

สำนักหอสมุดกลาง พระจอมเกล้าลาดกระบัง

อากาศยานแบบ 4 ใบพัด

4 ROTOR AIRCRAFT



ปริญญาบัตรนี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต

ภาควิชาวิศวกรรมสารสนเทศ

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ปีการศึกษา 2549

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น เมื่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4 ROTOR AIRCRAFT



**A THESIS SUBMITTED IN PARTIAL FULFILLMENT OF
THE REQUIREMENT FOR THE DEGREE OF
BACHELOR IN DEPARTMENT OF INFORMATION ENGINEERING
FACULTY OF ENGINEERING
KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG**

2006

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

หัวข้อโครงการ	อากาศยานแบบ 4 ใบพัด (4 rotor Aircraft)	
นักศึกษา	นายกฤษณรักษ์ สังคหะ	รหัสนักศึกษา 47015593
	นายประวัฒน์ สุวรรณวิจิตร	รหัสนักศึกษา 47015603
	นายสิทธิเดช เหลืองอ่อน	รหัสนักศึกษา 47015618
อาจารย์ที่ปรึกษา	อาจารย์สมภพ แก้วมีชัย	
สาขาวิชา	วิศวกรรมสารสนเทศ	
ปีการศึกษา	2549	

บทคัดย่อ

หลายครั้งที่การเข้าถึงพื้นที่เพื่อสำรวจสิ่งต่างทางพื้นดินทำได้ยาก อันเกิดจากสภาพแวดล้อมและสิ่งกีดขวางต่าง ๆ เป็นอุปสรรคในการสำรวจ ดังนั้น การสำรวจทางอากาศจึงเป็นทางเลือกที่ดีที่สุด จึงได้ทำการสร้างยานสำรวจทางอากาศขนาดเล็กแบบ 4 ใบพัดขึ้น ลักษณะเด่นคือ ตัวยานออกแบบเป็นรูปกากบาท ซึ่งจะติดใบพัดไว้บนแกนทั้ง 4 ทำให้การควบคุมการเปลี่ยนทิศทางทำได้ง่าย และรวดเร็ว ซึ่งเป็นประโยชน์ในการใช้งานในพื้นที่อันจำกัด ซึ่งใจกลางของตัวยานมีวงจรรักษาเสถียรภาพและควบคุมความเร็ว ใช้การควบคุมด้วยระบบรีโมทไร้สาย ในความถี่ย่าน FM แบบ 4 ช่องสัญญาณควบคุม โดยใช้กับชุดรีโมทบังคับที่มีขายทั่วไป และด้วยคุณสมบัติข้างต้น จึงสามารถประยุกต์ใช้งานจากโครงการนี้ได้หลากหลายรูปแบบ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

THESIS TITLE 4 ROTOR AIRCRAFT
STUDENT MR.KRITSANARAK SUNGKAHA ID. 47015593
MR.PRAWAT SUWANWIJIT ID. 47015603
MR.SITTIDATE LAUNG-ON ID. 47015618
ADVISOR MR.SOMPOP KEAWMEECHAI
GRADUATE LEVEL BACHELOR DEGREE OF INFORMATION ENGINEERING
DEPARTMENT INFORMATION ENGINEERING
ACADEMIC YEAR 2006

ABSTRACT

Several times, any obstacle on the ground make many problem for surveying, the surveying in sky is aptitude way. Then Surveying aircraft is built for support this problem. This aircraft consists of 4 propellers set that is attached on the end of crosswise axis body. Easy to moves in all directions and fast, useful for move in narrow place. The circuit board that lives in the center of the machine is the stabilization and Speed control system. This Aircraft is controlled by remote control system that consists of a 4-channel conventional FM system in remote control hobby industry. And then this proposal can apply for several used

กิตติกรรมประกาศ

ปริญญานิพนธ์นี้จะไม่สำเร็จได้ถ้าขาดการช่วยเหลือต่างๆ คณะผู้จัดทำโครงการต้องขอขอบพระคุณอาจารย์ที่ปรึกษา อาจารย์ สมภพ แก้วมีชัย เป็นอย่างยิ่ง ที่คอยให้คำแนะนำ และคอยช่วยเหลือ ขอขอบพระคุณรุ่นพี่ปริญญโท ภาคอิเล็กทรอนิกส์ ที่ให้คำปรึกษาและช่วยเหลือมาตลอดขอขอบพระคุณภาควิชาวิศวกรรมสารสนเทศ คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง ที่ได้ให้คณะผู้จัดทำโครงการได้มีโอกาสเข้ามาศึกษา ณ สถาบันแห่งนี้ ขอขอบคุณน้องมิตร ภาควิชาวิศวกรรมระบบควบคุม ที่ช่วยเหลือในด้านโปรแกรมและ PID และขอขอบพระคุณสถานที่ต่างๆ ที่ได้ให้บริเวณในการทดลองโครงการนี้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ

เรื่อง	หน้า
บทคัดย่อ	ก
Abstract	ข
กิตติกรรมประกาศ	ค
บทนำ	1
1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา	1
1.2 ความมุ่งหมายและวัตถุประสงค์	1
1.3 ขอบเขตของโครงการ	1
1.4 ขั้นตอนการทำโครงการ	2
บทที่ 2 ทฤษฎี	3
2.1 วัตถุประสงค์เบื้องต้น	3
2.2 คุณสมบัติของวัสดุโครงสร้าง	3
2.3 PIC Microcontroller	8
2.4 หลักการควบคุมอัตโนมัติ	11
2.5 Gyro scope	19
บทที่ 3 การออกแบบโครงสร้าง	21
3.1 ส่วนของชุดควบคุม	21
3.2 ส่วนของโครงสร้างที่ทำจากอลูมิเนียม	23
3.3 ส่วนของโครงสร้างที่ทำจากชุดประกอบ ของหางเครื่องบินเฮลิคอปเตอร์	31
3.4 โปรแกรมควบคุมการทำงาน	33
3.5 Flow Chart แสดงสถานะการทำงานของโปรแกรมควบคุม	38
บทที่ 4 ผลการทดลอง	44
4.1 อุปกรณ์การทดลอง	44
4.2 การเตรียมใช้งาน วงจรขับมอเตอร์(ESC)	44
4.3 ขั้วต่อภาครับ The Receiver Plug	44
4.4 การติดตั้ง วงจรขับมอเตอร์ (ESC)	45

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ(ต่อ)

เรื่อง	หน้า
4.5 สายต่างๆ	45
4.6 การทดสอบ วงจรจับมอเตอร์ (ESC)	45
4.7 การทดสอบระยะ	46
4.8 การทำงาน	46
4.9 วิธีการทดลอง	50
4.10 โครงสร้างที่ทำการเปลี่ยน	53
4.11 ผลจากการทดลอง	56
บทที่ 5 สรุป	60
5.1 ปัญหาในการทดลอง	61
5.2 สรุปผลการทดลอง	61
ภาคผนวก ก.	ง
บรรณานุกรม	ญ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป

รูป	หน้า
บทที่ 2	
รูปที่ 2.1 แสดงส่วนของไบพัต	3
รูปที่ 2.2 วงจรควบคุมความเร็วของมอเตอร์กระแสตรงแบบใช้ ตัวต้านทานอนุกรม	5
รูปที่ 2.3 กราฟแสดงคุณสมบัติ	5
รูปที่ 2.4 การควบคุมความเร็ว โดยเปลี่ยนค่าแรงดัน	6
รูปที่ 2.5 แสดงสัญญาณ PWM ซึ่งแสดงค่า duty cycles ที่ต่าง ๆ กัน	7
รูปที่ 2.6 PIC Microcontroller	9
รูปที่ 2.7 การจัดขาของ PIC18F4431	10
รูปที่ 2.8 Block diagram ของตัวควบคุมอัตโนมัติที่ต่อร่วมกับ อุปกรณ์วัดสัญญาณ	12
รูปที่ 2.9 Block diagram ของตัวควบคุมแบบ on-off	13
รูปที่ 2.10 Block diagram ของตัวควบคุมแบบ proportional	13
รูปที่ 2.11 Block diagram ของตัวควบคุมแบบ integral	14
รูปที่ 2.12 (ก) Block diagram ของตัวควบคุมแบบ proportional+integral	15
รูปที่ 2.12 (ข) อินพุทของตัวควบคุมซึ่งเป็นแบบ unit step	15
รูปที่ 2.12 (ค) เอาท์พุทของตัวควบคุมแบบ PI เมื่ออินพุทเป็น unit step	15
รูปที่ 2.13 (ก) Block diagram ของตัวควบคุมแบบ proportional+ derivative	16
รูปที่ 2.13 (ข) อินพุทของตัวควบคุมซึ่งเป็นแบบ unit ramp	16
รูปที่ 2.13 (ค) เอาท์พุทของตัวควบคุมแบบ PD	16
รูปที่ 2.14 (ก) Block diagram ของตัวควบคุมแบบ PID	18
รูปที่ 2.14 (ข) สัญญาณอินพุทเป็น unit ramp	18
รูปที่ 2.14 (ค) สัญญาณเอาท์พุทของตัวควบคุม	18

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป(ต่อ)

รูป	หน้า
รูปที่ 2.15 วงจรการทำงานของ Gyro scope	19
รูปที่ 2.16 Gyro scope	19
รูปที่ 2.17 แสดงความสัมพันธ์ระหว่าง มุมและแรงดันของ Gyro scope	20
บทที่ 3	
รูปที่ 3.1 แสดงบล็อกไดอะแกรมชุดควบคุมการบิน	21
รูปที่ 3.2 โครงสร้างอากาศยาน	23
รูปที่ 3.3 แกนอลูมิเนียม	24
รูปที่ 3.4 Circuit box	25
รูปที่ 3.5 ตัวยึดแกน	26
รูปที่ 3.6 ชุดยัดมอเตอร์และใบพัด	27
รูปที่ 3.7 มอเตอร์	28
รูปที่ 3.8 ใบพัดชนิดหมุนตามเข็มนาฬิกา	29
รูปที่ 3.9 ใบพัดชนิดหมุนทวนเข็มนาฬิกา	30
รูปที่ 3.10 โครงสร้างโดยรวมของชุดประกอบของหาง เครื่องบินเฮลิคอปเตอร์	31
รูปที่ 3.11 โครงสร้างจากมุมบนของชุดประกอบของหาง เครื่องบินเฮลิคอปเตอร์	31
รูปที่ 3.12 โครงสร้างใบพัดของชุดประกอบของหาง เครื่องบินเฮลิคอปเตอร์	32
รูปที่ 3.13 ชุดวงจรควบคุม	32
รูปที่ 3.14 Flow chart1	38
รูปที่ 3.15 Flow chart2	39
รูปที่ 3.16 Flow chart3	40
รูปที่ 3.17 Flow chart4	41
รูปที่ 3.18 Flow chart5	42

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป(ต่อ)

รูป	หน้า
รูปที่ 3.19 Flow chart6	43
บทที่ 4	
รูปที่ 4.1 Speed Control	44
รูปที่ 4.2 รีโมทบังคับวิทยุ 4 ช่องสัญญาณในสภาวะปกติ	46
รูปที่ 4.3 รีโมทบังคับวิทยุ 4 ช่องสัญญาณ ในช่องสัญญาณ ที่3 SPEED UP	47
รูปที่ 4.4 รีโมทบังคับวิทยุ 4 ช่องสัญญาณ ในช่องสัญญาณที่ 3 SPEED DOWN	47
รูปที่ 4.5 รีโมทบังคับวิทยุ 4 ช่องสัญญาณ ในช่องสัญญาณที่ 1 เคลื่อนที่ไปด้านหน้า	48
รูปที่ 4.6 รีโมทบังคับวิทยุ 4 ช่องสัญญาณ ในช่องสัญญาณที่ 1 เคลื่อนที่ไปด้านหลัง	48
รูปที่ 4.7 รีโมทบังคับวิทยุ 4 ช่องสัญญาณ ในช่องสัญญาณที่ 2 เคลื่อนที่ไปด้านซ้าย	49
รูปที่ 4.8 รีโมทบังคับวิทยุ 4 ช่องสัญญาณ ในช่องสัญญาณที่ 2 เคลื่อนที่ไปด้านขวา	49
รูปที่ 4.9 แสดงภาครับสัญญาณวิทยุ 4 ช่องสัญญาณ	50
รูปที่ 4.10 ภาครับสัญญาณวิทยุ 4 ช่องสัญญาณ ค่อยร่วมกับ ชุดขับเคลื่อนเตอร์ (ESC)	50
รูปที่ 4.11 ปรับตำแหน่งต่ำสุดทั้ง 2 ช่องสัญญาณ	51
รูปที่ 4.12 ช่องสัญญาณที่ 1 สูงสุด / ช่องสัญญาณที่ 2 ต่ำสุด	52
รูปที่ 4.13 ช่องสัญญาณที่ 1 ต่ำสุด / ช่องสัญญาณที่ 2 สูงสุด	52
รูปที่ 4.14 ปรับตำแหน่งสูงสุดทั้ง 2 ช่องสัญญาณ	53

สารบัญรูป(ต่อ)

รูป	หน้า
รูปที่ 4.15 โครงสร้างแบบเก่าที่ทำจากอลูมิเนียม	54
รูปที่ 4.16 โครงสร้างแบบใหม่ที่มาจากชุดประกอบ ของหางเครื่องบินเฮลิคอปเตอร์	54
รูปที่ 4.17 เปรียบเทียบ โครงสร้างของทั้งสองแบบ	55
รูปที่ 4.18 Gyro scope	57
รูปที่ 4.19 ระดับปกติ (แนวระดับ)	57
รูปที่ 4.20 ระดับ ไม่สมดุล(ยกด้านหน้า)	58
รูปที่ 4.21 ระดับ ไม่สมดุล(ยกด้านหลัง)	58
รูปที่ 4.22 ระดับ ไม่สมดุล(ยกด้านขวา)	59
รูปที่ 4.23 ระดับ ไม่สมดุล(ยกด้านซ้าย)	59
ภาคผนวก ก. รูปที่ ก-1	ง

สารบัญตาราง

ตาราง	หน้า
บทที่ 1	
ตารางที่ 1.1 ขั้นตอนการทำโครงการ	2
บทที่ 4	
ตารางที่ 4.1 แสดงค่าแรงต้นตามลักษณะการเอียงในลักษณะต่าง ๆ (อุดมคติ)	56
ตารางที่ 4.2 แสดงค่าแรงต้นตามลักษณะการเอียงในลักษณะต่าง ๆ (ปฏิบัติ)	56
ภาคผนวก ก.	
ตารางที่ ก-1 การทำงานแต่ละขาของ PIC18F4331	จ
ตารางที่ ก-2 การทำงานแต่ละขาของ PIC18F4331 (ต่อ)	ฉ
ตารางที่ ก-3 การทำงานแต่ละขาของ PIC18F4331 (ต่อ)	ช
ตารางที่ ก-4 การทำงานแต่ละขาของ PIC18F4331 (ต่อ)	ซ
ตารางที่ ก-5 การทำงานแต่ละขาของ PIC18F4331 (ต่อ)	ณ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทนำ

1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา

จากสถานการณ์ที่เกิดขึ้นในปัจจุบัน จะเห็นได้ว่าเกิดปัญหาด้านความไม่สงบสุข ซึ่งทุกครั้งที่เกิดปัญหานี้ จะมีคนที่คิดไม่ดี โดยการก่อการร้าย เช่น วางระเบิดอาคาร วางเพลิง และอื่นๆ สิ่งเหล่านี้เมื่อเกิดขึ้นจะมีคนเจ็บเสมอ อย่างการระเบิดอาคาร ทำให้อาคารถล่ม ในลักษณะนี้เราจะต้องทำการหาคนที่รอดชีวิต คนที่บาดเจ็บ ซึ่งยากต่อการเข้าถึงที่เกิดเหตุ หรืออาจเข้าไปข้างในไม่สามารถช่วยคนได้ทันท่วงที เราจึงทำอากาศยานสี่ใบพัด (4 rotor Aircraft) ขึ้นมา เพื่อทำการสำรวจหาคนเจ็บในที่ที่คนเข้าไปได้ยากหรืออาจจะสำรวจจากมุมสูง จะทำให้เป็นการเพิ่มช่องทางการมองเห็นจุดต่างๆ หรือจะสำรวจในงานอื่นๆ

1.2 ความมุ่งหมายและวัตถุประสงค์

- 1.2.1 ศึกษาแบบแผนการบินแบบ 4ใบพัด และผลกระทบจากการทำการบิน
- 1.2.2 ศึกษาคุณสมบัติของวัสดุที่เหมาะสม (ในงบประมาณที่จำกัด) ต่อการนำมาใช้ในการบิน
- 1.2.3 ศึกษาการทำงาน PIC Microcontroller เพื่อนำมาประยุกต์ใช้ในการควบคุมความเร็วมอเตอร์
- 1.2.4 ศึกษาการทำงานของ Gyro เพื่อนำมาใช้ในการควบคุมการบิน

1.3 ขอบเขตของโครงการ

- 1.3.1 สร้างต้นแบบอากาศยาน โดยให้มีลักษณะเด่นคือความแข็งแรง และน้ำหนักเบา
- 1.3.2 ใช้รีโมทบังคับวิทยุในการควบคุมการบินระยะไกลได้
- 1.3.3 ทำสอบการยกตัวของอากาศยาน
- 1.3.4 ใช้ PIC Microcontroller ในการควบคุมความเร็วรอบมอเตอร์ และทำงานร่วมกับ Gyro เพื่อมาควบคุมความสมดุลในการบิน
- 1.3.5 ศึกษากระบวนการเดินหน้าถอยหลัง และบังคับเลี้ยวซ้ายขวาได้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

1.4 ขั้นตอนการทำโครงการ

ตารางที่ 1.1 ขั้นตอนการทำโครงการ

ขั้นตอนของการทำโครงการ	ช่วงระยะเวลา								
	2549								2550
	พ.ค.	มิ.ย.	ก.ค.	ส.ค.	ก.ย.	ต.ค.	พ.ย.	ธ.ค.	ม.ค.
1. ค้นหาหาข้อมูล	←→								
2. ออกแบบโครงสร้าง		←→							
3. จัดซื้ออุปกรณ์		←→							
4. ทดลองการยกตัว			←→						
5. ออกแบบวงจร		←→							
6. เขียนโปรแกรมควบคุม		←→							
7. ทดลองการควบคุมการบิน		←→							
8. ทำปริญญานิพนธ์		←→							

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 2 ทฤษฎี

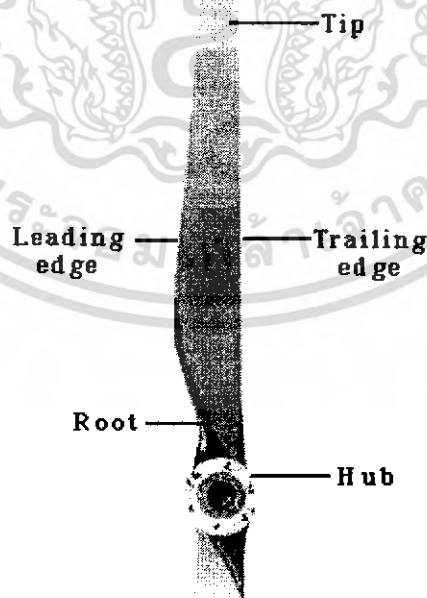
2.1 วัสดุอุปกรณ์เบื้องต้น

- ชุดประกอบหางเครื่องบินเฮลิคอปเตอร์
- มอเตอร์
- ใบพัด
- PIC Microcontroller
- Gyro
- รีโมทบังคับวิทยุ

2.2 คุณสมบัติของวัสดุโครงสร้าง

2.2.1 ใบพัด

จะใช้ใบพัดที่สามารถรองรับความเร็วรอบสูง เพื่อให้ดึงตัวขึ้นมาจากพื้นได้ ซึ่งจะอธิบายในส่วนของใบพัดจากข้อมูลทั่วไปของใบพัด



รูปที่ 2.1 แสดงส่วนของใบพัด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Thrust คือ เป็นแรงที่ใช้ขับเคลื่อนอากาศยานไปในอากาศ Thrust เป็นระบบที่สร้างขึ้นเพื่อใช้ผลักดันอากาศยาน ซึ่งมีอยู่หลายแบบและหลายวิธีการในการสร้างระบบผลักดันนี้ขึ้นมา ถึงแม้ว่ามันจะอาศัย โดยใช้ กฎของ Newton ข้อที่สาม ใบพัดก็เป็นหนึ่งในระบบขับเคลื่อนอากาศยาน จุดมุ่งหมายของใบพัดก็คือ การขับเคลื่อนอากาศยาน ให้เคลื่อนที่ไปในอากาศ ใบพัดประกอบไปด้วยใบ หรือกลีบ ตั้งแต่สองกลีบ หรือสองใบขึ้นไป ต่อกันด้วยที่ศูนย์กลาง ซึ่งเรียกว่า HUB และ hub นี้ทำหน้าที่ยึดใบพัดแต่ละกลีบ

ใบพัดสร้างขึ้นให้มีลักษณะหรือรูปร่างเป็น Airfoil คล้ายกับลักษณะของปีกเครื่องบิน เมื่อใบพัดหมุนโดยการหมุนของเครื่องยนต์ ใบพัดก็จะสร้าง แรง ยก ไปทางด้านหน้าของเครื่องบิน และ แรงยกส่วนนี้เราเรียกว่า thrust ที่จะทำให้เครื่องบินเคลื่อนที่ไปข้างหน้า อากาศยานส่วนใหญ่มีใบพัดแบบที่ใช้ดึงเครื่องบิน ผ่านไปในอากาศใบพัดประเภทนี้เรียกว่า ใบพัดแบบ tractor อากาศยานบางเครื่องใช้ใบพัดแบบผลัก ให้เครื่องบินเคลื่อนที่ไปในอากาศ เรียกใบพัดประเภทนี้ว่า pusher ต่อไปเราจะบอกถึงความหมายของคำในส่วนต่างๆของใบพัด

Leading Edge คือส่วนแรกของใบพัดที่หมุนตัดกับอากาศ เมื่อใบพัดตัดอากาศ อากาศก็จะไหลผ่าน บนด้านหน้าของใบพัด และส่วนที่เป็นส่วน โกงของใบพัด

Blade Face ก็คือส่วนล่างของใบพัด หรือส่วนล่างของ Airfoil แต่เราอาจจะเรียกว่าเป็น ด้านหลังใบพัด

Thrust Face ก็คือส่วนที่มีความ โกงพื้นผิวของใบพัด หรือบางทีเราเรียกว่าด้านหน้าของใบพัด

Blade Shank (Root) คือส่วนของกลีบใบพัดที่อยู่ส่วนหัว หรือส่วนที่อยู่ติดกับส่วนตรงกลาง

Blade Tip คือส่วนปลายสุดของใบพัด

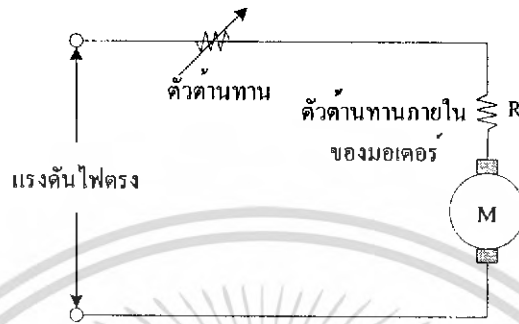
2.2.2 มอเตอร์

ใช้มอเตอร์กระแสสูง เพื่อไม่ให้ความเร็วของใบพัดตกลง เราจึงต้องใช้มอเตอร์ที่มีกระแสสูงมาก จึงต้องมีการควบคุมความเร็วของมอเตอร์ขั้นพื้นฐาน ซึ่งสามารถควบคุมได้หลายวิธี คือ

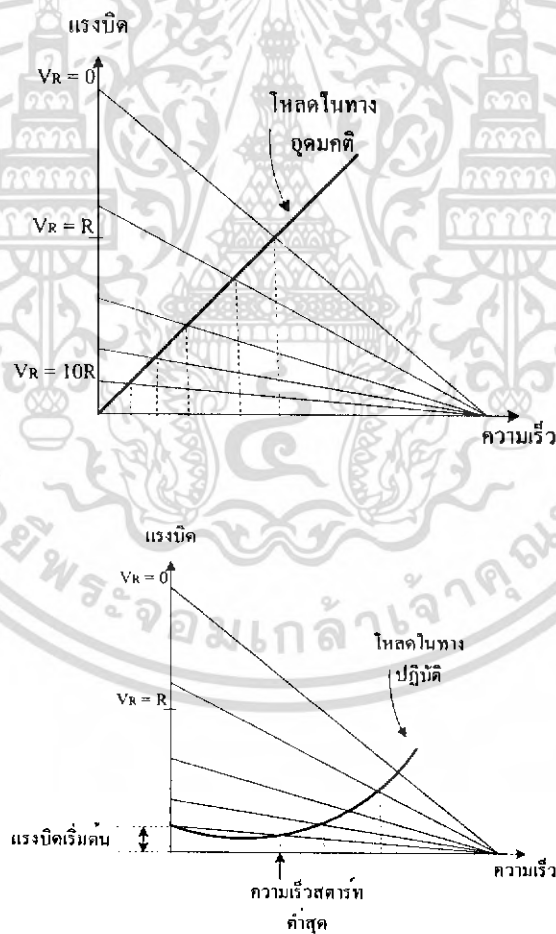
การควบคุมด้วยตัวต้านทานที่ปรับค่าได้

เป็นรูปแบบพื้นฐานที่สุดของการควบคุมมอเตอร์คือ ใช้ตัวต้านทานปรับค่าได้อนุกรมกับมอเตอร์ โดยตัวต้านทานที่ปรับค่าได้จะเป็นตัวกำหนดความเร็วในการหมุนของมอเตอร์ การบังคับแบบนี้ไม่มีประสิทธิภาพเพราะกำลังไฟสูญเสียไปในตัวความต้านทาน มักนิยมใช้กับมอเตอร์ตัวเล็กๆ การบังคับแบบนี้ให้คุณสมบัติการสตาร์ทดี (ให้แรงบิดสูงที่ความเร็วต่ำ) แต่จะให้ความเร็วสูง

มากเมื่อมอเตอร์อยู่ในสถานะที่มีโหลดน้อยๆ ดังนั้นการบังคับแบบนี้มีประโยชน์เฉพาะภาวะที่แรงต้านลงที่ เช่น การบังคับความเร็วของเครื่องจักรเห็บผ้า เป็นต้น



รูปที่ 2.2 วงจรควบคุมความเร็วของมอเตอร์กระแสตรงแบบใช้ตัวต้านทานอนุกรม

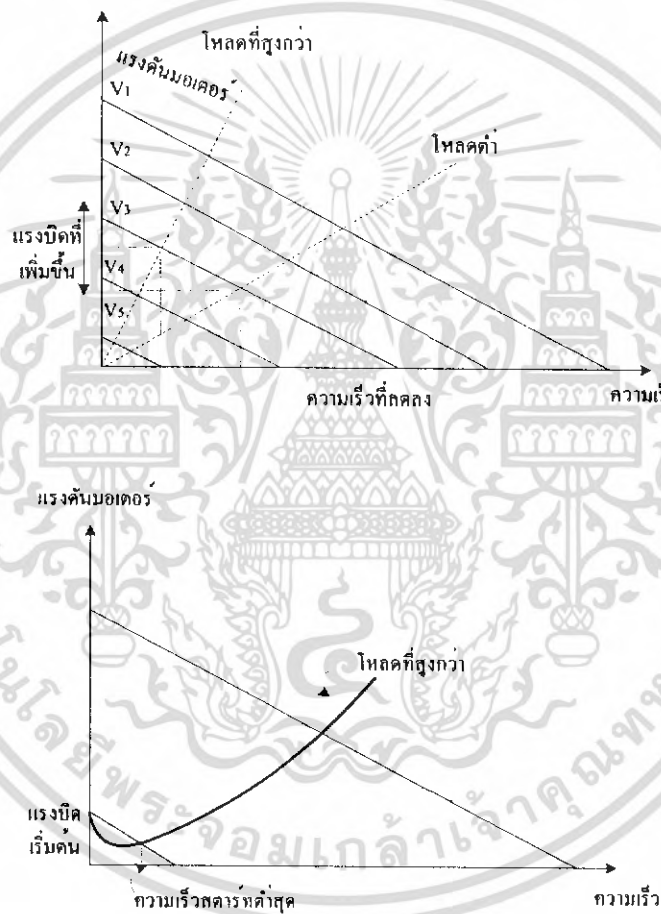


รูปที่ 2.3 กราฟแสดงคุณสมบัติ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การควบคุมด้วยวิธีเปลี่ยนค่าแรงดัน

วิธีการนี้ดีกว่าวิธีการแรกแต่จะซับซ้อนกว่าต้องใช้อุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ที่ใช้อัตราขยายกำลังสูง และ มอเตอร์จะถูกป้อนด้วยแรงดันที่เปลี่ยนแปลงค่าได้ จากแหล่งจ่ายที่มีอิมพีแดนซ์ต่ำ ข้อดีของการควบคุมวิธีนี้คือ ถ้าความเร็วลดลงจากผลของแรงบิด แรงดันที่ป้อนให้กับมอเตอร์จะเพิ่มขึ้นเพื่อรักษาระดับความเร็ว ส่วนข้อเสียจากการควบคุมวิธีนี้คือ เมื่อมอเตอร์มีความเร็วต่ำแรงดันที่ป้อนให้กับมอเตอร์จะมีค่าต่ำเช่นกัน



รูปที่ 2.4 การควบคุมความเร็ว โดยเปลี่ยนค่าแรงดัน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การควบคุมด้วยตัวต้านทานที่ปรับค่าได้

การควบคุมแบบนี้สามารถขับเคลื่อนมอเตอร์ได้ความเร็ว 10 : 1 และให้การเร่อกูเลตที่ดีกว่า กระแสถูกปล่อยให้ฟลัดคั้งที่ ผลของคุณสมบัติ ความเร็วและแรงบิดได้รับการปรับปรุงดีขึ้นกว่าการ บังคับด้วยความต้านทานที่ปรับค่าได้ และให้การเร่อกูเลตความเร็วคงที่ได้ดีขึ้นตลอดช่วงความเร็วที่ กว้างกว่า

การควบคุมแบบ PWM (Pulse Width Modulation)

Pulse width modulation (PWM) คือ เทคนิคสำหรับควบคุมวงจรทางด้านฮาร์ดแวร์โดยใช้ สัญญาณเอาท์พุทแบบดิจิทัลของไมโครโพรเซสเซอร์ควบคุม การทำงานของสัญญาณ PWM แสดงสัญญาณ PWM ที่แตกต่างกัน 3 สัญญาณ

- โดย 4a แสดงสัญญาณ PWM ที่ 10% duty cycle คือ สัญญาณในการออนจะเป็น 10% ของ คาบสัญญาณ และ จะออฟเป็น 90% ของคาบสัญญาณ
- โดย 4b แสดงสัญญาณ PWM ที่ 50% duty cycle คือ สัญญาณในการออนจะเป็น 50% ของ คาบสัญญาณ และ จะออฟเป็น 50% ของคาบสัญญาณ
- โดย 4c แสดงสัญญาณ PWM ที่ 90% duty cycle คือ สัญญาณในการออนจะเป็น 90% ของ คาบสัญญาณ และ จะออฟเป็น 10% ของคาบสัญญาณ

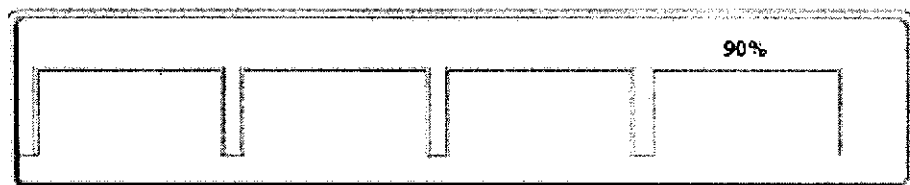
เช่น ถ้า Power Supply มี 9V และ duty cycle เป็น 10% จะได้เอาท์พุท 0.9V



รูปที่ 4a



รูปที่ 4b



รูปที่ 4c

รูปที่ 2.5 แสดงสัญญาณ PWM ซึ่งแสดงค่า duty cycles ที่ต่างๆกัน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ทำไมถึงใช้ PWM ในการควบคุมความเร็วมอเตอร์มีหลายเหตุผลว่าทำไม PWM ถึงถูกเลือกใช้ในการควบคุมความเร็วของมอเตอร์ เช่น

- PWM ง่ายในการอินเทอร์เฟสกับไมโครคอนโทรลเลอร์ และ ใช้เพียงแค่อุปกรณ์เดียวในการควบคุมความเร็ว
- PWM มีประสิทธิภาพ คือ Power Supply จะจ่ายกำลังได้เต็มที่ทั้ง ON และ OFF(FULL ON and FULL OFF)
- PWM ทำให้ได้ค่า ทอร์ก และ ความเร็วสูงสุดของมอเตอร์ เป็นเพราะ Power Supply จะจ่ายกำลังได้เต็มที่ทั้ง ON และ OFF(FULL ON and FULL OFF)

2.2.3 แกนคาร์บอน

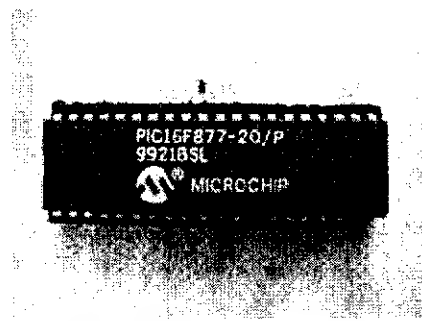
คาร์บอนมีคุณสมบัติเด่น คือ แข็งแรง และน้ำหนักเบา เราจึงนำมาใช้เป็นแกนทั้งสี่ คาร์บอนนี้จะดีกว่าลูมิเนียมตรงที่น้ำหนักมากกว่า แต่ก็จะมีราคาแพงกว่ามาก จึงเหมาะที่จะมาทำเป็นโครงของเครื่องบิน ซึ่งต้องการน้ำหนักเบา ความทนทาน และความแข็งแรง

เครื่องบินจะต้องเป็นสิ่งที่เบา เพื่อให้สามารถบินขึ้นได้อย่างดี แกนคาร์บอนจึงเหมาะที่จะนำมาทำเป็นแกนกลางยึดติดกับมอเตอร์ เพื่อให้ได้โครงสร้างที่เบาและแข็งแรง

2.3 PIC Microcontroller

2.3.1 PIC คืออะไร

PIC คือ microcontroller อีกตระกูลหนึ่ง ย่อมาจากคำว่า Peripheral Interface Controller ซึ่ง concept ของเจ้า microcontroller ตระกูลนี้ก็คือ พยายามรวมเอาทุกอย่างเอาไว้ในตัวของมันไม่ว่าจะเป็น PROGRAM MEMORY, RAM, EEPROM, SERIAL, I2C, PWM, A/D ฯลฯ โดยไม่จำเป็นต้องต่ออุปกรณ์เสริมจากภายนอก ในตัวของ PIC จะมีฟังก์ชันที่ใช้ในการประมวลผล รวมทั้งหน่วยความจำ ซึ่งทำให้มันเหมือนกับ CPU หนึ่งตัวเลยทีเดียว



รูปที่ 2.6 PIC Microcontroller

2.3.2 ความเร็วของ PIC

ภาคของความถี่สัญญาณนาฬิกา ปัจจุบันสามารถทำสัญญาณนาฬิกาได้ที่ 20 MHz ซึ่งทำให้หนึ่งคำสั่งของ PIC ใช้เวลาเพียง 0.25 μ Sec แต่อย่างไรก็ตามได้มีบริษัทอื่นได้ซื้อลิขสิทธิ์ PIC จาก microchip และได้สร้าง chip ที่มีความเร็วได้มากกว่าเดิมขึ้นไปอีก

2.3.3 หน่วยความจำของ PIC

ในอดีตหน่วยความจำของ PIC จะค่อนข้างน้อย คืออยู่ระหว่าง 512 words ถึง 4K words แต่ในปัจจุบัน บริษัท microchip ซึ่งเป็นเจ้าของ PIC ได้พัฒนาจนทำให้ memory ของ PIC มีขนาดเป็นหลายสิบกิโลไบต์ และมีที่ท่าว่าจะขยายได้ใหญ่ขึ้นเรื่อยๆ ในเรื่องของกรนับขนาดของหน่วยความจำของ PIC จะนับไม่เหมือนปกติ โดยที่หนึ่งคำสั่งของ PIC จะมีขนาด 14 bits ดังนั้นเราจะเรียกว่า 1 word ของ PIC จะมีขนาด 14 bits เช่น PIC16F84A ระบุว่าหน่วยความจำ 1 K (ซึ่งหมายถึง 1 K word ถ้าคำนวณให้เป็นแบบ 1 byte = 8 bit จะได้ว่า $1 \times 1,024 \times 14 = 14,336$ bits ดังนั้นก็คือ $14,336 / (8 \times 1,024) = 1.75K$ bytes นั่นเอง

2.3.4 สถาปัตยกรรมของ PIC

ตอนนี้มี 3 สายหลักๆ สมัยก่อนมีแค่สอง คือขึ้นต้นด้วย 16xxx, 17xxx และใหม่ล่าสุดคือ 18xxx ถ้าพูดถึง คุณสมบัติที่เหนือกว่าเรียงจากน้อยสุดไปมากที่สุดก็คือ 16 -> 17 -> 18 คำสั่ง assembly ของ 17 และมี 18 จะมีมากกว่า 16 ทำให้เขียน โปรแกรมได้ง่ายกว่า ราคาที่จะสูงกว่าด้วย แต่ที่เป็นที่นิยมก็คือตระกูล 16xxx

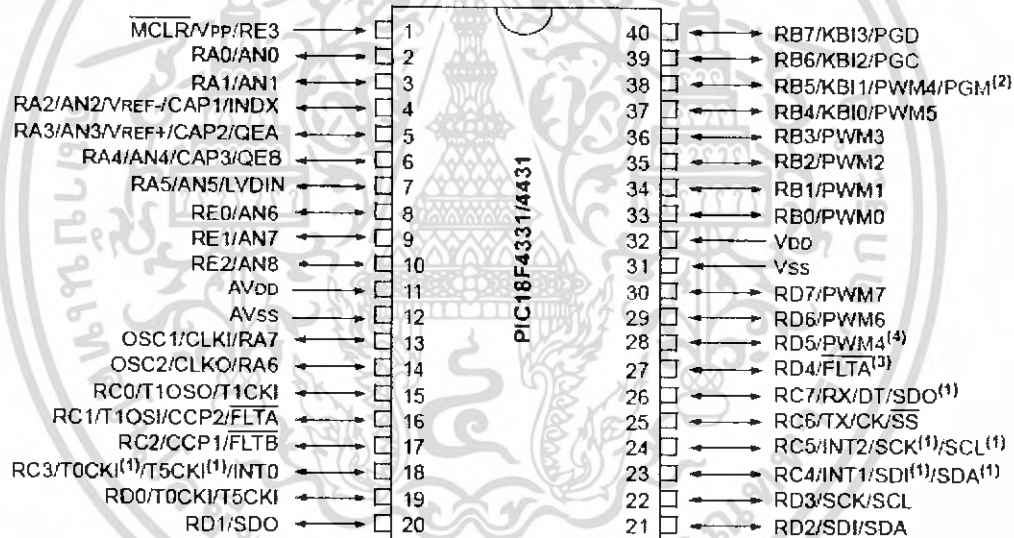
2.3.5 สรุป concept สถาปัตยกรรมของ PIC

PIC จะยึดถือการออกแบบที่รวบรวมทุกอย่างไว้ใน chip ตัวเดียวโดยไม่ต้องต่ออุปกรณ์ใดๆ เพิ่มเติม ผลที่ตามมาคือแผ่นวงจรจะมีขนาดเล็ก และอุปกรณ์ที่ใช้จะไม่มาก บางงานอาจจะใช้แค่เอกสารเป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น เมื่อนุญาตหนาไปไซ้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

PIC เพียงตัวเดียวโดยไม่ต้องใช้ chip อื่นมาเพิ่มเติมเลย นี่ก็คือคุณสมบัติพิเศษของ PIC ครับ ซึ่งปัจจุบันหลายบริษัทที่ผลิต microcontroller ก็เริ่มจะหันมาเลียนแบบแนวทางนี้ครับ แต่ทุกอย่างย่อมมีข้อเสีย เนื่องจาก concept ที่จะรวมทุกอย่างไว้ใน chip เดียว ทำให้ program memory และ data memory ไม่สามารถขยายโดยใช้กับ memory ภายนอกได้ (ในทางทฤษฎี นะครับ ของจริงนี้ทำได้ แต่ต้องใช้เทคนิคนิดหน่อยครับ ซึ่งไม่นิยม ต้องบอกกันไว้ก่อน) PIC จึงเหมาะสำหรับงานเล็กๆ ไม่ใช่งานใหญ่ๆ ที่ต้องใช้การคำนวณ และ memory เยอะๆ สำหรับผม PIC ก็คือมดครับ แมลงที่สามารถยกของที่มีน้ำหนักมากกว่ามัน ได้หลายสิบเท่า ครับ

2.3.6 Hardware เบื้องต้นของ PIC18F4331

40-Pin PDIP



รูปที่ 2.7 การจัดขาของ PIC18F4431

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.4 หลักการควบคุมอัตโนมัติ

เราจะใช้โปรแกรมในการควบคุมแบบการควบคุมอัตโนมัติ ซึ่งการควบคุมแบบอัตโนมัติจะมีด้วยกันหลายชนิด ซึ่งแต่ละชนิดก็จะมีกรควบคุมแบบที่ต่างกันไป ชนิดต่างๆของตัวควบคุมอัตโนมัติ

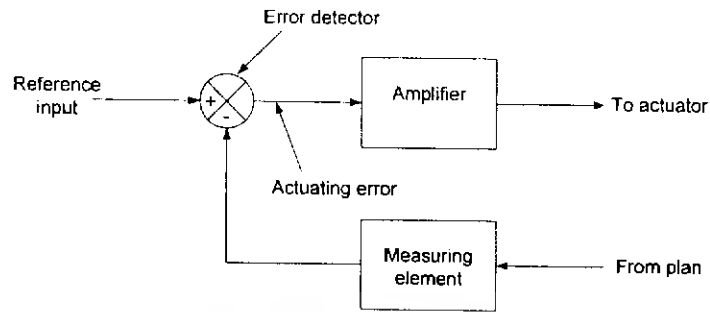
1. ตัวควบคุมแบบสองตำแหน่ง(two-position)หรือ on-off
2. ตัวควบคุมแบบ proportional
3. ตัวควบคุมแบบ integral
4. ตัวควบคุมแบบ proportional+integral หรือ PI
5. ตัวควบคุมแบบ proportional+derivative หรือ PD
6. ตัวควบคุมแบบ proportional+ integral+derivativeหรือ PID

ในการที่จะเลือกว่าจะใช้ตัวควบคุมแบบไหนต้องพิจารณาจากธรรมชาติของระบบ สภาพการทำงาน ความปลอดภัย ความเที่ยงตรง ความไวใจได้ ราคา ขนาดน้ำหนัก และอื่นๆ

2.4.1 กิริยาการควบคุมของตัวควบคุมอัตโนมัติ

ตัวควบคุมอัตโนมัติจะทำหน้าที่ตรวจวัดสัญญาณความคลาดเคลื่อน ซึ่งโดยทั่วไปแล้วจะเป็นสัญญาณที่มีระดับต่ำ ดังนั้นจึงต้องมีการแอมพลิฟายเพื่อทำหน้าที่ขยายสัญญาณความคลาดเคลื่อนให้มีระดับสูงเพียงพอแล้วจึงส่งไปยังส่วนทำงาน สำหรับอุปกรณ์วัดสัญญาณความคลาดเคลื่อนนั้นเป็นอุปกรณ์ซึ่งทำหน้าที่แปลงตัวแปรเอาต์พุตไปเป็นตัวแปรที่เหมาะสมที่จะใช้เปรียบเทียบค่าของสัญญาณเอาต์พุตกับอินพุตอ้างอิงได้ ซึ่งอุปกรณ์นี้จะอยู่ใน feedback path ของระบบ closed-loop ส่วนค่าที่กำหนด(set-point) ของตัวควบคุมนั้นจะต้องถูกแปลงให้เป็นสัญญาณอินพุตอ้างอิงที่มีหน่วยเดียวกันกับสัญญาณป้อนกลับและจะทำการส่งสัญญาณคลาดเคลื่อนระหว่างสัญญาณอินพุตและสัญญาณป้อนกลับส่งไปยังแอมพลิฟายแล้วส่งไปตัวกระทำ(นอกจากแอมพลิฟายแล้วใน

บางครั้งอาจมีวงจร integrator และ/หรือวงจร differentiator ต่อร่วมเพื่อสร้างสัญญาณควบคุมที่ซับซ้อน)



รูปที่ 2.8 Block diagram ของตัวควบคุมอัตโนมัติที่ต่อร่วมกับอุปกรณ์วัดสัญญาณ

กิริยาการควบคุมแบบสองตำแหน่งหรือแบบ on-off

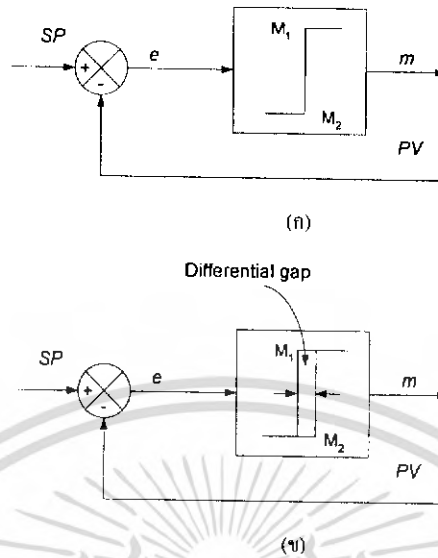
ในระบบควบคุมแบบสองตำแหน่งนั้น ตัวกระทำจะทำงานในตำแหน่งที่คงที่เพียงสองตำแหน่งเท่านั้น ในบางครั้งจึงเรียกว่าการควบคุมแบบ on และ off การควบคุมแบบ on-off นี้จะเป็นการควบคุมแบบง่ายและราคาไม่แพง กำหนดให้สัญญาณเอาต์พุตของตัวควบคุมเป็น $m(t)$ และสัญญาณค่าคลาดเคลื่อนเป็น $e(t)$ สัญญาณ $m(t)$ มีค่าอยู่เพียงค่าสูงสุดหรือค่าต่ำสุดเท่านั้น โดยจะขึ้นอยู่กับว่าสัญญาณคลาดเคลื่อนมีค่าเป็นบวกหรือลบ นั่นคือ

$$\begin{aligned} m(t) &= M_1 \text{ สำหรับ } e(t) > 0 \\ &= M_2 \text{ สำหรับ } e(t) < 0 \end{aligned}$$

โดยที่ M_1 และ M_2 เป็นค่าคงที่

ค่าที่น้อยที่สุดของ M_2 นั้นโดยทั่วไปมีค่าเป็นศูนย์หรือมีค่าเท่ากับ $-M_1$ สำหรับตัวควบคุมแบบนิวเมติกส์แบบ proportional ซึ่งทำหน้าที่เหมือนกับตัวควบคุมนิวเมติกส์แบบสองตำแหน่ง

รูปที่ 2.9 แสดงถึง block diagram ของตัวควบคุมแบบสองตำแหน่งและสำหรับช่วงที่สัญญาณความคลาดเคลื่อนเปลี่ยนแปลงไปก่อนเกิดการเปลี่ยนตำแหน่งของการควบคุมจะเรียกว่า differential gap ดังรูปที่ 2.3(ข) ช่วง differential gap นี้เอาต์พุตของตัวควบคุม $m(t)$ จะยังคงรักษาค่าเดิมอยู่จนกระทั่งสัญญาณความคลาดเคลื่อนเปลี่ยนแปลงไปเล็กน้อยจากค่าศูนย์ในบางกรณี differential gap นั้นเป็นผลจากการเสียดทานที่ไม่ได้คาดคิดไว้ก่อนแต่บางครั้งต้องทำให้มีช่วง differential gap เพื่อป้องกันการ on-off บ่อยเกินไป



รูปที่ 2.9 Block diagram ของตัวควบคุมแบบ on-off

กิริยาการควบคุมแบบ proportional

สำหรับการควบคุมที่มีกิริยาการควบคุมแบบ proportional นั้น ความสัมพันธ์ระหว่างสัญญาณควบคุม $m(t)$ และสัญญาณค่าคลาดเคลื่อน $e(t)$ คือ

$$m(t) = K_p e(t)$$

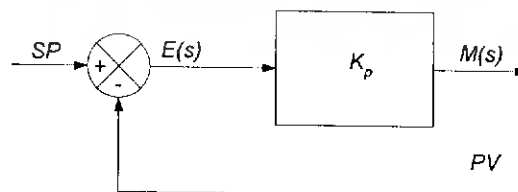
หรือ

$$\frac{M(s)}{E(s)} = K_p$$

โดยที่ K_p จะอยู่ในเทอมของ proportional sensitivity หรือ gain

ตัวควบคุมแบบproportional จึงต้องเป็นแอมพลิฟายที่สามารถปรับค่าของ gain ได้ดังรูปที่

2.10



รูปที่ 2.10 Block diagram ของตัวควบคุมแบบ proportional

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

กิริยาการควบคุมแบบ Integral

ในตัวควบคุมแบบ integral นั้นค่าของเอาต์พุทของตัวควบคุม $m(t)$ จะมีความสัมพันธ์กับค่าความคลาดเคลื่อน $e(t)$ ดังนี้

$$\frac{dm(t)}{dt} = K_i e(t)$$

หรือ

$$m(t) = K_i \int_0^t e(t) dt$$

โดยที่ K_i เป็นค่าคงที่ที่สามารถปรับค่าได้

Transfer function ของตัวควบคุมแบบ integral คือ

$$\frac{M(s)}{E(s)} = \frac{K_i}{s}$$

กิริยาการควบคุมแบบนี้บางครั้งเรียกว่า reset control ดังรูปที่ 2.11



รูปที่ 2.11 Block diagram ของตัวควบคุมแบบ integral

กิริยาการควบคุมแบบ proportional+integral หรือ PI

ใช้กิริยาการควบคุมของตัวควบคุมแบบ proportional+integral นั้นสามารถจะแสดงได้ด้วยสมการต่อไปนี้

$$m(t) = K_p e(t) + \frac{K_p}{T_i} \int_0^t e(t) dt$$

หรือ

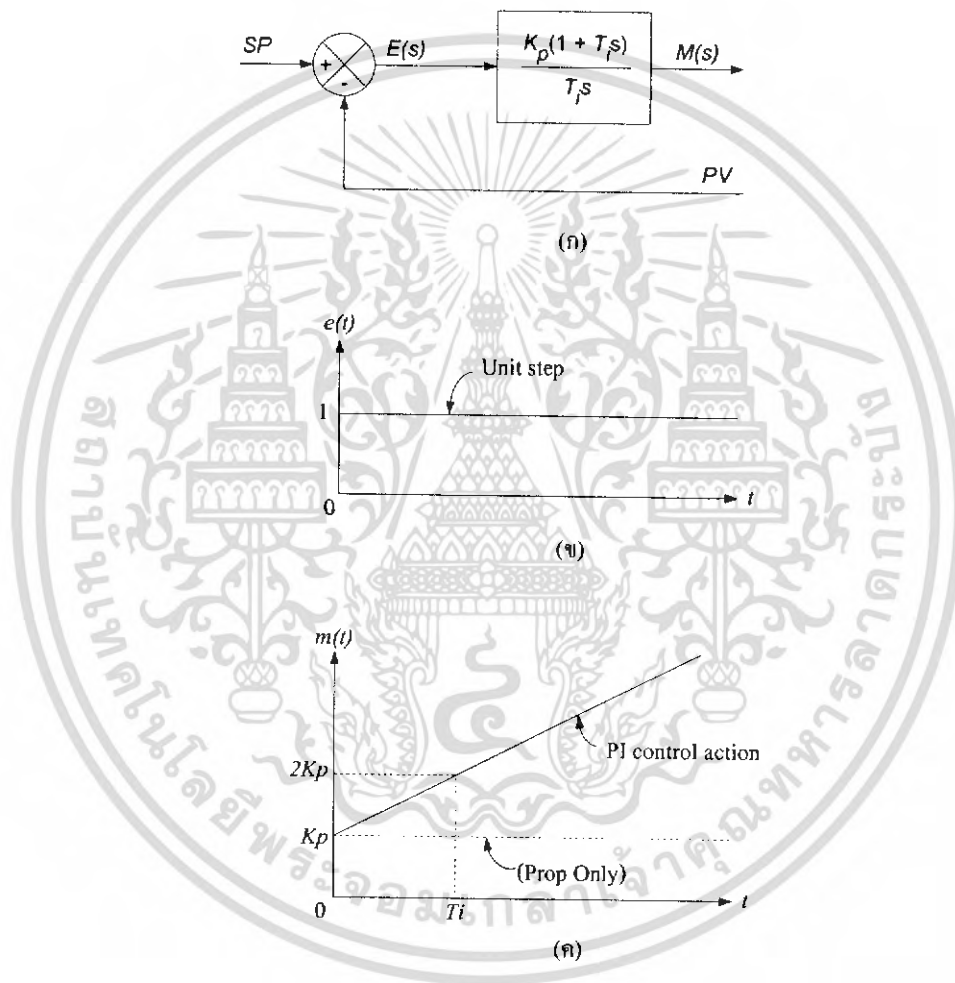
$$\frac{M(s)}{E(s)} = K_p \left(1 + \frac{1}{T_i s}\right)$$

โดยที่ K_p เป็นค่าของ proportional sensitivity หรือ gain

T_i เป็นค่าของ integral time

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ทั้ง K_p และ T_i เป็นค่าที่ปรับได้โดยที่การปรับ T_i นั้นจะเป็นการปรับกิริยาการควบคุมแบบ integral ส่วนการปรับ K_p นั้นจะมีผลต่อส่วน proportional ค่าของส่วนกลับของ T_i นั้นจะเรียกว่า reset rate ดังรูป 2.12(ก) แสดงถึง block diagram ของตัวควบคุมแบบ proportional+integral ถ้าสัญญาณคลาดเคลื่อน $e(t)$ เป็นแบบ unit step ดังรูป 2.12(ข) แล้ว สัญญาณเอาต์พุตของตัวควบคุมแบบ PI จะแสดงได้ดังรูป 2.12(ค)



รูปที่ 2.12 (ก) Block diagram ของตัวควบคุมแบบ proportional+integral

(ข) อินพุตของตัวควบคุมซึ่งเป็นแบบ unit step

(ค) เอาต์พุตของตัวควบคุมแบบ PI เมื่ออินพุตเป็น unit step

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

กิริยาการควบคุมแบบ proportional+derivative หรือ PD

เราจะนำการควบคุมแบบ PD นี้ไปใช้ เพราะค่าที่เกิดการเอียงจะเป็นค่าที่เกิด error เราจะนำค่านี้ไปคูณกับค่า Gain บวกกับค่า Gain ที่ดิฟเฟอเรียล t จะได้ค่า m ออกมา กิริยาการควบคุมของตัวควบคุมแบบ proportional+derivative นั้นสามารถจะแสดงได้ด้วยสมการต่อไปนี้

$$m(t) = K_p e(t) + K_p T_d \frac{de(t)}{dt}$$



รูปที่ 2.13 (ก) Block diagram ของตัวควบคุมแบบ proportional+ derivative

(ข) อินพุทของตัวควบคุมซึ่งเป็นแบบ unit ramp

(ค) เอาท์พุทของตัวควบคุมแบบ PD

Transfer function คือ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\frac{M(s)}{E(s)} = K_p (1 + T_d s)$$

โดยที่ K_p เป็นค่าของ proportional sensitivity หรือ gain

T_d เป็นค่าของ derivative time

ค่าของ K_p และ T_d นั้นจะเป็นค่าที่สามารถปรับได้ และในบางครั้งจะเรียกวิธีการควบคุมแบบ derivative ว่า rate control ทั้งนี้เพราะว่าขนาดของสัญญาณเอาต์พุทของตัวควบคุมจะเป็นสัดส่วนกับอัตราการเปลี่ยนแปลงของสัญญาณค่าความคลาดเคลื่อนดังรูปที่ 2.13(ก) ถ้าสัญญาณคลาดเคลื่อนเป็น unit ramp ดังรูปที่ 2.13(ข) แล้ว สัญญาณเอาต์พุทของตัวควบคุม PD จะเป็นดังรูป 2.13(ค) จะเห็นว่าวิธีการควบคุมแบบ derivative มีคุณลักษณะของการคาดการณ์ล่วงหน้าโดยที่ T_d จะเป็นช่วงเวลาซึ่งวิธีการควบคุมแบบ derivative ล้าหน้าวิธีการควบคุมแบบ proportional แต่อย่างไรก็ตามวิธีการควบคุมแบบ derivative จะคาดการณ์ล่วงหน้าไม่ได้ถ้าการกระทำนั้นยังไม่เกิดขึ้น

วิธีการควบคุมแบบ proportional + integral + derivative หรือ PID

วิธีการควบคุมแบบ proportional + integral + derivative นั้นสามารถจะแสดงได้ด้วยสมการต่อไปนี้

$$m(t) = K_p e(t) + \frac{K_p}{T_i} \int_0^t e(t) dt + K_p T_d \frac{de(t)}{dt}$$

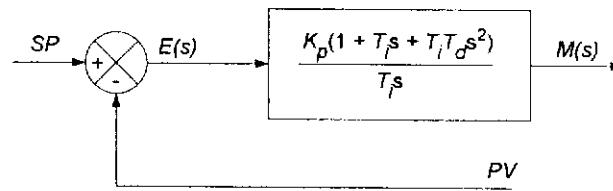
Transfer function คือ

$$\frac{M(s)}{E(s)} = K_p \left(1 + \frac{1}{T_i s} + T_d s \right)$$

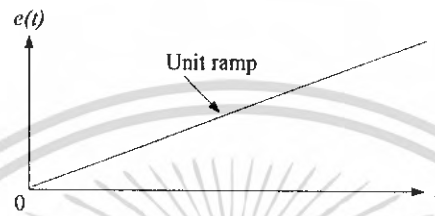
Block diagram ตลอดจนอินพุทและเอาต์พุทของตัวควบคุมแบบ PID ดังแสดงในรูปที่ 2.14

72051

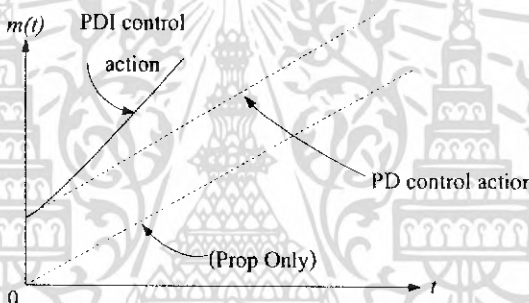
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



(ก)



(ข)



(ค)

รูปที่ 2.14 (ก) Block diagram ของตัวควบคุมแบบPID

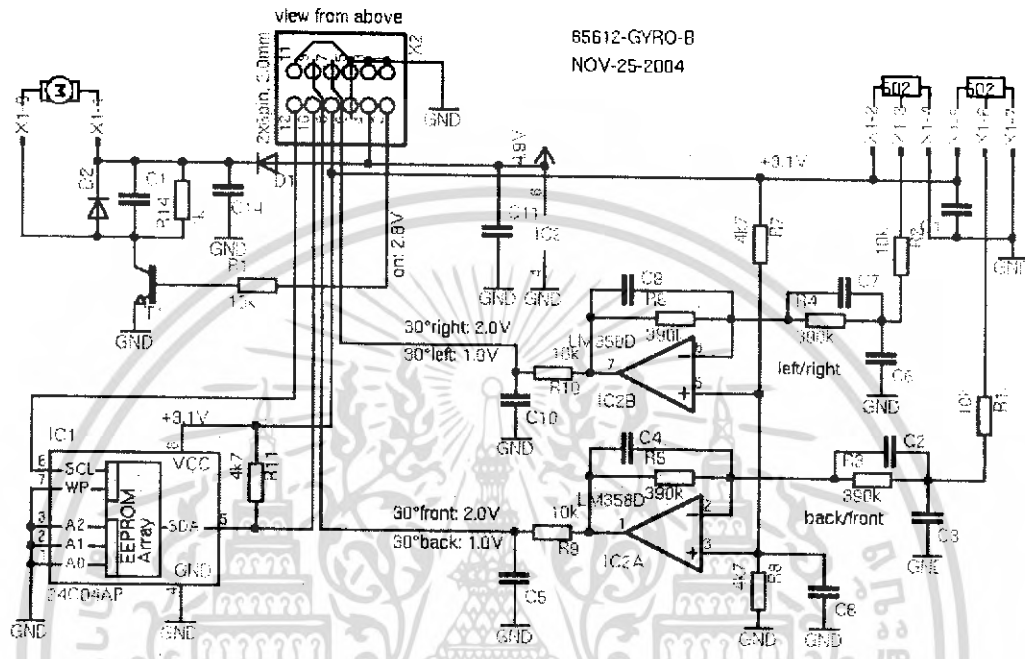
(ข) สัญญาณอินพุตเป็น unit ramp

(ค) สัญญาณเอาต์พุตของตัวควบคุม

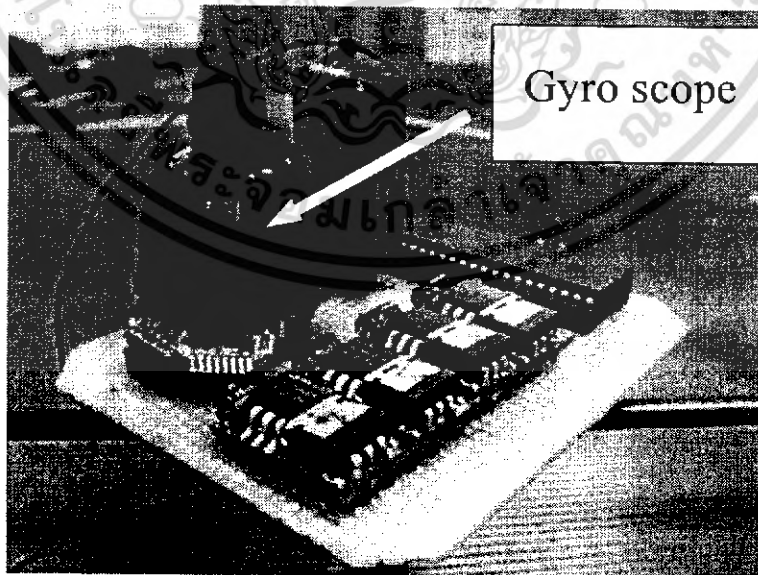
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.5 Gyro scope

เป็นอุปกรณ์ตรวจวัดความเอียง ซึ่งมีหลักการทำงานดังรูปที่ 2.15

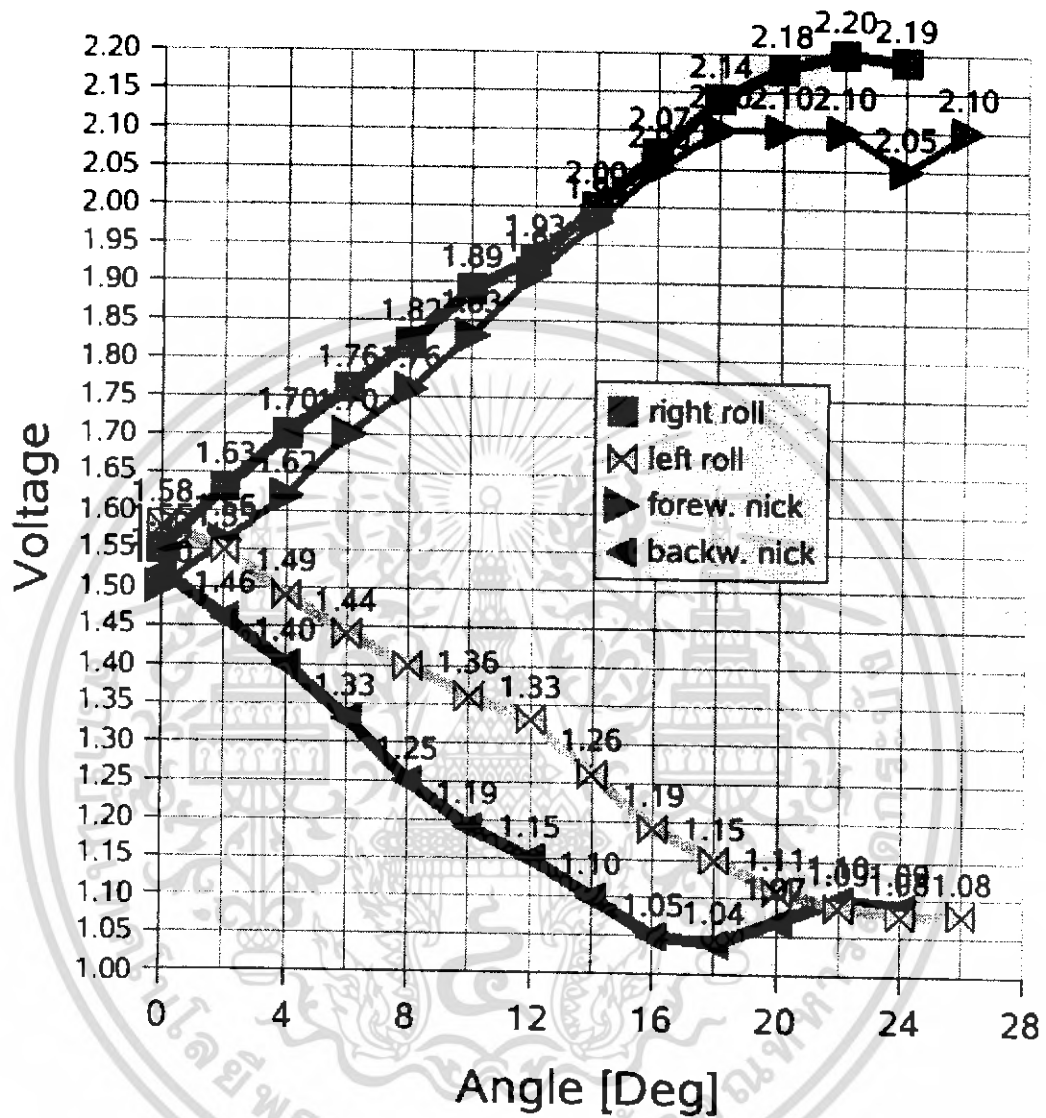


รูปที่ 2.15 วงจรการทำงานของ Gyro scope



รูปที่ 2.16 Gyro scope

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



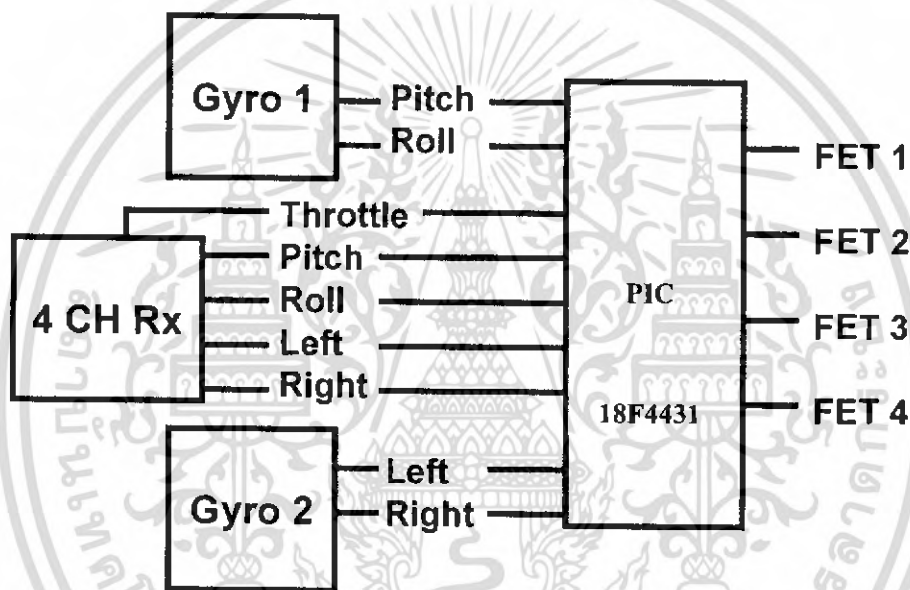
รูปที่ 2.17 แสดงความสัมพันธ์ระหว่าง มุมและแรงดันของ Gyro scope

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 3 การออกแบบโครงสร้าง

3.1 ส่วนของชุดควบคุม

การออกแบบจะเป็นชุดควบคุมการบิน ซึ่งจะแบ่งจากอุปกรณ์หลักๆ ดังนี้ Gyro PIC18F4431 Receiver 4 Channels FET ซึ่งบล็อกลิโอดอะแกรมจะอธิบายความสัมพันธ์ของอุปกรณ์ต่าง ๆ ซึ่งทำงานร่วมกับ PIC Microcontroller



รูปที่ 3.1 แสดงบล็อกลิโอดอะแกรมชุดควบคุมการบิน

3.1.1 Receiver 4 Channels

คือ อุปกรณ์รับสัญญาณจากเครื่องส่ง ส่วนตัวที่เราใช้ส่งมาก็คือ รีโมทบังคับวิทยุ ซึ่งรีโมทบังคับวิทยุจะสามารถบังคับ ให้บินขึ้น บินลง เดินหน้า ถอยหลัง หรือเคลื่อนที่ ซ้าย ขวา เมื่อ Receiver รับสัญญาณมาจากรีโมทบังคับวิทยุแล้วจะทำการส่งข้อมูล ไปให้ Microcontroller ควบคุมร่วมกับ Gyro เพื่อหาความสมดุลต่อไป

3.1.2 Gyroscope

คือ อุปกรณ์ที่ใช้ในการตรวจวัดความสมดุล เพื่อให้สามารถทำการบินได้อย่างมีเสถียรภาพ โดยอุปกรณ์จะส่งค่าออกมาเมื่อมีความไม่สมดุลเกิดขึ้น ซึ่งค่าจาก รีโมทบังคับวิทยุ จะเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ถูกนำมาเปรียบเทียบกับค่าที่วัดได้จาก Gyro และนำสัญญาณไปประมวลผลร่วมกับ Microcontroller เพื่อหาค่าความถูกต้องของแกนในขณะที่ทำการบิน โดยในที่นี้ จะมี Gyro ประกอบด้วยกัน 2 ตัว เพื่อแยกการควบคุมแต่ละแนวแกน

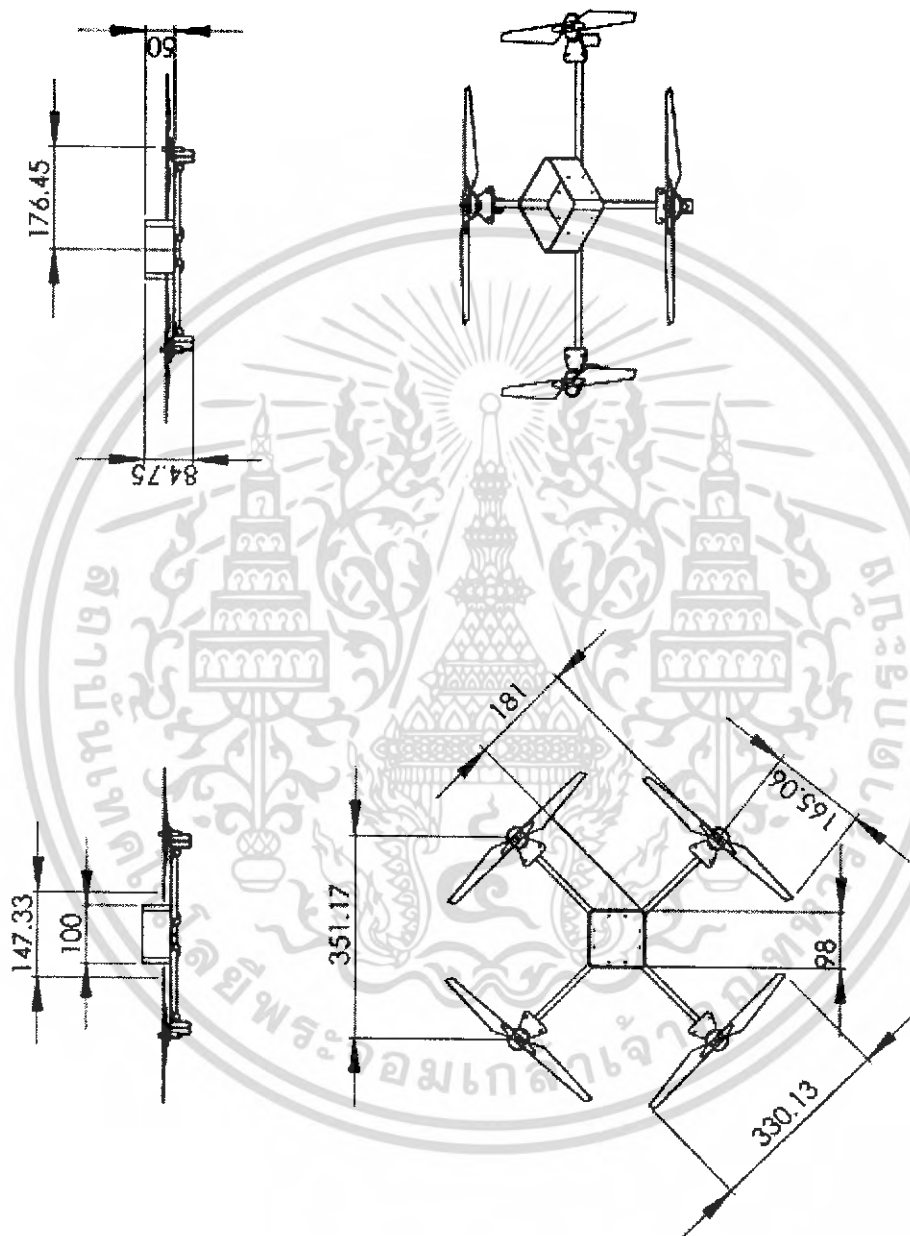
3.1.3 PIC Microcontroller

คือ ตัวประมวลผลการทำงานของอุปกรณ์ทั้งหมด ซึ่ง PIC จะทำการตรวจจับและเปรียบเทียบค่า ต่าง ๆ ที่เข้ามา และส่งผลลัพธ์ไปเป็นความเร็วมอเตอร์เพื่อการควบคุมอากาศยานต่อไป

3.1.4 FET

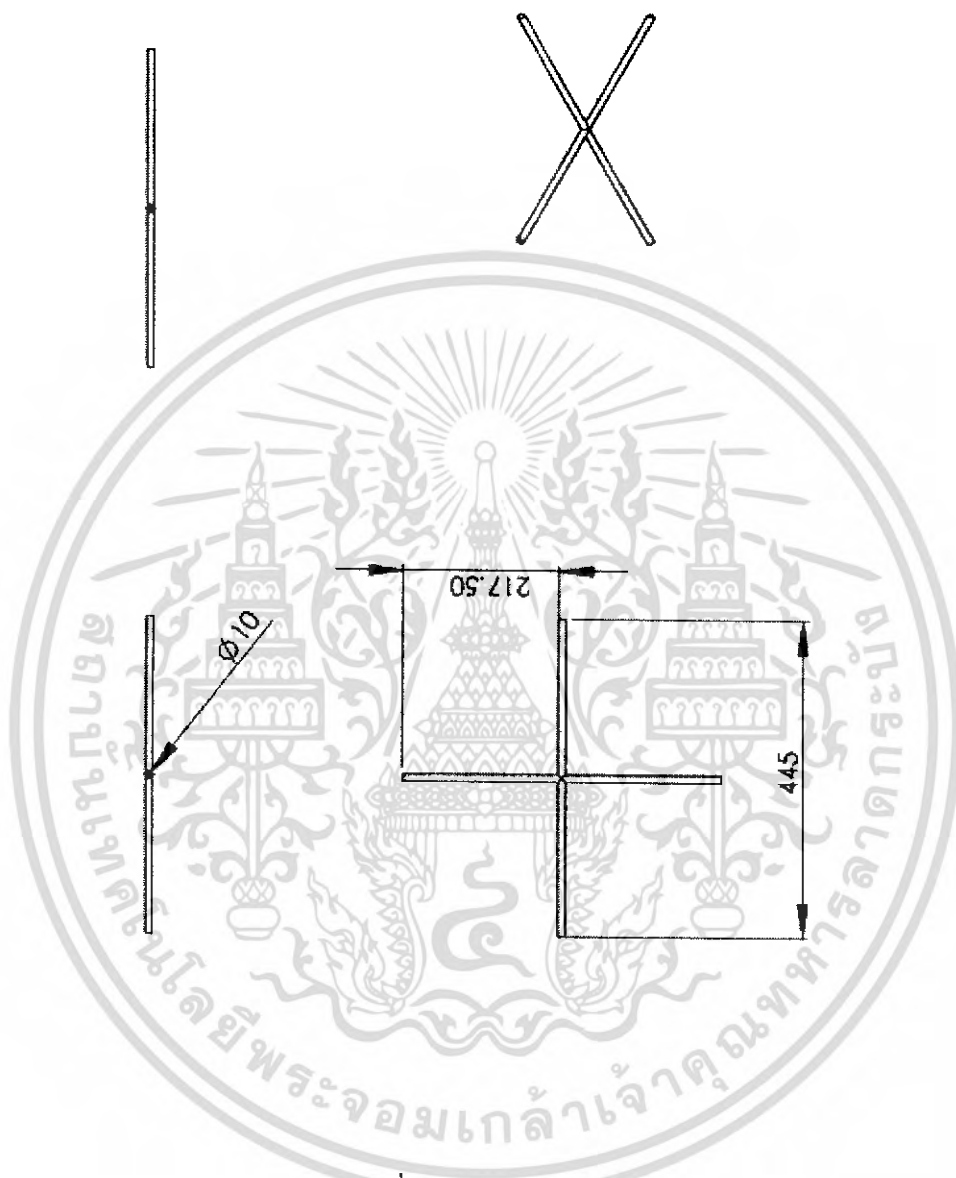
ทำหน้าที่ในการขยายกระแสเพื่อป้อนให้กับมอเตอร์ทำการขับใบพัดต่อไป ซึ่งค่าการขยายนั้นจะ ได้จากการประมวลผลของ PIC Microcontroller

3.2 ส่วนของโครงสร้างที่ทำจากอลูมิเนียม



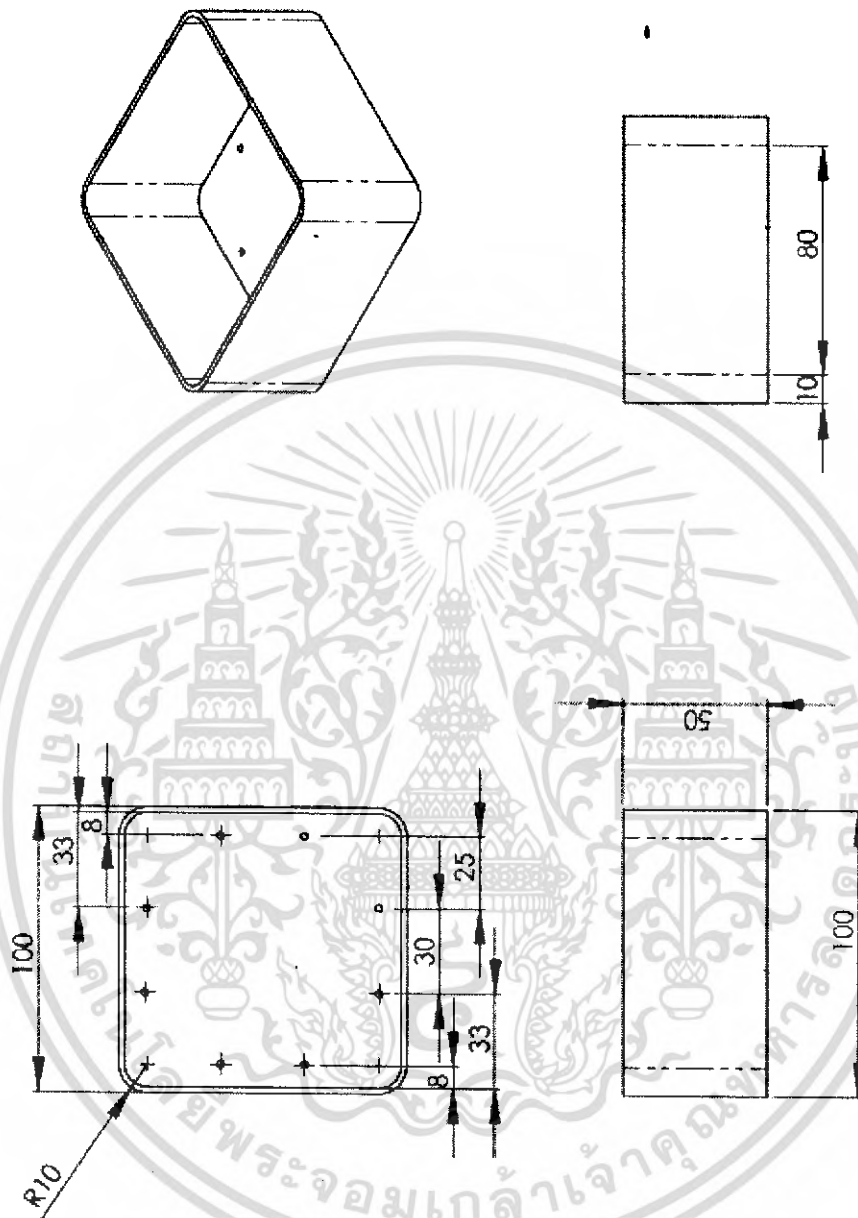
รูปที่ 3.2 โครงสร้างอากาศยาน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



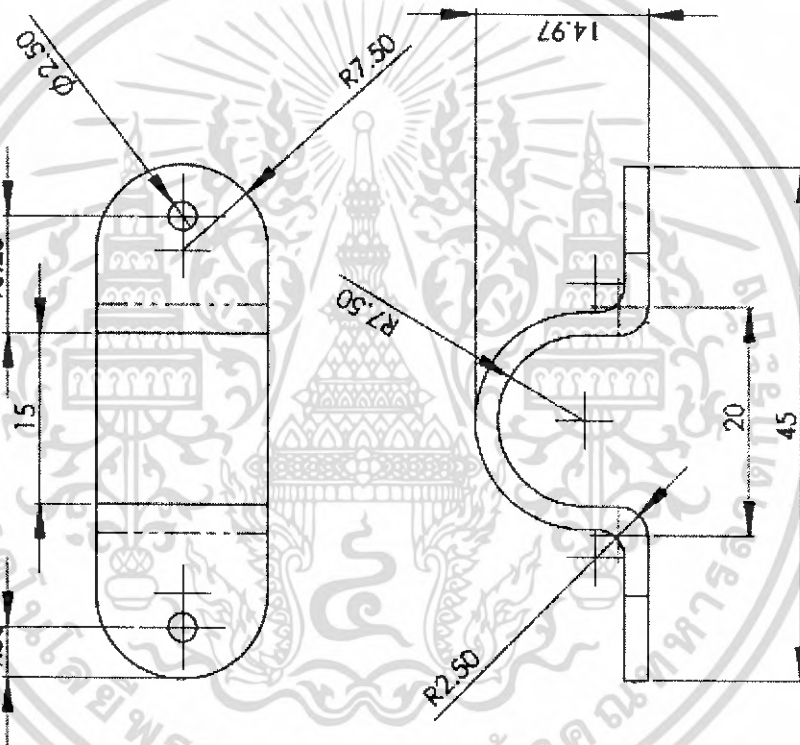
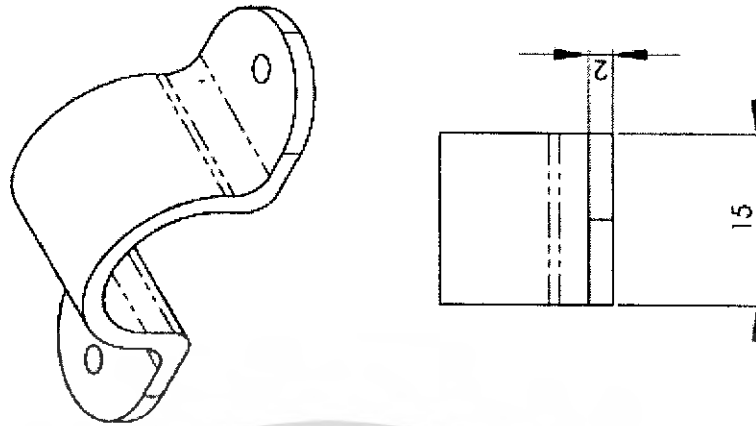
รูปที่ 3.3 แกนอลูมิเนียม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



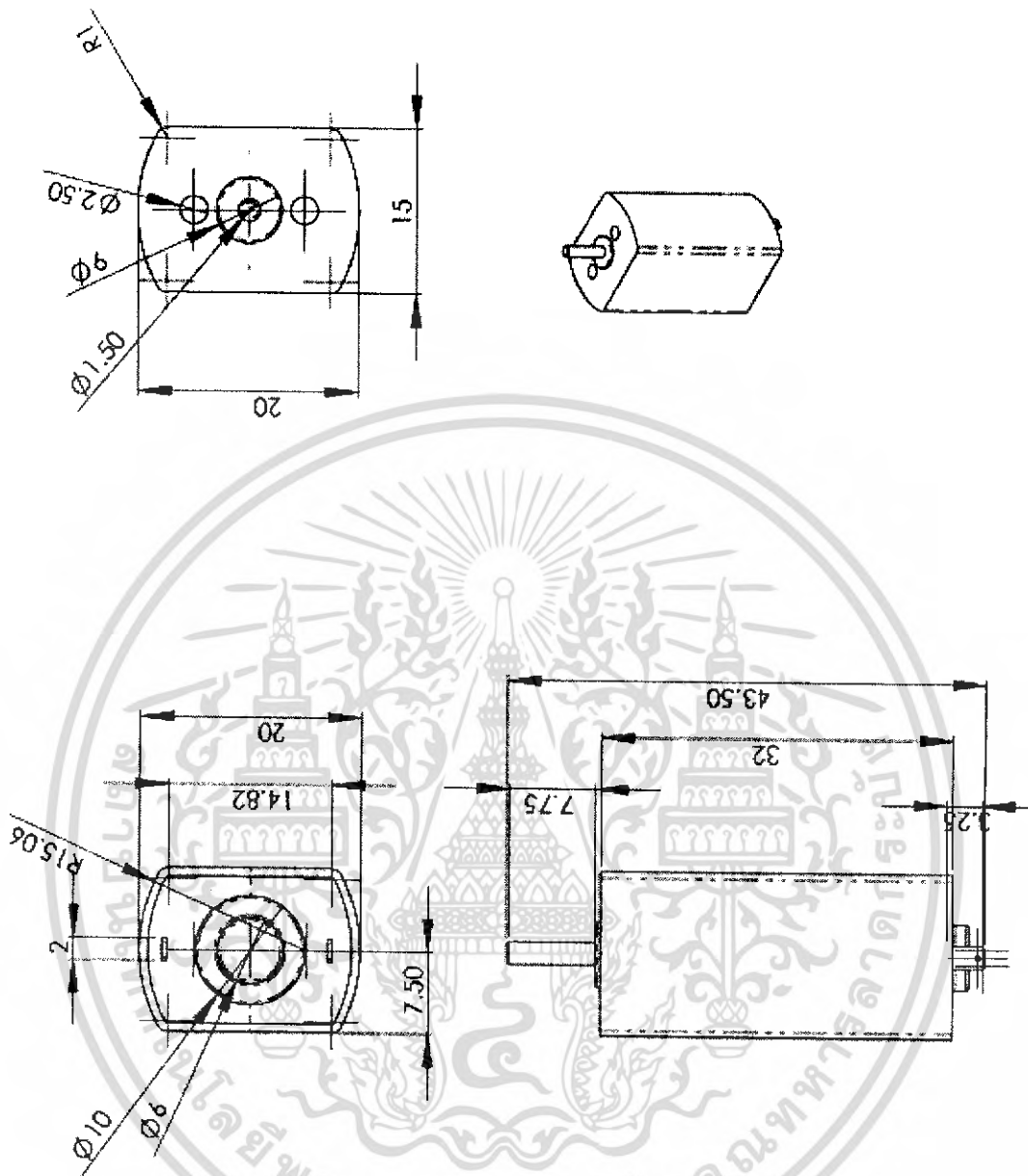
รูปที่ 3.4 Circuit box

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



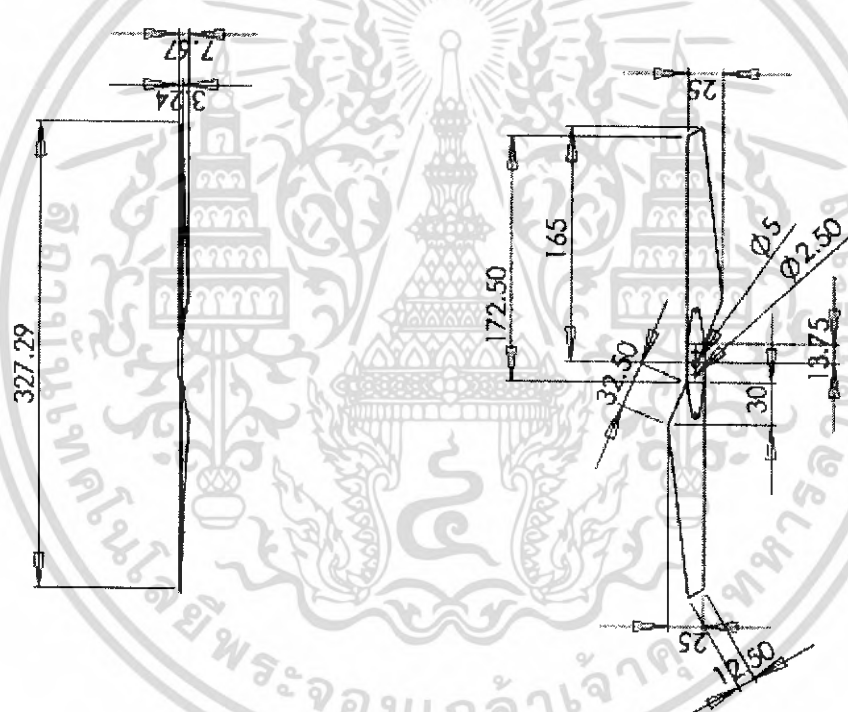
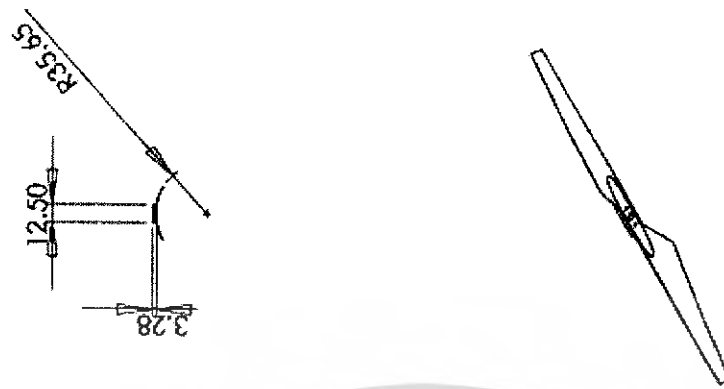
รูปที่ 3.5 คัวยึดแกน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



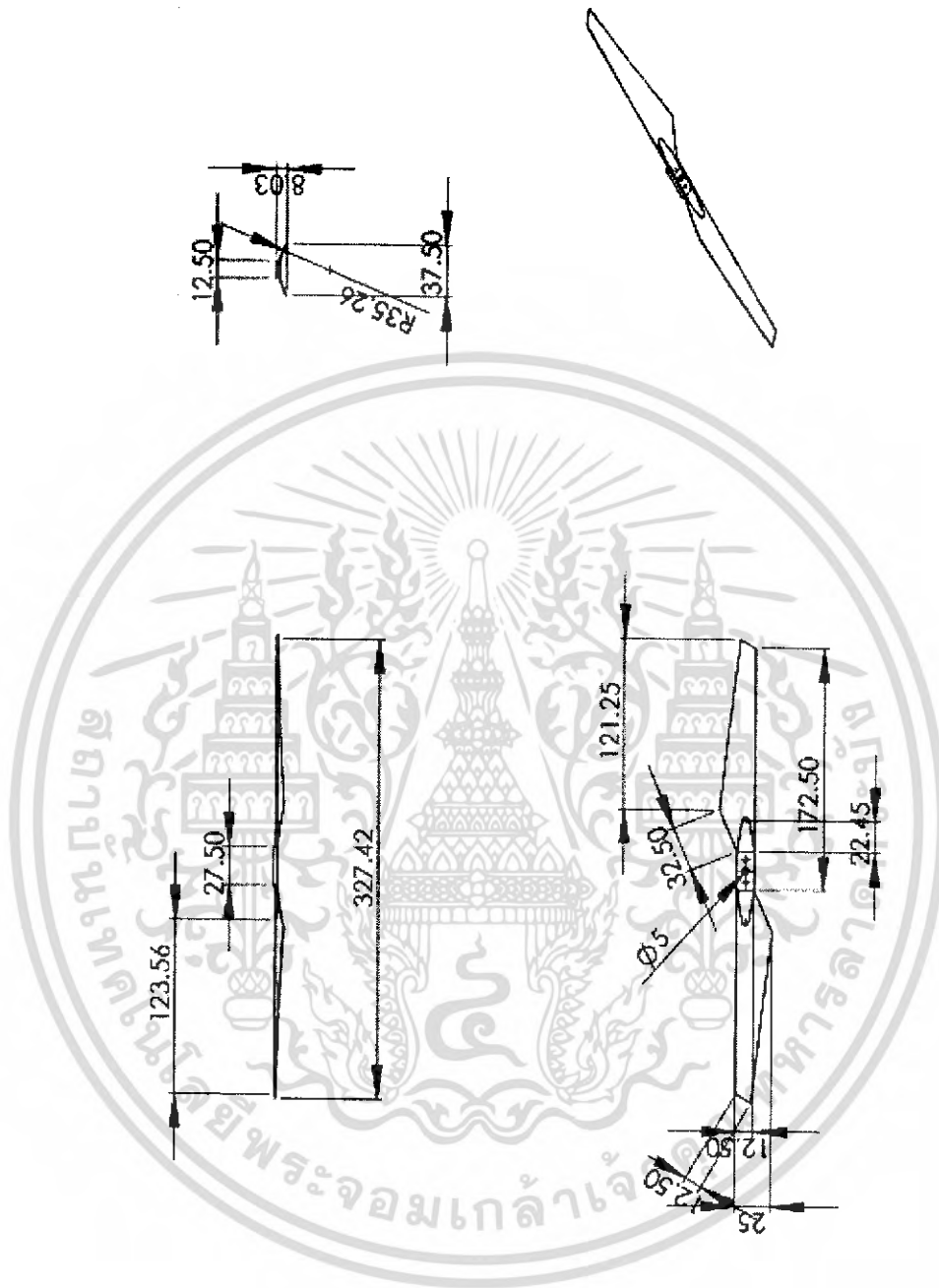
รูปที่ 3.7 มอเตอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.8 ใบพัดชนิดหมุนตามเข็มนาฬิกา

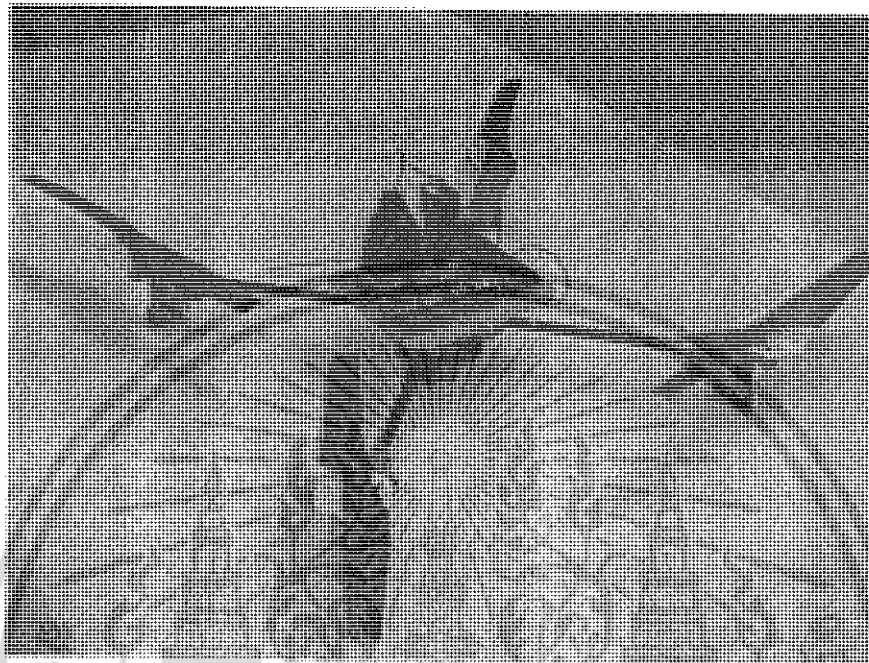
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



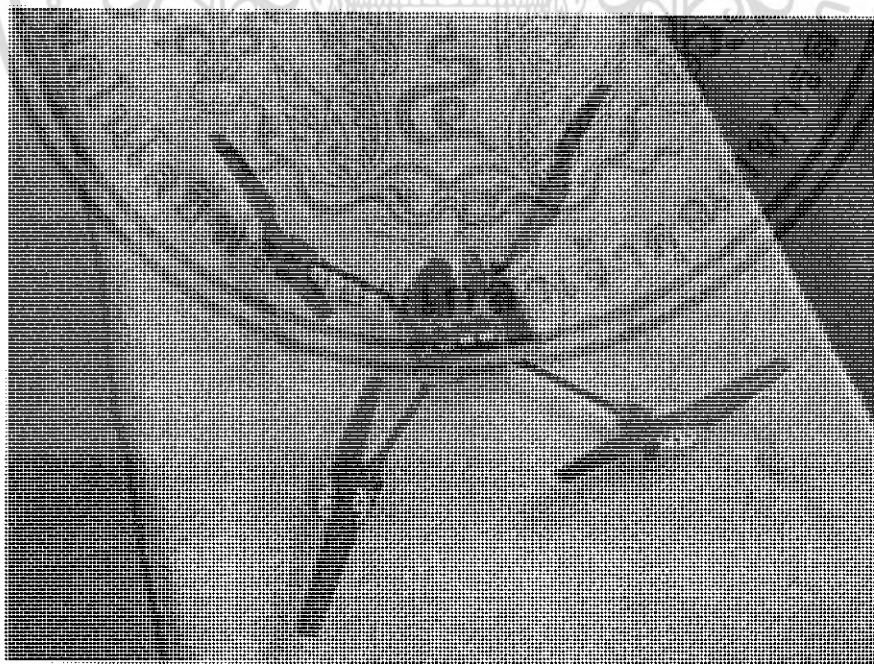
รูปที่ 3.9 ใบพัดชนิดหมุนทวนเข็มนาฬิกา

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.3 ส่วนของโครงสร้างที่ทำจากชุดประกอบของหางเครื่องบินเฮลิคอปเตอร์

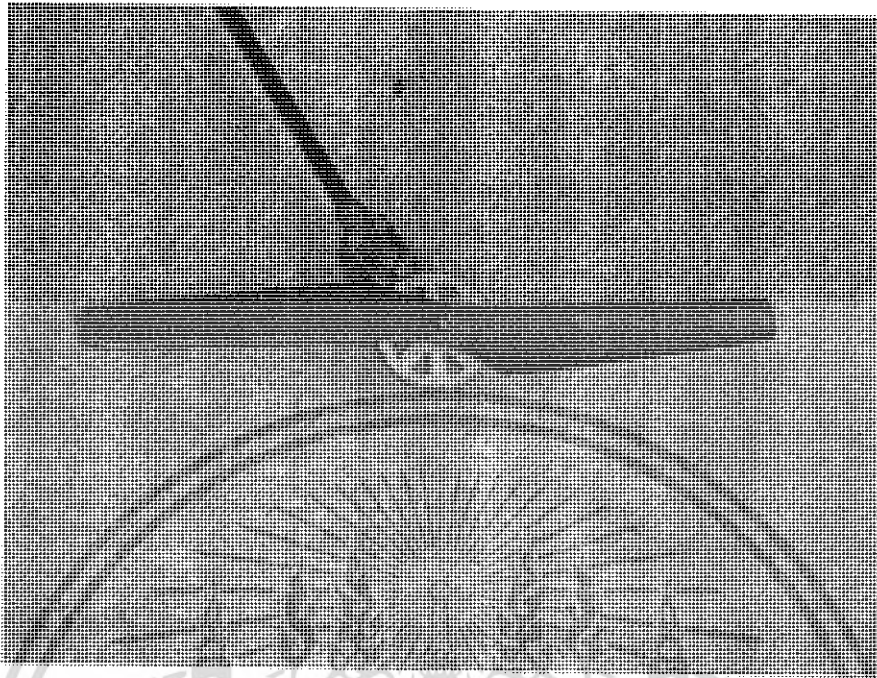


รูปที่ 3.10 โครงสร้าง โคจรวมของชุดประกอบของหางเครื่องบินเฮลิคอปเตอร์

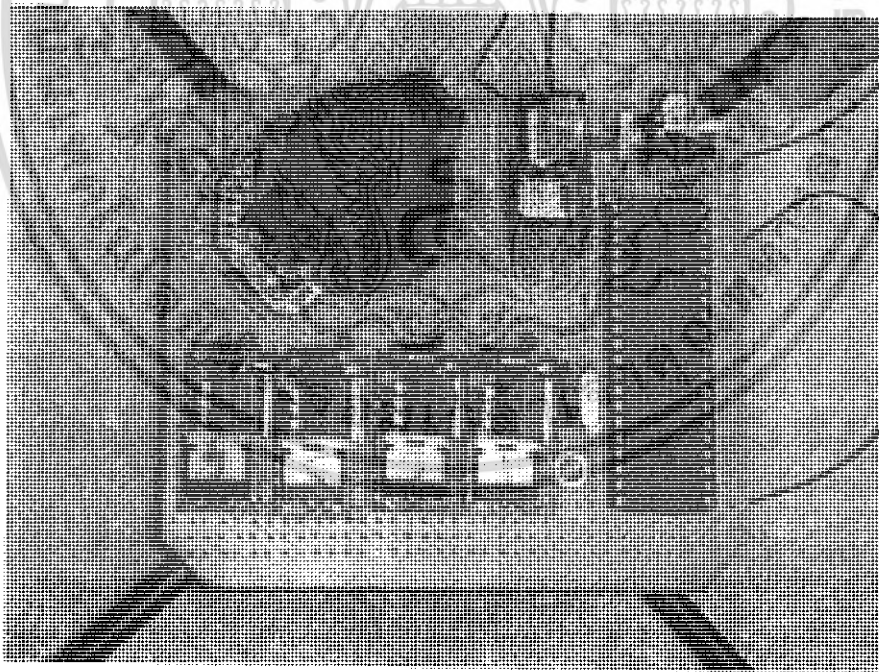


รูปที่ 3.11 โครงสร้างจากมุมบนของชุดประกอบของหางเครื่องบินเฮลิคอปเตอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.12 โครงสร้างใบพัดของชุดประกอบของทางเครื่องบินเฮลิคอปเตอร์



รูปที่ 3.13 ชุดวงจรถวบคุม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.4 โปรแกรมควบคุมการทำงาน

```

#include <18F4431.h>
#define adc=8
#define fuses XT, NOWDT, NOPROTECT, NOBROWNOUT, PUT, NOLVP
#define use delay(clock=4000000)
#define byte PDC0H = 0x0f78
#define byte PDC0L = 0x0f79
#define byte PDC1H = 0x0f76
#define byte PDC1L = 0x0f77
#define byte PDC2H = 0x0f74
#define byte PDC2L = 0x0f75
#define byte PDC3H = 0x0f72
#define byte PDC3L = 0x0f73
#define bit PTCON0_2 = 0x0f7f.2
#define bit PTCON0_3 = 0x0f7f.3

#include <lcds.c>

int8 x,y ;
int8 adc1,adc2,show1,show2,show3,show4;
int16 control_command,control_command2,offset;
float e1_new,e2_new,e3_new,e4_new,set_point1,set_point2,set_point3,set_point4;
float
e1_old,e2_old,e3_old,e4_old,sensor1,sensor2,I1_P1,I1,D1,I2_P2,I2,D2,I3_P3,I3,D3,I4_P4,I4,
D4;
float m_bar1,m_bar2,m_bar3,m_bar4;
float Kp1,Kp2,Kp3,Kp4,Ki1,Ki2,Ki3,Ki4,Kd1,Kd2,Kd3,Kd4;
float Ts,U1,U2,U3,U4;
//int16 duty;
#define int_EXT
#define EXT_isr()
{
//delay_ms(1);
set_timer0(0);
}

#define int_CCPI1
#define CCP1_isr()
{
x=get_timer0();
set_timer0(0);
}

```

```
void main()
```

```
{
int16 period=400;
port_b_pullups(TRUE);
setup_adc_ports(sAN0|VSS_VDD);
```

เอกสารนี้เป็นทรัพย์สินทางปัญญาของสถาบันเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

//setup_adc_ports(sAN0|sAN1|VREF_VREF);
setup_adc(ADC_CLOCK_INTERNAL|ADC_TAD_MUL_0);
setup_spi(FALSE);
setup_wdt(WDT_OFF);
setup_timer_0(RTCC_INTERNAL|RTCC_DIV_4);
set_timer0(0);
setup_timer_1(T1_INTERNAL|T1_DIV_BY_1);
setup_timer_2(T2_DISABLED,0,1);
setup_ccp1(CCP_CAPTURE_FE);
setup_ccp2(CCP_CAPTURE_FE);
enable_interrupts(INT_EXT);
enable_interrupts(INT_CCP1);
enable_interrupts(INT_CCP2);
enable_interrupts(GLOBAL);
EXT_INT_EDGE(L_TO_H);
set_tris_a(0x1F);
set_tris_d(0x00);
set_tris_c(0x0e);
set_tris_b(0x00);

lcd_init();
lcd_putc("\f Hello \n");
lcd_putc(" Hello ");

setup_power_pwm_pins(PWM_ODD_ON, PWM_ODD_ON, PWM_ODD_ON,
PWM_ODD_ON);

setup_power_pwm(PWM_CLOCK_DIV_4|PWM_FREE_RUN|
PWM_DEAD_CLOCK_DIV_4,10,0,1500,255,1,0);
PTCON0_2 = 0;
PTCON0_3 = 1;
set_power_pwm2_duty(0);
set_power_pwm6_duty(0);
//delay_ms(700);
//set_power_pwm0_duty(0);

////////////////////////////////////
//                               //
//  Initial Value                //
//                               //
////////////////////////////////////

c1_new = 0;
c1_old = 0;
P1 = 0;
I1 = 0;
I1 = 0;
D1 = 0;
U1 = 0;

////////////////////////////////////

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับใช้ประกอบการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

// PID Parameter          //
//                          //
////////////////////////////////////

Kp1 = 0.5;
Ki1 = 0;
Kd1 = 0;
Ts = 0.02;

////////////////////////////////////
//                          //
// set_point value        //
//                          //
////////////////////////////////////

set_point1 = 123;
m_bar1 = 123 ;

////////////////////////////////////
//                          //
// Initial Motor          //
//                          //
////////////////////////////////////
PDC0L = 255;
PDC0H = 0;
delay_ms(500);
PDC0L = 254;
PDC0H = 1;
delay_ms(500);
PDC0L = 255;
PDC0H = 0;
//delay_ms(500);
//PDC0L = 194;
//PDC0H = 1;
delay_ms(500);
PDC2L = 255;
PDC2H = 0;
delay_ms(500);
PDC2L = 254;
PDC2H = 1;
delay_ms(500);
PDC2L = 255;
PDC2H = 0;
delay_ms(500);

PDC1L = 255;
PDC1H = 0;
delay_ms(500);
PDC1L = 254;
PDC1H = 1;
delay_ms(500);
PDC1L = 255;
PDC1H = 0;
delay_ms(500);

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

PDC3L = 255;
PDC3H = 0;
delay_ms(500);
PDC3L = 254;
PDC3H = 1;
delay_ms(500);
PDC3L = 255;
PDC3H = 0;
delay_ms(500);

x=120;

while(1)
{

set_adc_channel(0);
//output_high(PIN_B7);
adc1 = Read_ADC();
sensor1 = adc1;

////////////////////////////////////
//                               //
//  PID1 Cal                      //
//                               //
////////////////////////////////////
e1_new = set_point1 - sensor1;
P1 = Kp1*e1_new;
I1 = e1_new + e1_old;
I1 = I1*Ts*KI1/2;
I1 = I1_ + I1;
D1 = e1_new - e1_old;
D1 = D1*Kd1/Ts;
I1_ = I1;
e1_old = e1_new;

U1 = P1+I1+D1+M_bar1;
if(U1 >= 255)
{U1 = 255;}
else if(U1 <= 0)
{U1 = 0;}

//offset = x;
//offset = offset+255;
//control_command = offset;
//control_command=control_command/2;

//set_adc_channel(4);
//b = Read_ADC();
//ConvertShow();
/*if (adc1 >= 124)
{
control_command = offset - 50;
control_command2 = offset + 50;
}
else if(adc1 <= 123)
{
control_command = offset + 50;
control_command2 = offset - 50;
}
*/
}
}

```

```

{
control_command = offset + 50;
control_command2 = offset - 50;
}*/

control_command = x;
control_command = control_command + 255;

delay_ms(20);
show1 = control_command & 0x00ff;
control_command = control_command & 0x3f00;
control_command = control_command >> 8;
show2 = control_command ;

show3 = control_command2 & 0x00ff;
control_command2 = control_command2 & 0x3f00;
control_command2 = control_command2 >> 8;
show4 = control_command2 ;

PDC0L = show1;
PDC0H = show2;
PDC2L = show1;
PDC2H = show2;
PDC2L = show1;
PDC2H = show2;
PDC3L = show1;
PDC3H = show2;
PDC1L = show1;
PDC1H = show2;

//PDC2L = show1;
//PDC2H = show2;
//PDC3L = show1;
//PDC3H = show2;
//delay_ms(1000);
// half speed
// set_power_pwm0_duty(200);
//output_high(PIN_B0);

//full speed
// delay_ms(1000);
//output_low(PIN_B0);

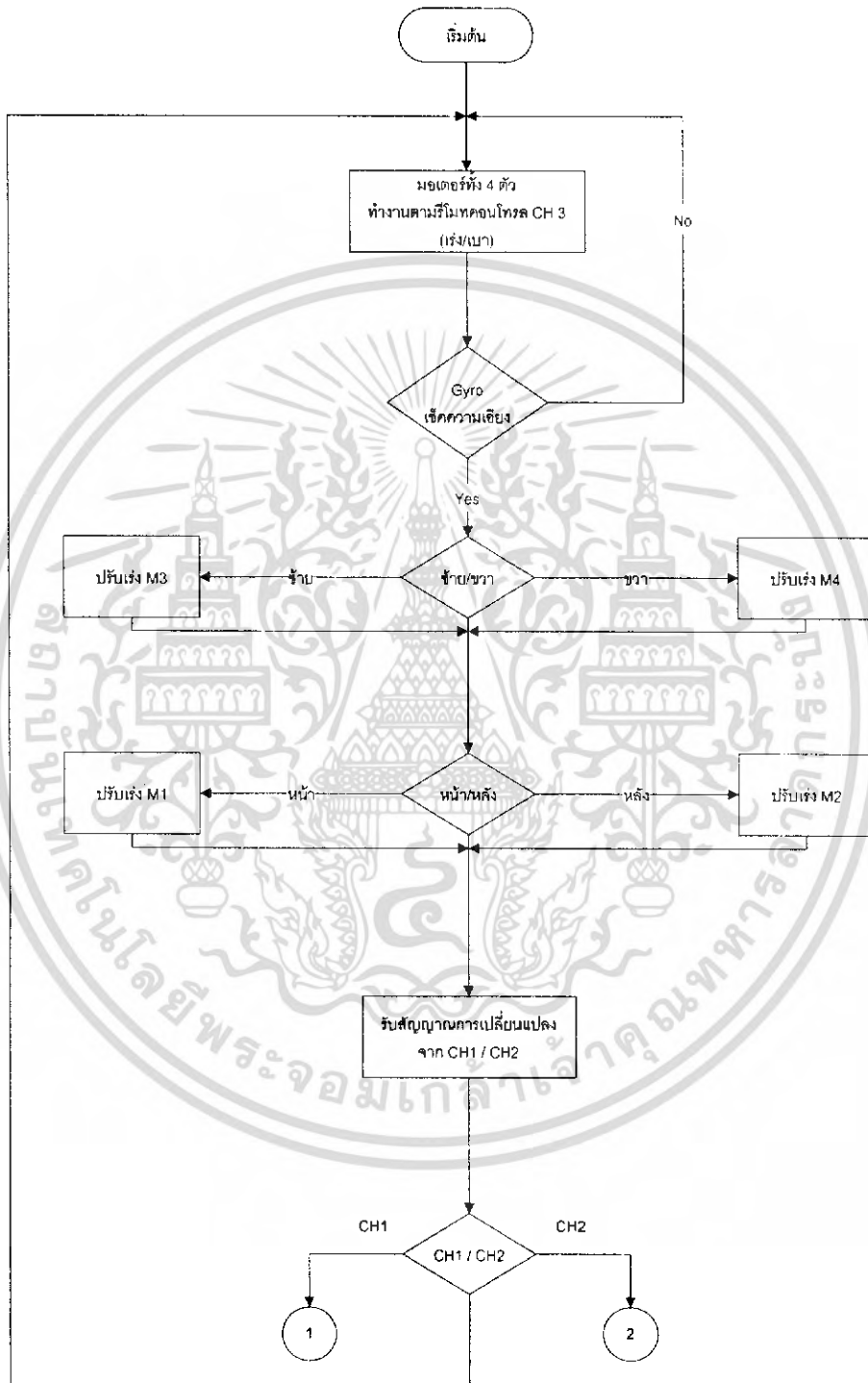
//set_power_pwm0_duty(400);

}

```

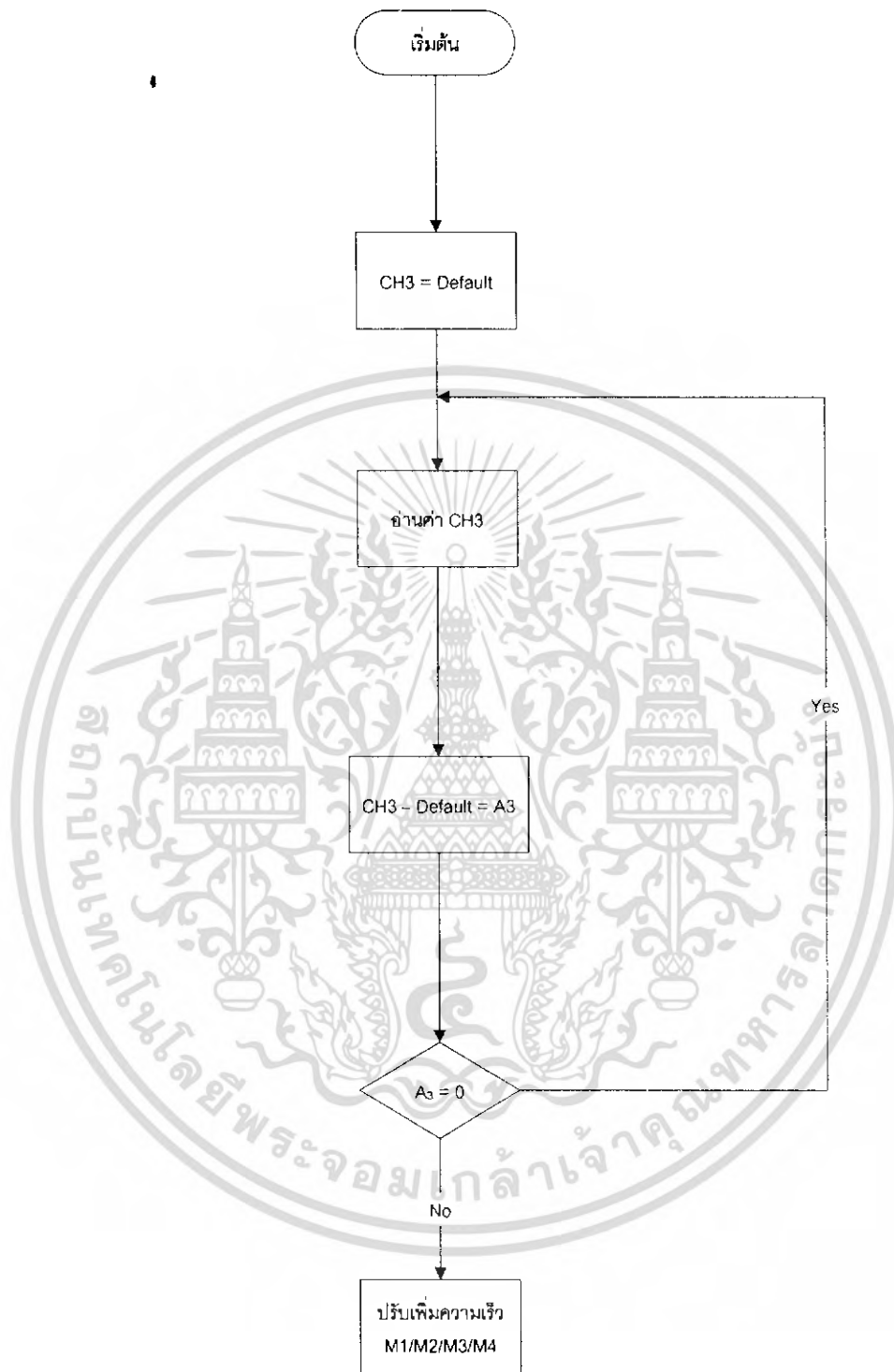
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.5 Flow Chart แสดงสถานะการทำงานของโปรแกรมควบคุม



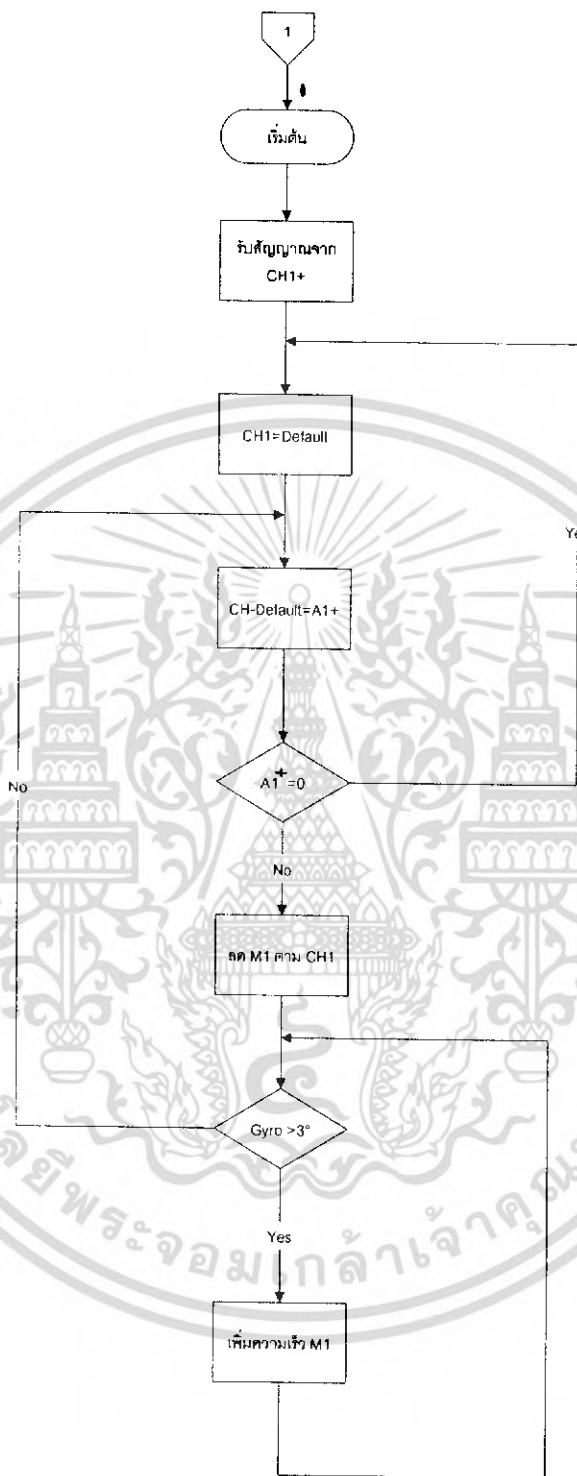
รูปที่ 3.14 Flow chart1

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



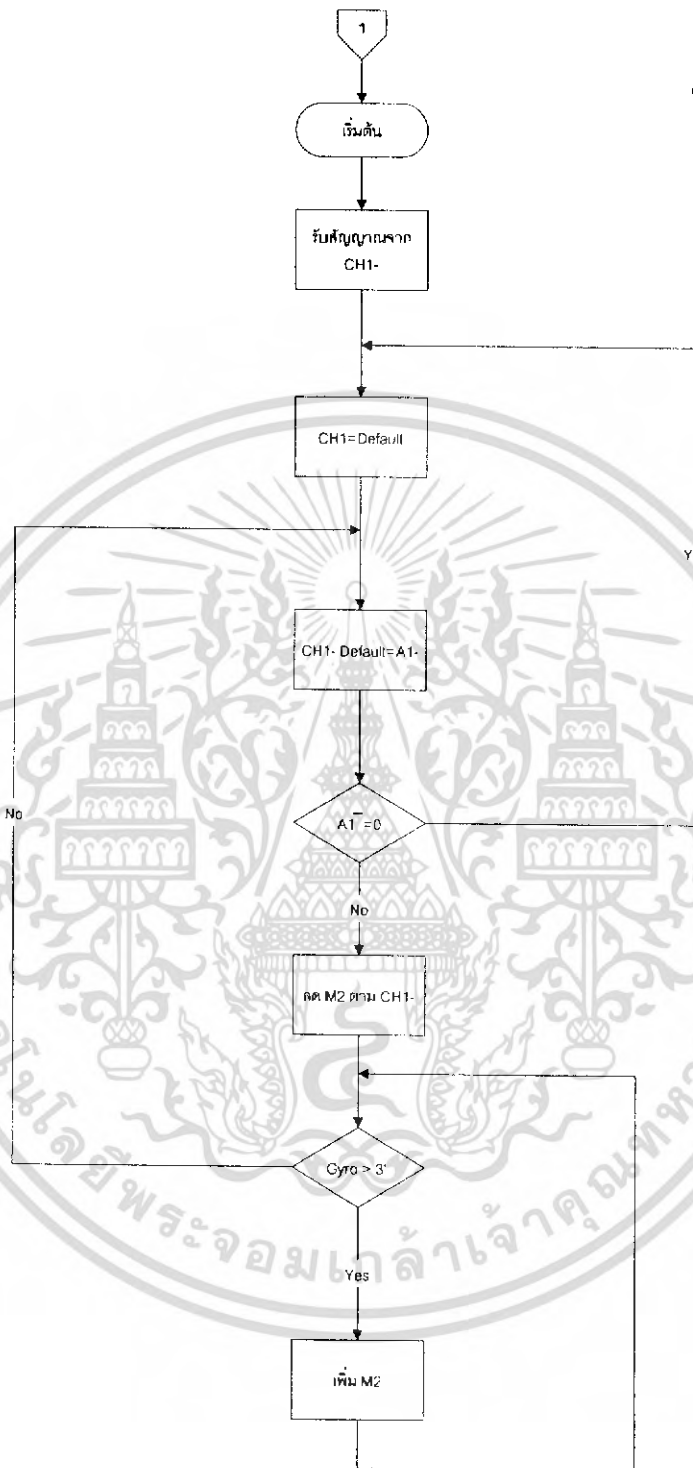
รูปที่ 3.15 Flow chart2

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



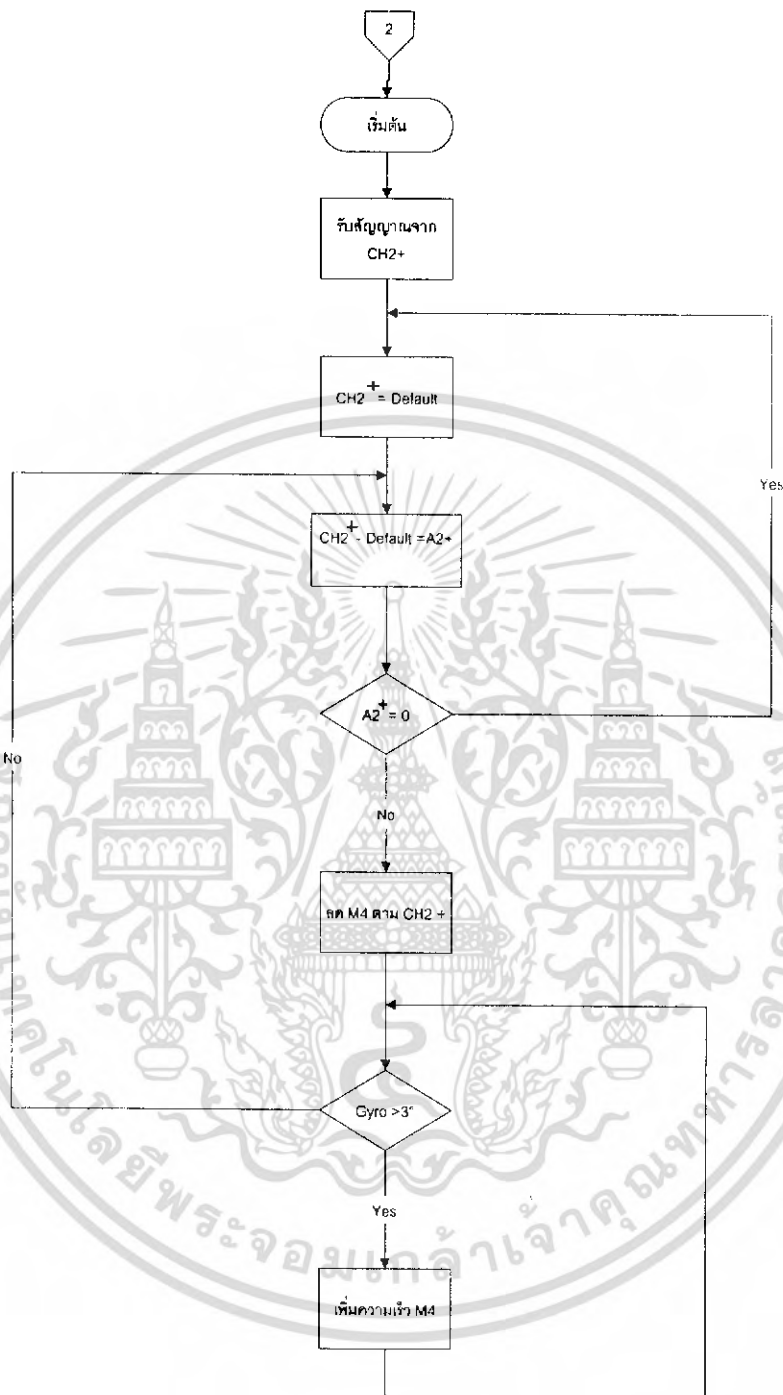
รูปที่ 3.16 Flow chart3

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



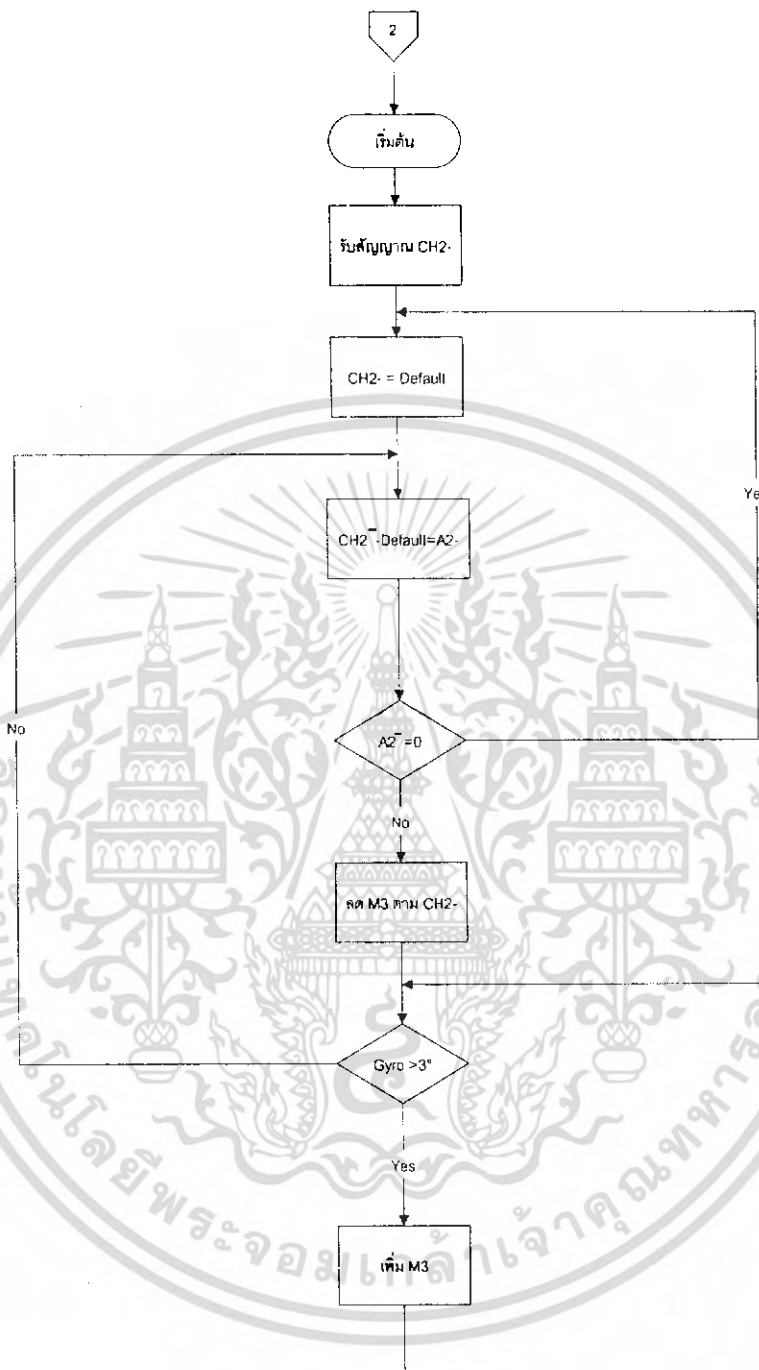
รูปที่ 3.17 Flow chart4

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.18 Flow chart5

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.19 Flow chart6

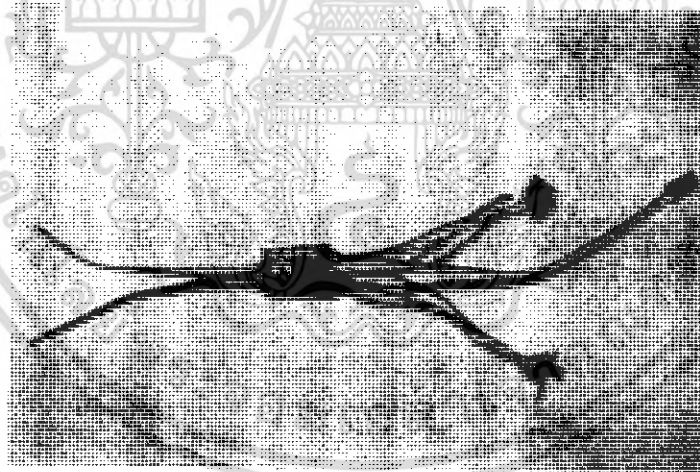
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 4 ผลการทดลอง

4.1 อุปกรณ์การทดลอง

DC มอเตอร์	4 ตัว
วงจรขับมอเตอร์ (ESC)	4 ตัว
แบตเตอรี่	1 ชุด
PIC เบอร์ 18F4331	1 ตัว
Oscilloscope	1 ตัว
รีโมทบังคับวิทยุ 4 ช่องสัญญาณ	1 ตัว
ภาครับสัญญาณวิทยุ 4 ช่องสัญญาณ	1 ตัว
Gyro	1 ตัว

4.2 การเตรียมใช้งาน วงจรขับมอเตอร์(ESC)



รูปที่ 4.1 Speed Control

4.3 ขั้วต่อภาครับ The Receiver Plug

ตรวจสอบว่าขั้วต่อของ ESC โดยสายสัญญาณจะเป็น สีขาว สายไฟบวก สีแดง และสายไฟลบ สีดำ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.4 การติดตั้ง วงจรขับมอเตอร์ (ESC)

ให้หาตำแหน่งที่ดีที่สุดในลำตัวสำหรับติดตั้ง ESC โดยให้มีอากาศสำหรับระบายความร้อนที่เพิ่มขึ้นในขณะที่ใช้งาน ระยะระหว่าง ESC กับภาครับ ไม่ควรใกล้กันเกินไป เพราะอาจจะทำให้มีสัญญาณรบกวนภาครับได้ และควรติดตั้งให้ภาครับอยู่ห่างจาก ESC และมอเตอร์ให้มากที่สุด

4.5 สายต่างๆ

สายมอเตอร์ จะเป็นสายคู่เดียว โดยสายดำ จะเป็นไฟลบ สายเบตเตอร์ จะเป็นสายคู่ ที่อยู่ กับด้านสายที่ต่อกับเครื่องรับ และ buzzer (ถ้ามี) โดยสายดำเป็นไฟลบ และสายแดงเป็นไฟบวก สายต่อเครื่องรับ RX จะเป็น connector โดยสายสีดำเป็นไฟลบ แดงเป็นไฟบวก 5v และขาวเป็น สัญญาณ สำหรับ Buzzer ในรุ่นที่มี Lost Plane Locator ก็จะต้องออกมา 1 คู่ และควรติด buzzer ไว้ นอกเครื่องบิน เพื่อให้สามารถได้ระยะเสียงไกล

4.6 การทดสอบ วงจรขับมอเตอร์ (ESC)

ในขั้นนี้ หลังจากที่ได้ติดตั้ง ESC เรียบร้อยแล้ว ก่อนที่จะนำไปใช้งานจริง ให้ทำการ ทดสอบก่อน โดยต่อมอเตอร์ แต่ให้ถอดใบพัดออก (เพื่อความปลอดภัย) จากนั้นให้ต่อ ESC เข้ากับ วิทยุภาครับ โดยก่อนที่จะต่อเบตเตอร์ ให้ตรวจสอบว่า switch ของ ESC นั้นปิดอยู่ (off) แล้วจึงต่อ เบตเตอร์เข้าไป

1. ลดคันเร่งลงมาต่ำสุด
2. เปิดเครื่องส่ง
3. เปิด ESC หากทำงานถูกต้อง จะได้ยินเสียง แจ๊จจจ LVC แล้วตามด้วยบีบ 1 ครั้ง เป็น เสียงจากมอเตอร์ และ buzzer
4. ทดลองเร่งคันเร่งเบาๆ โดยดึงออกจากตัว และมอเตอร์เริ่มหมุนแสดงว่าติดตั้งได้ถูกต้อง แล้ว (ตอนทดสอบอย่าเร่งคันเร่งมาก เพราะไม่ได้ต่อบีพัดอยู่ อาจจะทำให้มอเตอร์เสียหายได้)
5. ลดคันเร่งลง แล้วปิด ESC ปิดเครื่องส่ง
6. จากนั้นทดลองใส่ใบพัดเข้าไป โดยตรวจสอบความเรียบร้อยของการยึดใบพัดให้ดี พร้อมทั้ง อย่าให้มีสิ่งกีดขวางใกล้ๆ ใบพัด
7. ดำเนินการทดสอบตามลำดับขั้นต้นอีกครั้ง หากทำงานเป็นปรกติ ให้ทดลองเร่งจนสุด เพื่อดูว่า ESC ทำงานได้ดีหรือไม่

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.7 การทดสอบระยะ

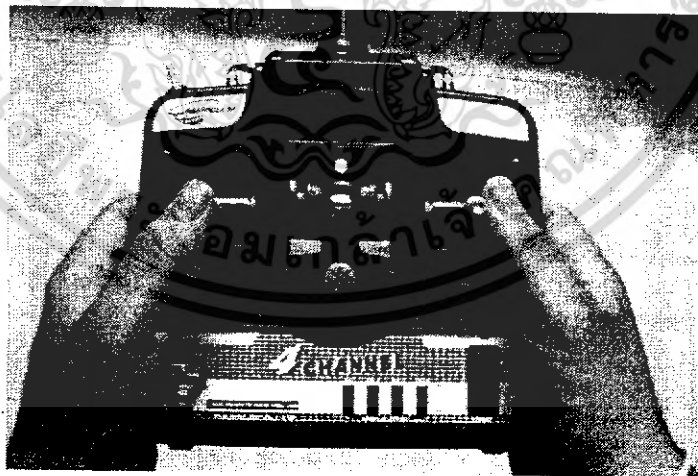
ESC และมอเตอร์นั้น จะทำให้เกิดสัญญาณรบกวนต่อภาครับ จึงจำเป็นที่จะต้องมีการทดสอบระยะการใช้งานก่อนนำไปใช้งานจริง โดยกระทำดังนี้ ให้ทดลองโดยไม่ต้องชักเสาออก ให้ทำการทดลองการควบคุมเครื่องบิน โดยไม่เปิดมอเตอร์ แล้วให้ผู้ช่วยถือเครื่องบินเดินห่างออกไป ซึ่งควรจะได้ระยะอย่างน้อย 25-30 ม จากนั้น ทดลองแบบเดิมอีกครั้ง แต่ให้เปิดมอเตอร์ด้วย ที่อัตราเร่งครึ่งหนึ่ง ทดสอบระยะอีกครั้ง ซึ่งควรจะได้ใกล้เคียงอย่างเดิม หากไม่ได้ จำเป็นต้องจัดระเบียบอุปกรณ์ใหม่ เช่น สายอากาศ ตำแหน่งเครื่องรับ

4.8 การทำงาน

ในการเริ่มต้นใช้งาน ESC นั้น คันเร่งต้องมาอยู่ที่จุดต่ำสุด (ใกล้ตัว) ก่อน จึงจะสามารถเริ่มทำงาน หาก ESC พร้อมทำงาน จะได้ยินเสียง Beep 1 ครั้ง หากว่าในตอนเปิดเครื่องส่ง คัดเร่งไม่ได้ อยู่ที่ตำแหน่งต่ำสุด ESC จะส่งเสียงเตือน ให้ลดคัตเร่งลงให้ต่ำสุด ESC จะพร้อมทำงาน และปิดเสียงเตือน

การเตรียมการใช้งาน รีโมทบังคับวิทยุ 4 ช่องสัญญาณ

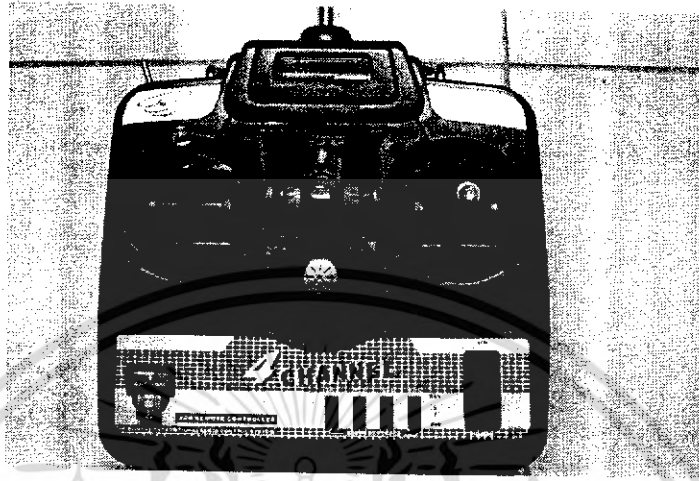
เปิด switch เครื่อง



รูปที่ 4.2 รีโมทบังคับวิทยุ 4 ช่องสัญญาณในสภาวะปกติ

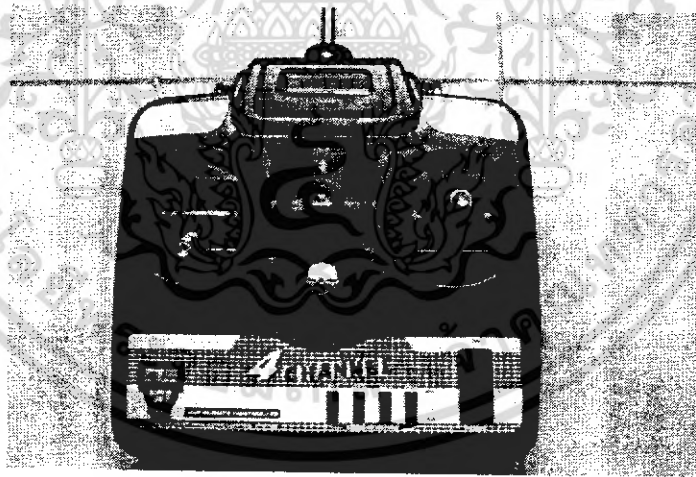
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ช่องสัญญาณ ที่ 3 SPEED UP



รูปที่ 4.3 รีโมทบังคับวิทยุ 4 ช่องสัญญาณ ในช่องสัญญาณ ที่ 3 SPEED UP

ช่องสัญญาณที่ 3 SPEED DOWN

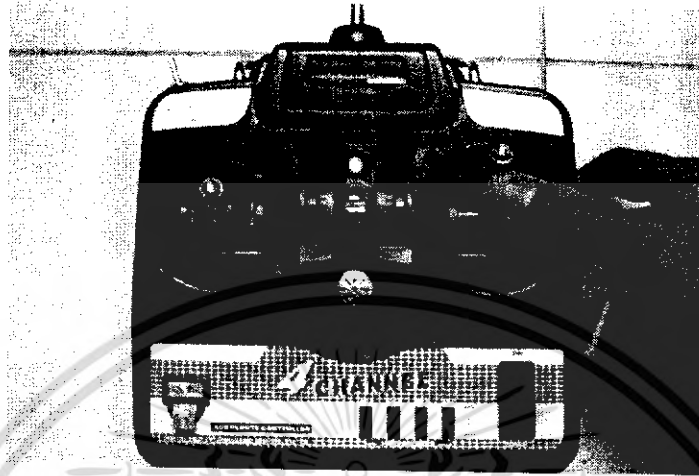


รูปที่ 4.4 รีโมทบังคับวิทยุ 4 ช่องสัญญาณ ในช่องสัญญาณที่ 3 SPEED DOWN

ช่องสัญญาณที่ 4 ไม่ต่อใช้งาน

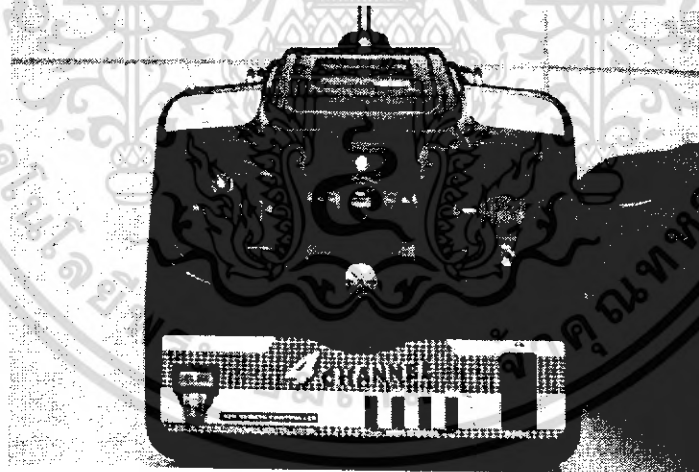
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ช่องสัญญาณที่ 1 เคลื่อนที่ไปด้านหน้า



รูปที่ 4.5 รีโมทบังคับวิทยุ 4 ช่องสัญญาณ ในช่องสัญญาณที่ 1 เคลื่อนที่ไปด้านหน้า

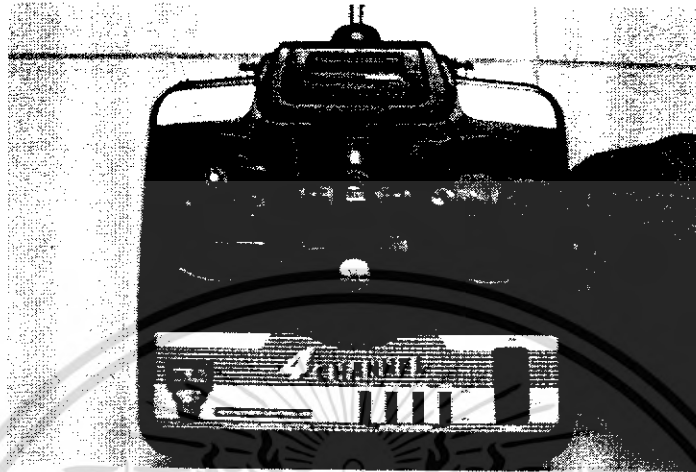
ช่องสัญญาณที่ 1 เคลื่อนที่ไปด้านหลัง



รูปที่ 4.6 รีโมทบังคับวิทยุ 4 ช่องสัญญาณ ในช่องสัญญาณที่ 1 เคลื่อนที่ไปด้านหลัง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ช่องสัญญาณที่ 2 เคลื่อนที่ไปด้านซ้าย



รูปที่ 4.7 ริโมทบังคับวิทยุ 4 ช่องสัญญาณ ในช่องสัญญาณที่ 2 เคลื่อนที่ไปด้านซ้าย

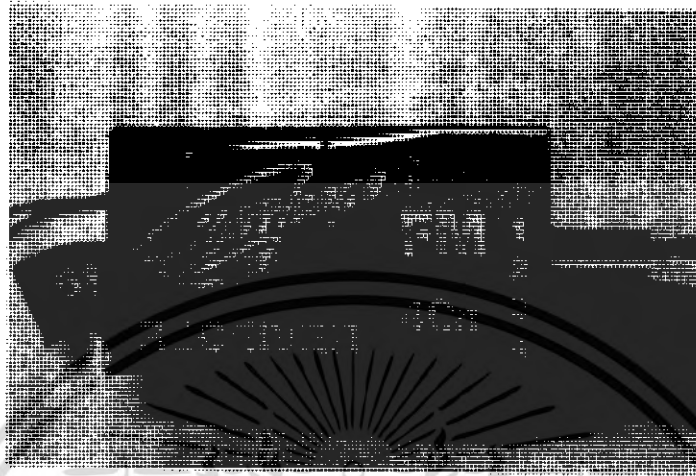
ช่องสัญญาณที่ 2 เคลื่อนที่ไปด้านขวา



รูปที่ 4.8 ริโมทบังคับวิทยุ 4 ช่องสัญญาณ ในช่องสัญญาณที่ 2 เคลื่อนที่ไปด้านขวา

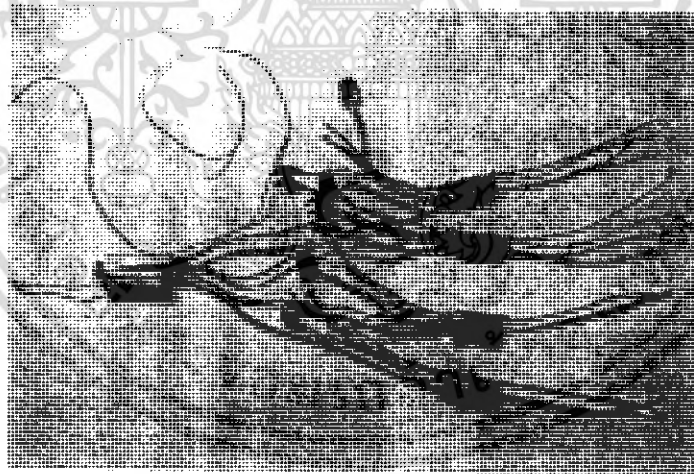
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาครับสัญญาณวิทยุ 4 ช่องสัญญาณ



รูปที่ 4.9 แสดงภาครับสัญญาณวิทยุ 4 ช่องสัญญาณ

ภาครับสัญญาณวิทยุ 4 ช่องสัญญาณ ต่อร่วมกับ ชุดขับมอเตอร์ (ESC)



รูปที่ 4.10 ภาครับสัญญาณวิทยุ 4 ช่องสัญญาณ ต่อร่วมกับ ชุดขับมอเตอร์ (ESC)

4.9 วิธีการทดลอง

1. ทำการจ่ายแรงดันให้กับชุดขับมอเตอร์ (ESC)
2. ต่อสายสัญญาณ แดง- ขาว เข้ากับมอเตอร์
3. ต่อสายสัญญาณ แดง-ดำ เข้ากับแหล่งจ่ายไฟ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

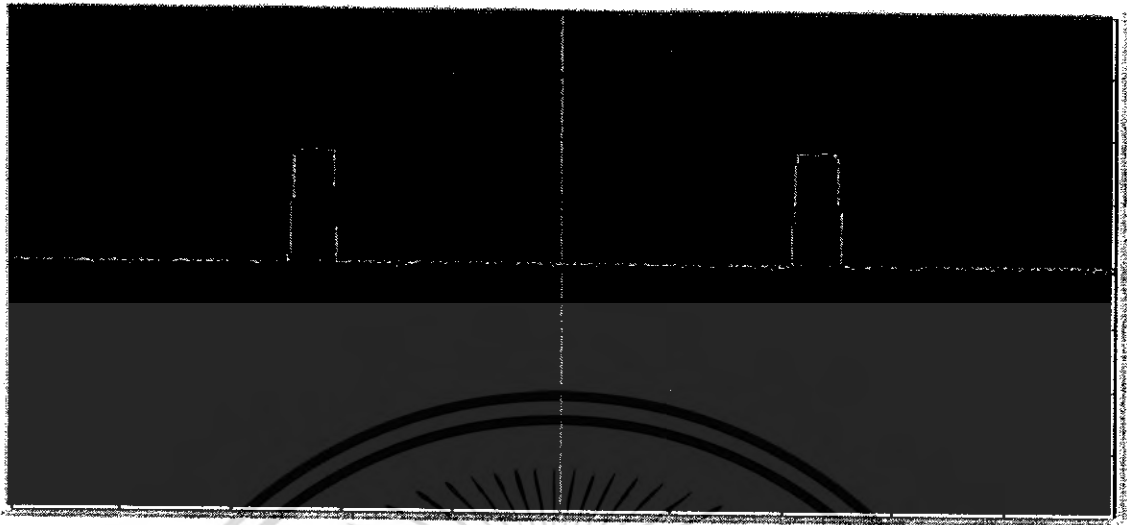
- 4.ทำการเปิด Switch รีโมทบังคับวิทยุ และเปิด Switch ชูคซ์บมอเตอร์ (ESC)
- 5.เลื่อนคันบังคับวิทยุ ช่องสัญญาณที่ 3 อยู่ที่ตำแหน่งต่ำสุด จะได้ยินเสียง บี๊ป 1 ครั้ง
- 5.นำ Oscilloscope มาวัดสัญญาณ จาก Receiver ช่องที่ 3 และ 4
- 6.ทำการโยกคันบังคับเพื่อทำการวัดสัญญาณ

ผลการทดสอบวัดสัญญาณ output ของ Receiver

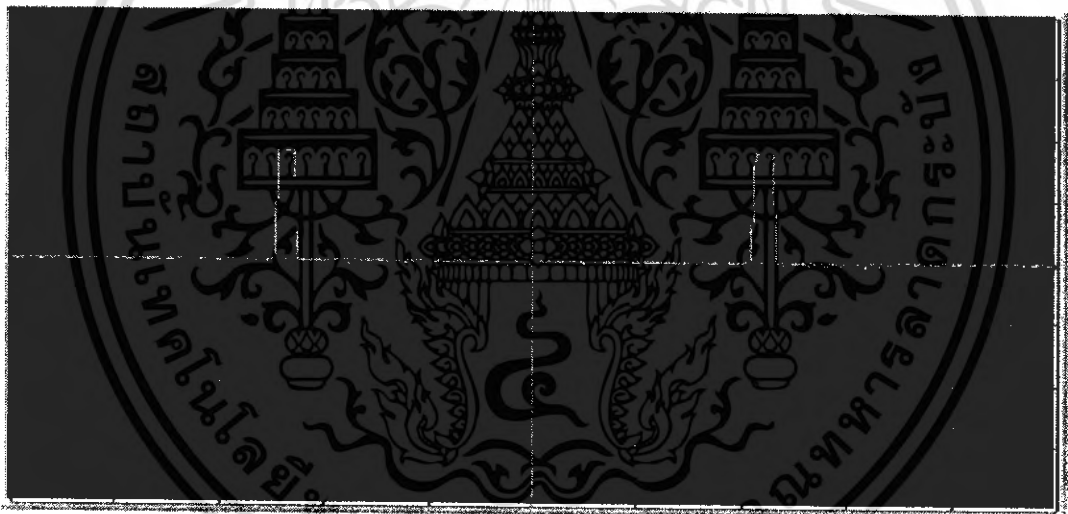
วัดช่องสัญญาณที่ 3 และ 4



รูปที่ 4.11 ปรับตำแหน่งต่ำสุดทั้ง 2 ช่องสัญญาณ

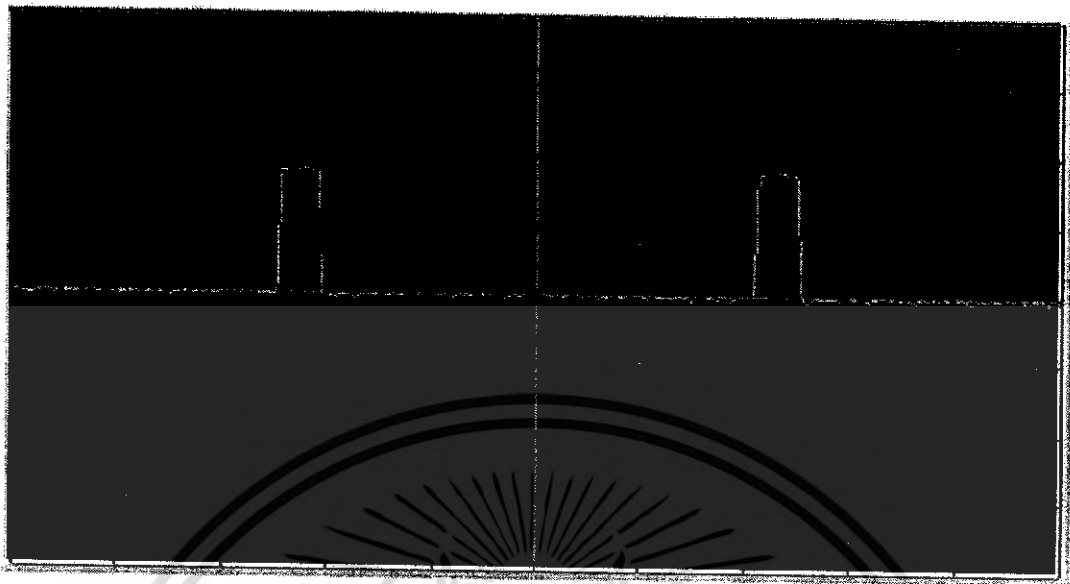


รูปที่ 4.12 ช่องสัญญาณที่ 1 สูงสุด / ช่องสัญญาณที่ 2 ต่ำสุด



รูปที่ 4.13 ช่องสัญญาณที่ 1 ต่ำสุด / ช่องสัญญาณที่ 2 สูงสุด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.14 ปรับตำแหน่งสูงสุดทั้ง 2 ช่องสัญญาณ

Source Parameters

Ch1/Ch2	: CH1	Ch1/Ch2	: CH2
Vertical Scale	: 2.00V	Vertical Scale	: 2.00V
Vertical Position	: 0.00V	Vertical Position	: 0.00V
Coupling	: DC	Coupling	: DC
Horizontal Scale	: 5.000ms	Horizontal Scale	: 5.000ms
Horizontal Position	: 12.40ms	Horizontal Position	: 12.40ms

4.10 โครงสร้างที่ทำการเปลี่ยน

จากการทดลองในโปรเจกต์ที่ 1 ประสบปัญหาทางโครงสร้าง กล่าวคือ โครงสร้างเดิมมีน้ำหนักมาก ซึ่งทำให้เกิดปัญหาด้านการยกตัวของอากาศยาน โดยจำเป็นต้องมีแหล่งจ่ายที่มีกระแสสูงมาก ซึ่งจากการศึกษาผลกระทบทางโครงสร้างที่ออกแบบมาข้างต้น จึงได้มีการแก้ไขโครงสร้างใหม่ โดยเปลี่ยนโครงสร้างหลักให้เป็นแกนคาร์บอน จากโครงสร้างเดิมซึ่งเป็นอลูมิเนียม และผลลัพธ์ที่ได้คือ โครงสร้างที่เล็ก น้ำหนักเบา และใช้กระแสในการขับเคลื่อนน้อยกว่า โครงสร้างแบบแรก

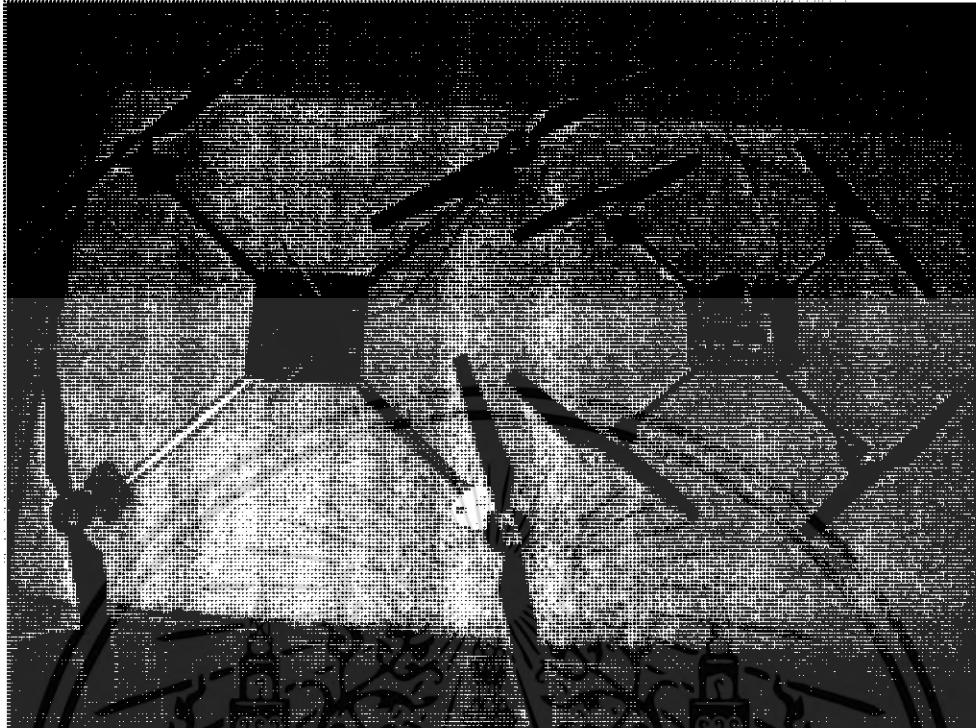


รูปที่ 4.15 โครงสร้างแบบเก่าที่ทำจากอลูมิเนียม



รูปที่ 4.16 โครงสร้างแบบใหม่ที่มาจากชุดประกอบของหางเครื่องบินเฮลิคอปเตอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.17 เปรียบเทียบโครงสร้างของทั้งสองแบบ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.11 ผลจากการทดลอง

เราสามารถนำค่าจาก Gyro scope ซึ่งวัดได้จากการทดลองเอียงในองศาต่าง ๆ ซึ่งทำให้เกิดแรงดันที่เปลี่ยนแปลงจากระดับปกติต่าง ๆ กัน

ตารางที่ 4.1 แสดงค่าแรงดันตามลักษณะการเอียงในลักษณะต่าง ๆ (อุดมคติ)

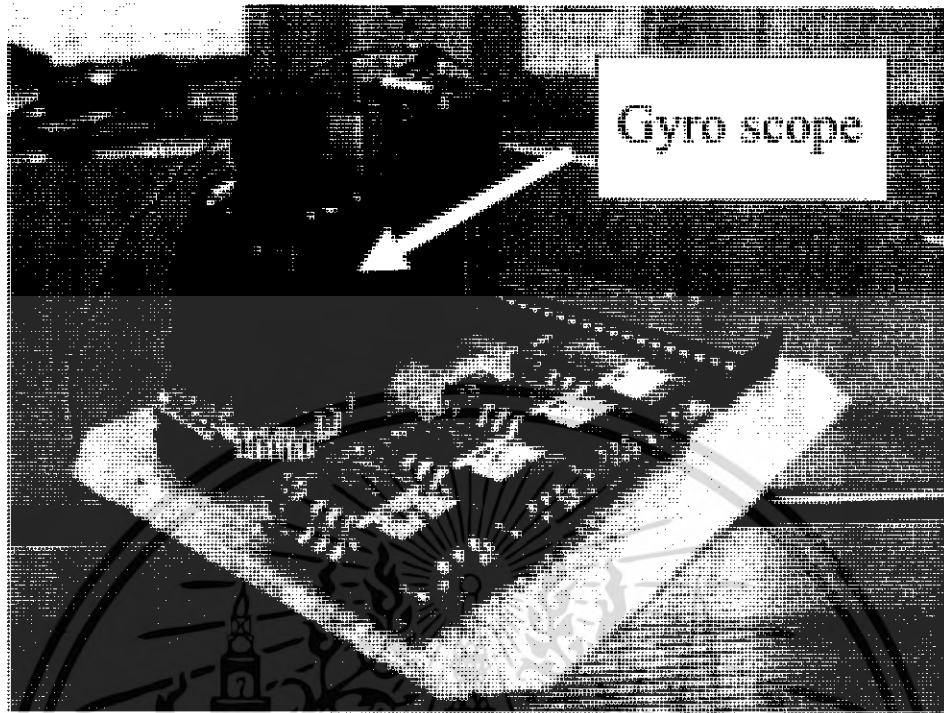
ลักษณะการเอียง(สูงสุด 30°)	แรงดัน
ระดับปกติ(แนวระดับ)	1.5
ระดับไม่สมดุล(ยกด้านหน้า)	2.0
ระดับไม่สมดุล(ยกด้านหลัง)	1.0
ระดับไม่สมดุล(ยกด้านขวา)	2.0
ระดับไม่สมดุล(ยกด้านซ้าย)	1.0

ซึ่งจากการทดลองวัดค่าแรงดันตามลักษณะการเอียง มีผลการทดลองดังนี้

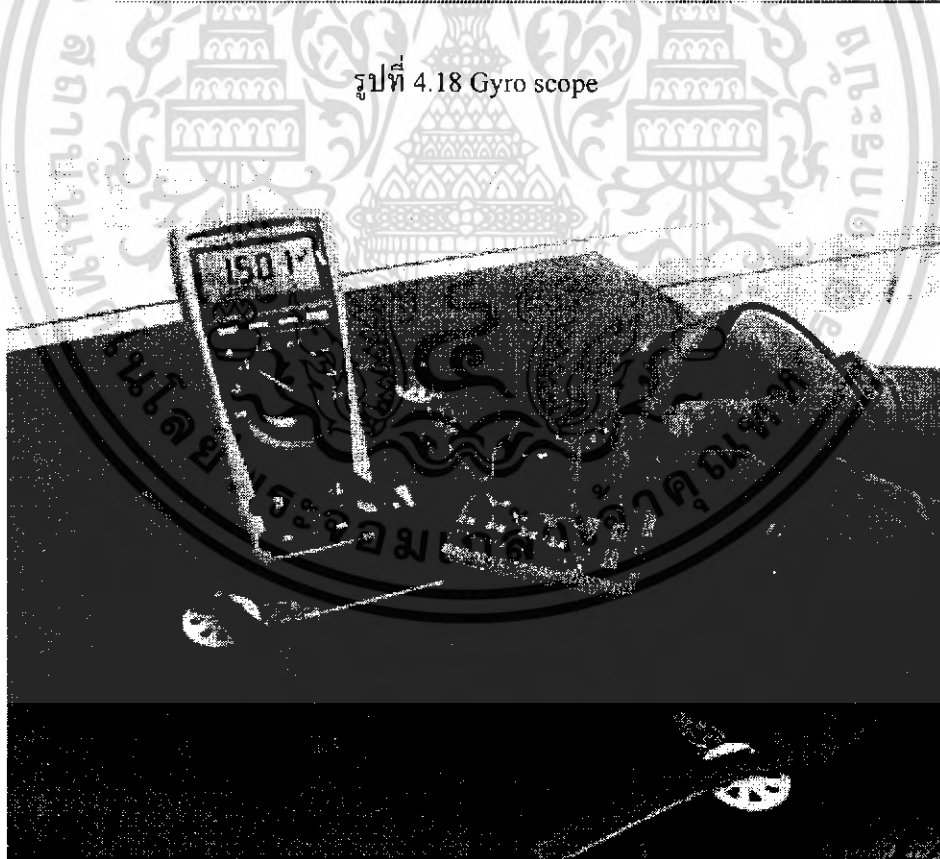
ตารางที่ 4.2 แสดงค่าแรงดันตามลักษณะการเอียงในลักษณะต่าง ๆ (ปฏิบัติ)

ลักษณะการเอียง(สูงสุด 30°)	แรงดัน
ระดับปกติ(แนวระดับ)	1.501
ระดับไม่สมดุล(ยกด้านหน้า)	1.726
ระดับไม่สมดุล(ยกด้านหลัง)	1.078
ระดับไม่สมดุล(ยกด้านขวา)	1.723
ระดับไม่สมดุล(ยกด้านซ้าย)	1.125

จะเห็นได้ว่า ค่าที่ได้จากการวัดในทางปฏิบัติ มีความใกล้เคียงกับค่าตามอุดมคติ ซึ่งสามารถนำแรงดันมาเปรียบเทียบใช้งานได้

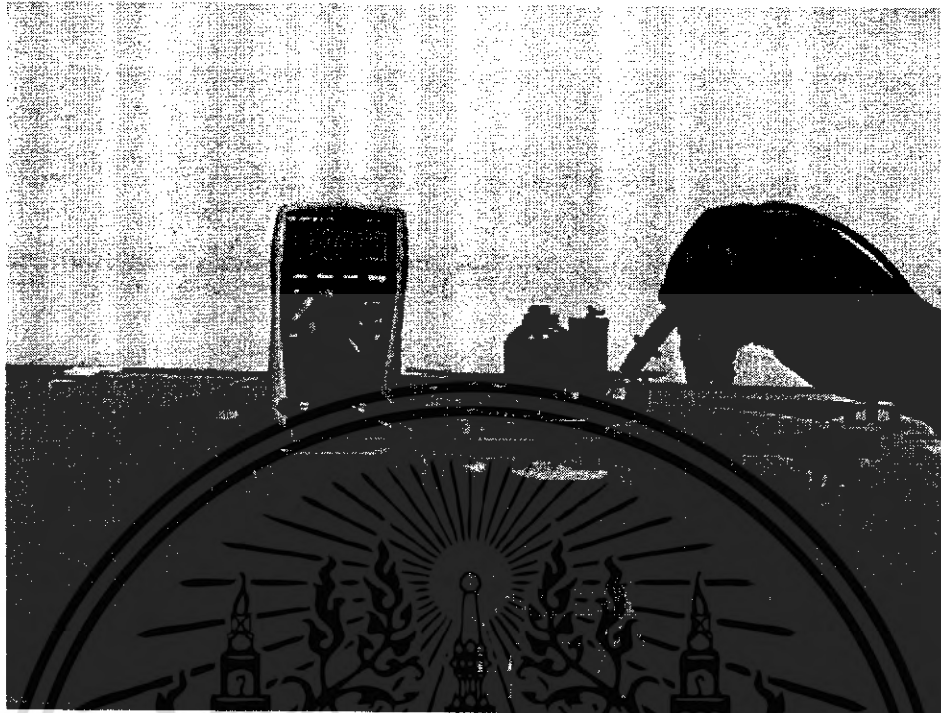


รูปที่ 4.18 Gyro scope



รูปที่ 4.19 ระดับปกติ (แนวระดับ)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

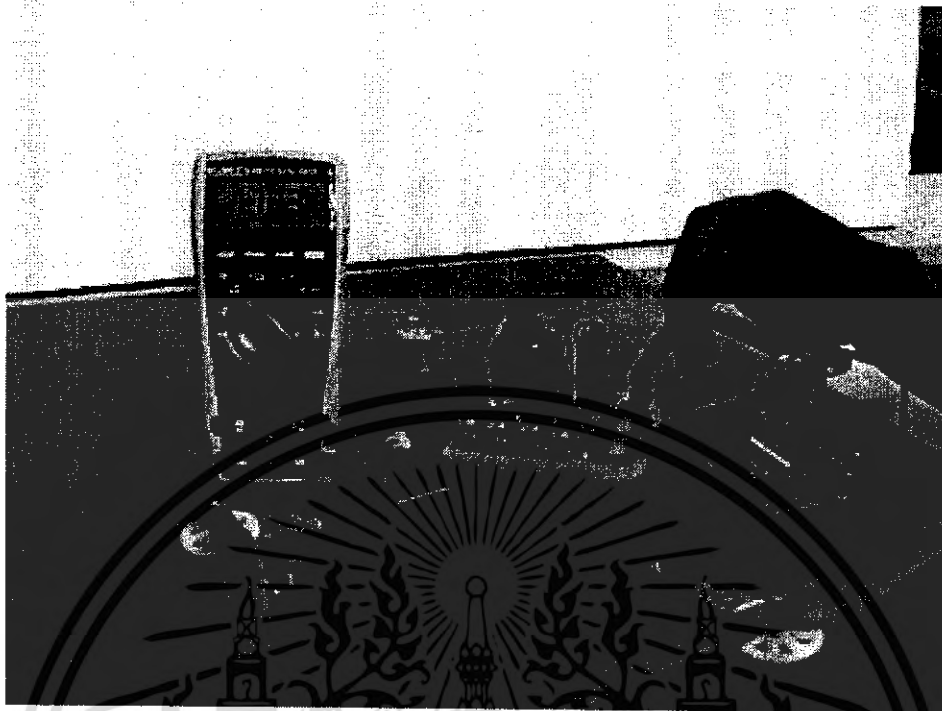


รูปที่ 4.20 ระดับไม่สมดุล(ชกด้านหน้า)



รูปที่ 4.21 ระดับไม่สมดุล(ชกด้านหลัง)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.22 ระดับไม่สมดุล(ยกด้านขวา)



รูปที่ 4.23 ระดับไม่สมดุล(ยกด้านซ้าย)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 5 สรุป

ในการทดสอบวัดสัญญาณที่ออกจาก output ของ Receiver ช่อง 1,2,3,4 สัญญาณที่ออกมาของแต่ละช่องจะเรียงกันตามลำดับ(ในรูปการทดลอง วัดสัญญาณช่อง 3 และ 4) ซึ่งมีความถี่เท่ากับ 43 MHz ลักษณะของสัญญาณ 1 Cycle เท่ากับ 23 ms ความกว้างของ pulse width สามารถปรับค่าได้ 1-2 ms โดยค่าต่ำสุดเท่ากับ 1 ms และค่าสูงสุด 2 ms โดยสามารถปรับระดับความละเอียด ได้แบ่งเป็น 10 ระดับระดับละ 0.1 ms

ในการทดสอบวัดค่า กระแสของมอเตอร์ โดยมีกระแสสูงสุดที่ 0 - 1.7 A ซึ่งถ้าเราปรับ pulse width ให้มีความกว้างขึ้นความเร็วมอเตอร์จะสูงขึ้นตาม

วิธีการคำนวณ

$$1 \text{ Cycle} = 23\text{ms}$$

$$F = 1/T \\ = 1/23\text{ms} \\ = 43 \text{ MHz}$$

ฉะนั้น ความถี่เท่ากับ 43 MHz

$$\text{(Duty Cycle) ความเร็วสูงสุด} \\ = (0.002/0.023) \times 100 \\ = 8.69 \%$$

$$\text{(Duty Cycle) ความเร็วต่ำสุด} \\ = (0.001/0.023) \times 100 \\ = 4.34\%$$

และในการทดสอบการยกตัวของอากาศยานนั้น เกิดการเอียงของอากาศยานในขณะที่ทำการยกตัว ซึ่งเกิดจากกระแส จากใบพัดข้างเคียง จึงจำเป็นต้องมีการรักษาระดับของเครื่องบินให้หนึ่งอยู่กับที่ ซึ่งต้องใช้สัญญาณ pulse ที่ออกจากรับสัญญาณของ Receiver มาควบคุมการจ่ายกระแสให้กับชุดขับมอเตอร์ (ESC) โดยใช้ Microcontroller เข้ามาควบคุม

5.1 ปัญหาในการทดลอง

1. โครงสร้างมีความไม่สมดุล (ในโครงสร้างแรก) แก้ไขโดยการออกแบบใช้โครงสร้างใหม่
2. ไม่สามารถหา Math model หรือสมการส่งผ่าน (transfer function) ได้ จึงไม่สามารถทำการบินที่นิ่งได้
3. ปัญหาเรื่องการปรับความสมดุลของเครื่องบินในแต่ละส่วน ให้มีน้ำหนักใกล้เคียงกัน แก้ไขโดยใช้เชือกผูกติดกับวงจรถ่วงแล้วห้อยลงมาเพื่อระดับความสมดุล
4. ปัญหาเรื่องแบตเตอรี่ที่มีกระแสต่ำจึงไม่สามารถเล่นได้นาน (เล่นได้ไม่เกิน 5-7 นาที) ขึ้นอยู่กับการเล่น
5. ปัญหาเรื่องอุปกรณ์บางอย่างหายากเช่น Gyro

5.2 สรุปผลการทดลอง

จากการทดลอง ทราบว่าความสมดุลของโครงสร้าง และน้ำหนักของอากาศยาน มีความสำคัญเป็นอันดับต้น ๆ และในการทดลองนั้น ได้ทำการเปลี่ยนโครงสร้างเป็นแกนคาร์บอนเพื่อลดปัญหาทางน้ำหนักของตัวอากาศยานเอง และได้ทำการซื้อโครงสร้างตัวจับมอเตอร์สำเร็จรูปมา เพื่อลดปัญหาด้านการสั่นและการแกว่งทางโครงสร้างของตัวชิ้นงานและจากการทดลอง อากาศยานไม่สามารถลอยตัวได้อย่างมีเสถียรภาพ เนื่องจากการควบคุมสมดุล ซึ่งต้องใช้การเปรียบเทียบค่าจาก Gyro ยังไม่เป็นผลสำเร็จ จึงต้องใช้การจับประคองชิ้นงานอยู่ตลอดเวลาเมื่อทำการทดลองบิน เป็นผลให้ไม่สามารถควบคุมทิศทางการบินได้เช่นกัน

แนวทางในศึกษาต่อสำหรับ โครงนี้ มุ่งเน้นในส่วนการปรับค่าความสมดุลให้กับชิ้นงานให้มีเสถียรภาพให้มากที่สุด โดยใช้หลักการควบคุมอัตโนมัติแบบ PD Control ที่กล่าวไว้ในทฤษฎีข้างต้น ซึ่งด้วยหลักการนี้สามารถทำให้หาความผิดพลาดซึ่งเกิดจากการเอียงของอากาศ นำมาทำการปรับแก้ให้ค่าความผิดพลาดนี้เข้าหาค่าเป้าหมายได้เร็วที่สุด เพื่ออากาศยานสามารถหยุดนิ่งในอากาศได้อย่างอัตโนมัติ

บรรณานุกรม

เคชฤทธิ์ มณีธรรม และสำเร็จ เต็มราม. 2549. ไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC. พิมพ์ครั้งที่ 1.
กรุงเทพฯ : สำนักพิมพ์ เคทีพี.

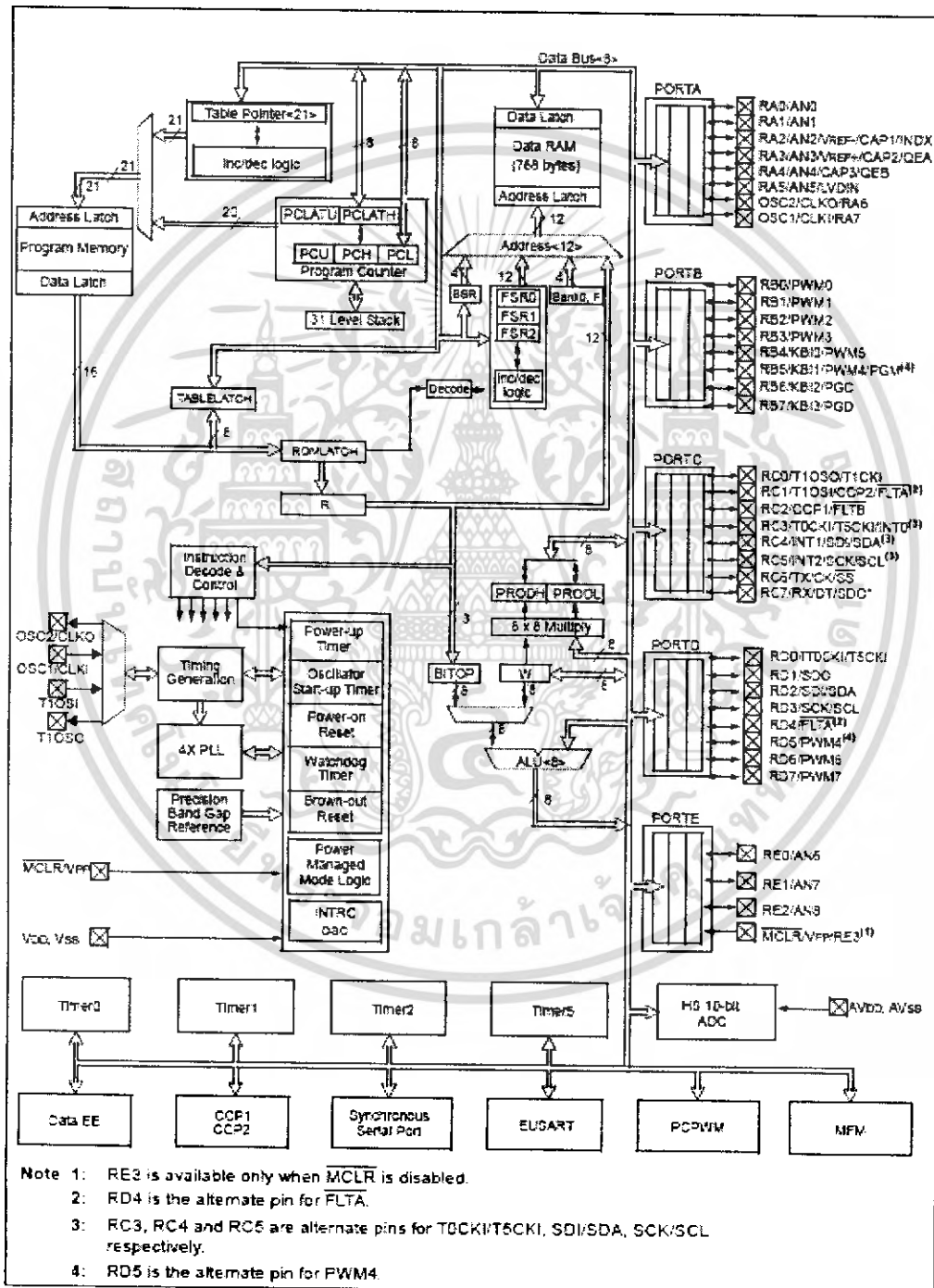
ประจัน พลังสันติกุล. 2549. PIC Works Examples and C Source Code. พิมพ์ครั้งที่ 1.
กรุงเทพฯ : บริษัท แอพซอฟต์แวร์เทค จำกัด.

ประจัน พลังสันติกุล. 2548. PIC Microcontroller Programming with CCS C Compiler.m
พิมพ์ครั้งที่ 1. กรุงเทพฯ : บริษัท อินโนเวทีฟ เอ็กเซอร์เมนส์ จำกัด.



ภาคผนวก ก.

ในส่วนนี้จะบอกถึงบล็อกโคแอมและการทำงานแต่ละขาของ PIC18F4331



รูปที่ ก.1 บล็อกโคแอมของ PIC18F4331

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ ก.1 การทำงานแต่ละขาของ PIC18F4331

Pin Name	Pin Number			Pin Type	Buffer Type	Description
	DIP	TQFP	QFN			
MCLR/VPP/RE3 MCLR VPP RE3	1	18	18	I P I	ST ST	Master Clear (input) or programming voltage (input). Master Clear (Reset) input. This pin is an active-low. Reset to the device. Programming voltage input. Digital input. Available only when MCLR is disabled.
OSC1/CLKI/RA7 OSC1 CLKI RA7	13	30	32	I I I/O	ST CMOS TTL	Oscillator crystal or external clock input. Oscillator crystal input or external clock source input. ST buffer when configured in RC mode, CMOS otherwise. External clock source input. Always associated with pin function OSC1. (See related OSC1/CLKI, OSC2/CLKO pins.) General purpose I/O pin.
OSC2/CLKO/RA8 OSC2 CLKO RA8	14	31	33	O O I/O	— — TTL	Oscillator crystal or clock output. Oscillator crystal output. Connects to crystal or resonator in Crystal Oscillator mode. In RC mode, OSC2 pin outputs CLKO, which has 1/4 the frequency of OSC1 and denotes the instruction cycle rate. General purpose I/O pin.
RA0/AN0 RA0 AN0	2	19	19	I/O I	TTL Analog	PORTA is a bidirectional I/O port. Digital I/O. Analog input 0.
RA1/AN1 RA1 AN1				I/O I	TTL Analog	
RA2/AN2/VREF-/CAP1/INDX RA2 AN2 VREF- CAP1 INDX	4	21	21	I/O I I I I	TTL Analog Analog ST ST	Digital I/O. Analog input 2. A/D Reference Voltage (Low) input. Input capture pin 1. Quadrature Encoder Interface index input pin.
RA3/AN3/VREF+/CAP2/QEA RA3 AN3 VREF+ CAP2 QEA				I/O I I I I	TTL Analog Analog ST ST	
RA4/AN4/CAP3/QEB RA4 AN4 CAP3 QEB	6	23	23	I/O I I I	TTL Analog ST ST	Digital I/O. Analog input 4. Input capture pin 3. Quadrature Encoder Interface channel B input pin.
RA5/AN5/LVDIN RA5 AN5 LVDIN				I/O I I	TTL Analog Analog	

Legend: TTL = TTL compatible input CMOS = CMOS compatible input or output
 ST = Schmitt Trigger input with CMOS levels I = Input
 O = Output P = Power
 OD = Open-Drain (no diode to VDD)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ ก.2 การทำงานแต่ละขาของ PIC18F4331 (ต่อ)

Pin Name	Pin Number			Pin Type	Buffer Type	Description
	DIP	TQFP	QFN			
RB0/PWM0 RB0 PWM0	33	8	9	I/O O	TTL TTL	PORTB is a bidirectional I/O port. PORTB can be software programmed for internal weak pull-ups on all inputs. Digital I/O. PWM output 0.
RB1/PWM1 RB1 PWM1	34	9	10	I/O O	TTL TTL	Digital I/O. PWM output 1.
RB2/PWM2 RB2 PWM2	35	10	11	I/O O	TTL TTL	Digital I/O. PWM output 2.
RB3/PWM3 RB3 PWM3	36	11	12	I/O O	TTL TTL	Digital I/O. PWM output 3.
RB4/KB10/PWM5 RB4 KB10 PWM5	37	14	14	I/O I O	TTL TTL TTL	Digital I/O. Interrupt-on-change pin. PWM output 5.
RB5/KB11/PWM4/ PGM RB5 KB11 PWM4 PGM	38	15	15	I/O I O I/O	TTL TTL TTL ST	Digital I/O. Interrupt-on-change pin. PWM output 4. Low-voltage ICSP programming entry pin.
RB6/KB12/PGC RB6 KB12 PGC	39	16	16	I/O I I/O	TTL TTL ST	Digital I/O. Interrupt-on-change pin. In-Circuit Debugger and ICSP programming clock pin.
RB7/KB13/PGD RB7 KB13 PGD	40	17	17	I/O I I/O	TTL TTL ST	Digital I/O. Interrupt-on-change pin. In-Circuit Debugger and ICSP programming data pin.

Legend: TTL = TTL compatible input
 ST = Schmitt Trigger input with CMOS levels
 O = Output
 OD = Open-Drain (no diode to VDD)
 CMOS = CMOS compatible input or output
 I = Input
 F = Power

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ ก.3 การทำงานแต่ละขาของ PIC18F4331 (ต่อ)

Pin Name	Pin Number			Pin Type	Buffer Type	Description
	DIP	TQFP	QFN			
RC0/T1OSO/T1CKI RC0 T1OSO T1CKI	15	32	34	I/O O I	ST — ST	PORTC is a bidirectional I/O port. Digital I/O. Timer1 oscillator output. Timer1 external clock input.
RC1/T1OSI/CCP2/ FLTA	16	35	35	I/O I I/O I	ST CMOS ST ST	Digital I/O. Timer1 oscillator input. Capture2 input, Compare2 output, PWM2 output. Fault interrupt input pin.
RC2/CCP1/FLTB RC2 CCP1 FLTB	17	36	36	I/O I/O I	ST ST ST	Digital I/O. Capture1 input/Compare1 output/PWM1 output. Fault interrupt input pin.
RC3/T0CKI/T5CKI/ INT0	18	37	37	I/O I I I	ST ST ST ST	Digital I/O. Timer0 alternate clock input. Timer5 alternate clock input. External interrupt 0.
RC4/INT1/SDI/SDA RC4 INT1 SDI SDA	23	42	42	I/O I I I/O	ST ST ST ST	Digital I/O. External interrupt 1. SPI Data in. I ² C Data I/O.
RC5/INT2/SCK/SCL RC5 INT2 SCK SCL	24	43	43	I/O I I/O I/O	ST ST ST ST	Digital I/O. External interrupt 2. Synchronous serial clock input/output for SPI mode. Synchronous serial clock input/output for I ² C mode.
RC6/TX/CK/SS RC6 TX CK SS	25	44	44	I/O O I/O I	ST — ST ST	Digital I/O. USART Asynchronous Transmit. USART Synchronous Clock (see related RX/DT). SPI Slave Select input.
RC7/RX/DT/SDO RC7 RX DT SDO	26	1	1	I/O I I/O O	ST ST ST —	Digital I/O. USART Asynchronous Receive. USART Synchronous Data (see related TX/CK). SPI Data out.

Legend: TTL = TTL compatible input
ST = Schmitt Trigger input with CMOS levels
O = Output
OD = Open-Drain (no diode to VDD)
CMOS = CMOS compatible input or output
I = Input
P = Power

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ ก.4 การทำงานแต่ละขาของ PIC18F4331 (ต่อ)

Pin Name	Pin Number			Pin Type	Buffer Type	Description
	DIP	TQFP	QFN			
RD0/T0CKI/T5CKI	19	38	38	I/O	ST	PORTD is a bidirectional I/O port, or a Parallel Slave Port (PSP) for interfacing to a microprocessor port. These pins have TTL input buffers when PSP module is enabled. Digital I/O. Timer0 external clock input. Timer5 input clock.
RD0				I	ST	
T0CKI				I	ST	
T5CKI				I	ST	
RD1/SDO	20	39	39	I/O	ST	Digital I/O. SPI Data out.
RD1				O	—	
SDO				O	—	
RD2/SDI/SDA	21	40	40	I/O	ST	Digital I/O. SPI Data in. I ² C Data I/O.
RD2				I	ST	
SDI				I/O	ST	
RD3/SCK/SCL	22	41	41	I/O	ST	Digital I/O. Synchronous serial clock input/output for SPI mode. Synchronous serial clock input/output for I ² C mode.
RD3				I/O	ST	
SCK				I/O	ST	
SCL				I/O	ST	
RD4/FLTA	27	2	2	I/O	ST	Digital I/O. Fault interrupt input pin.
RD4				I	ST	
FLTA				I	ST	
RD5/PWM4	28	3	3	I/O	ST	Digital I/O. PWM output 4.
RD5				O	TTL	
PWM4				O	TTL	
RD6/PWM6	29	4	4	I/O	ST	Digital I/O. PWM output 6.
RD6				O	TTL	
PWM6				O	TTL	
RD7/PWM7	30	5	5	I/O	ST	Digital I/O. PWM output 7.
RD7				O	TTL	
PWM7				O	TTL	

Legend: TTL = TTL compatible input
 ST = Schmitt Trigger input with CMOS levels
 O = Output
 OD = Open-Drain (no diode to VDD)
 CMOS = CMOS compatible input or output
 I = Input
 P = Power

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ ก.5 การทำงานแต่ละขาของ PIC18F4331 (ต่อ)

Pin Name	Pin Number			Pin Type	Buffer Type	Description
	DIP	TQFP	QFN			
RE0/AN8 RE0 AN8	8	25	25	I/O I	ST Analog	PORTC is a bidirectional I/O port. Digital I/O. Analog input 8.
RE1/AN7 RE1 AN7	9	26	26	I/O I	ST Analog	Digital I/O. Analog input 7.
RE2/AN8 RE2 AN8	10	27	27	I/O I	ST Analog	Digital I/O. Analog input 8.
VSS	12, 31	6, 29	6, 30, 31	P	—	Ground reference for logic and I/O pins.
VDD	11, 32	7, 28	7, 8, 28, 29	P	—	Positive supply for logic and I/O pins.
NC	—	12, 13, 33, 34	13	NC	NC	No connect

Legend: TTL = TTL compatible input
 ST = Schmitt Trigger input with CMOS levels
 O = Output
 OD = Open-Drain (no diode to VDD)
 CMOS = CMOS compatible input or output
 I = Input
 P = Power

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้