคทรานสดิวเซอร์ที่ถูกออกแบบเจาะจงมาให้แปลงสัญญาณไฟฟ้าที่ให้แก่วัสดุ ให้ออกมาเป็นคลื่นเสียงย่านอัลตราโซนิค หน้าที่ของตัวส่งจึงคล้าย ๆ กับเป็นลำโพง

ตัวรับ คือ อัลตราโซนิคทรานสดิวเซอร์ที่ถูกออกแบบเจาะจงมาให้แปลงคลื่นเสียงย่านอัลตราโซนิคที่มาตกกระทบตัวมัน ให้ออกมาเป็นสัญญาณไฟฟ้า หน้าที่ของตัวรับจึงคล้าย ๆ กับเป็นไมโครโฟน ด้วยเหตุนี้เวลาเขียนสัญลักษณ์ของอัลตราโซนิคทรานสดิวเซอร์จึงนิยมเขียนตามหน้าที่ของมันคือถ้าเป็นตัวส่งก็เขียนสัญลักษณ์เป็นลำโพง ถ้าเป็นตัวรับก็เขียนสัญลักษณ์เป็นไมโครโฟน ดังรูป



รูปที่ 2.19 แสดงตัวอย่างการเขียนสัญลักษณ์ของอัลตราโซนิคทรานสดิวเซอร์แบบต่าง ๆ

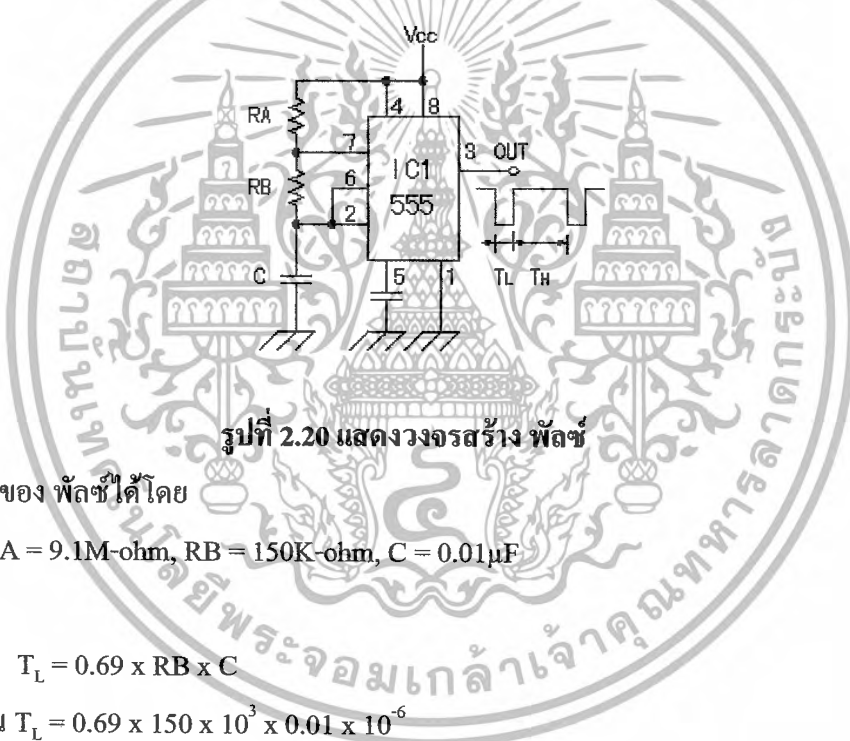
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

อัลตราโซนิคทรานสดิวเซอร์แบบเซรามิกที่มีจำหน่ายกันจะมีค่าความถี่เรโซแนนซ์ให้เลือกตั้งแต่ 23 กิโลเฮิร์ตซ์ไปจนถึง 40 กิโลเฮิร์ตซ์ แต่ที่พบเห็นกันบ่อยก็มี 23 กิโลเฮิร์ตซ์, 25 กิโลเฮิร์ตซ์ และ 40 กิโลเฮิร์ตซ์ โดยความถี่ 40 กิโลเฮิร์ตซ์เป็นรุ่นที่นิยมใช้กันมากที่สุดเพราะมีทิศทางดีกว่า

2.6.6 หลักการทำงานของวงจรอัลตราโซนิค

ภาคส่ง

ใช้ไอซี ห้าห้าห้า (555) ทำหน้าที่สร้างพัลส์(Pulse) โดยใช้ ไอซี ห้าห้าห้าเป็นตัวสร้างความถี่ขึ้นมาเพื่อส่งสัญญาณออกไปผ่านอินเวอร์เตอร์กลับสัญญาณจ่ายให้ ไอซีตัวที่สองซึ่งเป็น ไอซีห้าห้าห้าเหมือนกันสร้างสัญญาณความถี่พัลส์ 40 กิโลเฮิร์ตซ์ ต่อไป



รูปที่ 2.20 แสดงวงจรสร้าง พัลส์

หาความกว้างของ พัลส์ได้โดย

กำหนดให้ $RA = 9.1M\text{-ohm}$, $RB = 150K\text{-ohm}$, $C = 0.01\mu\text{F}$

หา T_L

$$\text{สูตร } T_L = 0.69 \times RB \times C$$

$$\text{ดังนั้น } T_L = 0.69 \times 150 \times 10^3 \times 0.01 \times 10^{-6}$$

$$\text{จะได้ } T_L = 1.035 \times 10^{-3}$$

$$\text{ประมาณ } T_L = 1 \times 10^{-3}$$

หา T_H

$$\text{สูตร } T_H = 0.69 \times (RA + RB) \times C$$

$$\text{ดังนั้น } T_H = 0.69 \times (9.1 \times 10^6 + 150 \times 10^3) \times 0.01 \times 10^{-6}$$

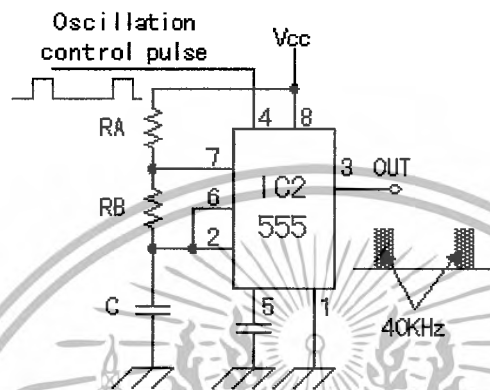
$$\text{จะได้ } T_H = 63.825 \times 10^{-3}$$

$$\text{ประมาณ } T_H = 64 \times 10^{-3}$$

$$\text{หาค่าเวลา(T) เท่ากับ } T_L + T_H \text{ เท่ากับ } 65 \times 10^{-3}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ไอซีตัวนี้ทำหน้าที่สร้างสัญญาณความถี่พัลส์ประมาณ 40 กิโลเฮิร์ตซ์ ที่ตรงกับความถี่เรโซแนนซ์ของตัวชิ้นสารเซรามิกของทรานสดิวเซอร์ โดยจะสร้างสัญญาณความถี่พัลส์ ออกมา 46 กิโลเฮิร์ตซ์ ก่อนในทางปฏิบัติจะให้ความต้านทานแบบปรับค่า (RB) ให้ได้เป็นความถี่พัลส์ 40 กิโลเฮิร์ตซ์



รูปที่ 2.21 แสดงวงจรสร้าง พัลส์ 40 กิโลเฮิร์ตซ์

หาความกว้างของ พัลส์ได้โดย

กำหนดให้ $RA = 1.5K\text{-ohm}$, $RB = 15K\text{-ohm}$, $C = 1000pF$

หา T_L

$$\text{สูตร } T_L = 0.69 \times RB \times C$$

$$\text{ดังนั้น } T_L = 0.69 \times 15 \times 10^3 \times 1000 \times 10^{-12}$$

$$\text{จะได้ } T_L = 10.35 \times 10^{-6}$$

$$\text{ประมาณ } T_L = 10 \times 10^{-6}$$

หา T_H

$$\text{สูตร } T_H = 0.69 \times (RA + RB) \times C$$

$$\text{ดังนั้น } T_H = 0.69 \times (1.5 \times 10^3 + 15 \times 10^3) \times 1000 \times 10^{-12}$$

$$\text{จะได้ } T_H = 11.39 \times 10^{-6}$$

$$\text{ประมาณ } T_H = 11 \times 10^{-6}$$

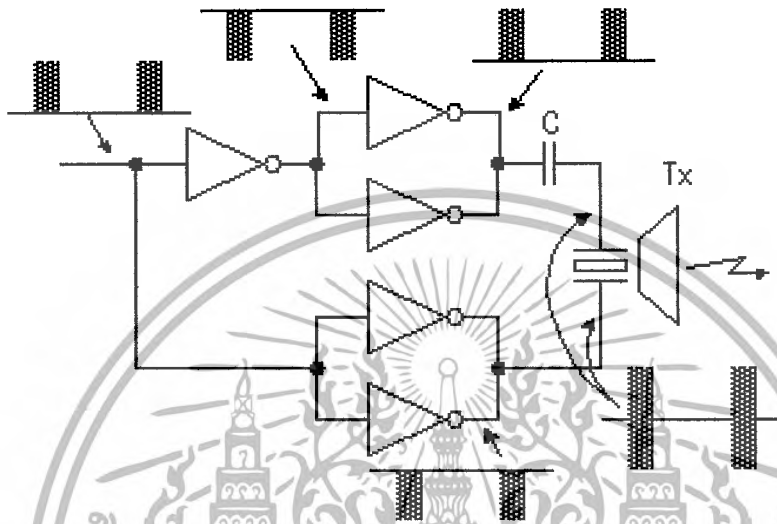
หาค่าเวลา(T) เท่ากับ $T_L + T_H$ เท่ากับ $(10.36 + 11.39) \times 10^{-6}$ เท่ากับ 21.75×10^{-6}

จะได้ค่าความถี่ ($F=1/T$) เท่ากับ 45.97×10^3 กิโลเฮิร์ตซ์

จะได้ค่าความถี่(F) ประมาณ 46×10^3 กิโลเฮิร์ตซ์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

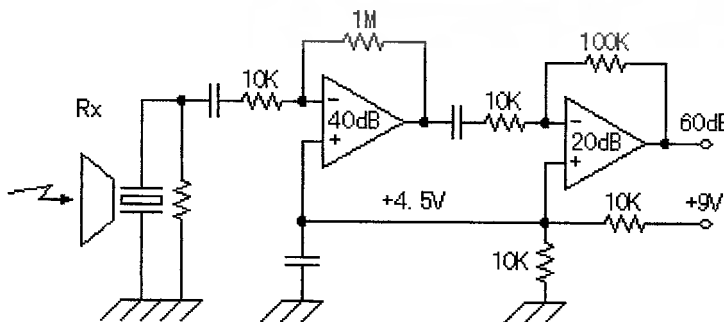
จากนั้นนำสัญญาณที่ความถี่พัลส์ 40 กิโลเฮิร์ตซ์ ของไอซีตัวที่สองไปเข้า ไอซีตัวที่สามทำหน้าที่กลับเฟสและขยายสัญญาณให้แรงขึ้นและ ต่อกับตัวส่งอัลตราโซนิกส่งเป็นคลื่นเสียงผสมกับคลื่นพาหะในอากาศสะท้อนกับวัตถุแล้วสะท้อนกลับมายังภาครับต่อไป



รูปที่ 2.22 วงจรขยายสัญญาณของคลื่นเสียงอัลตราโซนิก

ภาครับ

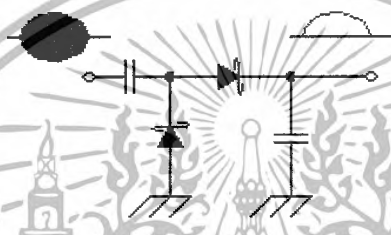
อัลตราโซนิกตัวรับ จะแปลงคลื่นเสียงย่านอัลตราโซนิกโดยเมื่ออัลตราโซนิกทรานสดิวเซอร์ ได้รับคลื่นอัลตราโซนิกเป็นขนาดมิลลิโวลต์ ซึ่งไม่สามารถที่จะนำไปใช้งานได้จึงจำเป็นต้องขยายโดยใช้ไอซีตัวที่สี่ขยายสัญญาณแบ่งเป็นสองช่วงคือช่วงแรกขยาย 100 เท่าหรือ $20\log(100)$ เท่ากับ 40 เดซิเบล และช่วงสองขยาย 10 เท่าหรือ $20\log(10)$ เท่ากับ 20 เดซิเบลรวมเป็น 60 เดซิเบล หรือ 1000 เท่า ดังรูป



รูปที่ 2.23 แสดงวงจรขยายสัญญาณ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

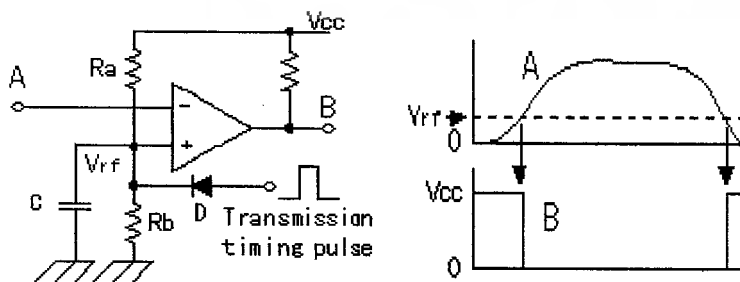
นำสัญญาณเอาต์พุตของ ไอซีตัวที่สี่ที่คลื่นเสียงย่านอัลตรา โซนิคปนอยู่กับคลื่นพาหะซึ่งมี ทั้งซิกบวกและซิกลบ มากรองสัญญาณพาหะทิ้งไปให้เหลือเฉพาะซิกบวก ก็คือกำจัดสัญญาณที่ไม่ ต้องการทิ้ง โดยมี คาปาซิเตอร์และไดโอดต่อร่วมกันดังรูป เมื่อสัญญาณคลื่นเสียงอัลตรา โซนิคที่ รวมอยู่กับคลื่นพาหะทั้งซิกบวกและซิกลบผ่าน คาปาซิเตอร์จะทำการตรวจสอบแรงดันคิซี ให้ ตรงกับระดับของสัญญาณที่ได้รับและผ่านไดโอด (Shottky Barrier Diodes) ขอมให้เหลือเฉพาะ สัญญาณซิกบวกผ่านและผ่านคาปาซิเตอร์อีกทีหนึ่งเพื่อกรองสัญญาณรบกวนออกไปให้หมด ดัง รูป



รูปที่ 2.24 แสดงสัญญาณที่รับเข้ามา

จากนั้นนำเอาสัญญาณซิกบวกคือจุดเอ(A)เข้าขาลบออปแอมป์ซึ่งเป็น วงจรเปรียบเทียบ สัญญาณ ในกรณีที่ไม่มีการป้อนกลับแบบลบ (Negative Feedback) ที่แรงดันอินพุตน้อย เอาต์พุต จะมีค่ามากที่สุดโดยทั่วไป การเปรียบเทียบคือ ที่จุดเอขาลบออปแอมป์ เทียบกับแรงดันอ้างอิง(Vrf) ขาบวกออปแอมป์ ในกราฟข้างล่างจะเห็นว่า แรงดันอ้างอิงขาบวก มากกว่าจุดเอขาลบ เอาต์พุตจะมีค่ามากที่สุดเท่ากับแหล่งจ่าย(Vcc)คือจุดบี (B)และในจังหวะที่แรงดันอ้างอิงขาบวก มีค่าน้อยกว่าจุด เอขาลบเอาต์พุตจะเป็นศูนย์ดังรูป

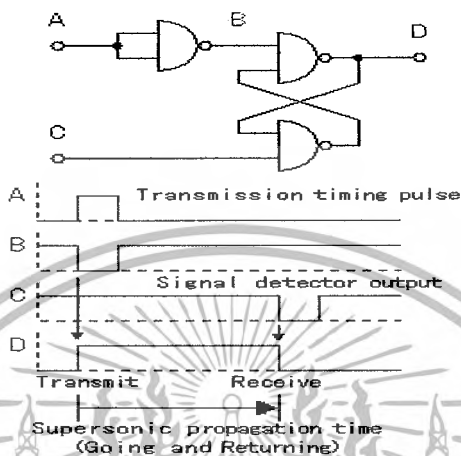
สูตรหา แรงดันอ้างอิง คือ $V_{rf} = (R_b * V_{cc}) / (R_a + R_b)$



รูปที่ 2.25 แสดงการเปรียบเทียบสัญญาณ

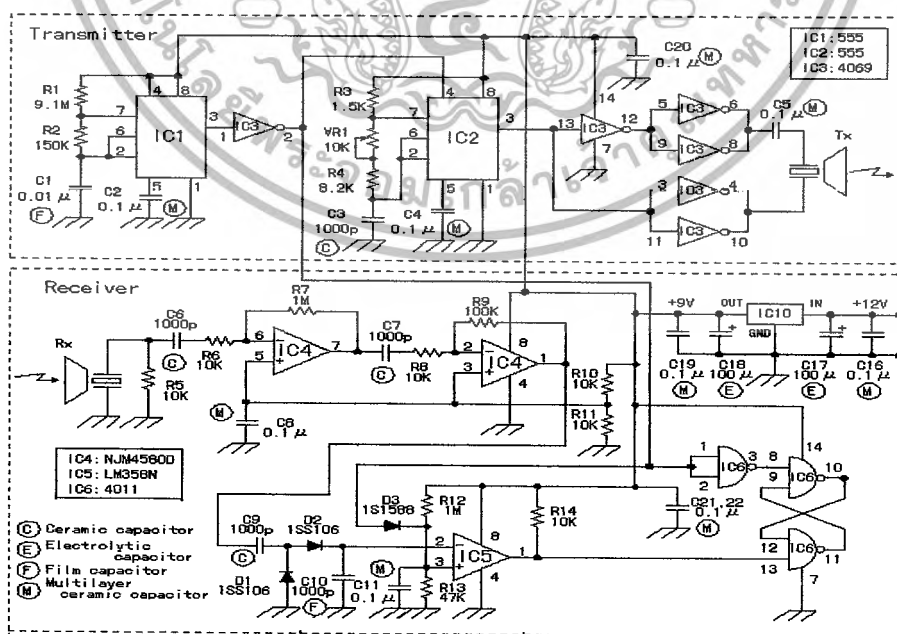
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สัญญาณเอาต์พุตจากจุดบี ของวงจรเปรียบเทียบกับสัญญาณเข้าจุดซีของวงจรเอสอาร์ฟลิปฟลอป(SR Flip-Flop)แลจูดเอ มาจากขาสองของไอซีตัวที่สามนำมาเปรียบเทียบกับรูปร่างต่าง จะได้สัญญาณเอาต์พุตที่เปลี่ยนแปลงตามค่าเวลาระยะการส่งและรับของตัวส่งตัวรับ



รูปที่ 2.26 แสดงวงจร เอสอาร์ฟลิปฟลอปและสัญญาณเอาต์พุต

2.6.7 วงจรภาคส่งและ ภากรับ



รูปที่ 2.27 แสดงวงจรภาคส่งและภากรับ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับใช้เพื่อการเรียนการสอนเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.6.8 ข้อควรรู้ในการใช้งานตัวส่งและตัวรับอัลตราโซนิก

เนื่องจากรายละเอียดต่าง ๆ ของอัลตราโซนิกทรานสดิวเซอร์หาได้ยาก ดังนั้นจึงสามารถที่จะสรุปสิ่งที่ควรรู้ในขั้นต้นของอุปกรณ์อัลตราโซนิกทรานสดิวเซอร์เพื่อเป็นแนวทางในการใช้งานดังนี้

ไม่ควรให้ตัวทรานสดิวเซอร์ได้รับการกระทบหรือตกจากที่สูง เพื่อป้องกันโครงสร้างภายในมิให้เสียหาย

ทรานสดิวเซอร์ที่มีขายกันโดยทั่วไปจะทนแรงดันตกคร่อมตัวมันสูงสุดได้ไม่เกินกว่า ยี่สิบแรงดันที่ใช้งาน (V_{rms}) ดังนั้นขนาดของสัญญาณที่จะป้อนให้กับทรานสดิวเซอร์ก็ควรจะอยู่ภายในขีดจำกัด

ความถี่เรโซแนนซ์ (ความถี่ที่ตัวมันทำงานได้อย่างมีประสิทธิภาพสูงสุด) ของทรานสดิวเซอร์ 40 กิโลเฮิร์ตซ์ ที่มีขายกันโดยทั่วไปจะผิดพลาดไปไม่เกินบวกลบหนึ่ง กิโลเฮิร์ตซ์ และมีแถบความถี่ (Bandwidth) ประมาณ 4.5 กิโลเฮิร์ตซ์สำหรับตัวส่ง และมีแถบความถี่ประมาณ 5.0 กิโลเฮิร์ตซ์ สำหรับตัวรับ จะเห็นได้ว่าแถบความถี่ของตัวรับจะกว้างกว่าของตัวส่งอยู่เล็กน้อย เพื่อให้แน่ใจว่าตัวรับจะสามารถรับความถี่ทั้งหมดที่ออกมาจากตัวส่งได้

อุณหภูมิใช้งานของตัวทรานสดิวเซอร์ควรอยู่ในช่วง บวก 20 ถึง ลบ 60 องศาเซลเซียส ทั้งตัวส่งและตัวรับจะมีทิศทางคล้ายคลึงกันมากกล่าวคือ ที่ตำแหน่งเบนจากแนวแกนของตัวส่งไปประมาณ 30 องศา ความแรงของคลื่นเสียงที่ถูกส่งออกไปจะลดลงจากแนวแกนประมาณ 10 เดซิเบล ในทำนองเดียวกันถ้าคลื่นเสียงพุ่งเข้ามาในแนวที่เบี่ยงเบนไปจากแนวแกนของตัวรับไปประมาณ 30 องศา ความไวหรือขนาดแรงดันที่ออกมาก็ลดลงไปประมาณ 10 เดซิเบล ด้วยเช่นกัน ดังนั้นในการใช้งานที่เป็นการควบคุมระยะไกลในที่โล่งแจ้งจึงควรพยายามให้ทั้งตัวรับและตัวส่งอยู่ในแนวที่พุ่งตรงเข้าหากันให้มากที่สุด อย่างไรก็ตามในกรณีที่อยู่ในห้องอาจจะเบี่ยงเบนจากกันได้มากหน่อย เพราะคลื่นเสียงอัลตราโซนิกสามารถสะท้อนกับกำแพง พื้น และวัตถุที่อยู่ในห้อง ทำให้คลื่นเสียงเข้าไปหาตัวรับได้หลายทาง

ในกรณีที่ใช้งานตัวรับจะต้องมีตัวต้านทานต่อขานานกับตัวรับเพื่อทำหน้าที่เป็น โหลด ตามปกติแล้วตัวต้านทานตัวนี้ควรมีค่าอยู่ในช่วงจาก 10 ถึง 100 กิโลวัตต์ จากการทดลองพบว่าถ้าเปลี่ยนโหลดจาก 100 กิโลวัตต์มาเป็น 10 กิโลวัตต์ ความไวจะลดลงประมาณ 10 ถึง 20 เดซิเบล แต่แถบความถี่จะกว้างขึ้น ถ้าใช้ค่าความต้านทานต่ำลงไปอีก ความถี่เรโซแนนซ์จะลดลงไปจากที่ระบุไว้ ถ้าการใช้งานมีสัญญาณรบกวนมากควรใช้โหลดที่มีความต้านทานสูงสักหน่อย เพื่อให้ตัวส่งมีความไวสูงและมีแถบความถี่แคบ

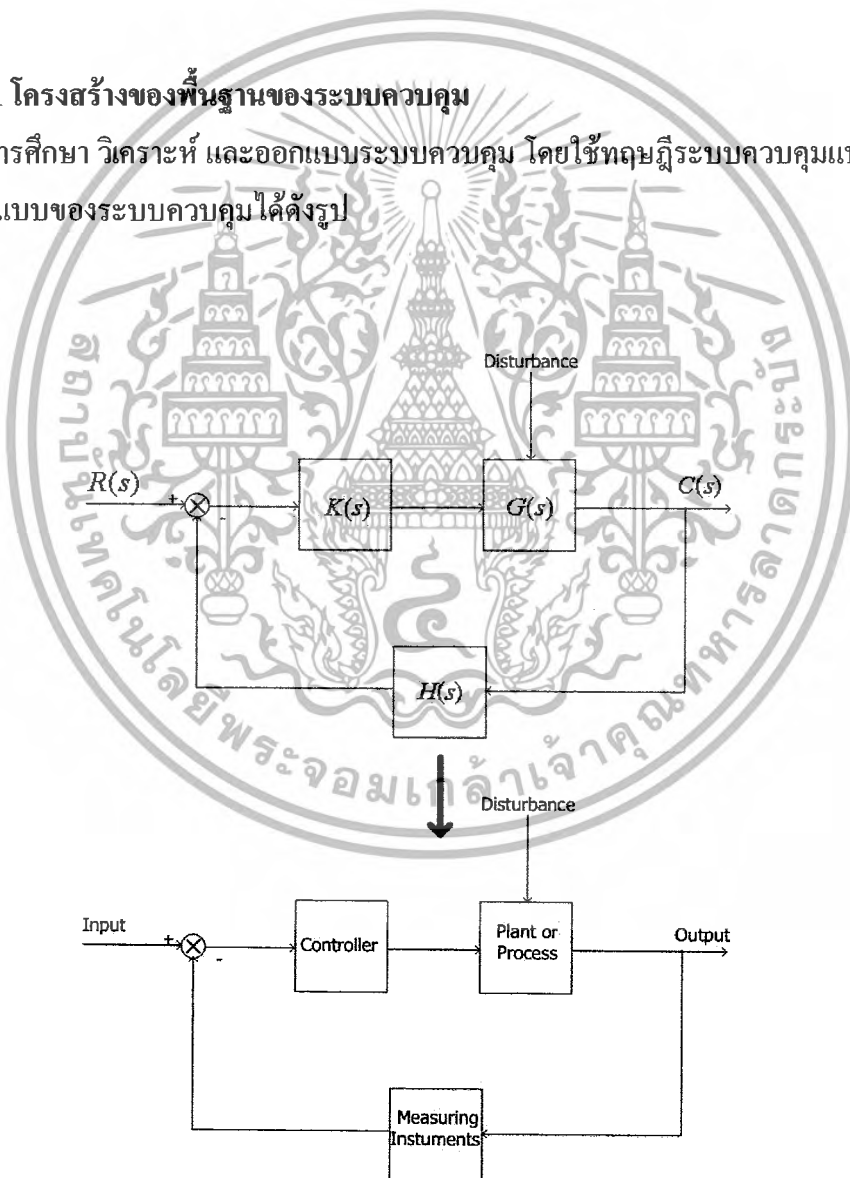
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.7 ระบบควบคุม (Control Systems)

ระบบควบคุมแบบสมัยใหม่นั้นใช้กับระบบที่มีหนึ่งสัญญาณด้านเข้าหนึ่งสัญญาณด้านออกได้ แต่จะมีประสิทธิภาพในการใช้งานกับระบบที่มีหลายสัญญาณด้านเข้า หลายสัญญาณด้านออกมากกว่า โดยจะใช้คณิตศาสตร์เรื่องสมการอนุพันธ์, เวกเตอร์ (Vector) และเมทริก (Matrix) วิเคราะห์และออกแบบระบบ โดยใช้ตัวแปรสถานะ (State Variables) เพื่อศึกษาและพิจารณาเกี่ยวกับความสามารถในการตรวจสอบ หรือสังเกตสถานะของระบบที่ถูกควบคุม และความสามารถในการควบคุมได้

2.7.1 โครงสร้างของพื้นฐานของระบบควบคุม

ในการศึกษา วิเคราะห์ และออกแบบระบบควบคุม โดยใช้ทฤษฎีระบบควบคุมแบบดั้งเดิมนั้น จะจัดรูปแบบของระบบควบคุมได้ดังรูป

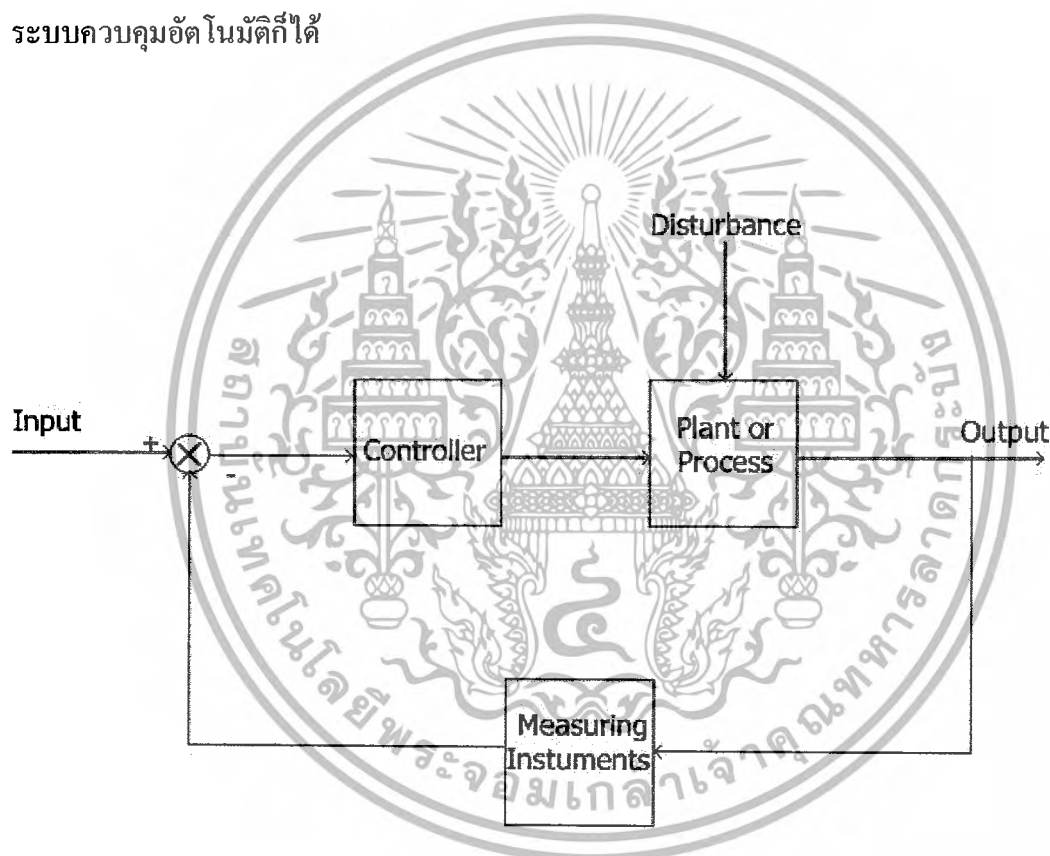


รูปที่ 2.28 แสดงโครงสร้างของระบบควบคุม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.7.2 ระบบควบคุมป้อนกลับ (Feedback Control System)

ระบบควบคุมป้อนกลับหมายถึงระบบควบคุมที่ต้องการควบคุมให้สัญญาณด้านออกหรือผลตอบสนองของระบบมีค่าตามที่ต้องการ โดยการนำเอาสัญญาณด้านออกป้อนกลับมาเปรียบเทียบกับสัญญาณด้านเข้า ซึ่งการป้อนกลับนี้จะต้องเป็นการป้อนกลับแบบลบ (Negative Feedback) จากนั้นนำค่าความแตกต่างระหว่างด้านเข้ากับด้านออกส่งต่อไปยังส่วนสร้างสัญญาณของตัวควบคุม เพื่อสร้างสัญญาณควบคุมที่เหมาะสมที่จะทำให้สัญญาณด้านออกของระบบที่ถูกควบคุมมีค่าตามต้องการ ระบบควบคุมป้อนกลับนี้อาจเรียกอีกอย่างหนึ่งว่า ระบบควบคุมแบบลูปปิด หรือระบบควบคุมอัตโนมัติก็ได้



รูปที่ 2.29 แสดงรูปแบบของระบบควบคุมแบบป้อนกลับ

2.7.3 คุณสมบัติของการควบคุมแบบป้อนกลับ (Characteristics of Feedback)

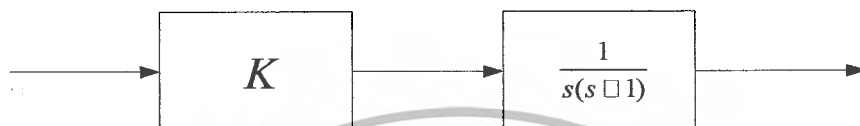
1. การควบคุมแบบป้อนกลับสามารถทำให้ระบบเกิดเสถียรภาพได้
2. การควบคุมแบบป้อนกลับยังสามารถทำให้สมรรถนะในช่วงทรานเซียนของระบบดีขึ้น
3. สามารถลดหรือกำจัดค่าผิดพลาดในสภาวะคงตัวได้
4. สามารถกำจัดสัญญาณรบกวนได้
5. สามารถลดความไวของระบบต่อการเปลี่ยนแปลงของพารามิเตอร์ได้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สมมุติถ้าระบบใดๆมีฟังก์ชันถ่ายโอนดังนี้

$$Y(s) = \frac{1}{s(s+1)}$$

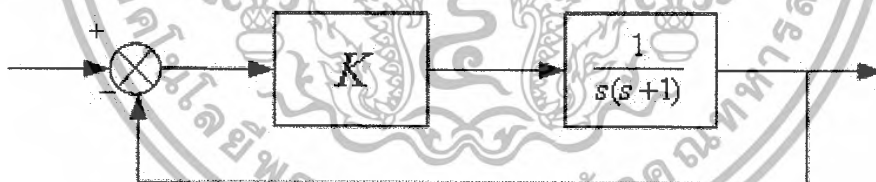
เมื่อทำการควบคุมระบบดังกล่าวด้วยวิธีแบบลูปเปิด



รูปที่ 2.30 การควบคุมแบบลูปเปิด

$$T(s) = \frac{K}{s(s+1)}$$

พบว่าระบบจะไม่เสถียร ไม่สามารถควบคุมได้ เนื่องจากเทอมอินทิกรัล ($j\omega$) จากนั้น เมื่อใช้หลักการของการควบคุมแบบป้อนกลับ



รูปที่ 2.31 การควบคุมแบบลูปปิด

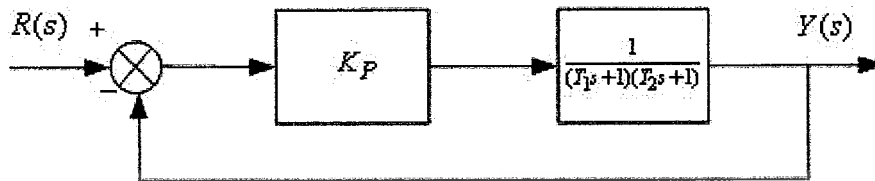
$$T(s) = \frac{\frac{K}{s(s+1)}}{1 + \frac{K}{s(s+1)}} = \frac{K}{s^2 + s + K}$$

จะเห็นได้ว่า เมื่อ $K > 0$ ระบบจะเสถียรภาพ

จะเห็นได้ว่าหลักการควบคุมแบบป้อนกลับจะทำให้ระบบที่ไม่เสถียรสามารถเสถียรภาพได้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.7.4 คุณลักษณะของระบบเมื่อควบคุมด้วยตัวควบคุมชนิดพี (P-controller)



รูปที่ 2.32 การควบคุมแบบลูปปิด กรณีใช้ตัวควบคุมชนิดพี

จากรูปที่ 2.31 สมการคุณลักษณะ คือ

$$f(s) = (T_1s + 1)(T_2s + 1) + K$$

เมื่อป้อนสัญญาณด้านเข้าเป็นแบบสัญญาณแบบขั้นบันได

$$R(s) = \frac{1}{s}$$

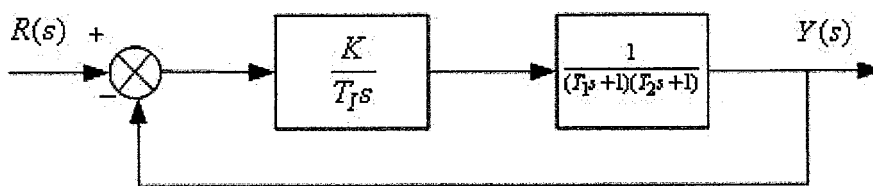
จากนั้นพิจารณาค่าผิดพลาดในสถานะคงตัวของระบบกรณีใช้ตัวควบคุมชนิดพี
ค่าผิดพลาดในสถานะคงตัว (Steady state error)

$$\begin{aligned} e_{ss} &= \lim_{s \rightarrow 0} s \frac{1}{1 + \frac{k}{(T_1s + 1)(T_2s + 1)}} \frac{1}{s} \\ &= \frac{1}{1 + k} \end{aligned}$$

พบว่า ถ้าให้ค่า k มีค่าสูงๆ จะสามารถทำให้ค่าผิดพลาดในสถานะคงตัวมีค่าน้อยๆ ได้แต่จะไม่เป็นศูนย์ เพราะในทางปฏิบัติไม่สามารถสร้างอัตราขยายที่มีค่ามากๆ ได้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.7.5 คุณสมบัติของระบบเมื่อควบคุมด้วยตัวควบคุมชนิดไอ (I-controller)



รูปที่ 2.33 แสดงการควบคุมแบบรูปปิด กรณีใช้ตัวควบคุมชนิดไอ

จากรูปที่ 2.32 สมการคุณลักษณะ คือ

$$f(s) = T_I s(T_I s + 1)(T_2 s + 1) + k$$

เมื่อป้อนสัญญาณด้านเข้าเป็นสัญญาณแบบขั้นบันได

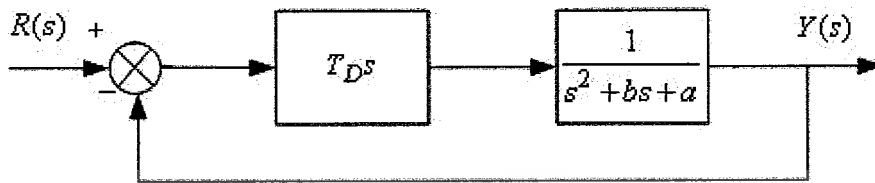
$$R(s) = \frac{1}{s}$$

จากนั้นพิจารณาค่าผิดพลาดในสถานะคงตัวของระบบกรณีใช้ตัวควบคุมชนิดไอ ค่าผิดพลาดในสถานะคงตัว

$$\begin{aligned} e_{ss} &= \lim_{s \rightarrow 0} s \frac{1}{1 + \frac{k}{T_I s(T_I s + 1)(T_2 s + 1)}} \\ &= \lim_{s \rightarrow 0} \frac{T_I s(T_I s + 1)(T_2 s + 1)}{T_I s(T_I s + 1)(T_2 s + 1) + k} \\ &= 0 \end{aligned}$$

ค่าผิดพลาดในสถานะคงตัวของระบบต่อสัญญาณด้านเข้าจะมีค่าเป็นศูนย์จึงกล่าวได้ว่า ตัวควบคุมแบบตัวควบคุมชนิดไอทำให้ค่าผิดพลาดในสถานะคงตัวลดลง

2.7.6 คุณลักษณะของระบบเมื่อควบคุมด้วยตัวควบคุมชนิดดี (D-controller)



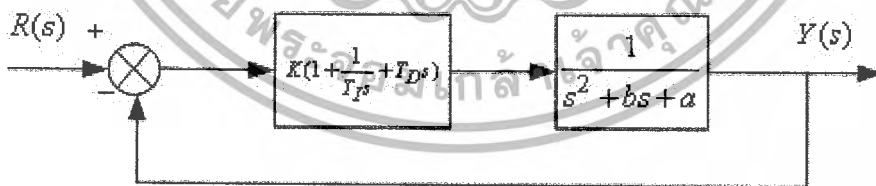
รูปที่ 2.34 การควบคุมแบบลูปปิด กรณีใช้ตัวควบคุมชนิดดี

จากรูปที่ 2.33 ฟังก์ชันถ่ายโอนของระบบควบคุมแบบลูปปิด คือ

$$G(s) = \frac{\frac{T_D s}{s^2 + bs + a}}{1 + \frac{T_D s}{s^2 + bs + a}} = \frac{T_D s}{s^2 + (b + T_D)s + a}$$

จะเห็นว่าตัวควบคุมชนิดดีจะทำให้สัมประสิทธิ์ของเทอม s มีค่าเพิ่มขึ้น นั่นหมายถึงทำให้อัตราการหน่วงมีค่ามากขึ้นส่งผลให้ Maximum Overshoot มีค่าลดลงหรือหมดไป

2.7.7 คุณลักษณะของระบบเมื่อควบคุมด้วยตัวควบคุมชนิดพีไอดี (PID-controller)



รูปที่ 2.35 การควบคุมแบบลูปปิด กรณีใช้ตัวควบคุมชนิดพีไอดี

สมมุติระบบใดๆมีฟังก์ชันถ่ายโอนดังนี้

$$C(s) = \frac{1}{(s+1)(5s+1)}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ฟังก์ชันถ่ายโอนของระบบควบคุมแบบป้อนคือ

$$\begin{aligned}
 G(s) &= \frac{K(1 + \frac{1}{T_I}s + T_Ds)}{1 + K(1 + \frac{1}{T_I}s + T_Ds)} \frac{1}{5s^2 + 6s + 1} \\
 &= \frac{K(s + \frac{1}{T_I} + T_Ds^2)}{5s^3 + 6s^2 + s + Ks + \frac{K}{T_I} + KT_Ds^2} \\
 &= \frac{K(s + \frac{1}{T_I} + T_Ds^2)}{5s^3 + (6 + KT_D)s^2 + (1 + K)s + \frac{K}{T_I}}
 \end{aligned}$$

จะเห็นว่าเมื่อใส่ตัวควบคุมชนิดพีไอดีให้กับระบบ จะทำให้สัมประสิทธิ์ของเทอม s มีค่าเพิ่มขึ้น ซึ่งทำให้อัตราการหน่วงมีค่ามากขึ้นส่งผลให้ Maximum Overshoot มีค่าลดลงหรือหมดไป ค่าผิดพลาดในสภาวะคงตัวของระบบต่อสัญญาณด้านเข้ามีค่าลดลง

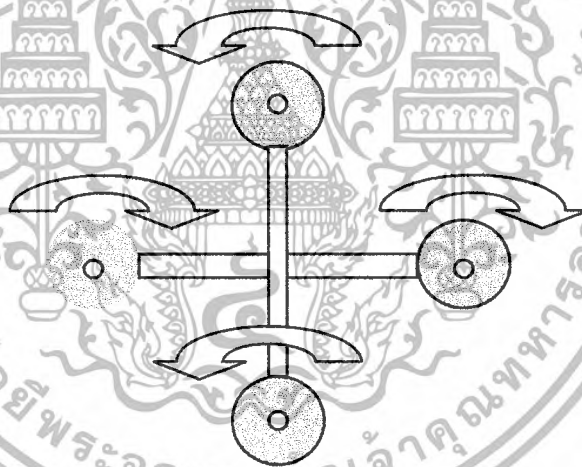
บทที่ 3

การออกแบบและการสร้าง

3.1 หลักการออกแบบชุดอากาศยานจำลอง

จากความรู้ในเรื่องทฤษฎีการบินของเฮลิคอปเตอร์และทฤษฎีที่แรงของการบิน จึงได้นำ มา ออกแบบอากาศยานขนาดเล็กที่มีปัจจัยที่สำคัญที่ใช้การออกแบบคือ แรงปฏิกิริยา เพราะเมื่อใบพัดหลักหมุนจะทำให้มีแรงยก และแรงปฏิกิริยาเกิดขึ้นพร้อมกันทำให้เกิดการหมุนของลำตัวเฮลิคอปเตอร์เป็นสาเหตุที่ทำให้ไม่สามารถรักษาเสถียรภาพได้

ในการออกแบบได้แก้ปัญหานี้โดยการติดตั้งชุดใบพัดหลักสี่ชุด โดยไม่มีชุดใบพัดที่หางแต่ ใบพัดหลักสองชุดจะต้องเป็นใบที่กลับด้านการหมุน (Inverse Propeller) เพื่อที่แรงปฏิกิริยาจะได้หักล้างกันเองทำให้ไม่เกิดการหมุนของยานที่สร้างขึ้นดังแสดงตามรูปด้านล่าง โดยทิศทางลูกศรเป็น ทิศทางการหมุนของใบพัดหลัก



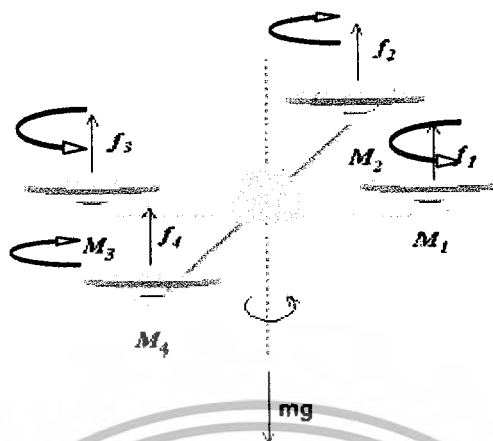
รูปที่ 3.1 แบบจำลอง

3.1.1 คุณสมบัติทางกลศาสตร์ชุดอากาศยานจำลอง

ในการออกแบบอากาศยาน ยังมีหลายใบพัดมากเท่าใดจะเกิดแรงจุดมากเท่านั้น ทำให้สามารถบรรทุกโหลดได้มากขึ้นตาม แต่อย่างไรในความเป็นจริงยังมีหลายใบพัดจะทำให้มี ผลกระทบของอากาศต่อระบบมากขึ้นตามไปด้วย

หลักการออกแบบอากาศยานที่ใช้สี่ใบพัดนี้ ไม่ต้องการการปรับมุมของใบพัด (Pitch) เหมือนเฮลิคอปเตอร์ที่จะต้องปรับมุมของใบพัดหลักในการเคลื่อนที่ไปในทิศทางต่างๆตามต้องการ ดังนั้น การออกแบบอากาศยานที่มีหลายใบพัดจะช่วยลดน้ำหนักตัวของมันเองได้มากกว่า

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปเผยแพร่ขึ้นด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.2 คุณสมบัติทางกลศาสตร์ของอากาศยานจำลอง

ในการเพิ่มหรือลดกำลังที่จ่ายให้กับเครื่องยนต์ทั้งสี่ตัวจะควบคุมได้ง่ายกว่าแบบเฮลิคอปเตอร์เพราะเป็นการควบคุมความเร็วรอบของเครื่องยนต์ทั้งสี่ตัวเท่านั้น จึงเกิดอาการที่เรียกว่าการม้วนด้านข้าง (Roll) ได้น้อยกว่าแบบเฮลิคอปเตอร์

ในขณะที่บินร่อนใกล้กับพื้นดินจะสูญเสียกำลังน้อย อันเนื่องจากผลกระทบของพื้นดินและขณะกำลังบินใกล้กับพื้นดินนั้น การควบคุมให้รักษาระดับการบินจะทำได้ยาก

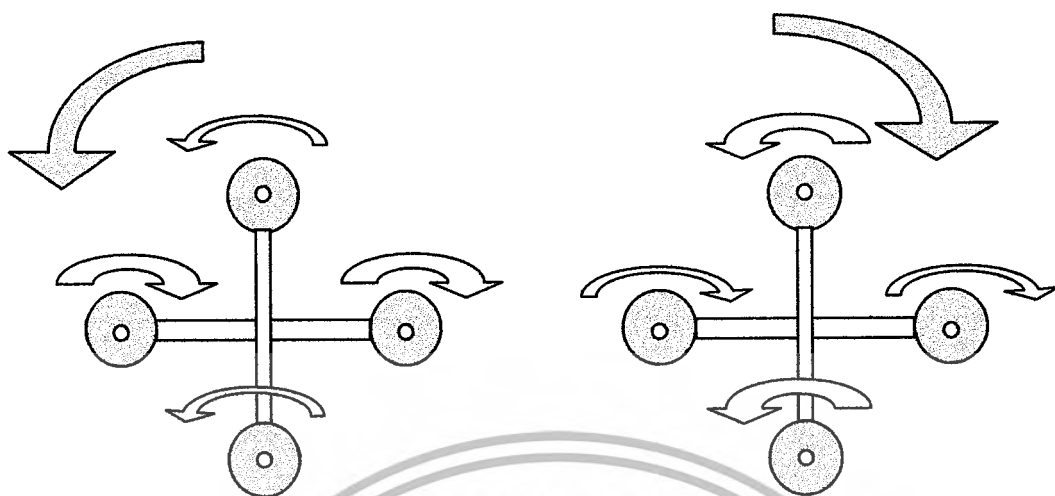
เมื่อนำคอนโทรลเลอร์ที่จ่ายเป็นสัญญาณพัลส์วิท โมดูเลชั่นมาควบคุมความเร็วเครื่องยนต์ จะไม่มีประสิทธิภาพเพียงพอ เพราะว่าเครื่องยนต์ตอบสนองช้ากว่าตัวคอนโทรลเลอร์ เมื่อความเร็วรอบของเครื่องยนต์เปลี่ยน จะทำให้แรงดูดจากใบพัดมีการเปลี่ยนแปลงอย่างทันทีซึ่งจะมีผลกระทบต่อระบบ

สำหรับเครื่องยนต์จะต้องเป็นรุ่นเดียวกันและมีรายละเอียดทางด้านเทคนิคเหมือนกันทุกประการเพื่อสะดวกในการควบคุม ในส่วนใบพัดนั้นสำคัญมาก โดยเฉพาะใบที่กลับด้านการหมุนนั้น ควรจะมีขนาดความยาวและมุมปะทะเหมือนกับใบพัดที่ไม่ได้กลับทางการหมุนเพราะถ้าหากมีขนาดความยาวและมุมปะทะไม่เท่ากันก็จะทำให้แรงปฏิกิริยาไม่หักล้างกันหมด เป็นเหตุให้เกิดการหมุนของลำตัวยานได้

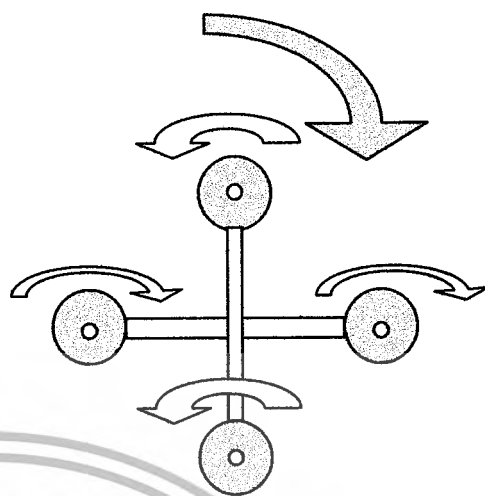
3.2 การควบคุมทิศทางการบิน

สำหรับการควบคุมทิศทางการบินนั้น ทำได้โดยการเพิ่มหรือลดความเร็วรอบเครื่องยนต์แต่ละตัวที่แสดงในรูปถัดไป ขนาดของลูกศรเป็นตัวบอกความเร็วในการหมุน โดยการควบคุมความเร็วรอบของเครื่องยนต์ และหัวลูกศรเป็นตัวบอกทิศทางการหมุนของใบพัด

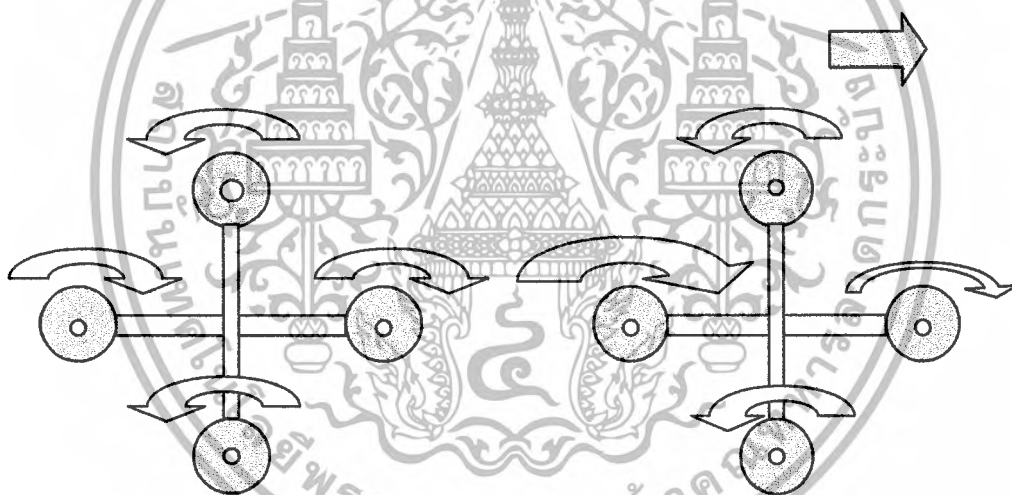
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.3 การเลี้ยวซ้าย



รูปที่ 3.4 การเลี้ยวขวา



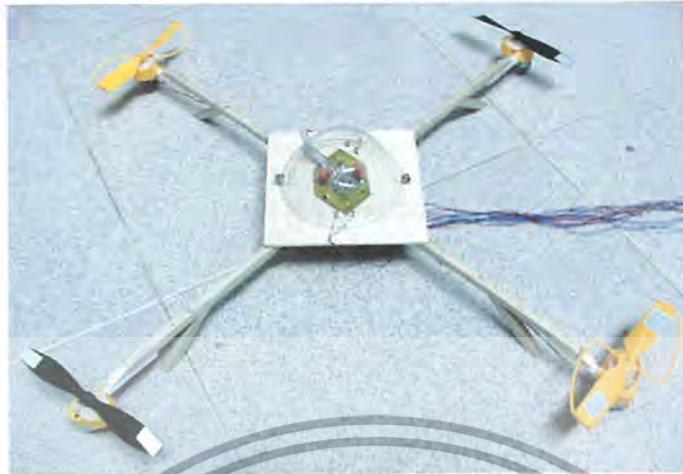
รูปที่ 3.5 การบินขึ้น

รูปที่ 3.6 เคลื่อนที่ไปด้านขวา

3.3 โครงสร้างและส่วนประกอบของชุดอากาศยานจำลอง

จากรูปแบบของอากาศยาน ที่ได้ออกแบบไว้ได้นำมาสร้างโดยมีแกนกลางที่วางประกบกันเป็นรูปเครื่องหมายบวก โดยที่แกนกลางทำจากไม้บัลซ่าที่มีขนาดเล็ก และมีน้ำหนักเบาที่มีความยาวจากปลายถึงปลายเท่ากับ 42 เซนติเมตร และมีความสูงจากพื้นถึงแกนเท่ากับ 3 เซนติเมตร ปลายทั้งสองด้านยึดด้วยดีซีมอเตอร์ติดชุดเกียร์และใบพัด ตรงกลางของแกนมีเซนเซอร์วัดมุมเอียงติดอยู่ที่ด้านบนและด้านล่างมีอัลตราโซนิกเซนเซอร์ติดอยู่

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.7 โครงสร้างและส่วนประกอบของอากาศยานจำลอง

3.3.1 มอเตอร์และใบพัด

จากรูปแบบของอากาศยานขนาดเล็กที่ได้ออกแบบนั้น จะอาศัยหลักการของแรงปฏิกิริยาที่เกิดจากการหมุนของใบพัดแต่ละคู่มาหักล้างกัน ทำให้ไม่เกิดการหมุนของลำตัว เป็นผลทำให้ตัวอากาศยานสามารถยกตัวขึ้น และสามารถรักษาระดับและทิศทางได้ โดยที่ไม่ร่วงตกลงไป

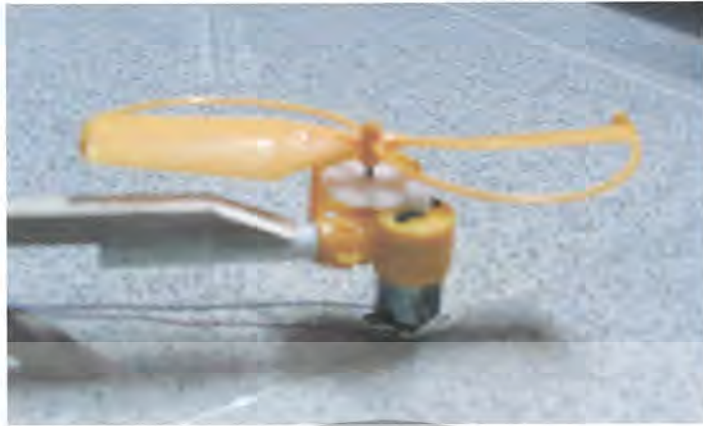
การเลือกขนาดและรุ่นของดีซีมอเตอร์และใบพัดนั้นมีความสำคัญมาก โดยที่ดีซีมอเตอร์นั้นควรเป็นรุ่นเดียวกันเพื่อที่จะทำให้การควบคุมง่ายและสะดวก ส่วนใบพัดแต่ละคู่จะต้องเป็นใบที่กลับด้านการหมุนกันและกัน และควรจะเป็นใบพัดที่มีขนาดและรายละเอียดทางเทคนิคเหมือนกัน

เนื่องจากไม่มีใบพัดที่มีคุณสมบัติตรงตามที่ต้องการขายในเมืองไทย ดังนั้นจึงได้ทำการตัดแปลงใบพัดที่มีขายมาใช้ในการทดลองแทน



รูปที่ 3.8 แสดงใบพัดที่ใช้ในการทดลอง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาค้นคว้า เสนอญาติให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

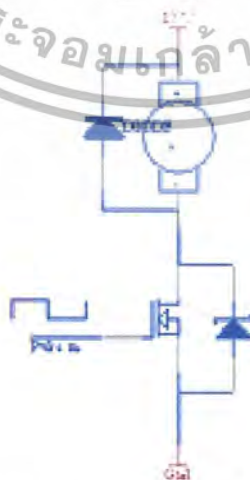


รูปที่ 3.9 แสดงการติดตั้งคัพซีมอเตอร์กับชุดเกียร์และใบพัด

3.3.2 วงจรขับมอเตอร์

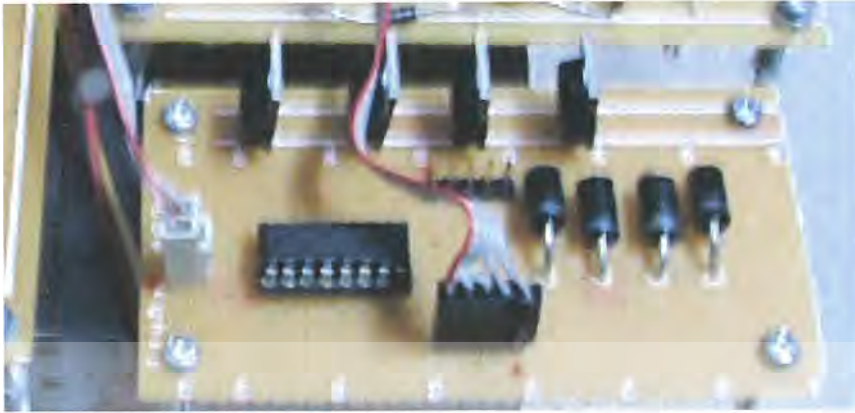
ในการควบคุมความเร็วรอบคัพซีมอเตอร์ จะใช้การควบคุมแรงดันเพื่อควบคุมความเร็วคงที่ โดยเทคนิคที่ใช้คือ การควบคุมความกว้างของพัลส์ ซึ่งเป็นการควบคุมโดยเปลี่ยนแปลงช่วงเวลาที่มีสัญญาณสวิทช์อิเล็กทรอนิกส์ เช่น ทรานซิสเตอร์, เพาเวอร์มอสเฟต, ไอจีบีที (IGBT) หรืออื่นๆ นั้น นำกระแส

ถ้ารับสัญญาณควบคุมจะมาจากคอมพิวเตอรืที่รับค่าจากเซนเซอร์เรียบร้อยแล้วส่งสัญญาณควบคุมมายังไมโครคอนโทรลเลอร์เพื่อสร้างเป็นสัญญาณพัลส์วิทโมดูลেশันไปขับคัพซีมอเตอร์ โดยที่ชุดขับคัพซีมอเตอร์จะใช้เพาเวอร์มอสเฟตเป็นตัวนำกระแสหรือหุค่นำกระแสดังรูปที่ 3.10 และในรูปที่ 3.11 เป็นการต่อวงจรชุดขับคัพซีมอเตอร์ใช้งานจริง



รูปที่ 3.10 แสดงวงจรขับคัพซีมอเตอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

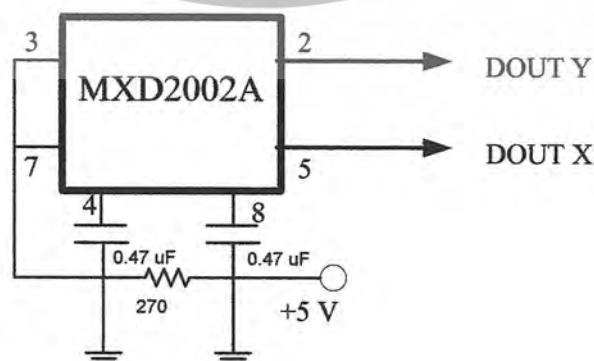


รูปที่ 3.11 แสดงการต่อวงจรจับดีซีมอเตอร์

3.4 เซนเซอร์

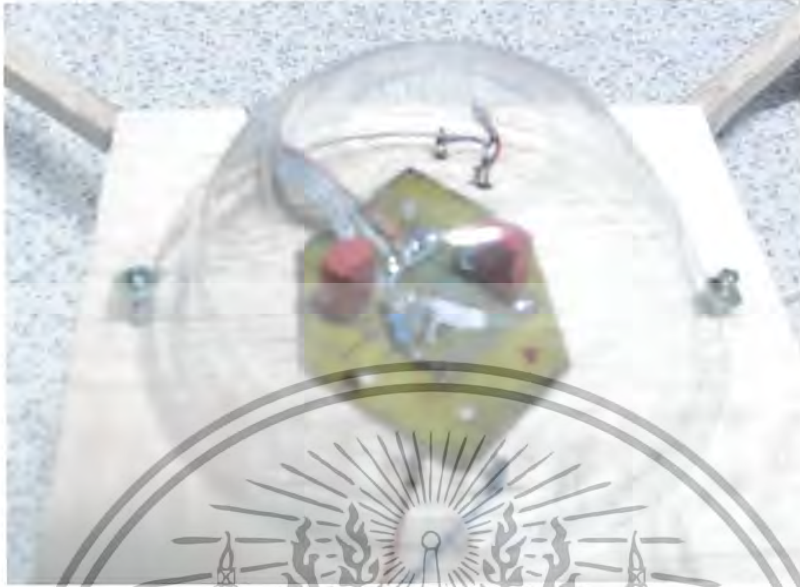
3.4.1 เซนเซอร์วัดมุมเอียง (Tilt Sensor)

จะมีขาใช้งานสองขาคือขาDout X และขาDout Y ซึ่งเป็นสัญญาณดิจิตอลออกมาแล้ว โดยที่เซตค่าเริ่มต้นเป็นสัญญาณพัลส์ ที่มีขนาดของความกว้างระหว่างT1/T2เท่ากับ50เปอร์เซ็นต์ ที่ระดับความลาดเอียงเป็นศูนย์(ค่าที่กำหนดมาจากโรงงานผู้ผลิตแล้ว)ในการต่อใช้งานจะเอาสัญญาณเอาต์พุตทั้งสองขา ของMXD2002Aต่อเข้าไมโครคอนโทรลเลอร์เพื่อรับค่าก่อน แล้วส่งสัญญาณไปยังคอมพิวเตอร์ ทำการประมวลผล แล้วส่งเป็นสัญญาณควบคุมไปให้ไมโครคอนโทรลเลอร์ สร้างพัลส์เพื่อไปจับดีซีมอเตอร์อีกที จากรูป ที่3.12 จะใช้ คาปาซิเตอร์ และความต้านทานต่อกันดังรูป เพื่อลดสัญญาณรบกวนจากแหล่งจ่าย ดังได้กล่าวไปแล้วในบทที่ 2 ใช้ไฟกระแสตรงบวก ห้าโวลต์ เป็นแหล่งจ่าย



รูปที่ 3.12 แสดงวงจรของ MXD2002A

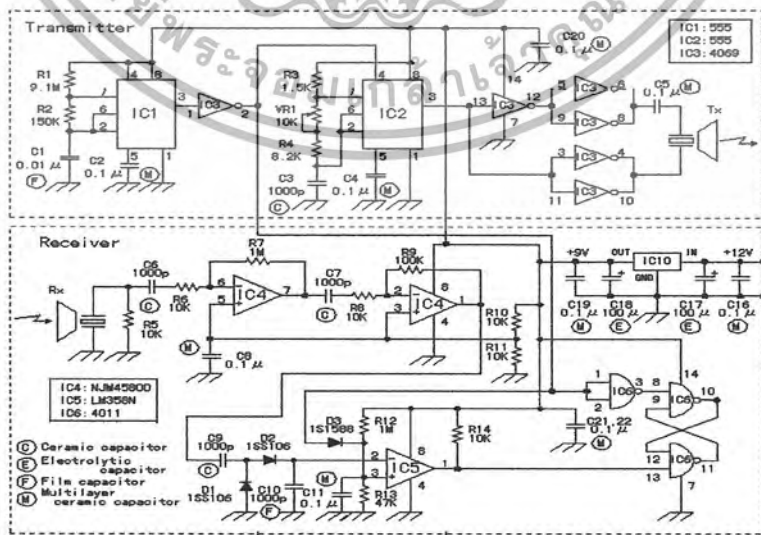
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.13 แสดงการต่อวงจรของ MXD2002A

3.4.2 เซนเซอร์วัดความสูง (Ultrasonic Sensor)

สำหรับในโครงการนี้ ได้นำเซนเซอร์วัดความสูงอัลตราโซนิกมาใช้เป็นสัญญาณอ้างอิงในการควบคุมระดับความสูง โดยมีไมโครคอนโทรลเลอร์เป็นตัวอ่านค่าจากเซนเซอร์และส่งค่าไปยังคอมพิวเตอร์เพื่อประมวลผลต่อไป



รูปที่ 3.14 แสดงวงจรของ เซนเซอร์วัดความสูงอัลตราโซนิกเซนเซอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์ไว้เพื่อการศึกษาเท่านั้น เมื่อผู้ผู้ใดเห็นไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.15 แสดงการต่อวงจรของ เซนเซอร์วัดความสูงอัลตราโซนิกเซนเซอร์

3.5 ไมโครคอนโทรลเลอร์ (Microcontroller)

เมื่อพิจารณาระบบควบคุมที่ใช้คอมพิวเตอร์ทำหน้าที่ในการรับค่าเซนเซอร์เข้ามาประมวลผลและส่งค่าออกไปเป็นสัญญาณควบคุมเพื่อควบคุมความเร็วของมอเตอร์ตั้งนั้น จึงจะต้องมีไมโครคอนโทรลเลอร์เป็นตัวกลางระหว่างคอมพิวเตอร์และเซนเซอร์ โดยหน้าที่หลักของไมโครคอนโทรลเลอร์ในระบบจะมีหน้าที่ที่จะต้องทำดังนี้คือ อ่านค่าเซนเซอร์ทั้งหมดเข้ามาแล้วส่งไปยังคอมพิวเตอร์เพื่อประมวลผลแล้วรับสัญญาณควบคุมจากคอมพิวเตอร์ส่งไปยังไมโครคอนโทรลเลอร์เพื่อสร้างพัลส์Width โมดูเลชั่นในการควบคุมความเร็วรอบมอเตอร์ต่อไป

ไมโครคอนโทรลเลอร์ที่เลือกใช้เป็นไมโครคอนโทรลเลอร์ของบริษัทไมโครชิพ เบอร์ PIC 16F877 โดยเมื่อพิจารณาคุณสมบัติโดยทั่วไปของ PIC16F877 พบว่ามีคุณสมบัติเหมาะสมตามที่ต้องการ

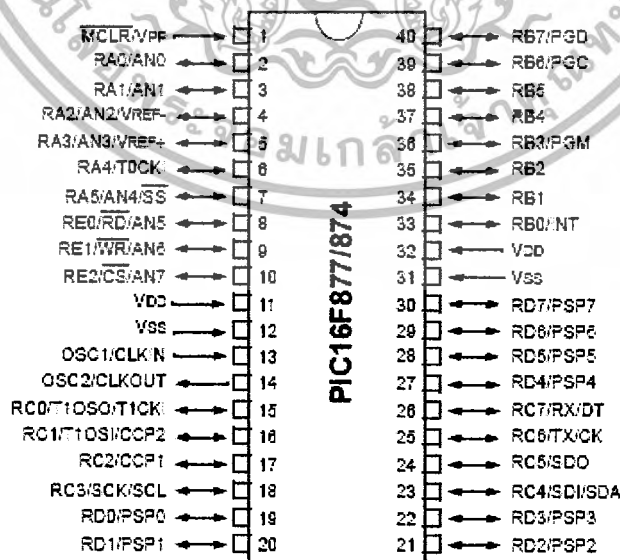
3.5.1 คุณสมบัติโดยทั่วไปของ PIC16F877

1. มีคำสั่งให้ใช้งาน 35 คำสั่ง
2. คำสั่งหนึ่งๆ ใช้เวลาทำงาน 1 ถึง 2 Cycle
3. ทำงานได้สูงสุดที่ 20MHz (PIC16F877-20/P ไม่ใช่ 16F877-04/p)
4. ทำงานแบบ Pipe-line (มี 2 ท่อ) ทำให้ ณ เวลาหนึ่งทำงาน 2 อย่างพร้อมๆกันได้
5. หน่วยความจำโปรแกรมเป็นแบบ Flash มีขนาด 8KWord (1 word=14 บิต)
6. มี RAM ขนาด 368 ไบต์ ให้ใช้งาน
7. มี EEPROM ขนาด 256 ไบต์
8. ตอบสนองกับอินเตอร์รัพท์ได้ทั้งหมด 14 แหล่ง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

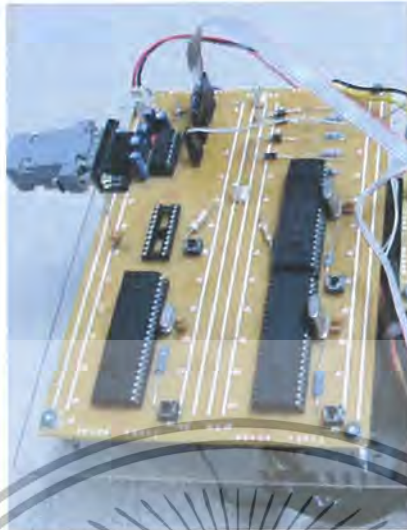
9. มี Stack ให้ใช้ได้สูงสุด 8 ระดับ
10. มีระบบ Power On Reset, Power Up Timer, Oscillator Start-up
11. มี Watchdog timer
12. มีระบบ Code Protection ป้องกันการคัดลอก
13. มีโหมดประหยัดพลังงาน
14. สัญญาณนาฬิกา มีหลายโหมดให้เลือกใช้งาน คือ อาจจะใช้ XTAL หรือ วงจร RC ก็ได้
15. สามารถโปรแกรมด้วยไฟ +5VDC ได้
16. ใช้การโปรแกรมแบบ In-Circuit Serial Programming
17. ทำงานที่ไฟเลี้ยง 2VDC ถึง 5.5VDC
18. Current Sink และ Current Source อยู่ที่ 25mA
19. มี Timer/Counter 3 ตัว
20. มีโมดูล Capture/Compare/PWM อีก 2 ชุด
21. มี A-TO-D Converter แบบ 10 บิต จำนวน 8 ช่อง
22. มีระบบ USART สำหรับต่อกับ การสื่อสารแบบ RS232
23. มีระบบตรวจระดับไฟเลี้ยง (Brown-out reset)
24. มี I/O พอร์ตทั้งหมด 5 พอร์ต

3.5.2 การจัดขาของ PIC16F877



รูปที่ 3.16 แสดงการจัดตำแหน่งขาของไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC16F877

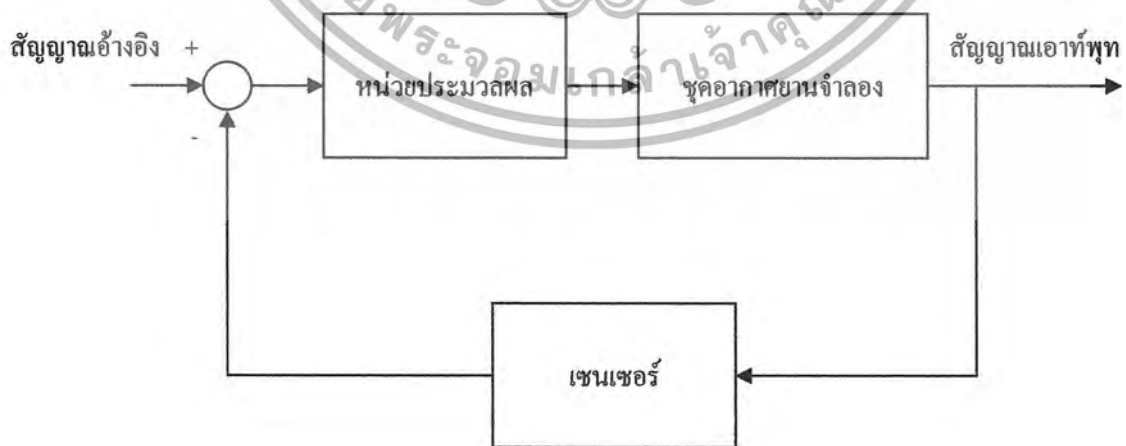
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.17 แสดงการต่อวงจรไมโครคอนโทรลเลอร์

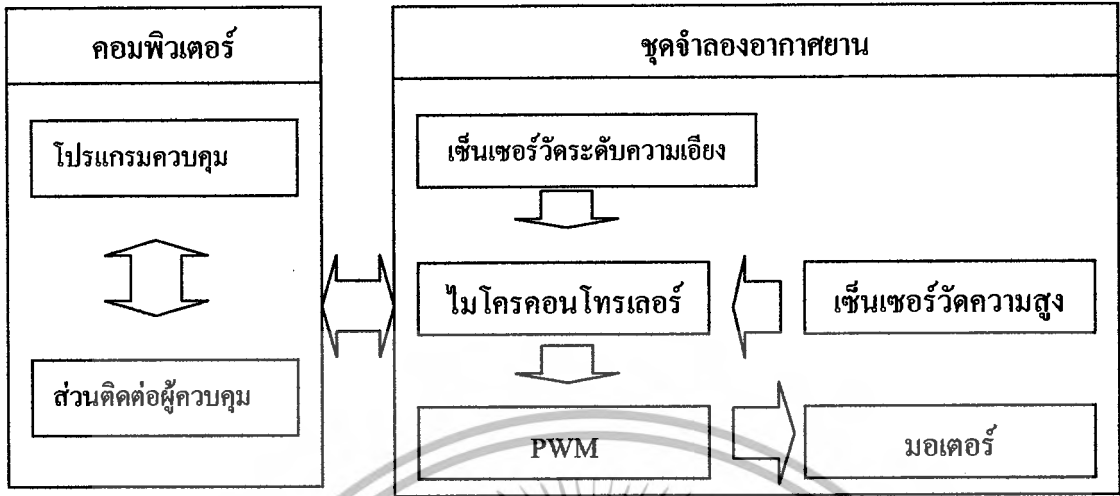
3.6 ระบบควบคุม

สำหรับในส่วนของระบบควบคุมนั้นได้ทำการศึกษาและออกแบบมาโดยใช้การติดต่อระหว่างคอมพิวเตอร์และไมโครคอนโทรลเลอร์ผ่านทางพอร์ตอนุกรมไมโครคอนโทรลเลอร์จะทำหน้าที่อ่านค่าเซนเซอร์ทั้งหมดเข้ามาแล้วส่งไปยังคอมพิวเตอร์เพื่อประมวลผล เมื่อประมวลผลเสร็จคอมพิวเตอร์จะส่งข้อมูลควบคุมมายังไมโครคอนโทรลเลอร์ เพื่อควบคุมความเร็วของมอเตอร์แต่ละตัวให้ทำงานที่ความเร็วต่าง ๆ กัน

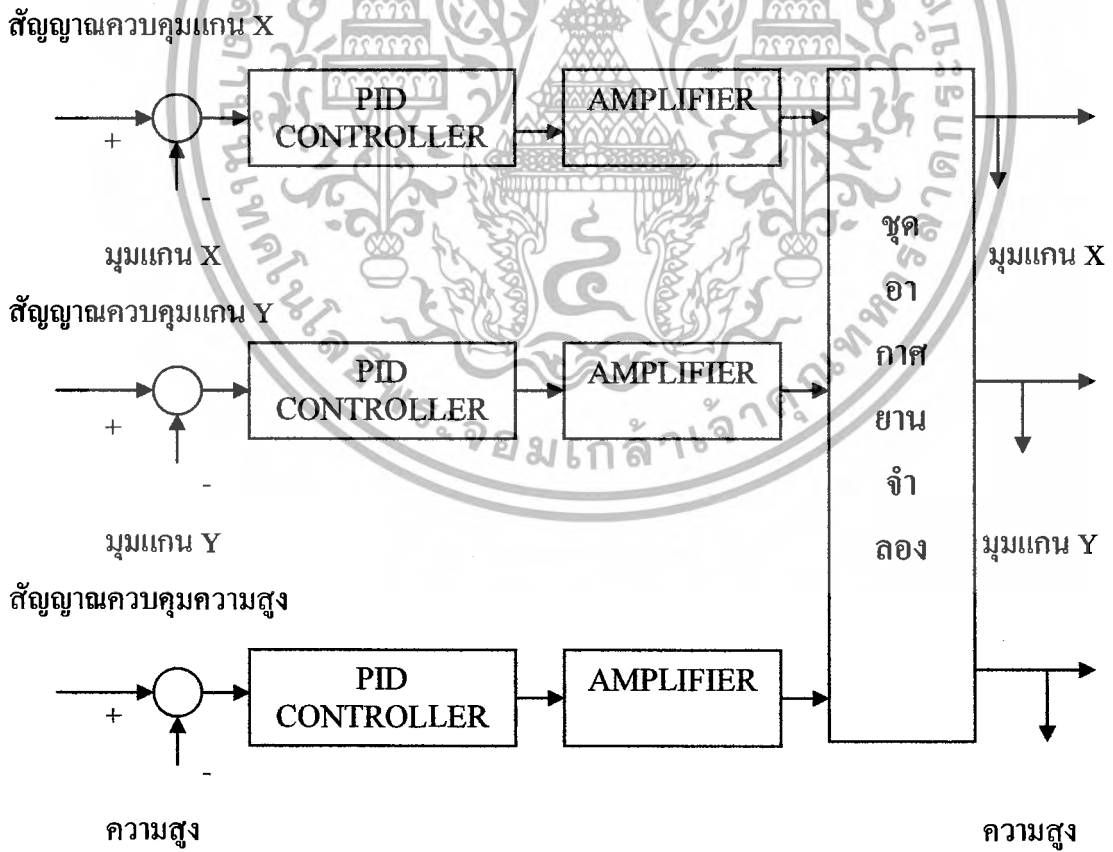


รูปที่ 3.18 แสดงระบบควบคุม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



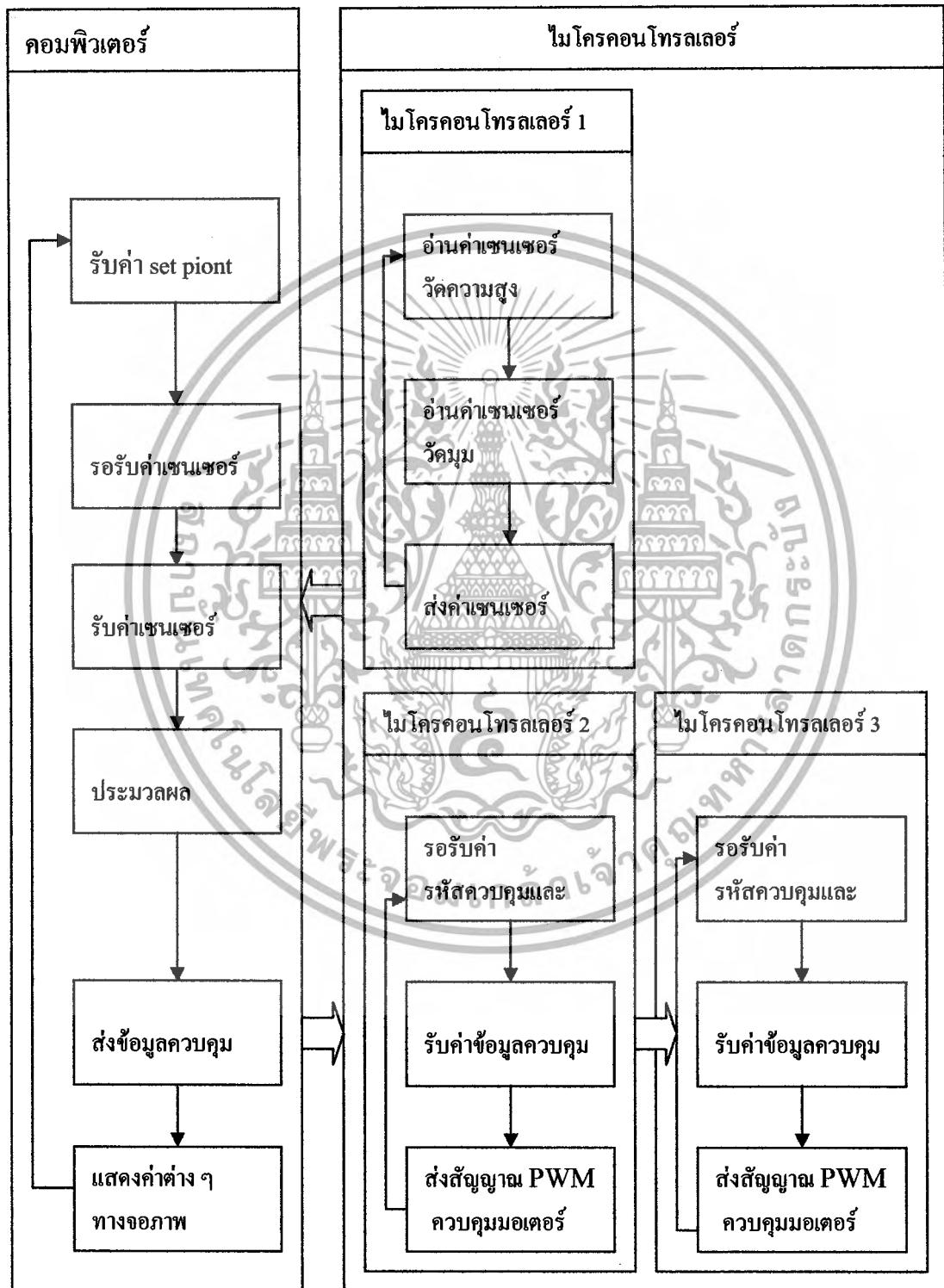
รูปที่ 3.19 แสดงระบบควบคุมโดยรวม



รูปที่ 3.20 แสดงระบบควบคุมและตัวควบคุม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ในส่วนของการควบคุมนั้นจะใช้โปรแกรมคอมพิวเตอร์ในการควบคุมเนื่องจาก มีความสะดวกในการตรวจสอบค่าต่าง ๆ ของระบบ ทำให้สามารถแก้ไขระบบและแสดงค่าต่าง ๆ ออกมา



รูปที่ 3.21 บล็อกไดอะแกรมแสดงขั้นตอนการทำงานของคอมพิวเตอร์และไมโครคอนโทรลเลอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

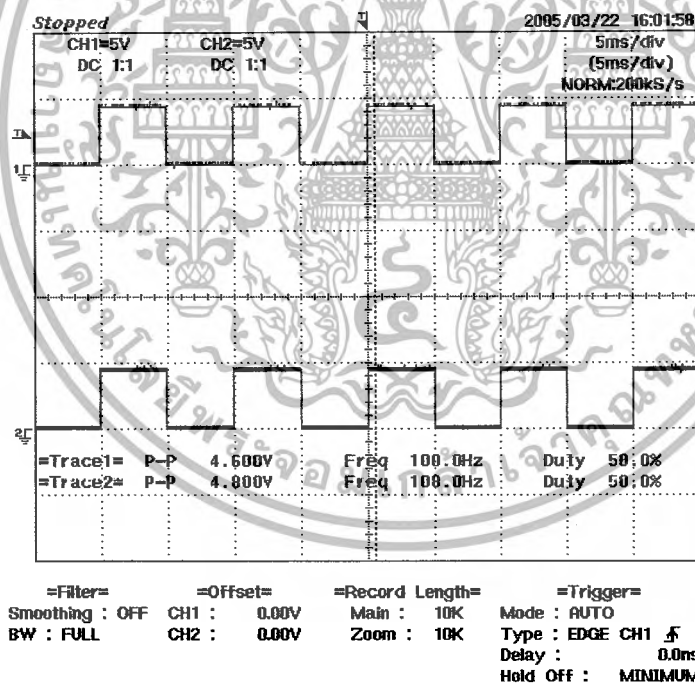
บทที่ 4

การทดลองและผลการทดลอง

ในบทนี้จะกล่าวถึงการทดลองและผลการทดลองของเซนเซอร์วัดมุมเอียงและ เซนเซอร์วัดความสูง การรับส่งข้อมูลระหว่างคอมพิวเตอร์กับไมโครคอนโทรลเลอร์ การเลือกสัญญาณพัลส์วิทโมดูเลชันให้กับชุดขับดีซีมอเตอร์ การทำงานของชุดขับดีซีมอเตอร์และอื่น ๆ ดังต่อไปนี้

4.1 เซนเซอร์วัดมุมเอียง

หลังจากที่ประกอบและต่อวงจรตัวเซนเซอร์เรียบร้อยแล้ว ให้ป้อนไฟกระแสตรงขนาดห้าโวลต์แล้วนำออสซิลอโคปมาจับสัญญาณที่ขา Dout X และขา Dout Y จะเห็นว่า มีค่าคิวดั้ไซเคลเท่ากับ 50 เปอร์เซนต์ ณ ที่ระดับความลาดเอียงเป็นศูนย์ขึ้นอยู่กับว่าเราคิดตั้งตัวเซนเซอร์ตรงหรือไม่

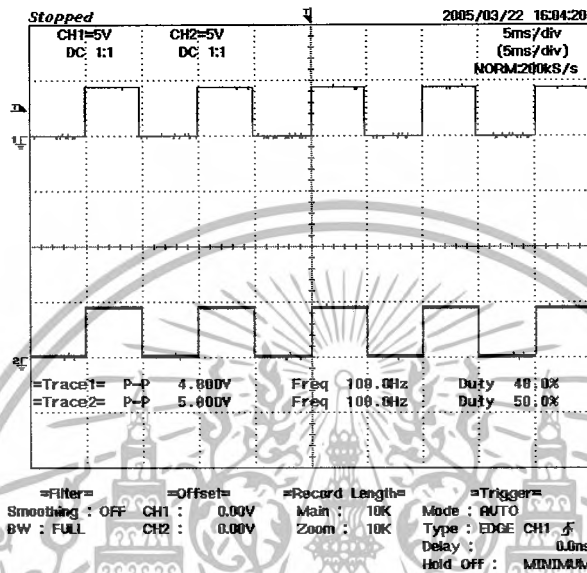


รูปที่ 4.1 แสดงกราฟแกน X และแกน Y เท่ากับ ศูนย์ องศา ที่คิวดั้ไซเคลเท่ากับ 50 เปอร์เซนต์

การทดลองขั้นต่อไปให้ลองเอียงตัวเซนเซอร์วัดมุมเอียงไปทางซ้ายจะทำให้ ค่าคิวดั้ไซเคลเปลี่ยนแปลงไปจากเดิมตามระนาบที่เอียงไปจากรูปที่ 4.1และรูปที่ 4.2จะเห็นว่าลองเอียงไป จนถึง

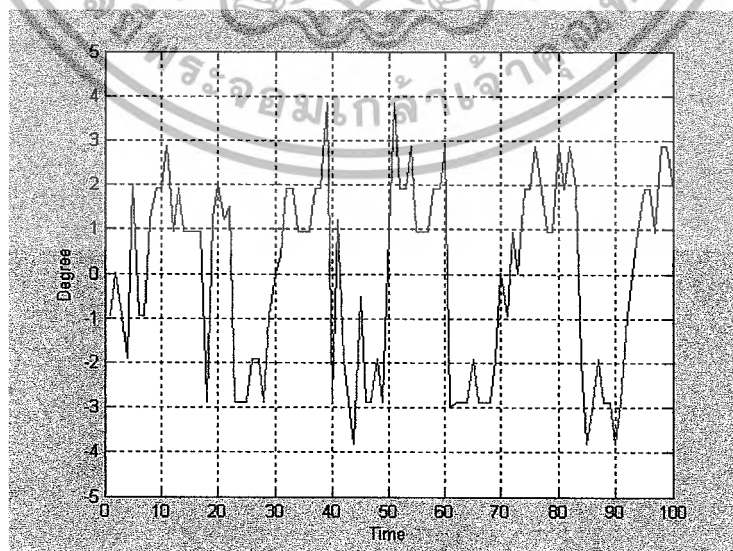
เป็นแนวเส้นตรงจากระนาบเดิมที่ค่าคิวดั้ไซเคล เท่ากับ 50 เปอร์เซนต์ เปลี่ยนไปเป็น 48 เปอร์เซนต์ เอกสารนี้เป็นเอกสารทสวงนไวสาหรับการเขงานเพอการศึกษาเท่านั้น เมอนุญาติหนาไปเซประเขชนดานการค้ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกรทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

นั่นแสดงว่าระดับความลาดเอียงเปลี่ยน จากศูนย์องศา ไปเป็นลบเก้าสิบองศา การทดสอบในแนวแกน Y ทำลักษณะคล้ายกับการทดสอบแกน X แต่ในรูปร่างต่างเราทดสอบเฉพาะแนวแกน X อย่างเดียวจึงทำให้แนวแกน Y เท่ากับศูนย์องศาเดิม



รูปที่ 4.2 แสดงกราฟแกน X เท่ากับ -90 องศาและแกน Y เท่ากับ ศูนย์ องศา

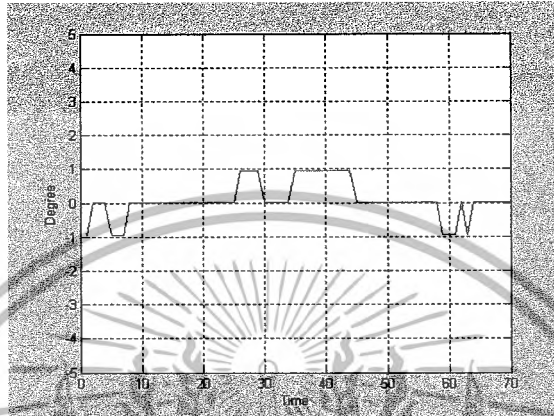
การทดลองนั้นต่อไป ใช้คอมพิวเตอร์อ่านค่าและคำนวณเป็นมุมมองสาขาของวงจรถนเซอร์วัดมุมเอียงจากรูปที่ 4.3 จะเห็นว่าสัญญาณที่ออกมาจากตัวเซนเซอร์วัดมุมเอียงจะมีค่าความผิดพลาดอยู่



รูปที่ 4.3 แสดงกราฟแกน Y เป็นองศาเทียบกับแกน X เป็นเวลาที่มีค่าผิดพลาดอยู่

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์ไว้สำหรับการใช้งานภายในเท่านั้น มิใช่เผยแพร่สู่สาธารณะโดยไม่ผ่านการคัดค้าน
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากรูปที่ 4.3 เมื่อนำมาแก้ไขค่าความผิดพลาด โดยใช้ค่าเฉลี่ยมุมมองเสาเจ็คค่าแล้วมาพล็อตกราฟ ดังรูปที่ 4.4 ซึ่ง พบว่าสามารถลดค่าความผิดพลาดลงไปได้ แต่จะทำให้ค่าเวลาในการสุ่ม (Sampling Time) เพิ่มขึ้นเล็กน้อยจากเดิม 10 มิลลิวินาที ต่อหนึ่งค่าข้อมูลกลายเป็น 70 มิลลิวินาที ต่อหนึ่งค่าข้อมูล



รูปที่ 4.4 แสดงกราฟค่าที่แก้ไขค่าผิดพลาดเรียบร้อยแล้ว

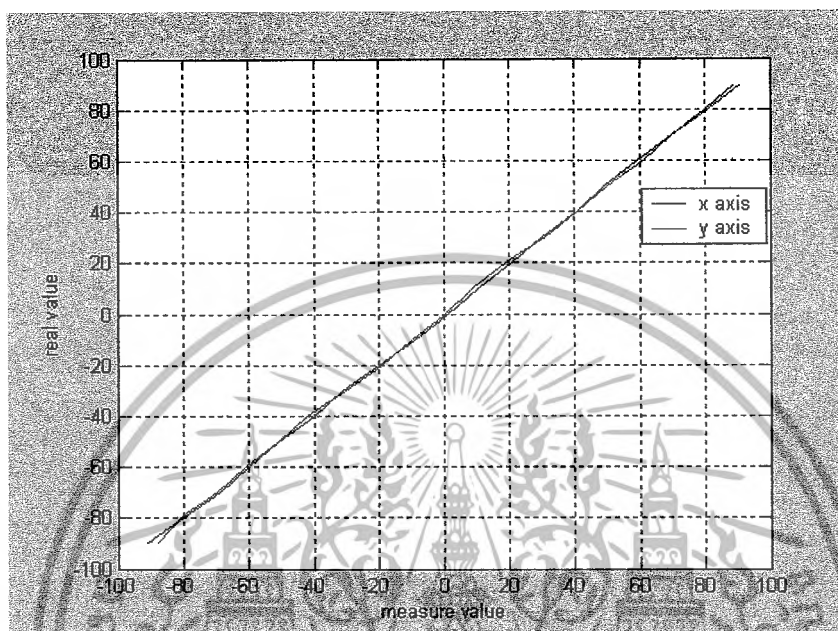
เมื่อแก้ไขความผิดพลาดแล้วจึงนำค่าที่ได้จากการทดลองใส่ในตารางและทำการพล็อตกราฟเปรียบเทียบกันระหว่างค่ามุมจริงกับค่าที่วัดได้ของมุมทางด้านแกน X และแกน Y

ค่าจริง	ค่าที่วัดได้		ค่าจริง	ค่าที่วัดได้	
	แกน X	แกน Y		แกน X	แกน Y
-90	-91	-88	10	11	9
-80	-80	-81	20	21	19
-70	-69	-70	30	30	31
-60	-60	-61	40	41	41
-50	-51	-51	50	49	50
-40	-40	-42	60	59	61
-30	-31	-30	70	70	70
-20	-20	-19	80	80	81
-10	-9	-10	90	89	91
0	1	0			

ตารางที่ 4.1 แสดงการเปรียบเทียบของค่ามุมมองเสาจริงกับค่าที่วัดได้จากวงจรตัวเซนเซอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์ไว้เพื่อใช้ประโยชน์ในวงจำกัดเท่านั้น เมื่อผู้ดูแลเห็นประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

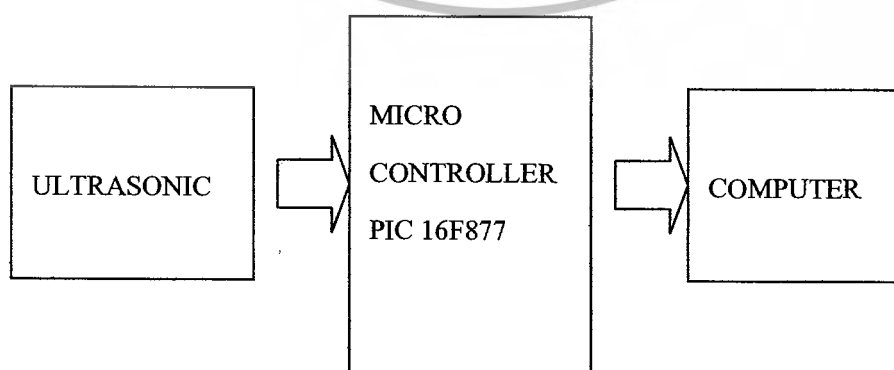
นำค่าจากตารางที่ 4.1 มาพล็อตกราฟโดยให้แนวแกน X เป็น ค่ามุมมองสำรวจจริง และแนวแกน Y เป็นค่ามุมมองสาขาที่วัดได้ของตัววงจรตัวเซ็นเซอร์



รูปที่ 4.5 แสดงกราฟค่าที่วัดได้แนวแกน X และ Y เทียบกับค่าจริง

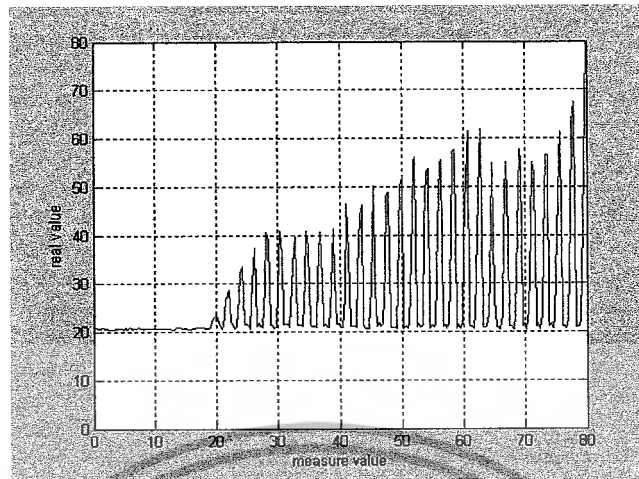
4.2 เซนเซอร์วัดความสูง

ทำการทดลองโดยใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์อ่านค่าและคำนวณเป็นความสูง ได้ค่าความสูงที่วัดได้ตั้งรูปถัดไป ซึ่งค่าที่ตัวเซ็นเซอร์วัดได้นั้นมีค่าความผิดพลาดอยู่สูงมากเนื่องจากมีสัญญาณรบกวนเข้ามาที่ภาครับของวงจรทำให้สัญญาณรบกวนถูกขยายตามไปด้วย



รูปที่ 4.6 แสดงการวัดค่าอัลตราโซนิกเซนเซอร์โดยคอมพิวเตอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.7 แสดงกราฟการเปลี่ยนแปลงความสูงจริง เทียบกับค่าความสูงที่วัดได้

4.3 วงจรขับมอเตอร์และโปรแกรมควบคุม

สำหรับสัญญาณควบคุมความเร็วดีซีมอเตอร์ที่ส่งมาจากคอมพิวเตอร์นั้นคอมพิวเตอร์จะรับค่าเซนเซอร์ทั้งหมดมาคำนวณและประมวลผล จากนั้นจึงส่งสัญญาณไปควบคุมให้กับไมโครคอนโทรลเลอร์สร้างพัลส์ชวิตช์โมดูลชัน ในการควบคุมความเร็วของดีซีมอเตอร์ต่อไป โดยที่วงจรขับดีซีมอเตอร์จะใช้พาวเวอร์มอสเฟตเป็นตัวนำกระแสหรือหยุดนำกระแสตามสัญญาณควบคุม

Sensor Value		PID CONTROLLER	
X AXIS	-3 Degree	KP	1
Y AXIS	1 Degree	KI	1
ULTRASONIC	Cm	KD	1

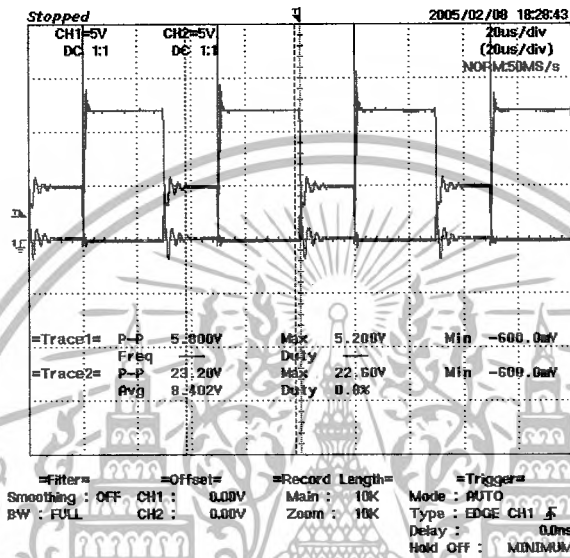
ANGLE ERROR		PWM OUTPUT	
FRONT	-3 Degree	FRONT	3 %
BACK	3 Degree	BACK	0 %
LEFT	1 Degree	LEFT	0 %
RIGHT	-1 Degree	RIGHT	1 %

MANUAL CONTROL		AUTO CONTROL	
MOTOR 1	0 %	MANUAL CONTROL	
MOTOR 2	0 %	START	
MOTOR 3	0 %	STOP	
MOTOR 4	0 %		

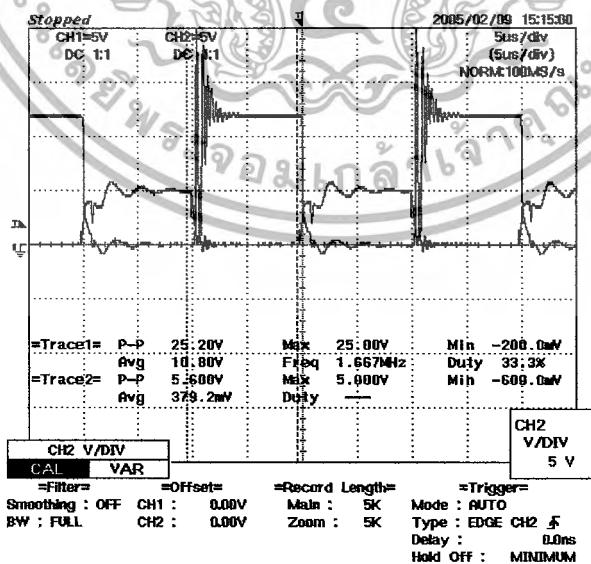
รูปที่ 4.8 แสดงโปรแกรมคอมพิวเตอร์ที่ใช้ในการควบคุม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สำหรับความถี่พัลส์วิทโมดูเลชัน ที่ใช้ในการควบคุมความเร็วดีซีมอเตอร์ได้ทำการทดลองที่ สาม ย่านความถี่ คือ ที่ความถี่ 20 กิโลเฮิร์ตซ์,50 กิโลเฮิร์ตซ์ และ100 กิโลเฮิร์ตซ์ได้ผลการทดลองดังรูปด้านล่าง โดยเปรียบเทียบกับค่าอินพุตที่รับมาจากไมโครคอนโทรลเลอร์และค่ามอสเฟต

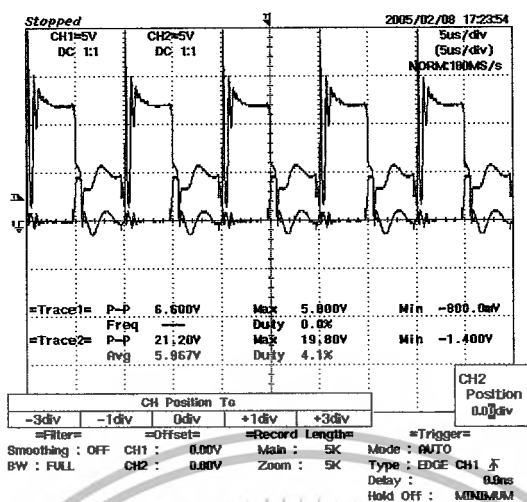


รูปที่ 4.9 แสดงพัลส์วิทโมดูเลชันที่ความถี่ 20 กิโลเฮิร์ตซ์



รูปที่ 4.10 แสดงค่าพัลส์วิทโมดูเลชันที่ความถี่ 50 กิโลเฮิร์ตซ์

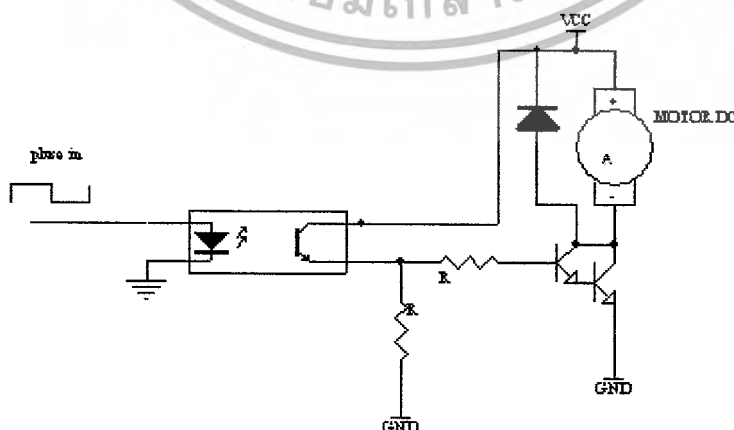
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.11 แสดงค่าพัลส์วิทโมดูเลชั่นที่ความถี่ 100 กิโลเฮิร์ตซ์

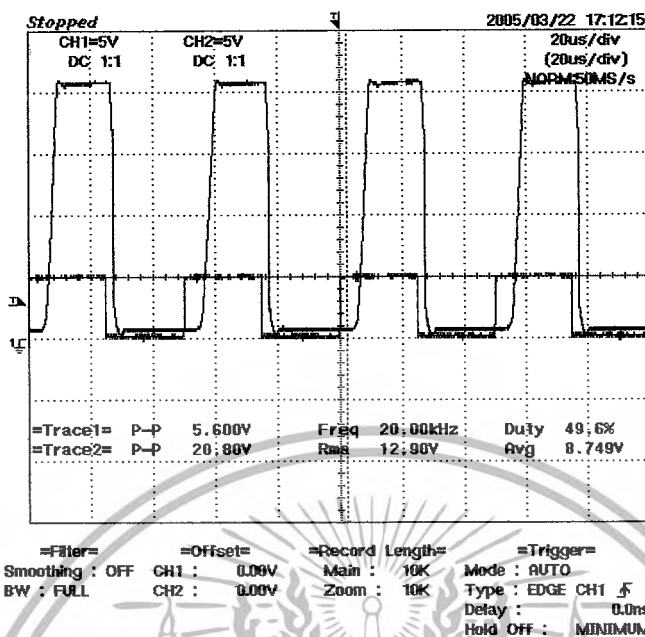
สรุปจากกราฟแสดงค่าพัลส์วิท โมดูเลชั่นทั้ง สามความถี่ที่จ่ายออกจากไมโครคอนโทรลเลอร์ไปควบคุมความเร็วของมอเตอร์ ได้ว่าที่ความถี่ 20 กิโลเฮิร์ตซ์ เป็นความถี่ที่เหมาะสมที่สุด เนื่องจากมอเตอร์สามารถเปิด-ปิดการทำงานในช่วงเวลาที่รวดเร็วและสัญญาณพัลส์วิท โมดูเลชั่นที่จ่ายจากไมโครคอนโทรลเลอร์มีการผิดเพี้ยนน้อย

เมื่อทำการทดลองจ่ายสัญญาณพัลส์วิท โมดูเลชั่นจากไมโครคอนโทรลเลอร์ที่ความถี่ 20 กิโลเฮิร์ตซ์ ให้กับชุดขับเคลื่อนมอเตอร์ แล้วเกิดปัญหาเนื่องจากใช้แหล่งจ่ายไฟตรง 12 โวลต์ที่จ่ายให้ชุดขับเคลื่อนมอเตอร์ทั้งสี่ตัวพร้อมกันนั้น ไม่สามารถทำให้ชุดอากาศยานลอยตัวขึ้นได้ จึงได้แก้ไขโดยเปลี่ยนแหล่งจ่ายไฟตรงเป็น 20 โวลต์ และเปลี่ยนชุดขับเคลื่อนมาใช้โฟโตทรานซิสเตอร์เพื่อแยกกราวด์แหล่งจ่ายไฟระหว่างชุดควบคุมและชุดขับเคลื่อนเพื่อให้มีไฟที่จะขับเคลื่อนมอเตอร์ได้ดังรูปข้างล่าง



รูปที่ 4.12 แสดงวงจรขับเคลื่อนมอเตอร์ที่ใช้แหล่งจ่าย 2 ชุด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.13 แสดงค่าพัลส์ชีวิตโมดูลชั้นที่ความถี่ 20 กิโลเฮิร์ตซ์

ตารางข้างล่างแสดง การจ่ายค่าเปอร์เซ็นต์คิวตี้ไซเคิลแล้ววัดแรงดันคร่อมระหว่างขาซี(C) กับขาอี(E) ของวงจรถับที่ใช้ทรานซิสเตอร์ไปขับมอเตอร์

ค่า % คิวตี้ไซเคิล	แรงดันคร่อมขา Vce
10	16.53
20	14.65
30	12.57
40	10.59
50	8.75
60	6.56
70	4.62
80	2.93
90	1.74
100	0.55

ตารางที่ 4.2 แสดงตารางค่าคิวตี้ไซเคิลจาก 10 ถึง 100 เปอร์เซ็นต์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 5

บทวิจารณ์และสรุปผลการทดลอง

โครงการนี้ได้ทำการศึกษาทฤษฎีในส่วนของ ระบบทางไฟฟ้า ระบบทางกล และทางด้าน อากาศพลศาสตร์ และได้นำมาประยุกต์ใช้งานจริง โดยได้สร้างแบบอากาศยานขนาดเล็กแบบสี่ ใบพัดและ ออกแบบประกอบวงจรต่างๆ ที่ใช้ในระบบควบคุมขึ้นมา

ปัญหาที่พบและแนวทางการพัฒนาต่อไป

เนื่องจากระบบของชุดอากาศยานเป็นระบบที่มีหลายอินพุทหลายเอาต์พุท เป็นระบบที่มี หลายตัวแปร โดยทุกตัวแปรนี้มีผลต่อเสถียรภาพของระบบทั้งสิ้นทำให้การออกแบบระบบควบคุมทำได้ยาก ทั้งทางด้านวงจรรีเลย์ทรอนิกส์และ โปรแกรมควบคุม

อุปกรณ์ที่นำมาใช้ในการทดลองมีข้อจำกัด เช่น ใบพัดที่ใช้กับดีซีมอเตอร์จะต้องเลือกให้มีความยาวและขนาดที่เหมาะสมกับดีซีมอเตอร์เพื่อไม่ให้ดีซีมอเตอร์ทำงานมากจนเกินกำลังที่จะทำงานได้และ การออกแบบโครงสร้างของยาน ต้องให้มีความสมดุลย์กันและมีน้ำหนักที่เบาและแข็งแรงเพื่อลดภาระแรงยกของดีซีมอเตอร์

ปัญหาที่สำคัญคือการควบคุมความเร็วรอบดีซีมอเตอร์ให้มีความเป็นเชิงเส้นทำได้ยาก เนื่องจากมอเตอร์ที่ได้นำมาทดลองนั้นเป็นมอเตอร์ดีซีขนาดเล็กมีประสิทธิภาพการทำงานปานกลาง จึงทำให้การควบคุมความเร็ววงที่ทำได้ยาก ต้องใช้ชุดขับดีซีมอเตอร์ที่มีประสิทธิภาพมากกว่านี้

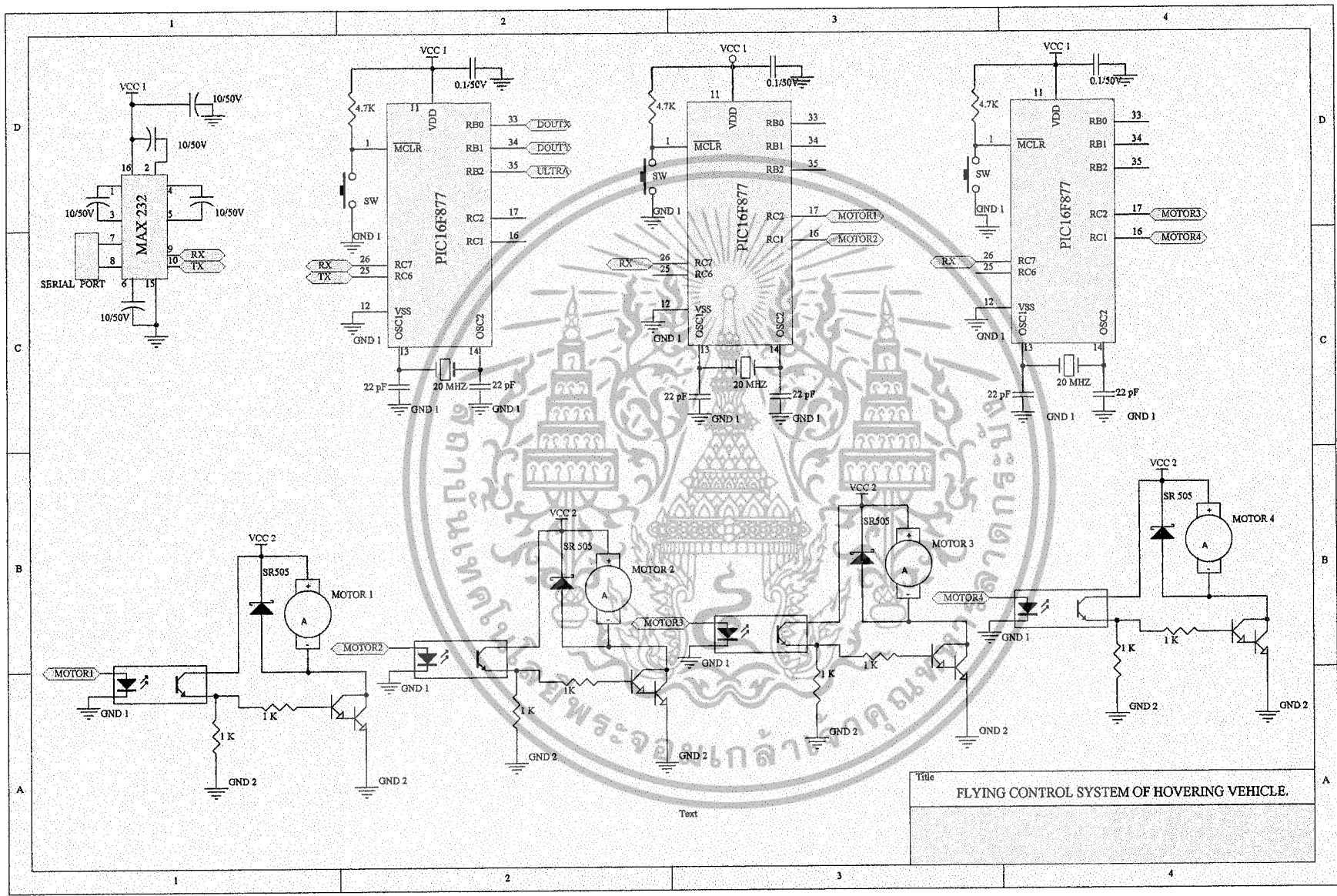
วงจรอัลตราโซนิคที่ใช้มีประสิทธิภาพไม่ดีเท่าที่ควร ยังไม่สามารถรองรับการรบกวนที่เข้ามาทำให้มีปัญหาในการตรวจสอบระยะความสูง เนื่องจากขณะทำการทดลองอาจมีสัญญาณรบกวน วงจรอัลตราโซนิคทำให้ประสิทธิภาพในการวัดระยะความสูงไม่ดีเลย ส่งผลให้โปรแกรมควบคุมคำนวณค่าผิดพลาด

ในส่วนของการพัฒนาต่อไปควรทดลองการควบคุมความเร็วดีซีมอเตอร์โดยการเขียนโปรแกรมควบคุมให้มีความละเอียดยิ่งขึ้นและการออกแบบวงจรรีเลย์ทรอนิกส์ควรที่จะต้องมีประสิทธิภาพมากขึ้นกว่านี้ จะต้องสามารถกำจัดสัญญาณรบกวนออกไปได้หมด

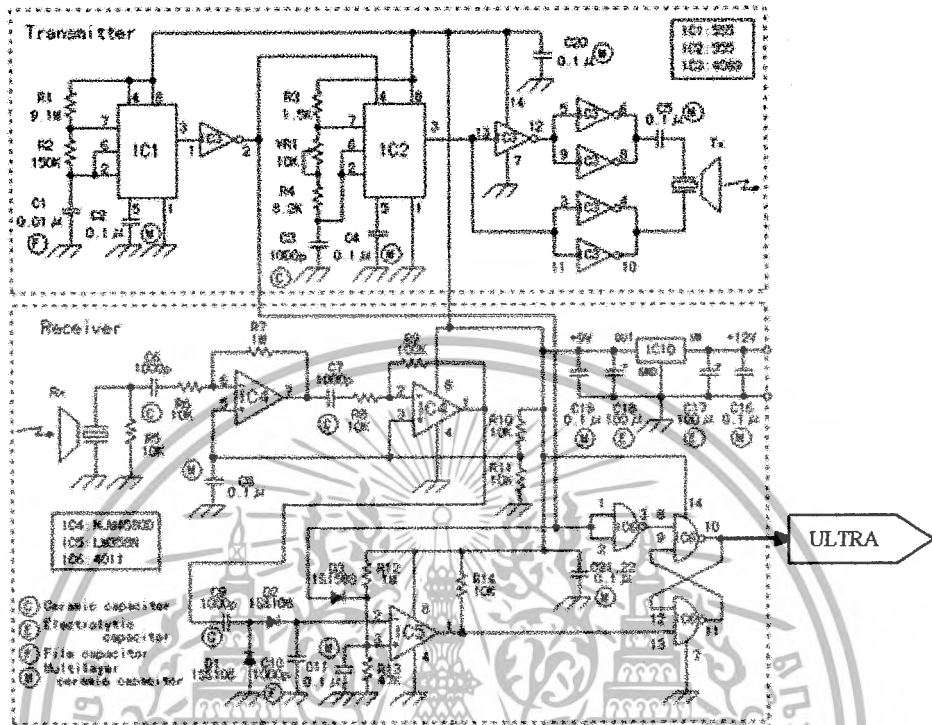
ในส่วนการเขียน โปรแกรมควบคุมในโครงการนี้ซึ่งได้ใช้โปรแกรมวิซวลเบสิก พบว่าการเขียนโปรแกรมควบคุมจะมีปัญหาตอบสนองช้า ดังนั้นในการพัฒนาต่อไป ควรศึกษาการปรับปรุงไปใช้โปรแกรมภาษาอื่นซึ่งมีสมรรถนะในการคำนวณดีกว่า วิซวลเบสิก



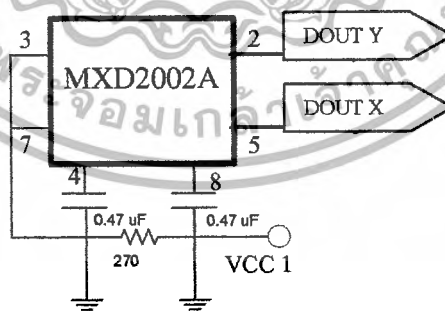
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



Title
FLYING CONTROL SYSTEM OF HOVERING VEHICLE.



รูปร่างเซนเซอร์วัดความสูงอัลตราโซนิค



รูปร่างเซนเซอร์วัดความเอียง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



Low Cost, ± 10 g Dual Axis Accelerometer with Digital Outputs

MXD2002A/B

FEATURES

- Dual axis accelerometer fabricated on a monolithic CMOS IC
- On-chip mixed mode signal processing
- Resolution better than 6 milli-g
- 50,000 g shock survival rating
- 30 Hz bandwidth
- 2.70V to 5.25V single supply operation
- Small (5mm x 5mm x 2mm) surface mount package
- Continuous self test
- Independently programmable axis (factory special)

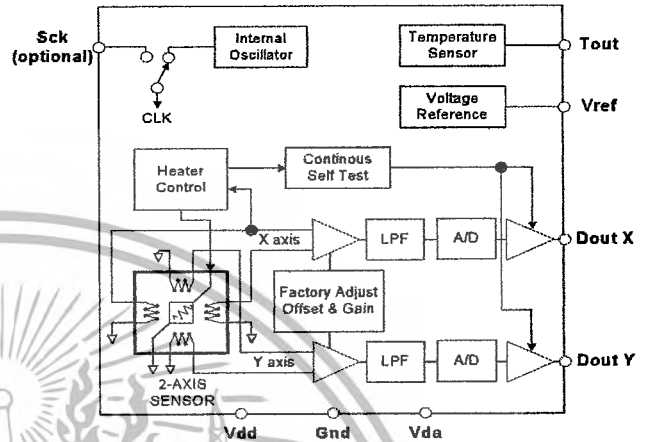
APPLICATIONS

- Automotive** – Vehicle Security/Active Suspension/ABS
HED Angle Control/Tilt Sensing
- Security** – Gas Line/Elevator/Fatigue Sensing
- Office Equipment** – Computer Peripherals/PDA's/Mouse
Smart Pens/Cell Phones
- Gaming** – Joystick/RF Interface/Menu Selection/Tilt Sensing
- White Goods** – Spin/Vibration Control

The MXD2002A/B is a very low cost, dual axis accelerometer fabricated on a standard, submicron CMOS process. The MXD2002A/B measures acceleration with a full-scale range of ± 10 g. (The MEMSIC accelerometer product line extends from ± 1 g to ± 10 g with custom versions available above ± 10 g.) It can measure both dynamic acceleration (e.g., vibration) and static acceleration (e.g., gravity). The MXD2002A/B design is based on heat convection and requires no solid proof mass. This eliminates stiction and particle problems associated with competitive devices and provides shock survival up to 50,000 g, leading to significantly lower failure rates and lower loss due to handling during assembly.

The MXD2002A/B provides a digital output (ref. other MEMSIC data sheets for analog or ratiometric analog outputs). The outputs are digital signals with duty cycles (ratio of pulsewidth to period) that are proportional to acceleration. The duty cycle outputs can be directly interfaced to a micro-processor.

Information furnished by MEMSIC is believed to be accurate and reliable. However, no responsibility is assumed by MEMSIC for its use, nor for any infringements of patents or other rights of third parties which may result from its use. No license is granted by implication or otherwise under any patent or patent rights of MEMSIC.



MXD2002A/B FUNCTIONAL BLOCK DIAGRAM

The typical noise floor is .0015% duty cycle $1/\sqrt{\text{Hz}}$ allowing signals below 6 milli-g to be resolved at 1 Hz bandwidth. The MXD2002A/B is available in a low profile LCC surface mount package (5mm x 5mm x 2mm height). It is hermetically sealed and operational over a -40°C to $+105^{\circ}\text{C}$ temperature range.

Due to the standard CMOS structure of the MXD2002A/B, additional circuitry can easily be incorporated into custom versions for high volume applications. Contact the factory for more information.

©MEMSIC, Inc.
100 Burt Road, Andover, MA 01810
Tel: 978.623.8188 Fax: 978.623.9945
www.memsic.com

MXD2002A/B SPECIFICATIONS (Measurements @ 25°C, Acceleration = 0 unless otherwise noted, V_{DD}, V_{DA} = 5.0V unless otherwise specified)

Parameter	Conditions	MXD2002A/B			Units
		Min	Typ	Max	
SENSOR INPUT	Each Axis				
Measurement Range ¹		±10			g
Nonlinearity	Best fit straight line		1.0	2.0	% of FS
Alignment Error ²			±1.0		degrees
Transverse Sensitivity ³			±2.0		%
SENSITIVITY	Each Axis				
D _{OUTX} and D _{OUTY}	@5.0V supply	1.80	2.00	2.20	% Duty Cycle/g
Change over Temperature (uncompensated) ⁴	Δ from 25°C, at -40°C			+93	%
	Δ from 25°C, at +105°C	-47			%
Change over Temperature (compensated) ⁴	Δ from 25°C, -40°C to +105°C		<3.0		%
ZERO g BIAS LEVEL	Each Axis				
0 g Offset ⁵		-0.70	0.00	+0.70	g
0 g Duty Cycle ⁵		48.6	50	51.4	% Duty Cycle
0 g Offset over Temperature	Δ from 25°C		±2.0		mg/°C
	Δ from 25°C, based on 2%/g		±0.04		%/°C
NOISE PERFORMANCE					
Noise Density, % Duty Cycle			.0015	0.005	% Duty Cycle/√Hz
FREQUENCY RESPONSE					
3dB Bandwidth			30		Hz
TEMPERATURE OUTPUT					
T _{OUT} Voltage		1.15	1.25	1.35	V
Sensitivity		4.6	5.0	5.4	mV/°K
VOLTAGE REFERENCE					
V _{REF}	@2.7V-5.0V supply	2.4	2.5	2.65	V
Change over Temperature			0.1		mV/°C
Current Drive Capability	Source			100	μA
SELF TEST					
Continuous Voltage at D _{OUTX} , D _{OUTY} under Failure	@5.0V Supply, output rails to supply voltage		5.0		V
Continuous Voltage at D _{OUTX} , D _{OUTY} under Failure	@2.7V Supply, output rails to supply voltage		2.7		V
D_{OUTX} and D_{OUTY} OUTPUTS	Digital Signal of 100 Hz or 400Hz				
Normal Output Range	@5.0V Supply	0.1		4.9	V
	@2.7V Supply	0.1		2.6	V
Current	Source or sink, @ 2.7V-5.0V supply		100		μA
Rise/Fall Time	2.7 to 5.0V Supply	90	100	110	nSec
POWER SUPPLY					
Operating Voltage Range		2.7		5.25	V
Supply Current	@ 5.0V	3.0	4.2	4.9	mA
Supply Current ^{6,7}	@ 2.7V	3.0	5.4	6	mA
TEMPERATURE RANGE					
Operating Range		-40		+105	°C

NOTES

- ¹ Guaranteed by measurement of initial offset and sensitivity.
- ² Alignment error is specified as the angle between the true and indicated axis of sensitivity.
- ³ Transverse sensitivity is the algebraic sum of the alignment and the inherent sensitivity errors
- ⁴ The sensitivity change over temperature for thermal accelerometers is based on variations in heat transfer that are governed by the laws of physics and it is highly consistent from device to device. Please refer to the section in this data sheet titled "Compensation for the Change of Sensitivity over Temperature" for more information.

⁵ The device operates over a 2.7V to 5.25V supply range. Please note that sensitivity and zero g bias level will be slightly different at 2.7V operation. For devices to be operated at 2.7V/3.0V in production, they can be trimmed at the factory specifically for this lower supply voltage operation, in which case the sensitivity and zero g bias level specifications on this page will be met. Please contact the factory for specially trimmed devices for low supply voltage operation.

⁶ Note that the accelerometer has a constant heater power control circuit thereby displaying higher supply current at lower operating voltage.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

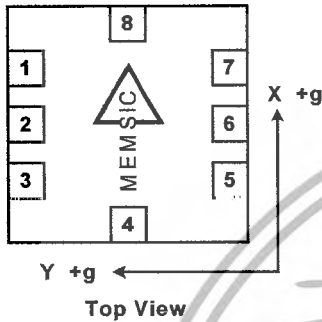
ABSOLUTE MAXIMUM RATINGS*

Supply Voltage (V_{DD} , V_{DA})	...-0.5 to +7.0V
Storage Temperature	-65°C to +150°C
Acceleration	..50,000 g

*Stresses above those listed under Absolute Maximum Ratings may cause permanent damage to the device. This is a stress rating only; the functional operation of the device at these or any other conditions above those indicated in the operational sections of this specification is not implied. Exposure to absolute maximum rating conditions for extended periods may affect device reliability.

Package Characteristics

Package	θ_{JA}	θ_{JC}	Device Weight
LCC-8	110°C/W	22°C/W	< 1 gram



Note: The MEMSIC logo's arrow indicates the +X sensing direction of the device. The +Y sensing direction is rotated 90° away from the +X direction. Small circle indicates pin one(1).

Pin Description: LCC-8 Package

Pin	Name	Description
1	T_{OUT}	Temperature (Analog Voltage)
2	D_{OUTY}	Y-Axis Acceleration Digital Signal
3	Gnd	Ground
4	V_{DA}	Analog Supply Voltage
5	D_{OUTX}	X-Axis Acceleration Digital Signal
6	V_{ref}	2.5V Reference
7	Sck	Optional External Clock
8	V_{DD}	Digital Supply Voltage



Ordering Guide

Model	Package Style	Digital Output
D2002AL	LCC-8 SMD*	100 Hz
D2002BL	LCC-8 SMD*	400 Hz

*LCC parts are shipped in tape and reel packaging.

Caution

ESD (electrostatic discharge) sensitive device.

THEORY OF OPERATION

The MEMSIC device is a complete dual-axis acceleration measurement system fabricated on a monolithic CMOS IC process. The device operation is based on heat transfer by natural convection and operates like other accelerometers having a proof mass. The stationary element, or 'proof mass', in the MEMSIC sensor is a gas.

A single heat source, centered in the silicon chip is suspended across a cavity. Equally spaced aluminum/polysilicon thermopiles (groups of thermocouples) are located equidistantly on all four sides of the heat source (dual axis). Under zero acceleration, a temperature gradient is symmetrical about the heat source, so that the temperature is the same at all four thermopiles, causing them to output the same voltage.

Acceleration in any direction will disturb the temperature profile, due to free convection heat transfer, causing it to be asymmetrical. The temperature, and hence voltage output of the four thermopiles will then be different. The differential voltage at the thermopile outputs is directly proportional to the acceleration. There are two identical acceleration signal paths on the accelerometer, one to measure acceleration in the x-axis and one to measure acceleration in the y-axis. Please visit the MEMSIC website at www.memsic.com for a picture/graphic description of the free convection heat transfer principle.

PIN DESCRIPTIONS

V_{DD} – This is the supply input for the digital circuits and the sensor heater in the accelerometer. The DC voltage should be between 2.70 and 5.25 volts. Refer to the section on PCB layout and fabrication suggestions for guidance on external parts and connections recommended.

V_{DA} – This is the power supply input for the analog amplifiers in the accelerometer. Refer to the section on PCB layout and fabrication suggestions for guidance on external parts and connections recommended.

Gnd – This is the ground pin for the accelerometer.

D_{OUTX} – This pin is the digital output of the x-axis acceleration sensor. It is factory programmable to 100 Hz or 400 Hz. The user should ensure the load impedance is sufficiently high as to not source/sink >100 μ A typical. While the sensitivity of this axis has been programmed at the factory to be the same as the sensitivity for the y-axis, the accelerometer can be programmed for non-equal sensitivities on the x- and y-axes. Contact the factory for additional information.

D_{OUTY} – This pin is the digital output of the y-axis acceleration sensor. It is factory programmable to 100 Hz

or 400 Hz. The user should ensure the load impedance is sufficiently high as to not source/sink >100µA typical. While the sensitivity of this axis has been programmed at the factory to be the same as the sensitivity for the x-axis, the accelerometer can be programmed for non-equal sensitivities on the x- and y-axes. Contact the factory for additional information.

T_{OUT} – This pin is the buffered output of the temperature sensor. The analog voltage at T_{OUT} is an indication of the die temperature. This voltage is useful as a differential measurement of temperature from ambient and not as an absolute measurement of temperature. After correlating the voltage at T_{OUT} to 25°C ambient, the change in this voltage due to changes in the ambient temperature can be used to compensate for the change over temperature of the accelerometer offset and sensitivity. Please refer to the section on Compensation for the Change in Sensitivity Over Temperature for more information.

Sck – The standard product is delivered with an internal clock option (800kHz). This pin should be grounded when operating with the internal clock. An external clock option can be special ordered from the factory allowing the user to input a clock signal between 400kHz And 1.6MHz

V_{ref} – A reference voltage is available from this pin. It is set at 2.50V typical and has 100µA of drive capability.

COMPENSATION FOR THE CHANGE IN SENSITIVITY OVER TEMPERATURE

All thermal accelerometers display the same sensitivity change with temperature. The sensitivity change depends on variations in heat transfer that are governed by the laws of physics. Manufacturing variations do not influence the sensitivity change, so there are no unit to unit differences in sensitivity change. The sensitivity change is governed by the following equation (and shown in Figure 1 in °C):

$$S_i \times T_i^{2.67} = S_f \times T_f^{2.67}$$

where S_i is the sensitivity at any initial temperature T_i, and S_f is the sensitivity at any other final temperature T_f with the temperature values in °K and the sensitivity expressed in % duty cycle/g.

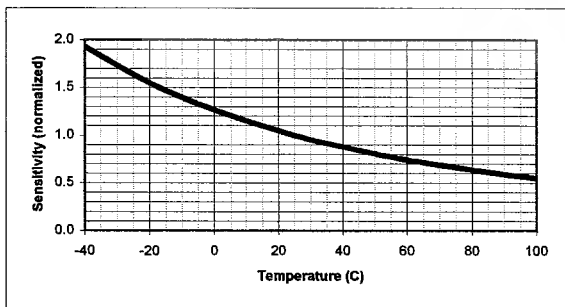


Figure 1: Thermal Accelerometer Sensitivity

In gaming applications where the game or controller is typically used in a constant temperature environment, sensitivity might not need to be compensated in hardware or software. The compensation for this effect could be done instinctively by the game player.

For applications where sensitivity changes of a few percent are acceptable, the above equation can be approximated with a linear function. Using a linear approximation, an external circuit that provides a gain adjustment of -0.9%/°C would keep the sensitivity within 10% of its room temperature value over a 0°C to +50°C range.

For applications that demand high performance, a low cost micro-controller can be used to implement the above equation. A reference design using a Microchip MCU (p/n 16F873/04-SO) and MEMSIC developed firmware is available by contacting the factory. With this reference design, the sensitivity variation over the full temperature range (-40°C to +105°C) can be kept below 3%. Please visit the MEMSIC web site at www.memsic.com for reference design information on circuits and programs including look up tables for easily incorporating sensitivity compensation.

DISCUSSION OF TILT APPLICATIONS AND MINIMUM RESOLUTION

Tilt Applications: One of the most popular applications of the MEMSIC accelerometer product line is in tilt/inclination measurement. An accelerometer uses the force of gravity as an input to determine the inclination angle of an object.

A MEMSIC accelerometer is most sensitive to changes in position, or tilt, when the accelerometer's sensitive axis is perpendicular to the force of gravity, or parallel to the Earth's surface. Similarly, when the accelerometer's axis is parallel to the force of gravity (perpendicular to the Earth's surface), it is least sensitive to changes in tilt.

Table 1 and Figure 2 help to illustrate the output changes in the X- and Y-axes as the unit is tilted from +90° to 0°. Notice that when one axis has a small change in output per degree of tilt (in mg), the second axis has a large change in output per degree of tilt. The complementary nature of these two signals permits low cost accurate tilt sensing to be achieved with the MEMSIC device (reference application note AN-00MX-007).

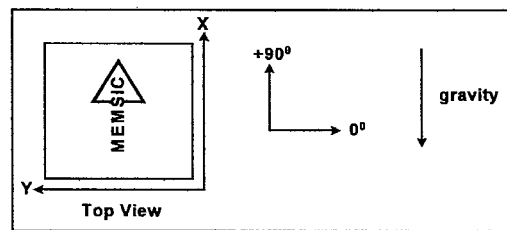


Figure 2: Accelerometer Position Relative to Gravity

X-Axis Orientation To Earth's Surface (deg.)	X-Axis		Y-Axis	
	X Output (g)	Change per deg. of tilt (mg)	Y Output (g)	Change per deg. of tilt (mg)
90	1.000	0.15	0.000	17.45
85	0.996	1.37	0.087	17.37
80	0.985	2.88	0.174	17.16
70	0.940	5.86	0.342	16.35
60	0.866	8.59	0.500	15.04
45	0.707	12.23	0.707	12.23
30	0.500	15.04	0.866	8.59
20	0.342	16.35	0.940	5.86
10	0.174	17.16	0.985	2.88
5	0.087	17.37	0.996	1.37
0	0.000	17.45	1.000	0.15

Table 1: Changes in Tilt for X- and Y-Axes

Minimum Resolution: Accelerometers can be used in a wide variety of low g applications such as tilt and orientation. The device noise floor will vary with the measurement bandwidth. With the reduction of the bandwidth the noise floor drops. This will improve the signal to noise ratio of the measurement and resolution. The output noise scales directly with the square root of the measurement bandwidth. The maximum amplitude of the noise, its peak-to-peak value, approximately defines the worst case resolution of the measurement. The peak-to-peak noise is approximately equal to 6.6 times as the rms value (with an average uncertainty of .1%). The maximum noise for 1.0Hz bandwidth will be $1 \text{ mg}/\sqrt{\text{Hz}}$. If the bandwidth is increased to 10 Hz for example: 3.162 mg is the maximum rms noise and 20.87mg is the maximum peak-to-peak noise.

DIGITAL INTERFACE

The MXD2002A/B is easily interfaced with low cost microcontrollers. For the digital output accelerometer, one digital input port is required to read one accelerometer output. For the analog output accelerometer, many low cost microcontrollers are available today that feature integrated a/d (analog to digital converters) with resolutions ranging from 8 to 12 bits.

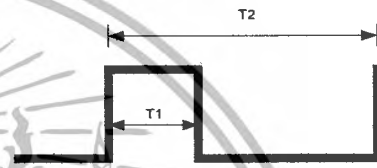
In many applications the microcontroller provides an effective approach for the temperature compensation of the sensitivity and the zero g offset. Specific code set, reference designs, and applications notes are available from the factory. The following parameters must be considered in a digital interface:

- Resolution:** smallest detectable change in input acceleration
- Bandwidth:** detectable accelerations in a given period of time
- Acquisition Time:** the duration of the measurement of the acceleration signal

DUTY CYCLE DEFINITION

The MXD2002A/B has two PWM duty cycle outputs (x,y). The acceleration is proportional to the ratio T1/T2. The zero g output is set to 50% duty cycle and the sensitivity scale factor is set to 2% duty cycle change per g. These nominal values are affected by the initial tolerance of the device including zero g offset error and sensitivity error. This device is offered from the factory programmed to either a 10ms period (100 Hz) or a 2.5ms period (400Hz).

- T1** Length of the "on" portion of the cycle.
- T2 (Period)** Length of the total cycle.
- Duty Cycle** Ratio of the "On" time (T1) of the cycle to the total cycle (T2). Defined as T1/T2.
- Pulse width** Time period of the "on" pulse. Defined as T1.



$A (g) = (T1/T2 - 0.5)/2\%$
 $0g = 50\% \text{ Duty Cycle}$
 $T2 = 2.5ms \text{ or } 10ms \text{ (factory programmable)}$

Figure 4: Typical output Duty Cycle

CHOOSING T2 AND COUNTER FREQUENCY DESIGN TRADE-OFFS

The noise level is one determinant of accelerometer resolution. The second relates to the measurement resolution of the counter when decoding the duty cycle output. The actual resolution of the acceleration signal is limited by the time resolution of the counting devices used to decode the duty cycle. The faster the counter clock, the higher the resolution of the duty cycle and the shorter the T2 period can be for a given resolution. Table 2 shows some of the trade-offs. It is important to note that this is the resolution due to the microprocessors' counter. It is probable that the accelerometer's noise floor may set the lower limit on the resolution.

T2 (ms)	MEMSIC Sample Rate	Counter-Clock Rate (MHz)	Counts Per T2 Cycle	Counts per g	Resolution (mg)
2.5	400	2.0	5000	100	10
2.5	400	1.0	2500	50	20
2.5	400	0.5	1250	25	40
10.0	100	2.0	20000	400	2.5
10.0	100	1.0	10000	200	5.0
10.0	100	0.5	5000	100	10

Table 2: Trade-Offs Between Microcontroller Counter Rate and T2 Period.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

USING THE ACCELEROMETER IN VERY LOW POWER APPLICATIONS (BATTERY OPERATION)

In applications with power limitations, power cycling can be used to extend the battery operating life. One important consideration when power cycling is that the accelerometer turn on time limits the frequency bandwidth of the accelerations to be measured. For example, operating at 2.7V the turn on time is 40mS. To double the operating time, a particular application may cycle power ON for 40mS, then OFF for 40mS, resulting in a measurement period of 80mS, or a frequency of 12.5Hz. With a frequency of measurements of 12.5Hz, accelerations changes as high as 6.25Hz can be detected.

Power cycling can be used effectively in many inclinometry applications, where inclination changes can be slow and infrequent.

COMPENSATION FOR ZERO G OFFSET CHANGE OVER TEMPERATURE

The compensation of offset is performed with the following equation: $A_{oc} = A + (a + b * T + c * T^2)$ where A_{oc} is the offset compensated acceleration, A is the uncompensated acceleration, T is temperature and a, b, c are constants characteristic to each accelerometer. Computer programs are used to determine these constants. The constants can be read from and written to the MCU EEPROM via the RS-232. The constants a, b, c are normally stored in the MCU EEPROM. To determine the values of the constants, each accelerometer is taken to three different temperatures, preferably evenly spread across the desired temperature span. The zero g bias (A_0, A_1 and A_2) and the temperatures (T_0, T_1 and T_2) are recorded at each temperature. The data collected ($A_0, T_0, A_1, T_1, A_2, T_2$) is used in a quadratic interpolation (or LaGrange polynomial) to determine a, b and c as follows:

$$\begin{aligned} r_0 &= A_0 / ((T_0 - T_1) * (T_0 - T_2)) \\ r_1 &= A_1 / ((T_1 - T_0) * (T_1 - T_2)) \\ r_2 &= A_2 / ((T_2 - T_0) * (T_2 - T_1)) \\ a &= r_0 * T_1 * T_2 + r_1 * T_0 * T_2 + r_2 * T_0 * T_1 \\ b &= -r_0 * (T_1 + T_2) - r_1 * (T_0 + T_2) - r_2 * (T_0 + T_1) \\ c &= r_0 + r_1 + r_2 \end{aligned}$$

In many cases a computer is used to control the temperature, communicate with the MCU, and to calculate the constants. After calculating the constants, the computer downloads the constants to EEPROM.

For a more detail discussion of temperature compensation reference MEMSIC application note #AN-00MX-002

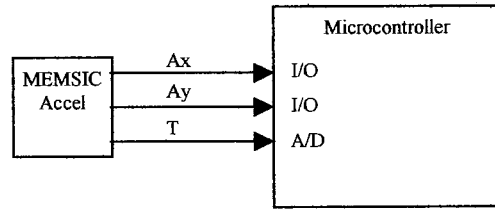


Figure 5: Zero g Offset Temperature Compensation Circuit

COMPENSATION FOR EXTENDING THE FREQUENCY RESPONSE

The response of the thermal accelerometer is a function of the internal gas physical properties, the natural convection mechanism and the sensor electronics. Since the gas properties of MEMSIC's mass produced accelerometer are uniform, a digital filter can be used to equally compensate all sensors. The compensating filter does not require adjustment for individual accelerometers. The function of the compensating filter is to apply gain in proportion with the acceleration changes. The faster the acceleration changes occur, the higher the gain that the filter applies. For analog output accelerometers, the compensating filter can be implemented with a circuit involving two op-amps and some resistors and capacitors. For digital output accelerometers, a digital filter is necessary.

In applications where high frequency accelerations need to be measured, a DSP (digital signal processor) may be necessary to implement the digital filter. DSP IC's and development tools are readily available from major IC manufacturers.

However, if the bandwidth requirement is relatively low (i.e. 100Hz), it is possible to implement a digital frequency compensating filter with an 8 bit microcontroller. The microcontroller will likely have to be capable of operating at relatively high clock frequencies (20MHz).

CONVERTING THE DIGITAL OUTPUT TO AN ANALOG OUTPUT

The PWM output can be easily converted into an analog output by integration. A simple RC filter can do the conversion. Note that that the impedance of the circuit following the integrator must be much higher than the impedance of the RC filter. Reference figure 6 for an example.

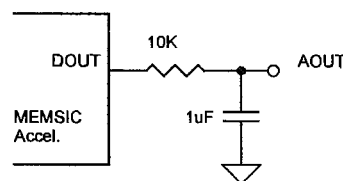


Figure 6: Converting the digital output to an analog voltage

TEMPERATURE OUTPUT NOISE REDUCTION

It is recommended that a simple RC low pass filter is used when measuring the temperature output. Temperature output is typically a very slow changing signal, so a very low frequency filter eliminates erroneous readings that may result from the presence of higher frequency noise. A simple filter is shown in Figure 8.

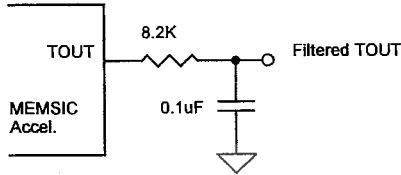


Figure 8: Temperature Output Noise Reduction

POWER SUPPLY NOISE REJECTION

Two capacitors and a resistor are recommended for best rejection of power supply noise (reference Figure 9 below). The capacitors should be located as close as possible to the device supply pins (V_{DA} , V_{DD}). The capacitor lead length should be as short as possible, and surface mount capacitors are preferred. For typical applications, capacitors C1 and C2 can be ceramic 0.1 μF , and the resistor R can be 10 Ω . In 5V applications where power consumption is not a concern, maximum supply noise rejection can be obtained by significantly increasing the values of C1, C2 and R. For example, $C1 = C2 = 0.47 \mu\text{F}$ and $R = 270 \Omega$ will virtually eliminate power supply noise effects.

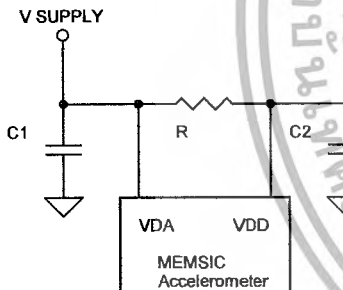


Figure 9: Power Supply Noise Rejection

PCB LAYOUT AND FABRICATION SUGGESTIONS

1. The Sck pin should be grounded to minimize noise.
2. Liberal use of ceramic bypass capacitors is recommended.
3. Robust low inductance ground wiring should be used.
4. Care should be taken to ensure there is “thermal symmetry” on the PCB immediately surrounding the MEMSIC device and that there is no significant heat source nearby.

5. A metal ground plane should be added directly beneath the MEMSIC device. The size of the ground plane should be similar to the MEMSIC device’s footprint and as thick as possible.
6. Vias can be added symmetrically around the ground plane. Vias increase thermal isolation of the device from the rest of the PCB

Package Drawing

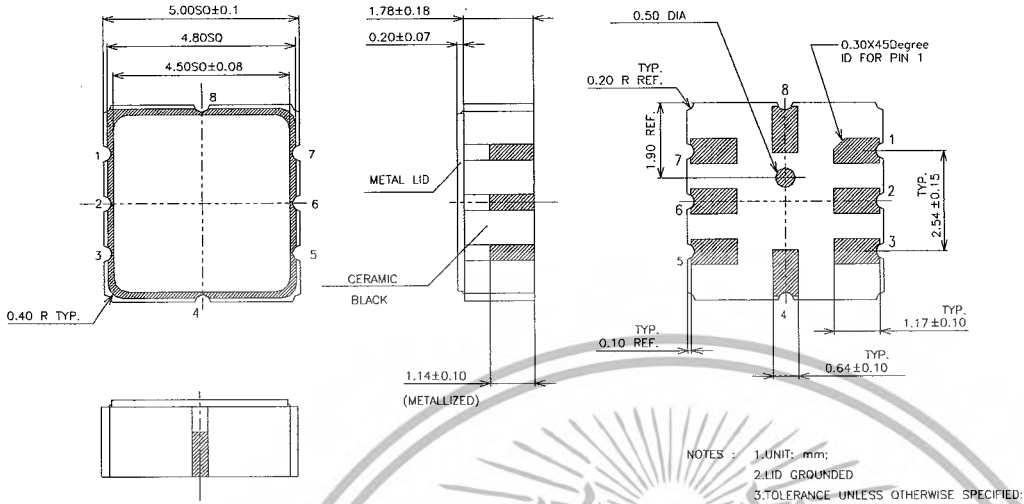


Fig 10: Hermetically Sealed Package Outline

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

กิตติกรรมประกาศ

ปริญญาานิพนธ์ฉบับนี้สามารถสำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยดี เพราะได้รับความเมตตาเป็นอย่างสูง จาก รศ.ดร. โยธิน เปรมปราณีรัชต์ และอาจารย์ สุมิตร พนาอุคมทรัพย์ อาจารย์ที่ปรึกษาที่ได้ให้ คำแนะนำ ข้อคิดเห็น ให้ความกรุณาเอื้อเฟื้ออุปการะที่จำเป็น และความช่วยเหลืออื่นๆ แก่คณะ ผู้จัดทำ

ขอขอบพระคุณครูอาจารย์และเจ้าหน้าที่ภาควิชาระบบควบคุมทุกท่าน ที่ได้ให้ความกรุณา และคำแนะนำที่เป็นประโยชน์ ตลอดจนอำนวยความสะดวกในการใช้ห้องทดลองและอุปกรณ์ที่ จำเป็นต่าง ๆ

ขอขอบคุณเพื่อนๆ ที่คอยให้ความช่วยเหลือและเป็นกำลังใจแก่ผู้จัดทำ จนทำให้ปริญญา นิพนธ์ฉบับนี้เสร็จสิ้นสมบูรณ์

สุดท้ายนี้ผู้จัดทำขอกราบขอบพระคุณ บิดา มารดา ของคณะผู้จัดทำ ที่ได้ให้ความ สนับสนุนให้ โอกาสผู้จัดทำได้เล่าเรียนจนถึงทุกวันนี้ และเป็นกำลังใจแก่ผู้จัดทำตลอดมา อีกทั้ง

คณะผู้จัดทำ

นาย เมธีศ ศรีสุวรรณ

นาย โสภณ พงษ์กาญจน์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เอกสารอ้างอิง

1. อารัมภีร์ จันทร์ไย , ” เทคโนโลยีอุปกรณ ” ,วารสารเซมิคอนดัคเตอร์อิเล็กทรอนิกส์, ฉบับที่ 264, 7 หน้า 2547,
2. ทะนง โชติสรยุทธ์, ” เทคนิคการใช้งานอัลตราโซนิคทรานดิวเซอร์ ” , สำหรับนักทดลอง ,ซี เอ็ดดูเคชั่น ,กรุงเทพฯ , 2537
3. อรรถพล บุญยะโกคา, ” การส่งและอ่านข้อมูลผ่านพอร์ตอนุกรม ” , เรียนรู้และปฏิบัติการ เชื่อมต่อคอมพิวเตอร์กับอุปกรณ์ภายนอกผ่านพอร์ตอนุกรม , 22 หน้า
4. อภิชาติ ภู่พลับ , เริ่มต้นเขียนโปรแกรมติดต่อและควบคุมฮาร์ดแวร์ ด้วย Visual Basic, 216 หน้า , 2546
5. ประจัน พลังสันติกุล, การเขียนโปรแกรมควบคุมภาษาซี ควบคุมไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC ,
6. Pedro Castillo and Rogelio Lozano, ” Real-Time Stabilization and Tracking of a Four-Rotor Mini Rotorcraft ”, IEEE TRANSACTIONS ON CONTROL SYSTEMS TECHNOLOGY, VOL. 12, NO. 4, JULY 2004
7. Johann Borenstein, ” The HoverBot An Electrically Powered Flying Robot ”, The University of Michigan.
8. Fumiya Iida, ” Goal-Directed Navigation of an Autonomous Flying Robot Using Biologically Inspired Cheap Vision ”
9. Tony Mander, ” Introduction to Flight ”, The BP Technology Challenge File
10. Professor : Roland Siegwart, ” COMPUTER-BASED CONTROL SYSTEM FOR A MODEL HELICOPTER ”, Microengineering Department
11. Eryk Brian Nice, ” DESIGN OF A FOUR ROTOR HOVERING VEHICLE ”, Cornell University, May 2004.
12. Matthew G. Earl and Raffaello D'Andrea, ” Real-time Attitude Estimation Techniques Applied to a Four Rotor Helicopter ”

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้