

สำนักหอสมุดกลาง พระจอมเกล้าลาดกระบัง
ระบบควบคุมเสถียรภาพทางอากาศยาน
STABILITY CONTROL SYSTEM OF AIRCRAFT



นายเกรียงไกร บัวน่วม
นายวรพงษ์ กิจพากรกิตติ

๒/๗
๗๗๖๗ ร
๒๖๕๖

เลขหมู่.....
เลขทะเบียน..... 95160
วัน,เดือน,ปี..... 21 พ.ค. 2552

b. 120๗๖๘๗๙
i.

ปริญญานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาคามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต
สาขาวิชาวิศวกรรมการวัดคุม
ภาควิชาวิศวกรรมการวัดคุม คณะวิศวกรรมศาสตร์
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ปีการศึกษา 2550

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

STABILITY CONTROL SYSTEM OF AIRCRAFT



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

2007

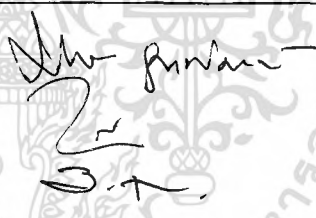
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาควิชาวิศวกรรมการวัดคุม
คณะวิศวกรรมศาสตร์
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ใบรับรองปริญญาโท

หัวข้อปริญญาโท ระบบควบคุมเสถียรภาพทางอากาศ
STABILITY CONTROL SYSTEM OF AIRCRAFT

นักศึกษาผู้จัดทำ นายเกรียงไกร บัวน่วม รหัสนักศึกษา 47012049
นายวรพงษ์ กิจพากรกิตติ รหัสนักศึกษา 47010271

ปริญญา วิศวกรรมศาสตรบัณฑิต
สาขาวิชา วิศวกรรมการวัดคุม
ปีการศึกษา 2550

อาจารย์ผู้ควบคุมปริญญาโท		ลายมือชื่อ
รศ.ประภาส	อুদ্ধกิมพันธ์	
รศ.ไสว	พงศ์สวัสดิ์	
อ.ธีรวัฒน์	เทพมณี	

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

หัวข้อปริญญาโท	ระบบรักษาเสถียรภาพทางอากาศยาน		
	STABILITY CONTROL SYSTEM OF AIRCRAFT		
นักศึกษาผู้จัดทำ	นายเกรียงไกร บัวนุ่ม	รหัสนักศึกษา	47012049
	นายวราพงษ์ กิจพากรกิตติ	รหัสนักศึกษา	47012071
อาจารย์ที่ปรึกษา	รศ.ประภาส อุคคกิมพันธ์		
	รศ.ไสว พงศ์สวัสดิ์		
	อ.ธีรวัฒน์ เทพนมณี		
ปีการศึกษา	2550		

บทคัดย่อ

โครงการนี้เป็นการสร้างระบบควบคุมเสถียรภาพของอากาศยาน โดยการติดตั้งอุปกรณ์วัดมุมบนตัวเครื่องบินเพื่อตรวจวัดการเปลี่ยนแปลงการเอียงของเครื่องบิน เมื่อถูกรบกวนจากแรงภายนอกที่ทำให้เครื่องเกิดการเอียงตัวชั่วขณะพร้อมทั้งออกแบบวงจรโดยใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์แบบ dsPIC ซึ่งเป็นตัวไมโครคอนโทรลเลอร์ความเร็วสูงในการประมวลผลหาค่าชดเชยให้แก่เครื่องบิน เพื่อให้เครื่องบินสามารถที่จะทรงตัวอยู่ได้แม้จะถูกรบกวนจากแรงภายนอก แล้วส่งข้อมูลการทำงานของระบบลงสู่ภาคพื้นดินผ่านทางบอร์ดรับส่งข้อมูลเพื่อบันทึกผลการบินต่อไป

Thesis Title	Stability Control System of Aircraft	
Authors	Mr.Keangkrai	Buanoom
	Mr. Warapong	Kitpakonkitti
Thesis Advisor	Assoc.Prof.Prapart	Ukakimaparn
	Assoc.Prof.Sawai	Pongswatd
	Mr.Teerawat	Thepmanee
Year	2007	

ABSTRACT

This project presents the construction of stability controlling system of the aircraft by installing angle measurement device to measure variation of the aircraft. The aircraft is influenced from outer force that make be slant for a moment and also configure circuit by using dsPIC Microcontroller. The dsPIC Microcontroller is high speed Microcontroller in compensation assessing progress for the aircraft to enable stability of the aircraft although influenced from outer force and then send processing system data onto the ground via receiver board to record data of flight.

กิตติกรรมประกาศ

ปริญญาบัตรฉบับนี้คงไม่อาจสำเร็จได้ หากไม่ได้รับความช่วยเหลือและความร่วมมือจากหลาย ๆ ฝ่ายด้วยกัน

ขอขอบคุณ รศ.ประภาส อุคคกิมพันธ์ รศ.ไสว พงศ์สวัสดิ์ และ อาจารย์ ธีรวัฒน์ เทพมณี ที่ปรึกษาโครงการ ผู้ช่วยเสนอแนะแนวคิดต่าง ๆ และคอยให้ความช่วยเหลือจนได้โครงการออกมาเป็นรูปเป็นร่างได้อย่างในปัจจุบัน

บุคคลอันเป็นที่รักยิ่ง คือ คุณพ่อ คุณแม่ ที่ได้ให้การเลี้ยงดูมาเป็นอย่างดีพร้อมทั้งให้โอกาสในการศึกษาอย่างเต็มที่ และยังให้กำลังใจเอาใจใส่เสมอมา ทำให้พวกเราอดทนได้ต่อทุกสภาวะจนสามารถอดทนต่อแรงกดดันต่าง ๆ ให้ผ่านพ้นปัญหา และได้อาจารย์ทุกท่านและเพื่อนภาควิชาวิศวกรรมการวัดคุมทุกคนที่คอยเป็นกำลังใจ

ทั้งนี้ผู้จัดทำโครงการนี้ขอระลึกถึงพระคุณอันสุดประมาณ และขอกราบขอบพระคุณมา ณ ที่นี้

คณะผู้จัดทำ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และ III อังอาจอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ

	หน้า
บทคัดย่อภาษาไทย.....	I
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ.....	II
กิตติกรรมประกาศ.....	III
สารบัญ.....	IV
สารบัญตาราง.....	VIII
สารบัญภาพ.....	IX
บทที่ 1 บทนำ.....	1
1.1 ความเป็นมาและเหตุจูงใจของการวิจัย.....	1
1.2 วัตถุประสงค์ของปริญญาานิพนธ์.....	1
1.3 ขอบเขตของปริญญาานิพนธ์.....	1
1.4 ขั้นตอนการศึกษา.....	1
1.5 แนวทางการดำเนินการ.....	1
1.6 โครงสร้างของปริญญาานิพนธ์.....	2
บทที่ 2 ทฤษฎี.....	3
2.1 หลักพื้นฐานการบิน.....	3
2.1.1 แรงที่กระทำต่อเครื่องบิน.....	3
2.1.1.1 แรงยก.....	3
2.1.1.2 น้ำหนัก.....	3
2.1.1.3 แรงขับเคลื่อน.....	4
2.1.1.4 แรงต้าน.....	4
2.1.2 การควบคุมการบิน.....	4
2.1.2.1 Aileron.....	5
2.1.2.2 Elevator.....	5
2.1.2.3 Rudder.....	5
2.2 การออกแบบเครื่องบินเล็ก.....	5
2.2.1 ชนิดเครื่องบินเล็ก.....	5

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และ IV อ่างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ(ต่อ)

	หน้า
2.2.1.1 เครื่องบิน High wing.....	5
2.2.1.2 เครื่องบิน Shoulder wing.....	5
2.2.1.3 เครื่องบิน Low wing.....	5
2.2.2 ขนาดของเครื่องบินเล็ก.....	6
2.2.3 รูปแบบของปีก.....	7
2.2.4 ชนิดของAirfoil.....	8
2.2.5 ปีกเล็กแก้อียง(Ailerons).....	8
2.2.5.1 Barn Deer Ailerons.....	9
2.2.5.1 Strip Ailerons.....	9
2.2.6 ชุดพวงหาง(Tail feathers).....	9
2.2.7 ตำแหน่ง CG ของเครื่องบิน.....	9
2.2.8 แพนหางคิ่ง(Vertical Fin).....	10
2.2.8.1 ขนาดและรูปร่างของ Vertical Fin.....	11
2.2.8.2 Rudder.....	12
2.2.9 แพนหางระดับ(Horizontal Stabilizer).....	12
2.2.9.1 ขนาดของแพนหางระดับ.....	12
2.2.9.2 Elevator.....	13
2.2.9.3 ตำแหน่งการติดตั้งแพนหางระดับกับลำตัวเครื่องบิน.....	13
2.2.10 ลำตัวเครื่องบิน.....	14
2.2.11 ตำแหน่งเครื่องยนต์.....	14
2.2.11.1 มุม Down Thrust ของเครื่องยนต์.....	14
2.2.11.2 มุม Incidence ของปีก.....	15
2.3 เซอร์โวมอเตอร์.....	16
2.3.1 การทำงานของเซอร์โวมอเตอร์.....	17
2.4 หลักการทำงานของไจโรสโคป.....	18
2.4.1 Coriolis Acceleration.....	18
2.4.2 Capacitive Sensing.....	19

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และVของอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ(ต่อ)

หน้า

2.5 ข้อมูลไมโครคอนโทรลเลอร์แบบ dsPIC.....	21
2.6 ภาษาโปรแกรมที่นำมาใช้งาน.....	21
2.5.1 ภาษาซี (C Language).....	21
2.5.2 Visual Basic.....	22
2.6 ระบบเครือข่ายไร้สาย.....	22
2.6.1 โมดูล Zigbee.....	23
2.6.2 ขั้นตอนการทำงานของโปรโตคอล ZigBee.....	25
2.6.2 มาตรฐาน IEEE802.15.4.....	25
บทที่ 3 การออกแบบ การสร้าง และการทำงาน.....	27
3.1 กล่าวนำ.....	27
3.2 การออกแบบและสร้างเครื่องบิน.....	27
3.2.1 ปีก.....	27
3.2.2 ลำตัว.....	28
3.2.3 แพนระดัด.....	28
3.2.4 แพนคิ่ง และ rudder.....	29
3.3 ลักษณะการติดตั้งอุปกรณ์ที่ช่วยในการรักษาเสถียรภาพ.....	29
3.4 การออกแบบวงจรไมโครคอนโทรลเลอร์.....	31
3.5 อุปกรณ์ที่ใช้ในการวัดค่า.....	35
3.5.1 Gyroscope.....	35
3.6 อุปกรณ์ที่ใช้ในกาควบคุมเครื่องบิน.....	36
3.6.1 มอเตอร์.....	36
3.6.1 Speed control.....	36
3.6.1 receiver.....	37
3.7 การออกแบบวงจรรับส่งข้อมูล.....	37
3.7.1 ซอฟต์แวร์ที่นำมาใช้ร่วมกับ Zigbee.....	38
3.8 ข้อมูลไมโครคอนโทรลเลอร์แบบ dsPIC.....	40

สารบัญ(ต่อ)

	หน้า
บทที่ 4 การออกแบบระบบควบคุมและโปรแกรมบนไมโครคอนโทรลเลอร์.....	41
4.1 การออกแบบโปรแกรมในไมโครคอนโทรลเลอร์.....	41
4.1.1 การทำงานของไมโครคอนโทรลเลอร์ตัวที่ 1.....	41
4.1.2 การทำงานของไมโครคอนโทรลเลอร์ตัวที่ 2.....	42
4.2 หลักการทำงานของระบบ.....	43
4.3 การแสดงผลด้วย Visual Basic.....	44
บทที่ 5 สรุปผลและวิจารณ์.....	45
5.1 การทดสอบการบินของเครื่องบินที่ออกแบบ.....	45
5.2 การทดสอบการทำงานของโปรแกรม.....	47
5.3 การตอบสนองของระบบรักษาเสถียรภาพทางอากาศยาน.....	48
บทที่ 6 สรุปผลและวิจารณ์.....	49
บรรณานุกรม.....	50
ภาคผนวก.....	51
ภาคผนวก ก.....	52
ภาคผนวก ข.....	52
ภาคผนวก ค.....	53

สารบัญตาราง

ตารางที่

หน้า

3.1 มาตรฐานการออกแบบเครื่องบินแบบ High Wing Trainer.....27



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา แะ VIII อย่างไรก็ตามถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญภาพ

ภาพที่	หน้า
2.1 แสดงแรงต่าง ๆ ที่กระทำต่อเครื่องบิน.....	3
2.2 แสดงส่วนที่เคลื่อนไหวและส่วนที่อยู่กับที่แต่ช่วยให้การบินมีเสถียรภาพ.....	4
2.3 แสดงการหาจุดCGที่ปีก.....	10
2.4 แสดงการหาจุดCGที่ตัวเครื่องบิน.....	10
2.5 รูปร่างของแพนหางคั้ง.....	11
2.6 แสดงการติดตั้งแพนหางระดับและVertical Fin ในเครื่องบินทั่วไป.....	12
2.7 แสดงขนาดและรูปร่างแพนหางระดับ.....	13
2.8 แสดงการติดตั้งแพนหางระดับในแบบต่างๆ.....	13
2.9 แสดงมุม Down Thrust ของเครื่องยนต์.....	15
2.10 ส่วนประกอบเซอร์โวมอเตอร์.....	16
2.11 หลักการทำงานของเซอร์โว.....	17
2.12 การวัดของ Gyroscope.....	18
2.13 ตัวอย่าง Colioliis acceleration.....	19
2.14 แสดง mass เมื่อมีการเคลื่อนที่ทิศทางการหมุนและแรง.....	19
2.15 แผนผังส่วนประกอบทางกลของ Gyro.....	20
2.16 frame และ mass.....	20
2.17 ส่วนแมคคานิคของเซนเซอร์.....	21
2.18 โมดูล Zigbee.....	23
2.19 ย่านความถี่ของ Zigbee.....	24
2.20 Zigbee Stack.....	24
2.21 Zigbee Node.....	25
3.1 Dimension เครื่องบิน.....	29
3.2 ลักษณะทั่วไปของเครื่องบินที่ติดระบบรักษาเสถียรภาพ.....	30
3.3 วงจรจ่ายไฟให้แก่ระบบ.....	31
3.4 บอร์ดวงจรจ่ายไฟให้แก่ระบบ.....	31
3.5 วงจรทำงานในส่วนควบคุมส่วนที่ 1.....	31
3.6 บอร์ดวงจรควบคุมตัวที่ 1.....	32

สารบัญภาพ(ต่อ)

ภาพที่	หน้า
3.7 วงจรการทำงานในส่วนควบคุมส่วนที่ 2.....	33
3.8 บอร์ดวงจรควบคุมตัวที่ 2.....	34
3.9 แสดง Gyro รุ่น ADXRS150.....	35
3.10 แสดง Brushless Motors รุ่น Bm 2410-12.....	36
3.11 Speed control รุ่น RCB-40-3P.....	36
3.12 Receiver รุ่น ER672.....	37
3.13 บอร์ดของ Zigbee.....	38
3.14 การทำงานของ Zigbee.....	38
3.15 ซอฟต์แวร์ X-CTU.....	39
3.16 การเชื่อมต่อ Firmware X-CTU.....	39
3.17 ไมโครคอนโทรลเลอร์ dsPIC30F2010.....	40
4.1 Flow chat แสดงการทำงานของ ไมโครคอนโทรลเลอร์ที่ 1.....	41
4.2 Flow chat แสดงการทำงานของ ไมโครคอนโทรลเลอร์ที่ 2.....	42
4.3 แสดงการทำงาน โดยรวม.....	43
4.4 ฟอรัมหน้าจอแสดงผล.....	44
5.1 การทดสอบการบิน.....	46
5.2 การทดสอบขณะที่ไม่มีการเคลื่อนที่ของ Gyro.....	47
5.3 แสดงการทดสอบเมื่อทำการหมุน Gyro ไปทางซ้ายที่ 45องศา.....	47
5.4 แสดงการทดสอบเมื่อทำการหมุน Gyro ไปทางซ้ายที่ 90 องศา.....	47
5.5 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างมุมกับ PWM.....	48

บทที่ 1

บทนำ

1.1 ความเป็นมาและเหตุจูงใจของการวิจัย

โครงการระบบควบคุมเสถียรภาพของอากาศยานนี้ เป็นการศึกษาสภาวะและปัจจัยที่ทำให้เกิดการไม่มีเสถียรภาพในการบิน ซึ่งเป็นสาเหตุที่ทำให้การบินไม่มีเสถียรภาพแล้วได้นำข้อมูลที่ได้นำมาทำการวิเคราะห์และออกแบบระบบที่สามารถช่วยให้เครื่องบินสามารถรักษาสมดุลในการบิน เพื่อลดความเสียหายที่เกิดขึ้น จากปัจจัยต่าง ๆ ที่ทำให้เกิดความเสียหายต่อเสถียรภาพของการบิน และสามารถนำไปประยุกต์ใช้กับงานอื่นเช่น UAV

1.2 วัตถุประสงค์ของปริญญานิพนธ์

เพื่อศึกษาปัจจัยต่าง ๆ ที่ทำให้เครื่องบินเสียเสถียรภาพในการบินเช่น แรงลม ซึ่งทำให้เครื่องบินไม่สามารถบินในลักษณะสมดุล และนำมาออกแบบระบบเพื่อช่วยให้เครื่องบินสามารถรักษาเสถียรภาพได้

1.3 ขอบเขตของปริญญานิพนธ์

ออกแบบระบบที่สามารถช่วยให้เครื่องบินมีเสถียรภาพในการบิน พร้อมทั้งส่งข้อมูลการทำงานของระบบลงมาแสดงได้

1.4 ขั้นตอนการศึกษา

เริ่มต้นโดยทำการศึกษายุติกรรมที่มีผลกระทบต่อเสถียรภาพของอากาศยานและทำระบบควบคุมเครื่องบินด้วยสัญญาณ Wireless โดยใช้โมดูล Zigbee ซึ่งใช้ร่วมกับไมโครคอนโทรลเลอร์ dsPIC30F2010 ในการควบคุมการรับส่งสัญญาณ จากนั้นทำการติดตั้งอุปกรณ์วัดบนตัวเครื่องบินเพื่อตรวจวัดการเอียงของเครื่องบิน เมื่อมีแรงมากระทำพร้อมทั้งสร้างสัญญาณเพื่อไปชดเชยระบบเพื่อให้เครื่องบินเกิดเสถียรภาพ แล้วส่งข้อมูลการทำงานของระบบลงมาแสดงภาคพื้นดิน

1.5 แนวทางการดำเนินการ

1. ศึกษาทฤษฎีที่เกี่ยวข้องกับการบิน
2. ทำการออกแบบพร้อมทั้งสร้างเครื่องบินเล็ก
3. ออกแบบวงจรทำการควบคุมการรับส่งข้อมูลและวงจรที่ใช้กับไมโครคอนโทรลเลอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4. เขียนโปรแกรมการควบคุมเสถียรภาพ

6.สรุป และจัดทำหนังสือโครงการพร้อมทั้งเขียนคู่มือประกอบการใช้งาน

1.6 โครงสร้างของปริญาานิพนธ์

รายงานฉบับนี้จัดทำขึ้นเพื่อประกอบการนำเสนอ การสร้างควบคุมเสถียรภาพของอากาศยาน โดย

บทที่ 1 จะกล่าวถึงความเป็นมา วัตถุประสงค์ ขอบเขต ขั้นตอนการศึกษาและแนวทางของโครงการ

บทที่ 2 ได้อธิบายถึงรายละเอียดของทฤษฎี และหลักการที่สำคัญของโครงการ โดยละเอียด

บทที่ 3 ได้เสนอขั้นตอนการออกแบบการสร้าง และการทำงานในแต่ละส่วนของโครงการ

บทที่ 4 การออกแบบระบบควบคุมและโปรแกรมในไมโครคอนโทรลเลอร์ของโครงการ

บทที่ 5 ได้ทำการแสดงผลการทดลอง การควบคุมเสถียรภาพของอากาศยานที่สร้างขึ้น

บทที่ 6 ได้แสดงการสรุปและวิจารณ์ถึงผลการทดลอง และแจกแจงปัญหาหรือจุดบกพร่องต่าง ๆ ที่พบขณะทำการทดสอบ



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 2

ทฤษฎี

2.1 หลักพื้นฐานการบิน

2.1.1 แรงที่กระทำต่อเครื่องบิน

มีแรงที่กระทำต่อเครื่องบินอยู่ 4 แรงตลอดเวลาขณะที่เครื่องบินกำลังบินอยู่ แรงทั้งสี่นั้นคือ แรงยก (Lift), แรงดึงดูดของโลก (Gravity force or Weight), แรงขับไปข้างหน้า (Thrust), และ แรงต้านทาน หรือแรงฉุด (Drag)

แรงยก และแรงต้าน (Lift and Drag) ถือว่าเป็นแรงที่เกิดจากแอโรไดนามิก ซึ่งแรงนี้เกิดจากการเคลื่อนที่ของเครื่องบิน ผ่านอากาศ



ภาพที่ 2.1 แสดงแรงต่างๆ ที่กระทำต่อเครื่องบิน

2.1.1.1 แรงยก (Lift)

เกิดขึ้น โดยความกดอากาศต่ำ ที่เกิดขึ้นที่พื้นผิวด้านบนของปีก เมื่อเปรียบเทียบกับความกดอากาศที่พื้นผิวด้านล่างของปีกเครื่องบิน หรือพูดอีกอย่างหนึ่งก็คือ แรงที่เกิดขึ้นบนพื้นผิวด้านบนของปีกน้อยกว่าแรงที่เกิดขึ้นที่พื้นผิวของปีกด้านล่าง ตามหลักของเบอร์นูลลีทำให้เกิดแรงยกขึ้นข้างบนที่ปีกของเครื่องบิน ลักษณะรูปร่างของปีกเครื่องบินถูกออกแบบมาให้อากาศที่พัดไหลผ่านด้านบนของปีกจะมีระยะทางที่อากาศต้องเดินทางมากกว่าจึงทำให้ต้องไหลผ่านเร็วกว่าด้านล่างทำให้เกิดความกดอากาศต่ำ ดังนั้นจึงทำให้ปีกถูกยกขึ้น แรงยกก็คือแรงที่อยู่ตรงข้ามกับน้ำหนักหรือแรงดึงดูดของโลก

2.1.1.2 น้ำหนัก (Weight)

เกิดจากแรงดึงดูดของโลกเรงนี้กดหรือดึงเครื่องบินลงมายังโลก โดยกระทำที่จุด

ศูนย์กลางของแรง หรือ CG ของเครื่องบิน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการเรียนเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.1.1.3 แรงขับเคลื่อน (Thrust)

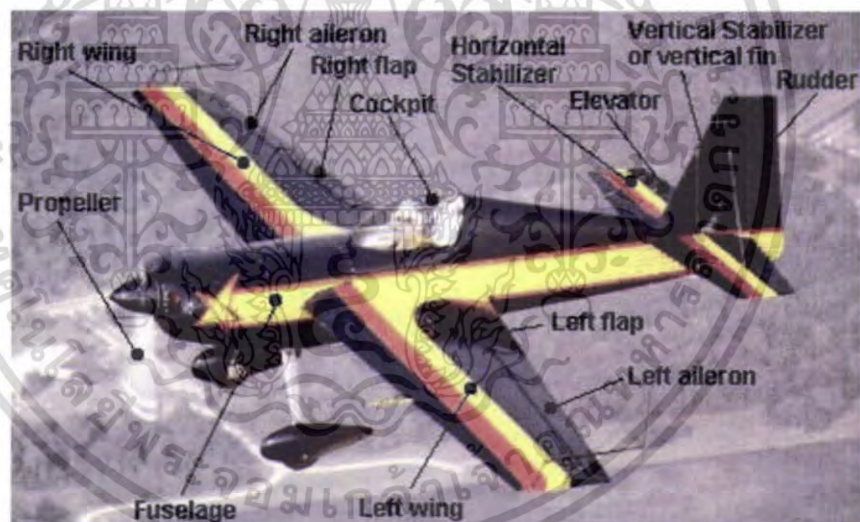
แรงที่ขับเคลื่อนไปข้างหน้าจะเป็นแรงผลักหรือ แรงดูดที่เกิดจากเครื่องยนต์ของเครื่องบิน ไม่ว่าจะเป็นเครื่องยนต์ลูกสูบ, เครื่องยนต์เทอร์โบเจ็ท หรือเทอร์โบแฟน

2.1.1.4 แรงต้าน (Drag)

เป็นแรงที่กระทำตรงข้ามกับแรงที่ขับเคลื่อนเครื่องบินไปข้างหน้า โดยเฉพาะเป็นแรงที่ต่อต้านการเคลื่อนที่ของวัตถุในอากาศ มีทิศทางขนานกับวัตถุที่เคลื่อนที่นั่นก็คือแรงเสียดทานของอากาศที่ผ่านส่วนต่าง ๆ ของเครื่องบินแรงต้านเกิดจากการกระทบของอากาศการเสียดทานของพื้นผิวเครื่องบิน และแรงดูดเนื่องจากอากาศแทนที่

2.1.2 การควบคุมการบิน

เครื่องบินประกอบไปด้วยส่วนที่เคลื่อนไหวได้ และส่วนที่อยู่กับที่เคลื่อนไหวไม่ได้แต่ช่วยให้การบินมีเสถียรภาพ และใช้บังคับเครื่องบินขณะบินดังภาพ



ภาพที่ 2.2 แสดงส่วนที่เคลื่อนไหวและส่วนที่อยู่กับที่ แต่ช่วยให้การบินมีเสถียรภาพ

ส่วนทุกส่วนของ airfoil ออกแบบมาให้ทำหน้าที่เฉพาะซึ่งในขณะที่เครื่องบินทำการบินอยู่ส่วนที่เคลื่อนไหวไม่ได้เช่น ปีก, กระโคงหาง, และแพนหางส่วนที่เคลื่อนไหวได้ ก็ได้แก่ส่วนที่ควบคุมหรือบังคับการบินได้แก่ Ailerons, Elevator, Rudders และ Flaps สำหรับ Ailerons, Rudders, Elevators ใช้ในการบังคับทิศทาง หรือลักษณะท่าบิน เพื่อให้เครื่องบินบินไปตามที่นักบินต้องการส่วน Flaps นั้นจะใช้ระหว่างเครื่องจะลงสนามบิน และจะให้ขึ้นออกมาเล็กน้อยขณะบินขึ้น

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.1.2.1 Aileron: หรือเรียกว่าปีกเล็กแก้อียงคือ ส่วนที่ใช้ในการควบคุมเครื่องบิน สามารถเลื่อนไหวได้ ติดตั้งที่ชายปีกหลังส่วนของปลายปีกใช้บังคับให้เครื่องบินเอียงซ้ายขวาหรือ รอบแกน Longitudinal Axis

2.1.2.2 Elevator: เป็นส่วนที่ใช้ควบคุมในแนวระดับ, ซึ่งติดตั้งอยู่ที่ชายหลังของ แพนหางอกแบบมาเพื่อใช้บังคับการเคลื่อนที่รอบแกน Lateral Axis หรือ Pitching คือบังคับให้หัว เชนิดขึ้นหรือลง

2.1.2.3 Rudder: เป็นส่วนที่ตั้งอยู่ในแนวตั้ง ซึ่งติดตั้งอยู่ที่ตำแหน่งชายหลังของ กระโคงหาง (vertical stabilizer) ออกแบบมาเพื่อใช้ควบคุมการเคลื่อนไหวรอบแกน Vertical Axis คือบังคับให้เครื่องบินหันหัวไปทางซ้าย หรือขวาโดยปกติแล้วในการเลี้ยวจะใช้งานร่วมกันระหว่าง Rudders และ Ailerons คือเครื่องจะเอียงด้วย

2.2 การออกแบบเครื่องบินเล็ก

ในการออกแบบสร้างเครื่องบินเล็กมีจะหัวข้อที่เกี่ยวข้อง 3 เรื่อง คือคุณลักษณะทาง Aerodynamics ของเครื่องบินเล็ก การออกแบบ และการสร้าง

2.2.1 ชนิดของเครื่องบินเล็ก

ปกติเครื่องบินเล็กที่เราใช้กันอยู่ถูกแบ่งออกเป็น 3 ประเภทคือ

2.2.1.1 เครื่องบิน High wing เป็นเครื่องบินที่ค่อนข้างบินได้ช้าความสามารถในการบินผาดแผลงต่ำมาก แต่มีเสถียรภาพในการบินสูงทำให้เครื่องบินแบบนี้เหมาะสมที่จะนำมา เป็นเครื่องบินสำหรับใช้หัดบิน เช่นเครื่องบิน Mosquito เป็นเครื่องบินที่ใช้หัดบินได้ดีมาก

2.1.1.2 เครื่องบิน Shoulder Wing เครื่องบินแบบนี้ สามารถออกแบบให้มี คุณลักษณะการบินได้หลายแบบแล้วแต่ชนิดของAirfoilของปี เช่นพวกแข่งความเร็ว (racing aircraft) พวก sport pattern หรือพวก Trainer ส่วนมากเครื่องบินแบบนี้ มักจะออกแบบลำตัวเป็นรูป สี่เหลี่ยม (box type fuselage) เพราะสร้างได้ง่าย เครื่องบิน Trainer ที่ติดตั้งปีกแบบนี้จะมีความเร็ว ค่อนข้างสูงกว่าเครื่องบินแบบHigh wing แต่จะมีเสถียรภาพในการบินพอๆกัน

2.2.1.3 เครื่องบิน Low wing เครื่องบินแบบนี้ออกแบบมา เพื่อการบินผาดแผลง

เครื่องบินแบบนี้จะมีเสถียรภาพต่ำกว่าเครื่องบินแบบอื่น ทำให้เครื่องบินแบบนี้จะบินยากกว่าเครื่องบินสองชนิดแรกนี้

2.2.2 ขนาดของเครื่องบินเล็ก

ในการออกแบบเราต้องกำหนดขนาดของเครื่องยนต์ที่เราจะนำมาใช้ก่อน เพราะขนาดของเครื่องยนต์จะเป็นตัวกำหนดขนาดของเครื่องบิน ขนาดของเครื่องยนต์ที่นิยมใช้ก็มี 0.049, 0.060, 0.10, 0.15, 0.25, 0.30, 0.35, 0.40, 0.45, 0.60 ลูกบาศก์นิ้ว (cubic inches) ทั้งหมดเป็นเครื่องสองจังหวะเมื่อได้ขนาดของเครื่องยนต์แล้ว ต่อมาที่ต้องหาคือขนาดของปีกที่มีขนาดเหมาะสมกับเครื่องยนต์ที่เลือกไว้

Wing loading คือตัวเลขที่เกิดจากการเอาน้ำหนักของเครื่องบินที่สร้างเสร็จ แล้วมาหารด้วยพื้นที่ปีกทั้งหมด

$$\text{Wing Load} = \frac{\text{weight of plane}}{\text{Wing Area}} \quad (2.1)$$

Wing loading จะเป็นตัวชี้ว่าเครื่องบินจะมีคุณลักษณะในการบินอย่างไร เช่น เครื่องบินเล็กที่มี Wing loading สูง ๆ จะมีคุณลักษณะบินได้เร็ว อัตราการร่อนสูงมีความเร็วในการ Landing สูง แต่เครื่องบินแบบนี้จะมีคุณลักษณะบินได้ดีในบริเวณที่มีลมกระโชกหรือลมแรง จะบินได้นิ่งในสถานะเช่นนี้

ส่วนเครื่องบินเล็กที่มี Wing loading ต่ำ ๆ จะมีคุณลักษณะในการร่อนที่ดี สามารถบินด้วยความเร็วต่ำ ๆ ได้ดี อากาศ Stall จะเกิดได้ยากกว่าพวกที่มี Wing loading สูง ๆ ในการวิ่งขึ้นและร่อนลง จะมีความเร็วค่อนข้างต่ำและไม่ต้องการกำลังเครื่องยนต์มากนักในขณะนั้น แต่ก็มีข้อด้อยคือเมื่อบินในบริเวณที่มีลมกระโชก เครื่องบินแบบนี้จะบินได้ไม่ค่อยดี คือจะกระเด็นกระดอนหรือเซไปมาตามลมที่กระโชก

จากที่กล่าวไปแล้วว่า Wing loading เป็นตัวชี้คุณลักษณะในการบิน ของเครื่องบินเมื่อตั้งเป้าหมายว่าต้องการเครื่องบินให้มี Wing loading ประมาณเท่าไรก็จะประมาณได้ว่าการออกแบบเครื่องบินจะเป็นไปในรูปใด การใช้วัสดุในการสร้างจะเป็นแบบใด น้ำหนักเครื่องบินเมื่อทำเสร็จจะประมาณเท่าไร ฯลฯ

จะเห็นได้ว่าค่า Wing loading ถูกกำหนดด้วยตัวแปรสองตัวคือ น้ำหนักของเครื่องบิน และพื้นที่ทั้งหมดของปีก ค่าพื้นที่ปีกถูกกำหนดด้วยขนาดของเครื่องยนต์และชนิดของเครื่องบิน ดังนั้นตัวที่มีอิทธิพลต่อ Wing loading จริง ๆ คือน้ำหนักของเครื่องบิน การคมนาหนักของเครื่องบิน

ได้ด้วยการเลือกวิธีการสร้างและวัสดุที่ใช้ เช่นลำตัวจะทำด้วยวัสดุอะไร ไม้อัด ไม้บัลซ่า หรือ Fiber glass ปีกจะมีโครงสร้างแบบอะไร ฯลฯ

2.2.3 รูปแบบของปีก

เมื่อได้มีการประมาณค่าพื้นที่ปีกของเครื่องบินที่จะสร้างแล้ว ต่อมาต้องทำการคำนวณหาขนาดและรูปร่างของปีก ตัวแปรตัวแรกที่จะมากำหนดรูปร่างของปีกคือ Aspect ratio (AR)

Aspect ratio คืออัตราส่วนของขนาดกางปีกทั้งหมด (wing span) กับค่าความยาวของ cord (wing cord)

ค่าAspect Ratio ค่ายิ่งสูง ปีกก็จะมีประสิทธิภาพสูงขึ้นด้วย และเมื่อค่า Aspect Ratio สูงขึ้น ค่าขนาดกางปีกของเครื่องบินก็จะยาวขึ้นด้วย เมื่อค่าขนาดกางปีกยาวขึ้นความแข็งแรงของปีกก็จะลดลงด้วย ยกตัวอย่างปีกเครื่องบินที่มีAspect Ratioสูง ๆ จะแข็งแรงน้อยกว่าปีกเครื่องบินทั่ว ๆ ไป

ค่าAspect Ratioที่ใช้กันสำหรับเครื่องบินเล็กทั่ว ๆ ไปจะมีค่าประมาณ 5:1 ถึง 6.5:1 สรุปในการออกแบบปีกจะมีสูตรที่สามารถนำไปใช้ 3 สูตรคือ

$$\text{Aspect Ratio} = \frac{\text{Span}}{\text{Average Chord}} \quad (2.2)$$

$$\text{Wing Area} = \text{Average Chord} \times \text{Span} \quad (2.3)$$

$$\text{Span} = \sqrt{\text{Aspect} \times \text{Wing Area}} \quad (2.4)$$

รูปแบบของปีกเครื่องบินมีอยู่หลายแบบ แต่ละแบบก็มีคุณสมบัติในการบินต่างกันไปตามจะแนะนำปีกแบบRectangle with Rounded Tips เนื่องจากเป็นปีกที่มีเสถียรภาพสูงเมื่ออยู่ในสภาวะการบินที่ปกติซึ่งไม่มีลมกระโชกแรงมากนัก



สำหรับปีกแบบTaper จะมีสูตรที่เกี่ยวข้องอีกสองตัวคือ

$$\text{Wing Area} = \text{Average Chord} \times \text{Span} \quad (2.5)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\text{Average Chord} = \frac{\text{Tip Chord} + \text{Root Chord}}{2} \quad (2.6)$$

ส่วนพวกเครื่องบิน Trainer เนื่องจาก เครื่องบินพวกนี้จะถูกออกแบบให้มีคุณลักษณะในการบินที่ความเร็วต่ำ ๆ ได้ดี ปีกเครื่องบินแบบนี้จึงไม่จำเป็นต้องมี Washout

2.2.4 ชนิดของ Airfoil

Airfoil แต่ละแบบก็มีคุณสมบัติแตกต่างกันออกไป มี Airfoil ที่ถูกออกแบบมาสำหรับเครื่องบินเล็กอยู่เป็นจำนวนมาก และมีการพัฒนาออกแบบ Airfoil ชนิดใหม่ ๆ เกิดขึ้นมาตลอดเวลา เพื่อให้เครื่องบินมีประสิทธิภาพสูงขึ้นหรือให้มีคุณลักษณะตามที่ต้องการ ดังนั้นการเลือกชนิดของ Airfoil จึงเป็นสิ่งที่สำคัญมาก ตัวอย่าง Airfoil ที่นิยมนำมาทำปีกเครื่องบินเล็ก

CLARK Y (Maximum Thickness 11.7% of Cord) เป็น Airfoil ที่นิยมใช้กันมากสำหรับเครื่องบินเล็กส่วนมากนิยมนำมาใช้กับเครื่องบิน Trainer ประเภทปีกบนหรือปีกแบบ Shoulder ใช้ได้ตั้งแต่เครื่องบินที่มีขนาดเครื่องยนต์ตั้งแต่ขนาด 0.049-0.60

NACA 2415 (Maximum thickness 15% of Cord) เป็น Airfoil แบบ Semi-symmetrical นิยมใช้สำหรับเครื่องบิน Intermediate Trainer ยกตัวอย่างเช่น RCM Trainer เครื่องบินที่ใช้ Airfoil แบบนี้สามารถบินผาดแผลงได้ดีพอสมควร

NACA 2418 (Maximum Thickness 18% of Cord) มีคุณสมบัติพอ ๆ กับ NACA 2415 เนื่องจากมี Maximum Thickness มากกว่าทำให้มีแรงยกมากกว่า แต่เครื่องบินจะมีความเร็วต่ำลง

NACA 0012 (Maximum Thickness 12%) เป็น Airfoil แบบ Symmetrical นิยมใช้กับพวกเครื่องบินที่ต้องการบินเร็ว แต่ก็สามารถนำมาใช้กับเครื่องบินแบบ Shoulder wing หรือแบบปีกกลางก็ได้

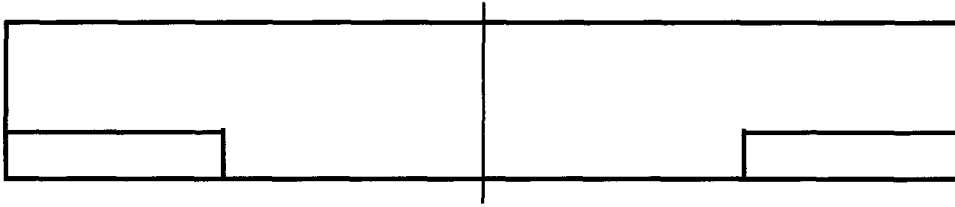
NACA 0015 (Maximum Thickness 15%) นิยมนำมาใช้กับเครื่องบิน Pattern แต่ก็นิยมนำมาใช้กับเครื่องบินประเภท Low Wing, Shoulder Wing Sport หรือ Intermediate Trainer

รูปแบบบริเวณชายหน้าของ Airfoil จะทำให้คุณสมบัติของ Airfoil เปลี่ยนไป ถ้าบริเวณชายหน้ามีลักษณะมนคุณลักษณะการบินจะดีขึ้นและอาการ Stall จะเกิดได้ยากขึ้น แต่ถ้าบริเวณชายหน้าของปีกมีลักษณะแหลม Drag ของปีกจะต่ำลง เครื่องบินจะมีคุณลักษณะในการบินที่ความเร็วสูง ๆ ได้ดี แต่คุณสมบัติในเรื่อง Stall ของเครื่องบินจะแยกลง

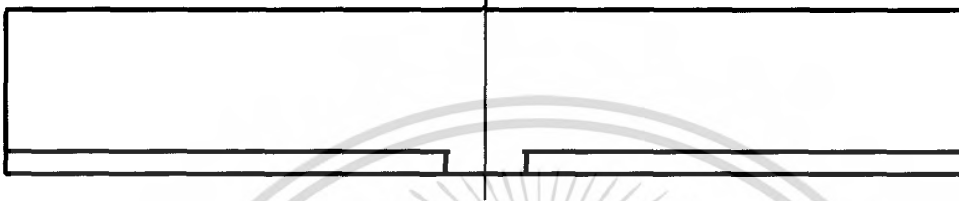
2.2.5 ปีกเล็กแก้อียง (Ailerons)

Aileron มี 2 แบบ

2.2.5.1 Barn Door Ailerons.



2.2.5.2 Strip Ailerons



Strip Ailerons จะมีประสิทธิภาพดีกว่าแบบ Barn Door Ailerons ขนาดพื้นที่ของ Aileron จะมีขนาดประมาณ 12% ของพื้นที่ปีกทั้งหมด

เครื่องบินแบบ Shoulder Winged Trainer จะมีค่า Dihedral ไม่ควรต่ำกว่า 3 องศา ส่วนเครื่องบินแบบ Shoulder Winged Sport ถ้าต้องการประสิทธิภาพสูงสุดก็ไม่จำเป็นต้องมีมุม Dihedral ก็ได้ แต่เสถียรภาพในการบินจะต่ำลง ทำให้เครื่องบินบินยากขึ้น

เครื่องบินแบบ Pattern และแบบ Low Winged Sport จะมีค่า Dihedral ประมาณ 3-3.5 องศา สำหรับเครื่องบินแบบ High Winged Trainer ที่ปีกไม่มี Ailerons จำเป็นต้องมีค่ามุม Dihedral ไม่ต่ำกว่า 4 องศา ปกติจะมีค่าประมาณ 6-8 องศา

2.2.6 หูดพวงหาง (Tail feathers)

หูดพวงหางของเครื่องบินมีไว้เพื่อเสถียรภาพและการควบคุมเครื่องบิน ขนาดของพื้นที่หูดพวงหางและระยะห่างของพวงหาง จะขึ้นอยู่กับความมีเสถียรภาพและขนาดของการควบคุมของเครื่องบิน เครื่องบินที่มีระยะของหูดพวงหางสั้น จำเป็นจะต้องมีพื้นที่ของหูดพวงหางมากเพื่อให้มีเสถียรภาพเท่ากับเครื่องบินที่มีระยะของหูดพวงหางยาวแต่มีพื้นที่ของหูดพวงหางน้อย ตำแหน่งของหูดพวงหางจะวัดระยะจากตำแหน่ง CG ของปีก

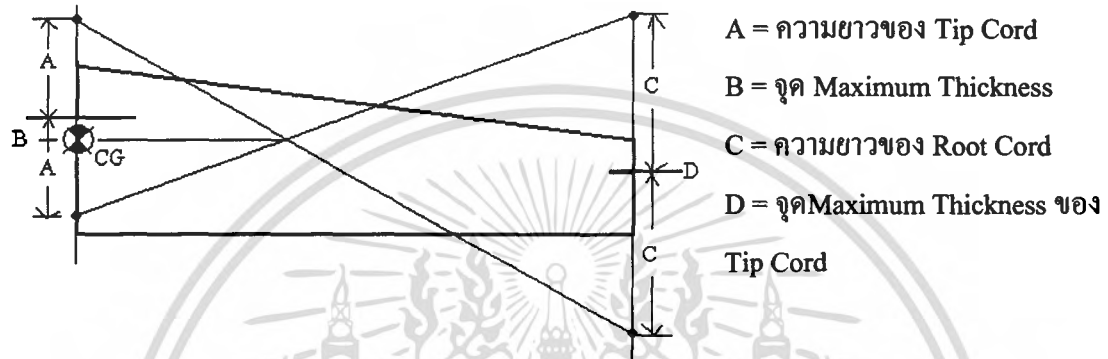
2.2.7 ตำแหน่ง CG ของเครื่องบิน

ในการออกแบบจะมีจุดของแรงที่กระทำต่อปีกสองจุดคือ Center of lift และ Center of gravity (CG) ขณะออกแบบจะกำหนดให้จุด CG จะอยู่ที่ตำแหน่งเดียวกับจุด Center of lift แต่เมื่อ

เครื่องบินพร้อมที่จะบินจุด CG จะอยู่ไปข้างหน้าของ Center of lift เพื่อให้เครื่องบินมีเสถียรภาพดีขึ้น

Center of lift จะมีตำแหน่งอยู่ที่จุดหนาที่สุดของ Airfoil สำหรับเครื่องบินเล็กทั่ว ๆ ไปจุดที่ Airfoil มีความหนาที่สุดจะอยู่ที่ระยะ $1/3$ ของค่าความยาวของ Cord วัดจากชายหน้า

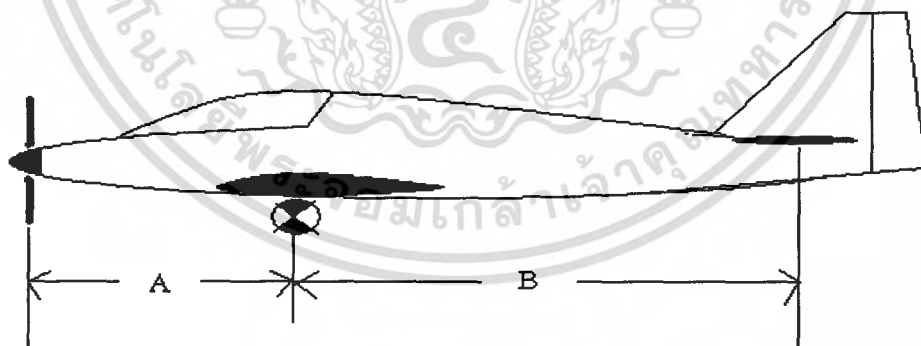
รูปข้างล่าง จะเป็นวิธีการหาค่าตำแหน่ง CG วิธีนี้สามารถใช้หาค่าตำแหน่ง CG ของปีกเครื่องบินเล็กได้ทุกแบบ ไม่ว่าจะเป็นแบบปีกตรงปีกแบบ Taper



ภาพที่ 2.3 แสดงการหาจุด CG ที่ปีก

จะได้ตำแหน่ง CG ของตัวเครื่องบิน ซึ่งจุดนี้จะเป็นจุดอ้างอิงในการออกแบบชิ้นส่วนอื่น ๆ

ต่อไป



ภาพที่ 2.4 แสดงการหาจุด CG ที่ตัวเครื่องบิน

2.2.8 แพนหางคิ่ง (Vertical Fin)

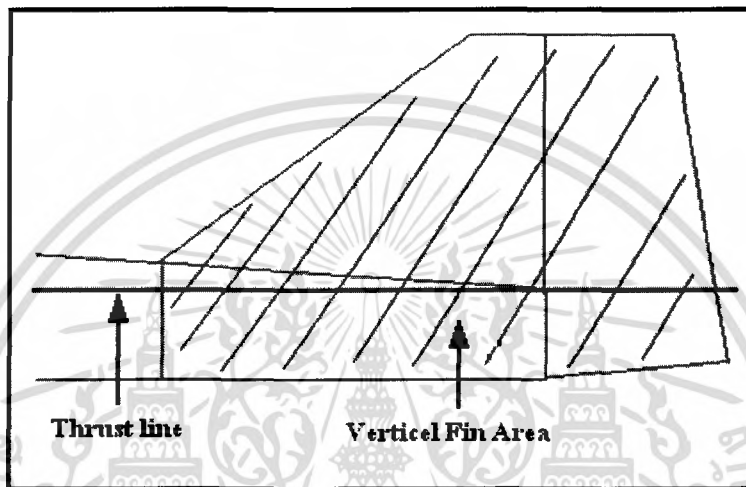
ตำแหน่งของแพนหางคิ่งจะวัดตั้งแต่จุด CG ถึงตำแหน่งกึ่งกลางโดยประมาณของแพนหางคิ่งตำแหน่งกึ่งกลางของแพนหางคิ่งไม่จำเป็นต้องถูกต้อง 100% สามารถมีค่าคลาดเคลื่อนได้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เล็กน้อยโดยไม่มีผลต่อประสิทธิภาพของเครื่องบิน ระยะตำแหน่งของแพนหางตั้งจะมีค่าประมาณ 40-50% ของกางปีกทั้งหมด (Wing Span)

2.2.8.1 ขนาดและรูปร่างของ Vertical Fin.

แพนหางตั้ง จะมีพื้นที่ประมาณ 7-12% ของพื้นที่ปีก (Wing Area) พื้นที่แพนหางตั้ง หมายถึงพื้นที่ทั้งหมดของ Fin รวมทั้งแผ่น Rudder และบริเวณของลำตัวเครื่องบินที่อยู่ใต้ Fin



ภาพที่ 2.5 รูปร่างของแพนหางตั้ง

ข้อกำหนดในการออกแบบ แพนหางตั้ง

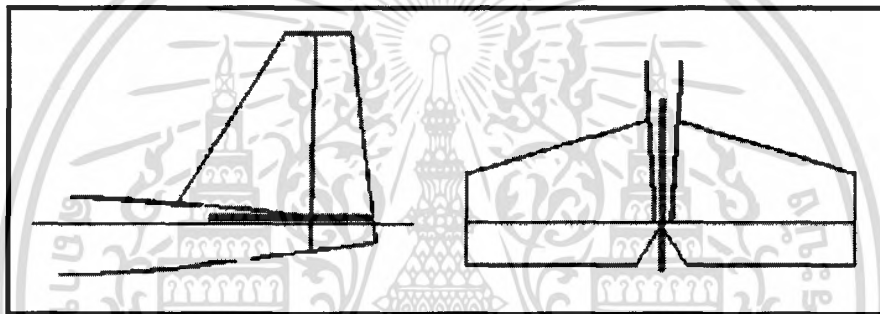
- พื้นที่ของ แพนหางตั้งที่อยู่เหนือเส้น Thrust Line จะมีพื้นที่ประมาณ 70-75% ของพื้นที่แพนหางตั้ง ทั้งหมด
- ถ้าแพนหางตั้ง มีความสูงน้อยเกินไปหรือมีรูปร่างหนาเกินไป ประสิทธิภาพของแพนหางตั้งจะต่ำ โดยเฉพาะเมื่อเครื่องบินมีความเร็วต่ำ ๆ
- นิยมออกแบบ Fin ให้มีรูปร่างคล้าย ๆ รูปสามเหลี่ยม โดยมีส่วนที่กว้างที่สุดอยู่ใต้เส้น Thrust Line
- ถ้าเครื่องบินที่ออกแบบมีมุม Dihedral ของปีกสูง พื้นที่ของแพนหางตั้งจะมีค่าใกล้เคียง 12% ของ พื้นที่ปีก

2.2.8.2 Rudder.

Rudder คือส่วนของแพนหางคั้งที่เคลื่อนไหวได้ พื้นที่ของ Rudder จะประมาณ 30-50% ของพื้นที่แพนหางคั้งทั้งหมดซึ่งเครื่องบินปีกสูง หรือเครื่องบิน Trainer จะมีพื้นที่ของ Rudder ประมาณ 30% ของพื้นที่แพนหางคั้ง

2.2.9 แพนหางระดับ (Horizontal Stabilizer)

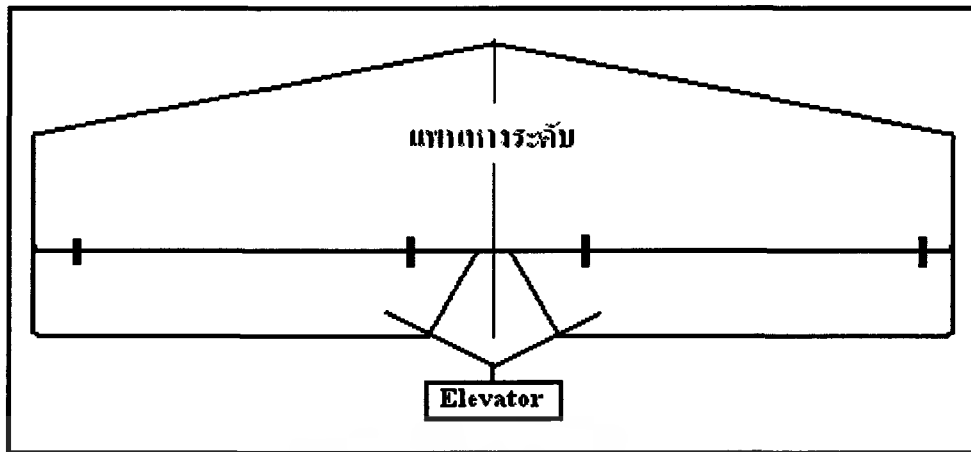
ตำแหน่งของแพนหางระดับจะอยู่ตำแหน่งเดียวกับแพนหางคั้งคือห่างจากจุด CG เป็นระยะ 45-50% ของกางปีก (Wing Span) ปกติเรามักออกแบบให้ตำแหน่งของบานพับ (Hinge Line) ของแพนหางคั้งและแพนหางระดับอยู่ในแนวเดียวกัน แต่สำหรับเครื่องบินผาดแผลงเรานิยมออกแบบให้ Rudder มีตำแหน่งเคลื่อนถอยหลังออกมาจากแพนหางระดับ เพื่อให้ Rudder มีประสิทธิภาพดีขึ้น



ภาพที่ 2.6 แสดงการติดตั้งแพนหางระดับและ Vertical Fin ในเครื่องบินทั่ว ๆ ไป

2.2.9.1 ขนาดของแพนหางระดับ

ขนาดของแพนหางระดับจะมีขนาดประมาณ 20-26% ของพื้นที่ปีก และขนาดของแพนหางระดับจะแปรผันตามขนาดของแพนหางคั้ง โดยถ้าแพนหางคั้งมีขนาด 7% ของพื้นที่ปีกแพนหางระดับจะมีขนาด 20% ของพื้นที่ปีก และถ้าแพนหางคั้ง มีขนาด 12% แพนหางระดับจะมีขนาด 26% แพนหางระดับจะมีค่า Aspect Ratio 3:1 เครื่องบินส่วนใหญ่มักออกแบบให้แพนหางระดับมักจะมีรูปร่างแบบ Leading edge Taper

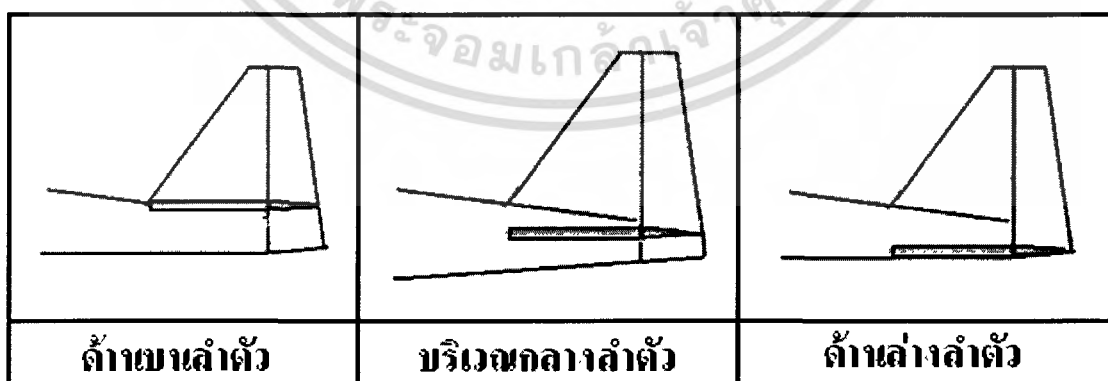


ภาพที่ 2.7 แสดงขนาดและรูปร่างแพนหางระดับ

2.2.9.2 Elevator คือส่วนที่เคลื่อนไหวของแพนหางระดับ โดยปกติจะมีขนาดประมาณ 25-30% ของพื้นที่แพนหางระดับทั้งหมด หน้าตัดของแพนหางระดับอาจจะเป็นแบบ Flat หรือหน้าตัดจะเป็น Airfoil ในเครื่องบินที่มีขนาดของเครื่องยนต์เล็กกว่า 0.40 มักนิยมใช้แพนหางระดับแบบ Flat ส่วนเครื่องบินที่มีขนาดใหญ่กว่ามักนิยมใช้แพนหางระดับแบบ Airfoil แต่ไม่แน่เสมอไป เครื่องบินขนาดใหญ่หลาย ๆ แบบก็มีแพนหางระดับแบบ Flat โดยปกติแพนหางระดับแบบ Airfoil จะมีประสิทธิภาพดีกว่าแบบ Flat ทำให้การควบคุมบังคับเครื่องบินได้ดี โดยเฉพาะที่ความเร็วต่ำ ๆ แต่แพนหางระดับแบบ Flat จะทำการสร้างได้ง่ายกว่าแบบ Airfoil

2.2.9.3 ตำแหน่งการติดตั้งแพนหางระดับกับลำตัวเครื่องบิน

แพนหางระดับจะติดตั้งกับลำตัวส่วนหางของเครื่องบิน ได้สามแบบคือ



ภาพที่ 2.8 แสดงการติดตั้งแพนหางระดับในแบบต่าง ๆ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ในการออกแบบเครื่องบิน จะมีแนวแกนมาตรฐานอยู่เส้นหนึ่งเรียกเส้นนี้ว่า Datum Line จะใช้ Datum Line เพื่ออ้างอิง เช่นกำหนดว่าเครื่องบินจะมี Down Thrust กี่องศาจาก Datum Line หรือมีมุมยกของปีกกี่องศาจาก Datum Line เป็นต้น ตามปกติจะกำหนดให้เพนหางระดับขนานกับ Datum Line เสมอ เพราะต้องการให้เครื่องบินที่สร้างขึ้นมา มีจุดอ้างอิงอยู่ที่เพนหางระดับในภายหลังถ้าต้องการว่าเครื่องบินมีมุมปีกเท่าไร ก็สามารถใช้ Incidence Meter เช็คได้ โดยSetให้เพนหางระดับอยู่ในแนวระดับ และวัดค่ามุมเปิดของปีก ค่าที่ได้จะเป็นค่ามุมเปิดของปีกจริงๆเมื่อเทียบกับ Datum Line

2.2.10 ลำตัวเครื่องบิน

หน้าที่ของลำตัวเครื่องบินคือเป็นตัวยึดส่วนประกอบอื่น ๆ เช่น ปีก เครื่องยนต์ ชุดพวงหาง อยู่ในAlignmentและลำตัวของเครื่องบินยังต้องมีพื้นที่พอที่จะวางอุปกรณ์ที่ใช้ในการควบคุมอื่น ๆ เช่น Servo, Receive, Battery Pack, ฯลฯ การออกแบบลำตัวต้องให้มีพื้นที่ว่างพอให้อุปกรณ์เหล่านี้ทำงานได้สิ่งที่สำคัญมากคือต้องออกแบบให้ลำตัวเครื่องบินมีความแข็งแรงมากที่สุด และจะต้องเบาที่สุดเท่าที่ทำได้ ในขณะที่เดียวกันต้องมีรูปร่างที่สวยงาม

ในการออกแบบลำตัวเครื่องบิน เมื่อได้รูปร่างและขนาดของลำตัวแล้วจำเป็นต้องมีการกำหนดเส้น Datum line เพื่อใช้เป็นเส้นสำหรับอ้างอิง (Reference line) ตามปกติจะกำหนดให้เส้น Datum line เป็นเส้นที่อยู่ในแนวระดับ เพราะแนวบินของเครื่องบินจะอยู่ในแนวระดับเมื่อได้ Datum line แล้ว ก็จะสามารถออกแบบการติดตั้งปีก ชุดพวงหาง และเครื่องยนต์ โดยใช้ Datum line เป็นเส้นอ้างอิง

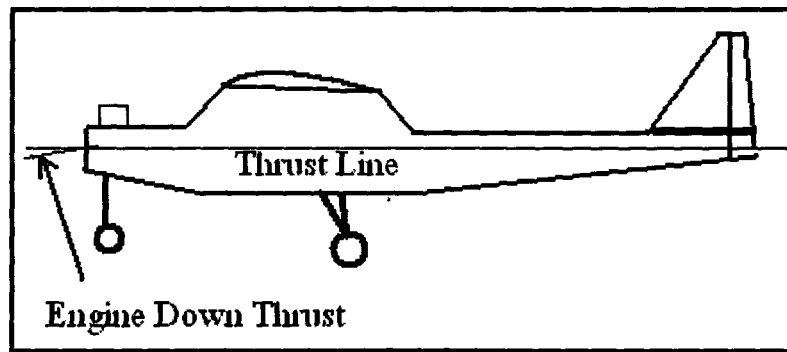
2.2.11 ตำแหน่งเครื่องยนต์

เครื่องยนต์ของเครื่องบินเล็กทั่ว ๆ ไปจะมีตำแหน่งอยู่ส่วนหน้าของลำตัวเครื่องบินมีหน้าที่หลักคือทำให้เครื่องบินเคลื่อนที่ไปข้างหน้า และยังมีหน้าที่อีกอย่างคือสร้างสมดุลให้กับเครื่องบิน

ตำแหน่งของเครื่องยนต์วัดระยะจากตำแหน่ง CG จะมีค่าประมาณ 21-27% ของกางปีกในเครื่องบินทั่ว ๆ ไป จะอยู่ที่ 25%

2.2.11.1 มุม Down Thrust ของเครื่องยนต์

ในเครื่องบินแบบ High Wing และ Shoulder Wing เครื่องยนต์จะต้องออกแบบให้มีมุม Down Thrust เพื่อชดเชยแรงที่กระทำที่ปีกของเครื่องบินแบบนี้



ภาพที่ 2.9 แสดงมุม Down Thrust ของเครื่องบิน

มุม Down Thrust จะขึ้นอยู่กับขนาดของ Pitch Moment ที่กระทำต่อเครื่องบิน Pitch Moment จะเกิดจากแรงซึ่งก็คือ Drag ที่กระทำต่อปีกกับแกนของแรง ซึ่งก็คือระยะห่างของปีกกับแนว Thrust Line

Airfoil ที่ให้แรงยกสูงย่อมมี Drag สูงด้วย และทำให้ Pitch Moment มีค่าสูงขึ้นด้วย ส่วนระยะห่างของปีกกับแนว Thrust Line ถ้ามีขนาดสูงขึ้น Pitch Moment ก็จะมีค่าสูงขึ้นด้วย

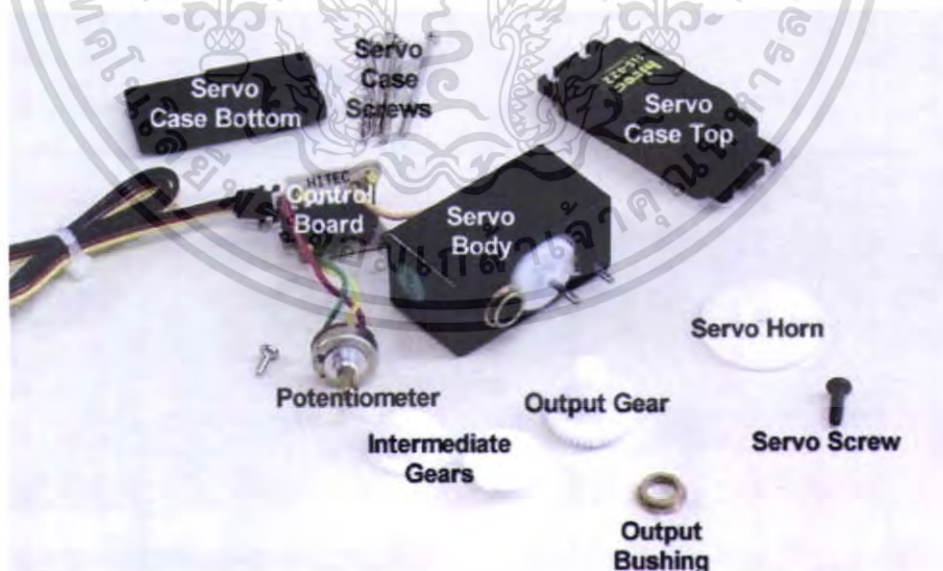
เครื่องบินแบบ High Wing และ Shoulder Wing ถ้าปีกของเครื่องบินเหล่านี้มีมุม Dihedral จะทำให้จุดรวมของ Drag ที่กระทำต่อปีก มีระยะห่างออกจาก Thrust Line มากขึ้นดังนั้น Dihedral จะทำให้ Pitch Moment มีค่ามากขึ้นด้วย จะต้องออกแบบให้เครื่องบินที่มีมุม Down Thrust เพื่อให้ไปลบล้าง Pitch Moment ที่กระทำต่อเครื่องบิน ยิ่ง Pitch Moment มีค่ามากเท่าไรมุม Down Thrust ของเครื่องบินก็จะมีค่ามากขึ้นเท่านั้นการหามุม Down Thrust ที่ถูกต้องทำได้วิธีเดียวคือทดสอบบิน สำหรับเครื่องบินแบบ High Wing และ Shoulder Wing จะต้องออกแบบให้เครื่องบินของเครื่องบินแบบนี้มีมุม Down Thrust ไว้เล็กน้อยที่จะทำการบิน

2.2.11.2 มุม Incidence ของปีก

เมื่อเราติดตั้งปีกเข้ากับลำตัวเครื่องบินแล้ว ปีกต้องมีมุม Incidence ที่ถูกต้องที่จะทำ ให้เครื่องบินบินในแนวระดับได้ ปกติปีกจะมีมุม Incidence เป็นบวกเมื่อวัดจาก Datum Line ของเครื่องบิน มุม Incidence ที่ถูกต้องของปีกเครื่องบินจะต้องทำให้ปีกมีแรงยกมากพอที่จะทำให้ เครื่องบินสามารถบินอยู่ในแนวระดับได้ที่ความเร็วสูงสุดของเครื่องบินนั้น ๆ ค่ามุม Incidence ที่ ถูกต้องจริง ๆ จะ ได้จากการบินทดสอบเท่านั้น ดังนั้นในการสร้างเครื่องต้นแบบต้องออกแบบ เพื่อให้สามารถปรับมุม Incidence ของปีกได้ด้วย

2.3 เซอร์โวมอเตอร์

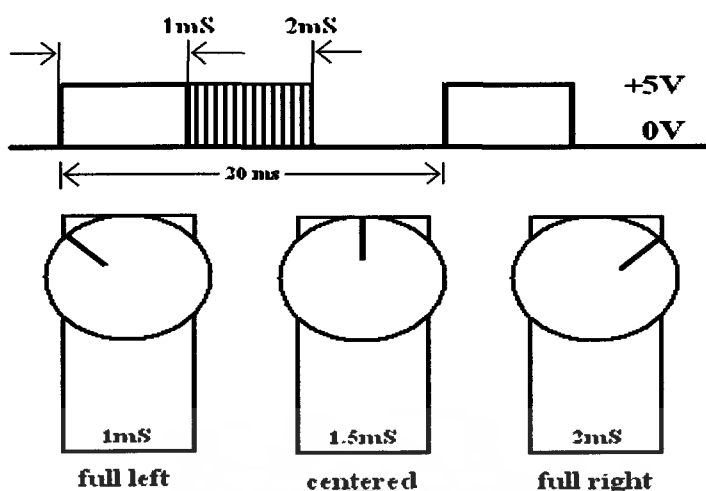
Servo motor คือ มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง (DC motor) ที่ถูกประกอบรวมกับ ชุดเกียร์และ ส่วนควบคุมต่าง ๆ ไว้ในโมดูลเดียวกันหรือ ภายในกล่องพลาสติกเดียวกัน โดยมอเตอร์ชนิดนี้จะมี สายต่อใช้งานเพียง 3 เส้น คือ VCC,GND และ สายสัญญาณควบคุม (Control Line) ซึ่งสามารถ ควบคุมให้มอเตอร์หมุนซ้ายหรือขวาได้จากสายสัญญาณเพียงเส้นเดียว โดยสัญญาณที่ใช้ควบคุมนี้ จะเป็นสัญญาณ พัลส์วามอด (PWM) แบบ TTL Level ระดับแรงดันที่จ่ายให้มอเตอร์นี้จะอยู่ในช่วง ประมาณ 4 ถึง 6 โวลต์ ขึ้นอยู่กับคุณสมบัติของมอเตอร์แต่ละตัว ข้อดีของมอเตอร์ชนิดนี้ก็คือจะมี ขนาดเล็กน้ำหนักเบา, ให้แรงบิดสูง, กินพลังงานน้อย และสามารถควบคุมด้วยแรงดันลอจิกที่เป็น TTL ได้โดยตรงไม่จำเป็นต้องต่อวงจรขับ (Driver) อื่น ๆ เพราะมอเตอร์ชนิดนี้จะมีวงจรควบคุม บรรจุไว้ภายในอยู่แล้ว ซึ่งมอเตอร์ชนิดนี้สามารถควบคุมให้หมุนไปในตำแหน่งหรือทิศทางองศาที่ ต้องการได้ โดยอาศัยสัญญาณความกว้างพัลส์ที่ป้อนให้มอเตอร์ แต่เซอร์โวมอเตอร์นี้จะหมุนได้แค่ เพียงในช่วงประมาณ 180° หรือครึ่งรอบเท่านั้น หรือบางรุ่นอาจหมุนได้ถึง 210°แต่จะไม่สามารถ หมุนเป็นวงรอบได้ เนื่องจากโครงสร้างภายในจะประกอบด้วยตัวต้านทานชนิดปรับค่าได้ (VR) ที่ ทำหน้าที่ตรวจสอบตำแหน่งการหมุนของมอเตอร์ และตัวต้านทานนี้จะถูกยึดติดกับแกนหมุนของ มอเตอร์ ซึ่งจากการที่ตัวต้านทานปรับค่านี้ไม่สามารถหมุนเป็นวงรอบได้ ดังนั้นเซอร์โวมอเตอร์จึง ถูกออกแบบให้หมุนได้เพียงแค่ประมาณ 180 องศา หรือครึ่งรอบเท่านั้นเพื่อป้องกันความเสียหายที่ จะเกิดกับตัวต้านทานปรับค่าได้



ภาพที่ 2.10 ส่วนประกอบเซอร์โวมอเตอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตัวนำหอสุมกลาง พระจอมเกล้าลาดกระบัง



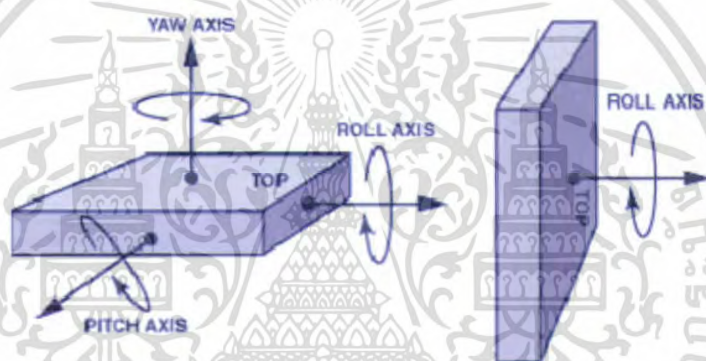
ภาพที่ 2.11 หลักการทำงานของเซอร์โว

2.3.1 การทำงานของเซอร์วอมอเตอร์

เซอร์วอมอเตอร์จะรับสัญญาณพัลส์ (Pulse) เพื่อใช้ในการกำหนดการหมุนสัญญาณพัลส์ที่ได้มีความกว้าง 1.5 ms ทำให้เซอร์วอมอเตอร์กลับมาอยู่ที่ตำแหน่งกึ่งกลาง (Center) เมื่อสัญญาณพัลส์มีความกว้างเพิ่มมากขึ้น เช่นถ้าต้องการให้เซอร์วอมอเตอร์หมุนมาทางขวา (Right) ก็ต้องเพิ่มความกว้างของช่วงพัลส์จาก 1.5 ms เพิ่มมาเป็น 1.8 , 1.9 , 2.0 เซอร์วอมอเตอร์ก็จะหมุนตามมาทางขวาเรื่อย ๆ เมื่อเพิ่มความกว้างของช่วงพัลส์ไปจนถึง 2.5 ms ซึ่งเป็นตำแหน่งที่เซอร์วอมอเตอร์จะหมุนไปที่ตำแหน่งขวาสุด (Full Right) ในทำนองกลับกันถ้าต้องการให้เซอร์วอมอเตอร์หมุนไปทางซ้าย (Left) ก็ต้องลดช่วงพัลส์ให้แคบลงไปเรื่อย ๆ จนไปถึง 0.5 ms เซอร์วอมอเตอร์ก็จะหมุนมาทางซ้ายสุด (Full Left) และสัญญาณพัลส์นี้จะต้องจ่ายให้มอเตอร์ทุก ๆ 20 ms (Period) เพื่อรักษาสภาพตำแหน่งของมอเตอร์ไว้ โดยหลักการจะอาศัยการเปรียบเทียบช่วงเวลาของความกว้างพัลส์ที่จ่ายให้กับมอเตอร์ทางขาสัญญาณควบคุม กับค่าเวลาของวงจร RC ภายในบอร์ดควบคุมในตัวของมอเตอร์ ซึ่งค่าเวลาของวงจร RC นี้จะมีการเปลี่ยนแปลงตามการหมุนของมอเตอร์เนื่องจากตัวต้านทานปรับค่าจะถูกยึดติดอยู่กับแกนหมุนของมอเตอร์ ซึ่งการหมุนของมอเตอร์จะทำให้ค่าความต้านทานของตัวต้านทานปรับค่าเปลี่ยนแปลง เป็นผลทำให้ค่าเวลาของวงจร RC เปลี่ยนแปลงตามไปด้วยโดยในขณะที่ป้อนสัญญาณความกว้างพัลส์ให้กับมอเตอร์ ทางขาสัญญาณควบคุมสัญญาณนี้จะถูกนำไปเปรียบเทียบกับค่าเวลาของวงจร RC หากค่าทั้ง 2 ไม่เท่ากันมอเตอร์ก็จะหมุนทำให้ค่าเวลาของวงจร RC เปลี่ยนแปลง จนกระทั่งค่าเวลาความกว้างพัลส์ของวงจร RC เปลี่ยนแปลงจนเท่ากับสัญญาณพัลส์ทางขาควบคุม (Control line) มอเตอร์จึงจะหยุดหมุน

2.4 หลักการทำงานของไจโรสโคป

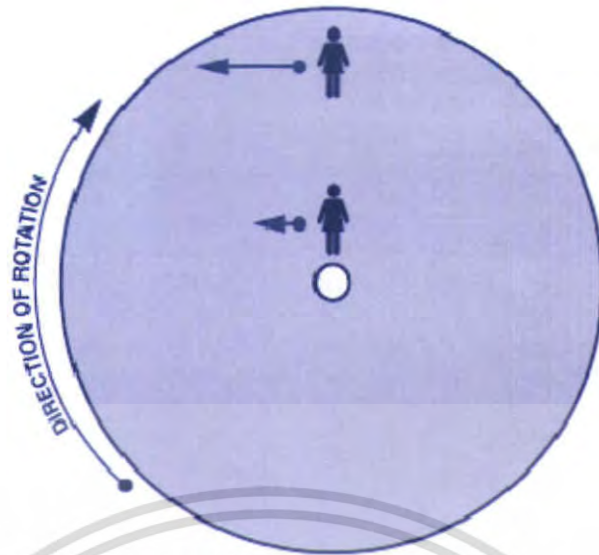
Gyro รุ่น ADXRS150 เป็นเซนเซอร์วัดมุม ที่ให้ค่าสัญญาณ 150deg./sec. และเป็น Single chip ที่มีวงจรรีเส็คทรอนิกส์ต่อรวมการทำงานประกอบมาให้เสร็จสมบูรณ์ โครงสร้างชั้นส่วน polysilicon ที่ใช้จับสัญญาณ 2 ชั้น แต่ละชั้นประกอบด้วย Dither frame ถูกขับเพื่อให้เกิดการเรโซแนนซ์ทางไฟฟ้าเมื่อมีการหมุนรอบแกน Z ในแนวระนาบของ Chip จะทำให้เกิดแรงที่เรียกว่า Coriolis force ทำให้เกิดการย้ายที่ เป็นการเคลื่อนที่แบบ Vibratory motion การเคลื่อนที่แบบ Coriolis motion ถูกตรวจจับด้วยตัวเซ็นเซอร์ และนำสัญญาณที่ได้จากการตรวจจับมาผ่านวงจรขยายและจับแยกออกมาเป็นสัญญาณ rate signal output ซึ่งเป็นสัญญาณทางไฟฟ้า การวาง gyro แบบปกติสามารถวัดการเคลื่อนที่ได้ 3 แบบ yaw , pitch , roll เราสามารถเปลี่ยนรูปแบบการวางเพื่อนำมาวัดมุม roll อย่างเดียวได้เช่นกัน การวัดจะวัดในหน่วย millivolts per degree per second (mV/°/s).



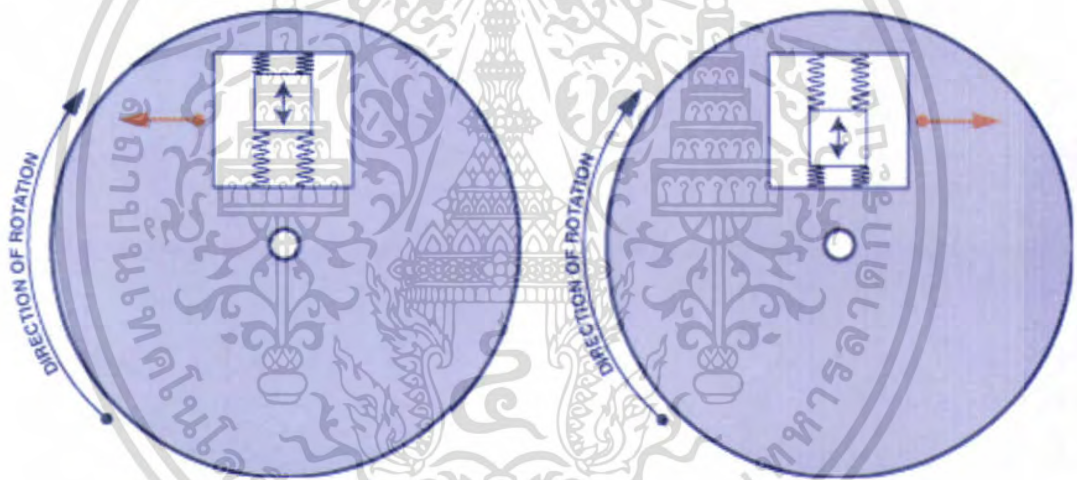
ภาพที่ 2.12 การวัดของ Gyroscope

2.4.1 Coriolis Acceleration

Gyro วัดมุมโดย Coriolis acceleration สามารถอธิบายตามภาพที่ 2.13 พิจารณาว่าถ้ายืนในแท่นหมุนไกลที่สุดกึ่งกลางความเร็วสัมพันธ์กับพื้นตามลูกศรสีน้ำเงิน ถ้าต้องการเคลื่อนที่ไปที่ขอบนอกของแท่นหมุนจะต้องเพิ่มความเร็วขึ้นสัมพันธ์กับพื้น ซึ่งแสดงในลูกศรยาวสีน้ำเงินยกตัวอย่าง Coriolis acceleration คนกำลังเคลื่อนที่ไปขอบทางเหนือในแท่นหมุน ต้องเพิ่มความเร็วควบคู่ไปทางด้านทิศตะวันตก (ตามลูกศรสีน้ำเงิน) รักษาความเร็วจนกว่าจะถึงทิศเหนือ



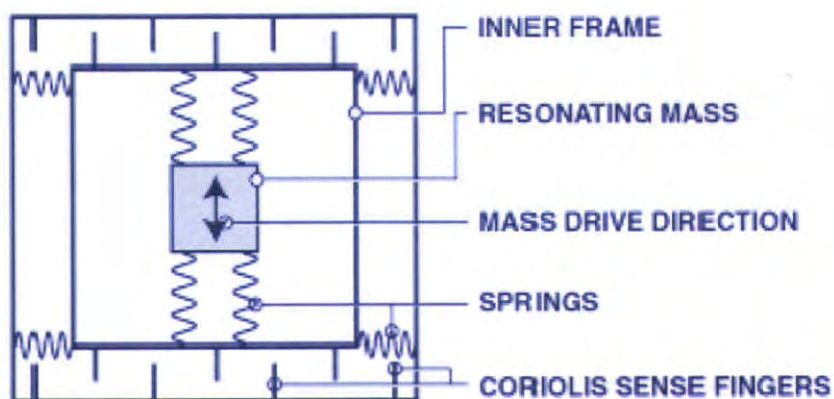
ภาพที่ 2.13 ตัวอย่าง Coriolis acceleration



ภาพที่ 2.14 แสดง mass เมื่อมีการเคลื่อน

จากภาพที่ 2.14 เมื่อ mass เคลื่อนที่ไปสู่ขอบนอกในการหมุน มีความเร่งไปด้านขวา และใน frame จะมีแรง reaction ไปทางซ้าย ลูกศรสีส้มภาพซ้าย กรณีเมื่อ mass เคลื่อนที่ไปยังจุดศูนย์กลางของการหมุนแรงจะไปทางขวา แสดงด้วยลูกศรสีส้มภาพขวา การวัด Coriolis acceleration ในเฟรม ประกอบไปด้วย mass ถูกเชื่อมกับ substrate ด้วยสปริง และ Coriolis sense fingers

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 2.15 แผนผังโครงสร้างส่วนประกอบ Gyro

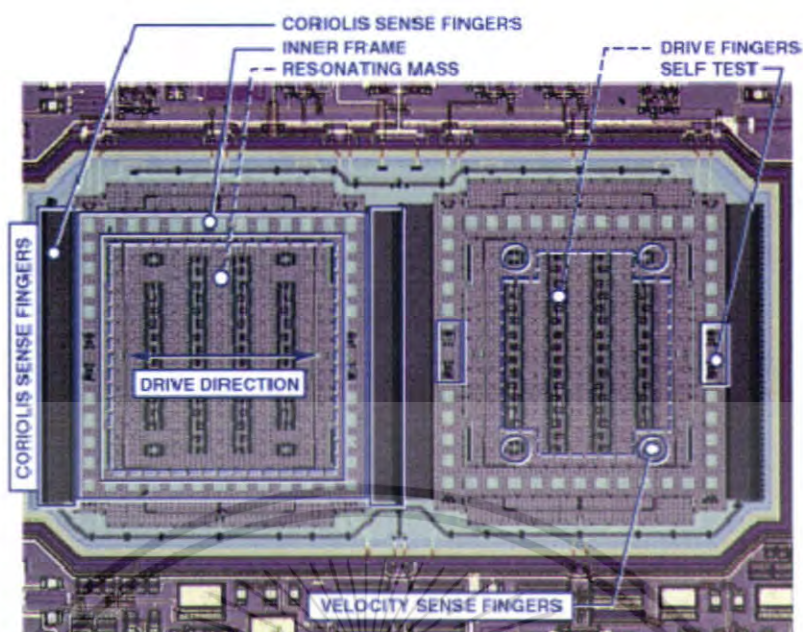
2.4.2 Capacitive Sensing

ADXRS gyros วัดการเคลื่อนใน resonating mass และ frame โดยตรง เนื่องจาก capacitive sensing ทำการเชื่อมกับ resonator ที่แสดงในภาพที่ 2.15 Displacement ที่เกิดจากอัตรามุมที่เปลี่ยนไป ทำให้เกิดการเก็บประจุจากการเคลื่อนในการตอบสนอง Coriolis effect displacement อธิบายได้ว่าเป็นการชาร์ตของ ตัวเก็บประจุ ของ Coriolis sense fingers ใน frame



ภาพที่ 2.16 ส่วนของ frame และ mass

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 2.17 ส่วนแมคคาทรอนิกส์ของเซนเซอร์

2.5 ข้อมูลไมโครคอนโทรลเลอร์แบบ dsPIC

การทำงานของระบบต้องอาศัยการคำนวณที่มีความไว และต้องการหน่วยความจำ dsPIC คือชื่อของไมโครคอนโทรลเลอร์แบบ 16 บิต มีชื่ออย่างเป็นทางการสำหรับไมโครคอนโทรลเลอร์ใหม่นี้ว่า Digital Signal Controller หรือ DSP นั้นหมายความว่า dsPIC เป็นไมโครคอนโทรลเลอร์ที่ได้รับการออกแบบมาเป็นพิเศษ เพื่องานประมวลผลสัญญาณดิจิทัลสำหรับสร้างระบบควบคุมอัตโนมัติที่มีความสามารถสูง

2.6 ภาษาโปรแกรมที่นำมาใช้งาน

การใช้งานไมโครคอนโทรลเลอร์ ได้ใช้โปรแกรมภาษาซี ในการควบคุมการทำงานของระบบ โดยเขียนโปรแกรมลง MPLAB IDE และส่วนการแสดงผลการทำงานได้ใช้ภาษาโปรแกรม Visual Basic

2.6.1 ภาษาซี (C Language)

ภาษาซี (C Language) พัฒนาครั้งแรกเพื่อใช้เป็นภาษาสำหรับพัฒนาระบบปฏิบัติการยูนิกซ์ (Unix Operating System) แทนภาษาแอสเซมบลี ซึ่งเป็นภาษาระดับต่ำที่สามารถกระทำในระบบฮาร์ดแวร์ได้ด้วยความรวดเร็ว แต่จุดอ่อนของภาษาแอสเซมบลีก็คือความยุ่งยากในการโปรแกรม ความเป็นเฉพาะตัว และความแตกต่างกันไปในแต่ละเครื่อง จึงได้คิดค้นพัฒนาภาษาใหม่นี้ขึ้นมา เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดยการรวบรวมเอาจุดเด่นของแต่ละภาษาระดับสูงผนวกเข้ากับภาษาระดับต่ำ เรียกชื่อว่า ภาษาซี ปัจจุบันภาษาซีได้รับความนิยมอย่างแพร่หลาย เนื่องจากความสามารถในการใช้งานความกะทัดรัดของโปรแกรม และคุณสมบัติอื่น ๆ อีกหลายประการ ซึ่งพิสูจน์ให้เห็นว่าภาษาซีเหมาะสมสำหรับเขียนโปรแกรมประยุกต์ใช้กับงานต่าง ๆ ได้ดีแม้แต่ตัวแปลภาษาซี (C Compiler) บางตัวก็ใช้เขียนภาษาซีได้ C , C++ หรือที่เรียกกันว่า ภาษาซี ภาษานี้จะใช้กับการพัฒนาพวกโปรแกรม โปรแกรมที่จะต้องใช้ในการช่วย RUN (เรียกใช้งาน) ก็ไม่จำเป็นต้องมี เพราะว่ามี Library หรือว่าชุดคำสั่งทั้งหมดของภาษานี้จะมีอยู่ในเครื่องคอมพิวเตอร์เป็นพื้นฐานอยู่แล้ว โดยเฉพาะเรื่อง Algorithm แทรกเข้าไปอยู่ในทุกโปรแกรม

2.5.2 Visual Basic

ส่วนของการแสดงผลได้ใช้ภาษาโปรแกรม Visual Basic เพื่อช่วยในการรับค่าจากใจโรผ่านไมโครคอนโทรลเลอร์มาแสดงผล ภาษา BASIC ได้พัฒนาขึ้น ปี ค.ศ. 1963 โดย Thomas Kurtz โดยเน้นความง่ายต่อการเข้าใจ และการใช้งานรวมทั้งการทำงานในรูปแบบ Interpreter คือทำงานเรียงตามบรรทัดต่อมาได้พัฒนาเป็น GW-BASIC ซึ่งเป็น Interpreter บนระบบปฏิบัติการ DOS ต่อมาในปี ค.ศ. 1982 ได้เพิ่มความสามารถในการประมวลผล โดยการตัดเลขประจำบรรทัดออก และมาใช้รูปแบบของ Sub Program User Defind แทน เรียกว่า QUICK BASIC

Visual Basic เป็นภาษาคอมพิวเตอร์ที่ได้รับการพัฒนาต่อเนื่อง ตั้งแต่ QUICK BASIC จนกระทั่งถึง PDS BASIC จากนั้น Microsoft ได้นำเอาหลักการมีปฏิสัมพันธ์ระหว่างผู้ใช้กับเครื่องคอมพิวเตอร์ ใช้ในการออกแบบภาษา Basic เป็นที่มาของคำว่า VisualBasic เป็นภาษาคอมพิวเตอร์ที่มีประสิทธิภาพสูง และออกแบบมาเพื่อทำงานบนระบบปฏิบัติการ Windows คำว่า Visual หมายถึงวิธีการที่ใช้สร้างติดต่อกับผู้ใช้แบบกราฟิก (GUI : GraphicUserInterface) ส่วน BASIC เป็นคำที่ย่อมาจาก (Beginner All-Purpose Symbolic Instruction Code)

2.6 ระบบเครือข่ายไร้สาย (Wireless LAN)

ปัจจุบันการเชื่อมต่อข้อมูล และการเข้าถึงข้อมูลเป็นปัจจัยสำคัญของการดำเนินธุรกิจทำให้เทคโนโลยีใหม่ที่กำลังมาแรงขณะนี้ถูกกล่าวถึงอย่างมาก เทคโนโลยีดังกล่าวคือระบบเครือข่ายไร้สาย (Wireless LAN: WLAN) เป็นระบบเชื่อมต่อระหว่างคอมพิวเตอร์หรือเครือข่ายคอมพิวเตอร์ที่ใช้สายเข้าด้วยกันหรือเชื่อมต่อกับอินเทอร์เน็ต โดยอาศัยคลื่นวิทยุ (Radio Frequency: RF) รับส่งข้อมูลแทนสายเคเบิล คลื่นวิทยุที่ใช้อยู่ในย่านความถี่ ISM (Industrial Scientific and Medical) ซึ่งเป็นย่านความถี่สาธารณะสามารถใช้งานโดยไม่ต้องขออนุญาต โดยแต่ละประเทศมีช่องสัญญาณที่อนุญาตให้ใช้งานต่างกัน สำหรับประเทศไทยกระทรวงเทคโนโลยีสารสนเทศและการสื่อสารได้ออกคู่มือประกอบกฎกระทรวง เรื่องกำหนดให้เครื่องวิทยุคมนาคมและสถานีวิทยุคมนาคมบาง

ประเภทได้รับยกเว้นไม่ต้องได้รับใบอนุญาต พ.ศ. 2547 ได้กำหนดให้เครื่องวิทยุคมนาคมที่ใช้งาน WLAN ในย่านความถี่ 2400-2500 MHz (2.4-2.5 GHz) และมีกำลังส่งไม่เกิน 100 mW (แบบ E.I.R.P.) เป็นเครื่องวิทยุคมนาคมที่ได้รับยกเว้นไม่ต้องได้รับใบอนุญาต นอกจากนี้ยังมีคำศัพท์ใหม่ ๆ ที่เกิดตามมาพร้อมกับ WLAN ด้วย เช่น Wi-Fi, Hot Spot ศัพท์คำแรก Wi-Fi หมายถึงเครื่องหมายการค้าของกลุ่มบริษัทขายอุปกรณ์เครือข่าย ใช้เรียกอุปกรณ์เครือข่ายไร้สายตามมาตรฐาน IEEE 802.11b ถ้าเห็นเครื่องหมาย Wi-Fi ที่อุปกรณ์ใดแสดงว่าอุปกรณ์นั้นเข้ากันได้กับมาตรฐาน IEEE 802.11b ส่วน Hot Spot หมายถึงรูปแบบการให้บริการอินเทอร์เน็ตโดยใช้เทคโนโลยีเครือข่ายไร้สาย ผู้ให้บริการจะติดตั้งอุปกรณ์ที่เรียกว่า Access Point ไว้ตามแหล่งชุมชน เช่น สนามบิน ศูนย์ประชุมห้างสรรพสินค้า โรงแรม เพื่อรับและส่งสัญญาณวิทยุจากอุปกรณ์ไร้สาย เช่น โน้ตบุ๊กที่มีการ์ดไร้สายแล้วเชื่อมต่อ Access Point เข้ากับอินเทอร์เน็ตความเร็วสูง ผู้ใช้บริการซื้อแพ็คเกจสำหรับการเชื่อมต่อคล้ายกับการซื้อแพ็คเกจอินเทอร์เน็ตทั่วไป

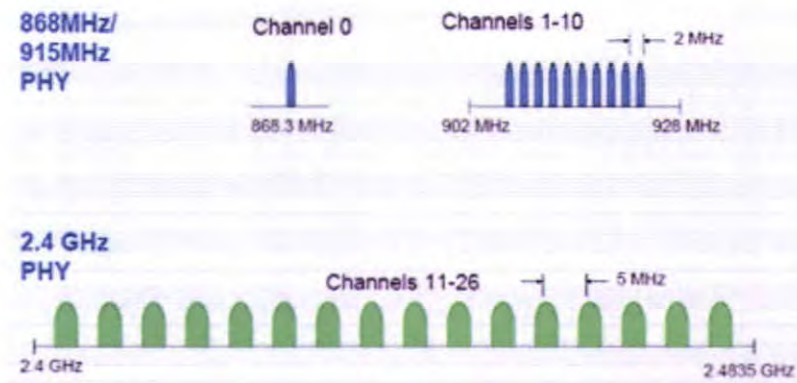
2.6.1 โมดูล Zigbee

ZigBee เป็นการสื่อสารแบบไร้สายที่มีอัตราการรับส่งข้อมูลต่ำ ใช้พลังงานต่ำราคาถูก จุดประสงค์ก็เพื่อให้สามารถสร้างระบบที่เรียกว่า Wireless Sensor Network ได้ ซึ่งระบบนี้จะสามารถทำงาน ในร่ม กลางแจ้ง และอยู่ได้ด้วยแบตเตอรี่ก้อนเล็ก (ถ่าน AA 2 ก้อน) Zigbee กำหนดย่านความถี่ใช้งานตามมาตรฐานไว้ 3 ย่านความถี่ คือย่าน 2.4 Ghz , ย่าน 915 Mhz และย่าน 868 Mhz โดยแต่ละย่านจะมีช่องสัญญาณ 16 ช่อง , 10 ช่อง และ 1 ช่อง ตามลำดับ ส่วนอัตรารับส่งข้อมูล (ทางอากาศ) จะอยู่ที่ 250 Kbps , 40 Kbps , 20 Kbps ตามลำดับเช่นกัน และได้เลือกใช้ย่านความถี่ 2.4 Ghz มี 16 ช่องสัญญาณ อัตรารับส่งข้อมูล 250 ซึ่งเพียงพอต่อการใช้งานในเครื่องบินเล็ก



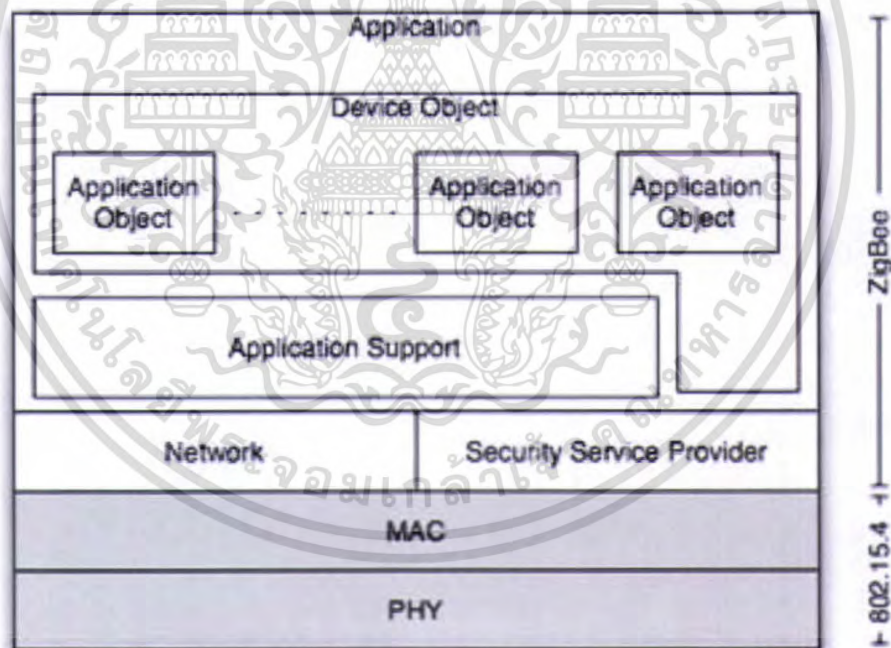
ภาพที่ 2.18 โมดูล Zigbee

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 2.19 ย่านความถี่ของ Zigbee

Zigbee นำ Physical Layer และ MAC layer ของ IEEE 802.15.4 ซึ่งเป็นมาตรฐานการกำหนดการสื่อสารไร้สายแบบ WPAN (Wireless Personal Area Network) มาทำงานใน Layer ที่ต่ำกว่าเช่น เรื่องของ ระดับกำลังสัญญาณ , Link Quality , Access control , Security ฯลฯ

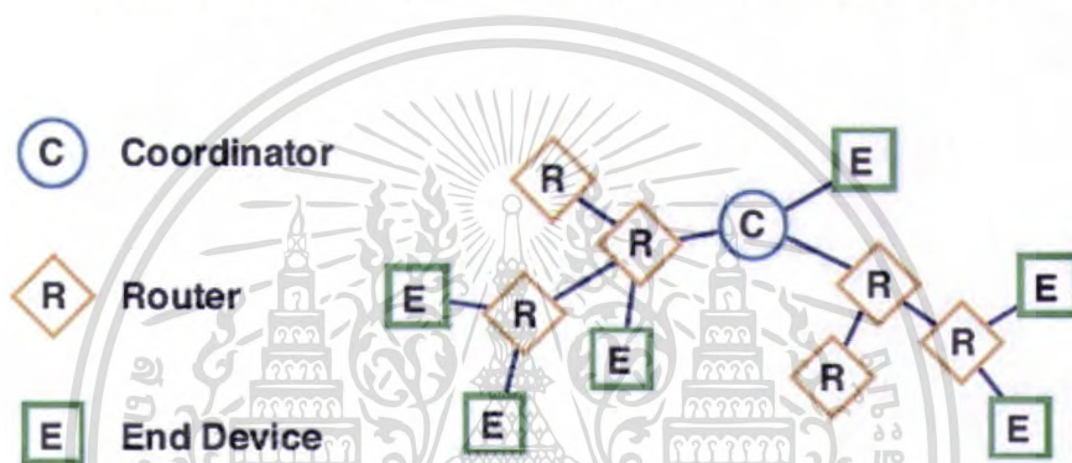


ภาพที่ 2.20 Zigbee Stack

Zigbee สามารถสร้างเป็นเครือข่ายได้ ทั้งนี้ Zigbee ได้อ้างอิงมาตรฐานตาม IEEE 802.15.4 โดย IEEE 802.15.4 แบ่งชนิดอุปกรณ์ในเครือข่ายเป็น 2 ประเภทคือ FFD (Full Function Device) ซึ่งหมายถึงอุปกรณ์ที่สามารถทำงานได้ทุกอย่างในเครือข่าย และ RFD (Reduce Function Device) เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นำไปเผยแพร่ขายหรือบริการโดยไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ซึ่งหมายถึงอุปกรณ์ที่ถูกลดความสามารถการทำงานในเครือข่าย Zigbee ได้แบ่งตามลักษณะการทำงาน 3 แบบ คือ

1. Coordinator มีหน้าที่สร้างการสื่อสารเชื่อมโยงเครือข่าย ระหว่าง End device กับ Router หรือ Coordinator กับ Coordinator ด้วยกัน หรือ Coordinator กับ Router กำหนด address ให้กับ device ที่อยู่ในวงเครือข่ายไม่ให้ซ้ำกันดูแลจัดการเรื่องการ Routing เส้นทาง ซึ่งเทียบได้กับ FFD
2. End-device เป็นอุปกรณ์ปลายทางสุด ซึ่งจะใช้รับสัญญาณจาก Sensor ที่ปลายทางโดยที่ใช้พลังงานต่ำในการทำงาน เทียบได้กับ RFD หรือ FFD บางกรณี ขึ้นอยู่กับ sensor ที่ใช้
3. Router มีหน้าที่ รับส่งข้อมูลในเส้นทางต่าง ๆ ของเครือข่าย ซึ่งเทียบได้กับ FFD



ภาพที่ 2.21 Zigbee Node

2.6.2 ขั้นตอนการทำงานของโพรโทคอล ZigBee

ขั้นตอนการทำงานของ ZigBee coordinator จะเริ่มต้นเครือข่าย โดยการตรวจสอบการใช้ช่องสัญญาณวิทยุภายในบริเวณรอบ ๆ ถ้ามีช่องสัญญาณที่ไม่ถูกใช้ โดย coordinator ตัวอื่นก็สามารถเริ่มต้นเครือข่ายได้ หลังจากนั้น coordinator ก็จะทำหน้าที่เป็นศูนย์กลางของเครือข่ายรองรับการเข้าร่วมเครือข่ายของ ZigBee end-device และรองรับการร้องขออื่น ๆ ตามมาตรฐานด้วยเช่นกัน

2.6.3 มาตรฐาน IEEE 802.15.4

มาตรฐาน 802.15.4 หรือ Zigbee ถ้ามีการใช้งานเกิดขึ้นนั้น จะมีผลต่อการใช้ชีวิตประจำวันของเราอย่างมาก นอกจากนี้ระบบ 802.15.4 จะช่วยเตือนภัยจากสิ่งแวดล้อม รวมถึงอุบัติเหตุต่าง ๆ เช่น ไฟไหม้ น้ำท่วม แผ่นดินไหว เป็นต้น ทั้งนี้ระบบเตือนภัยในปัจจุบันไม่ได้เชื่อมต่อกันเป็นเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ระบบเครือข่ายและตัวอุปกรณ์เองมีช่วงการใช้งานจากแบตเตอรี่สั้น นอกจากนี้ยังมีราคาแพงอีกด้วย แต่ในระบบ 802.15.4 สามารถใช้ได้กับอุปกรณ์พื้นฐาน เช่น เซนเซอร์และ Actuators ที่มีราคาถูก ทำให้สามารถติดตามเหตุการณ์ต่าง ๆ และอุปกรณ์จะทำงานอย่างอัตโนมัติตามที่เรากำลังต้องการสำหรับการประยุกต์ระบบ 802.15.4 มาใช้ภายในบ้านจะสามารถทำให้อุปกรณ์ และเครื่องใช้ไฟฟ้าที่มาจากหลากหลายผู้ผลิตสื่อสารระหว่างกันเป็นระบบเครือข่ายได้ นอกจากนี้เราสามารถนำระบบ 802.15.4 มาประยุกต์ใช้ในการคมนาคม กับอุปกรณ์พื้นฐานต่างๆที่อยู่ตามท้องถนน ทางด่วน และที่อื่น ๆ สำหรับมาตรฐาน IEEE 802.15.4 ถูกกำหนดไว้ในชั้นของ Physical Layer และ Medium Access Control ที่มีการสื่อสารด้วยอัตราข้อมูลต่ำ ส่วน topology ที่รองรับนั้นจะมี 2 แบบคือ one-hop star เมื่อมีรัศมีการสื่อสารน้อยกว่า 10 เมตร และ multihop สำหรับ peer-to-peer topology ทั้งนี้แต่ละอุปกรณ์จะมีแอดเดรสที่มีความยาว 64 หรือ 16 บิต สำหรับชั้น Physical Layer ของ มาตรฐาน IEEE 802.15.4 มี 3 แลบบความถี่ คือ 2.4 GHz และ 896/915 MHz สำหรับแลบบความถี่ 2.4 GHz มี 16 ช่องสัญญาณสื่อสาร ด้วยอัตราข้อมูล 250 Kb/s สำหรับแลบบความถี่ 896 MHz มี 10 ช่องสัญญาณสื่อสารด้วยอัตราข้อมูล 40 Kb/s และสำหรับแลบบความถี่ 915 MHz มี 1 ช่องสัญญาณสื่อสารด้วยอัตราข้อมูล 20 Kb/s นอกจากนี้ในมาตรฐาน 802.15.4 มีระบบความปลอดภัยของข้อมูลที่ส่งผ่าน และสามารถเซตค่าต่าง ๆ ด้วยตัวเองได้

บทที่ 3

การออกแบบ การสร้าง และการทำงาน

3.1 กล่าวนำ

การควบคุมเสถียรภาพ มีส่วนประกอบหลักอยู่ 2 ส่วนด้วยกันคือส่วนของฮาร์ดแวร์และส่วนของซอฟต์แวร์ ซึ่งส่วนของฮาร์ดแวร์นั้นจะประกอบด้วยตัวเครื่องบินและวงจรถ่าง ๆ คือวงจรถูกส่งสัญญาณ วงจรไมโครคอนโทรลเลอร์ เพื่อใช้บนเครื่องบินและส่วนของซอฟต์แวร์ซึ่งประกอบไปด้วยโปรแกรมควบคุมการทำงานของอุปกรณ์

3.2 ออกแบบและสร้างเครื่องบิน

โดยเลือกเครื่องบินแบบ High wing เนื่องจากเป็นเครื่องบินที่มีเสถียรภาพระดับหนึ่งทำให้ง่ายต่อการควบคุมและฝึกบิน ขนาดของเครื่องขนต์ 0.06 ลบ.นิ้ว พื้นที่ปีกเครื่องบิน 216 ตร.นิ้ว

ตารางที่ 3.1 มาตรฐานการออกแบบเครื่องบินแบบ High Wing Trainer

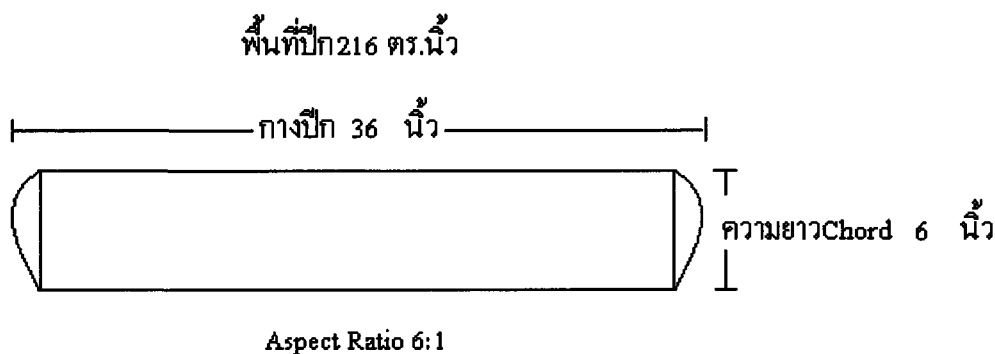
ชนิดของเครื่องบินเล็ก	ขนาดของเครื่องขนต์	กางปีก	พื้นที่ปีก	นน.เครื่องบิน	Wing Load
	ลบ.นิ้ว	นิ้ว	ตร.นิ้ว	oz.	oz./ตร.ฟุต
High Wing Trainer	0.049-0.060	36	200-250	20	11.5

3.2.1 ปีก

$$\begin{aligned} \text{Span} &= \sqrt{\text{Aspect} \times \text{Wing Area}} \\ &= \sqrt{6 \times 216} \\ &= \sqrt{1296} \\ &= 36 \text{ in} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \text{Average Chord} &= \frac{\text{Span}}{\text{Aspect Ratio}} \\ &= \frac{36}{6} \\ &= 6 \text{ in} \end{aligned}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



จะใช้ Aileron ชนิด Strip Ailerons ขนาดพื้นที่ของ Aileron จะมีขนาดประมาณ 12% ของพื้นที่ปีกทั้งหมด

$$\begin{aligned} \text{Aileron Area} &= \frac{216 \times 12}{100} \\ &= 26 \text{ sq.in} \end{aligned}$$

ในที่นี้เพื่อความสวยงามและง่ายต่อการสร้างจะให้พื้นที่ Aileron มีขนาด 30 ตร.นิ้ว



3.2.2 ลำตัว เมื่อได้ปีกแล้ว จากสูตรลำตัวจะต้องยาวประมาณ $\frac{2}{3}$ ของ ความยาวปีกจะได้ขนาดลำตัวยาวประมาณ $36 \times \frac{2}{3} = 24$ นิ้ว

3.2.3 แพนระดัค จะต้องมี พท. ประมาณ 25% ของ พท. ปีก และมี aspect ratio ประมาณ 3-3.5 : 1 ปีกมี พท. 216 ตร.นิ้ว ฉะนั้นแพนระดัคจะมี พท. ประมาณ $216/4 = 54$ ตร.นิ้ว สมมติ ให้ aspect ratio เป็น 3 : 1 จะได้ สมการ

$$3X \times X = 54$$

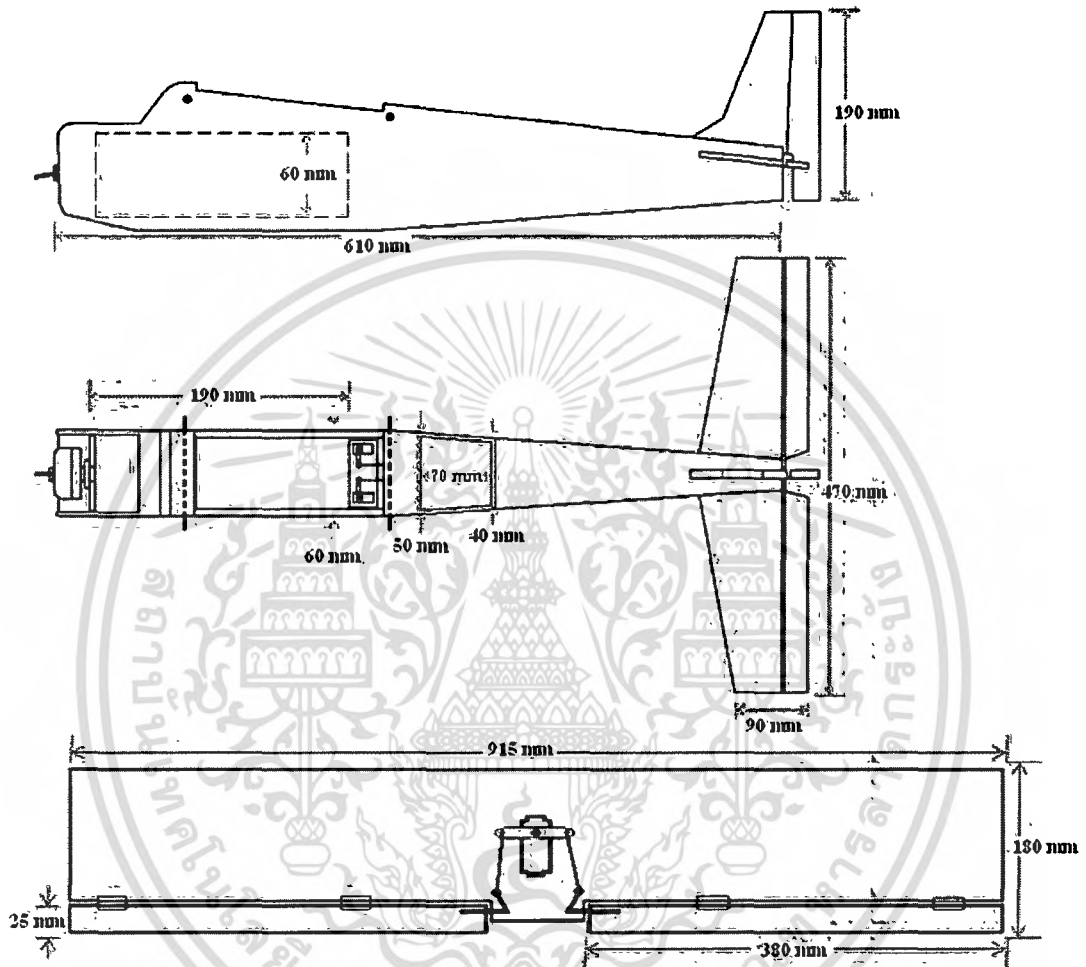
$$X = 4.25 \text{ sq.in}$$

ฉะนั้นจะได้แพนระดัคกว้าง 4.25 นิ้ว ยาว $3 \times 4.25 = 12.75$ นิ้วประมาณ ว่า 4.5×13 นิ้ว โดยแบ่งเป็นส่วนของ Elevator ประมาณ 30% และจะเลือกติดตั้งแพนระดัคบริเวณกลางของลำตัว

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.2.4 แพนดิ่ง และ rudder จะต้องมี พท. ประมาณ 0.5 ของแพนระดับที่จะได้แพนดิ่งกว้าง 4.5 นิ้ว ยาว 6.5 นิ้ว ส่วน rudder ให้สูงเท่าแพนดิ่ง และกว้าง 1.5 นิ้ว ก็ประมาณ ว่า 1.5*6.5 นิ้ว

3.3 ลักษณะการติดตั้งอุปกรณ์ที่ช่วยในการรักษาเสถียรภาพ



ภาพที่ 3.1 Dimension เครื่องบิน

ในการออกแบบต้องคำนึงถึงพื้นที่ที่ใช้ในการติดตั้งอุปกรณ์ควบคุม ซึ่งต้องมีขนาดกว้างพอ และสิ่งสำคัญมากคือต้องออกแบบให้ลำตัวเครื่องบินมีความแข็งแรงมากที่สุด และจะต้องเบาที่สุดเท่าที่ทำได้ซึ่งได้ออกแบบให้มีพื้นที่ในการติดตั้งอุปกรณ์ควบคุมต่าง ขนาดความกว้าง 60 มิลลิเมตร ความยาว 190 มิลลิเมตรและความสูง 60 มิลลิเมตร การออกแบบเครื่องบินในที่นี่จะแสดงถึงการคำนวณหาพื้นที่ส่วนต่างๆ ของเครื่องบินส่วนรายละเอียดการออกแบบสามารถดูได้จากภาคผนวก

ฉบับนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 3.2 ลักษณะทั่วไปของเครื่องบินที่ติดระบบรักษาเสถียรภาพ

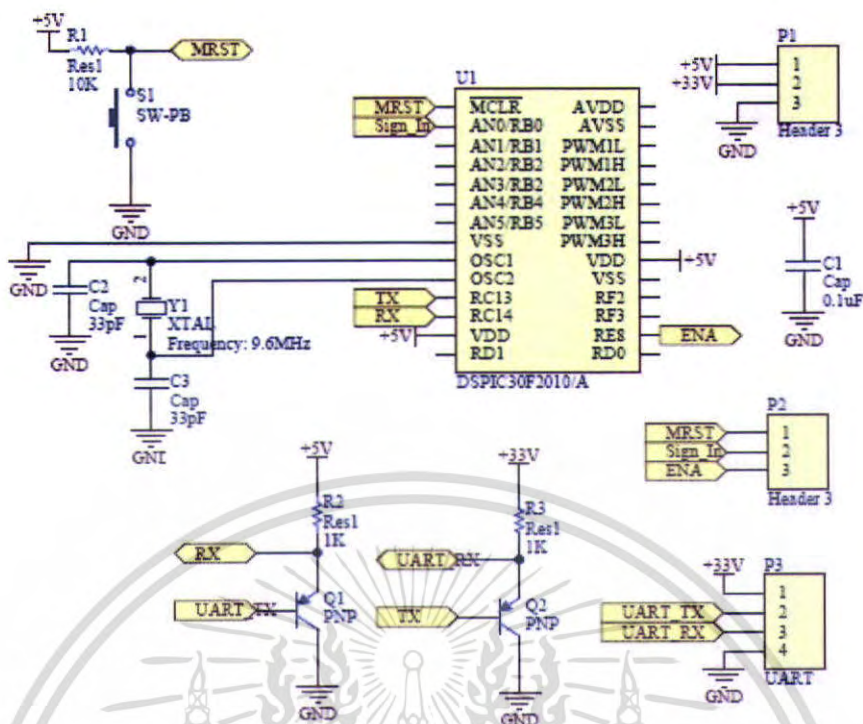
หมายเลข 1 ส่วนปีกเครื่องบิน ขนาดความกว้าง 180 มิลลิเมตร ความยาว 915 มิลลิเมตร และเป็น Airfoil ชนิด CLARK Y ซึ่งมีการติดตั้งอุปกรณ์ที่ใช้ในการวัดค่า (Gyro รุ่น ADXRS150) และมอเตอร์เพื่อควบคุม Aileron

หมายเลข 2 ห้องที่ใช้ในการติดตั้งอุปกรณ์ซึ่งมี ขนาดความกว้าง 60 มิลลิเมตร ความยาว มิลลิเมตร และความสูง 60 มิลลิเมตร ภายในห้องนี้บรรจุวงจรควบคุม และแบตเตอรี่แสดงดังภาพที่ 3.2 ด้านขวา

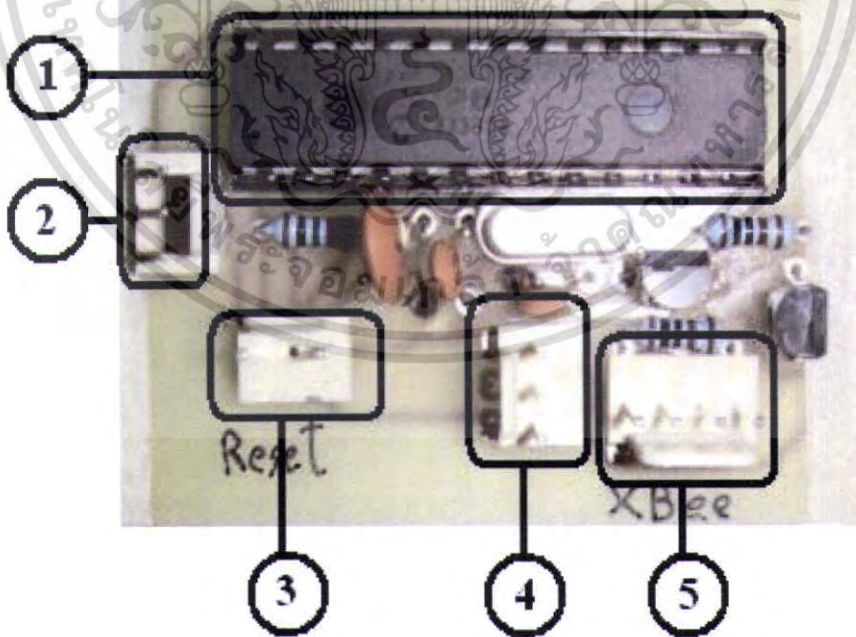
หมายเลข 3 ตัวเครื่องบินทำจากไม้บัลซ่าซึ่งมีน้ำหนักเบา ภายในมีการติดตั้งมอเตอร์ 3 เฟส มีกำลังสูงสุด 96 วัตต์ และรับแรงดันไฟฟ้า 9.6 โวลต์

หมายเลข 4 ชุดพวงห่านประกอบด้วยแพนระดับกับ Elevator และแพนดิ่ง กับ rudder ซึ่งสามารถดูรายละเอียดขนาดต่าง ๆ ได้ที่ภาคผนวก ข.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

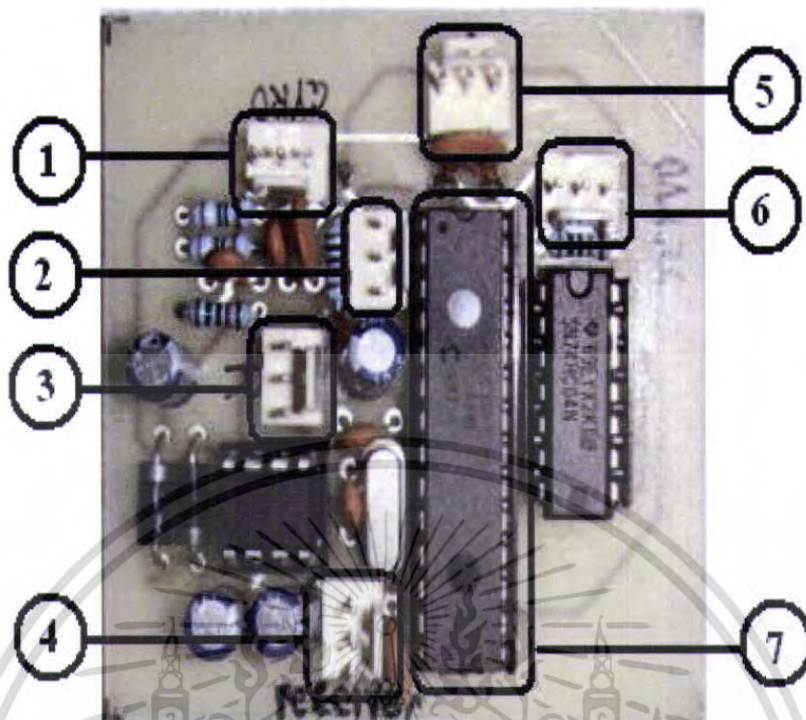


ภาพที่ 3.5 วงจรการทำงานในส่วนควบคุมส่วนที่ 1



ภาพที่ 3.6 บอร์ดวงจรควบคุมตัวที่ 1

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



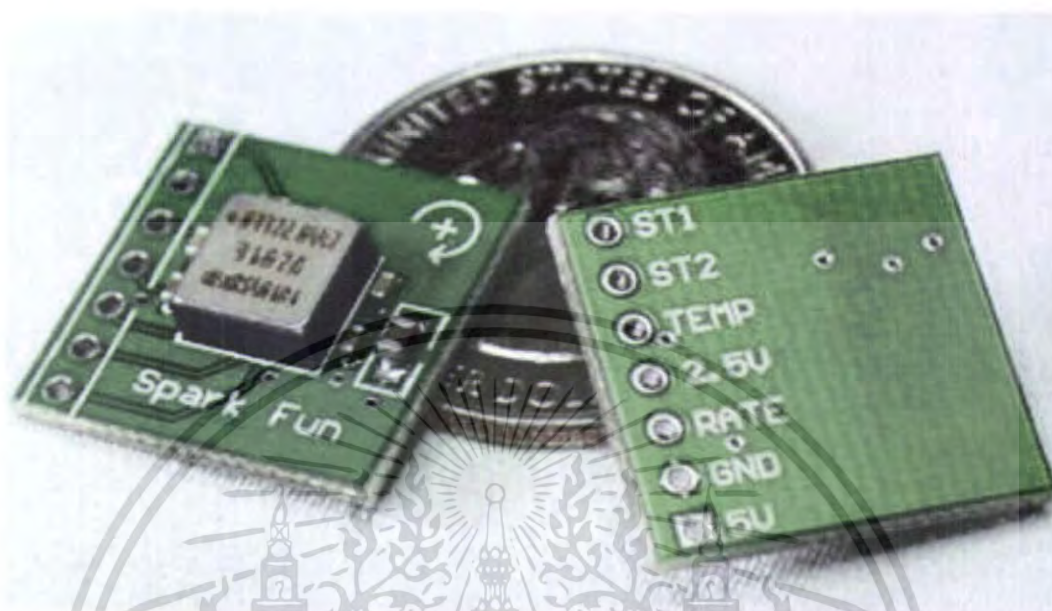
ภาพที่ 3.8 บอร์ดวงจรควบคุมตัวที่ 2

จากภาพที่ 3.8 แสดงวงจควบคุมตัวที่ 2 โดยเชื่อมต่อกับอุปกรณ์ต่าง ๆ ดังแสดงตามหมายเลขดังนี้
 หมายเลข 1 รับสัญญาณอนาลอกมาจาก Gyro รุ่น ADXRS150 ส่งให้ไมโครคอนโทรลเลอร์
 หมายเลข 2 เชื่อมต่อการทำงานกับวงจควบคุมตัวที่ 1
 หมายเลข 3 ปรับจูนค่า ZERO
 หมายเลข 4 รับสัญญาณดิจิตอลมาจากตัวรับสัญญาณ (receiver)
 หมายเลข 5 รับแรงดัน 3.3 โวลต์ และ 5 โวลต์ จากบอร์ดวงจรจ่ายไฟ
 หมายเลข 6 ส่งสัญญาณดิจิตอลไปควบคุมเซอร์โวมอเตอร์
 หมายเลข 7 วงจรประมวลผลและควบคุมตัวที่ 2 ใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์แบบ dsPIC30F2010

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.5 อุปกรณ์ที่ใช้ในการวัดค่า

3.5.1 Gyroscope



ภาพที่ 3.9 แสดง Gyro รุ่น ADXR150

Gyro รุ่น ADXR150 เป็นอุปกรณ์ที่ใช้ในการวัดอัตราการเปลี่ยนแปลงเชิงมุม โดย Input คือค่าที่วัดได้เป็นอัตราการเปลี่ยนแปลงเชิงมุม Output เป็นสัญญาณอนาล็อกอยู่ในช่วง 0-5 โวลต์ซึ่งสัญญาณอนาล็อกนี้จะถูกส่งให้กับไมโครคอนโทรลเลอร์แบบ dsPIC เพื่อนำไปแปลงเป็นสัญญาณดิจิทัลและนำไปประมวลผลต่อไป ในระบบรักษาเสถียรภาพนี้ใช้ Gyro รุ่น ADXR150 1 ตัว ลักษณะการติดตั้งกับปีกเครื่องบินและต้องอยู่ในตำแหน่ง CG ของเครื่องบิน เหตุผลที่ติดตั้งณจุดนี้ เนื่องจากตัว Gyroscope จะยึดติดไปกับปีก ดังนั้นเมื่อปีกเครื่องบินมีการเอียงเกิดขึ้น Gyroscope จะสามารถวัดค่าได้ถูกต้องที่สุดตามค่าของมุมที่เปลี่ยนแปลงไป เช่นเดียวกับมุมที่เปลี่ยนแปลงไปที่เกิดขึ้นกับตัวเครื่องบิน สามารถดูรายละเอียดเพิ่มเติมได้จากภาคผนวก ก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.6 อุปกรณ์ที่ใช้ในการควบคุมเครื่องบิน

3.6.1 มอเตอร์



ภาพที่ 3.10 แสดง Brushless Motors รุ่น Bm 2410-12

Brushless Motors รุ่น Bm 2410-12 ขนาด 0.05 ลบ.นิ้ว มีความเร็วรอบสูงสุด 5858 รอบ/นาที่ โดยรับสัญญาณควบคุมมาจาก Speed control รุ่น RCB-40-3P

3.6.2 Speed control



ภาพที่ 3.11 Speed control รุ่น RCB-40-3P

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Speed control รุ่น RCB-40-3P ยี่ห้อ neon ขนาด 40 แอมป์ BEC ขนาด 3 แอมป์ ซึ่งรับ สัญญาณควบคุมความเร็วของมอเตอร์โดยใช้สัญญาณ PWM จากรีโมทคอนโทรล

3.6.3 Receiver



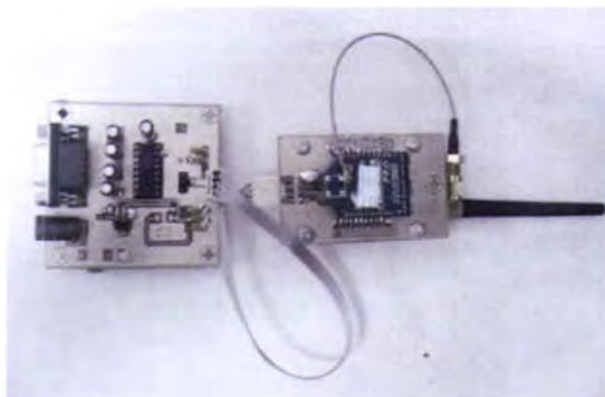
ภาพที่ 3.12 Receiver รุ่น ER672

ใช้ Receiver ของ E-Sky รุ่น ER672 ซึ่งมี Channel ใช้งาน 6 Channel เป็นภาครับวิทยุแบบ PPM(FM) ย่านความถี่ FM 72 MHz จาก Remote control มาควบคุมทิศทางการบินของเซอร์โวมอเตอร์เป็นภาครับวิทยุแบบ PPM(FM) ย่านความถี่ FM 72 MHz

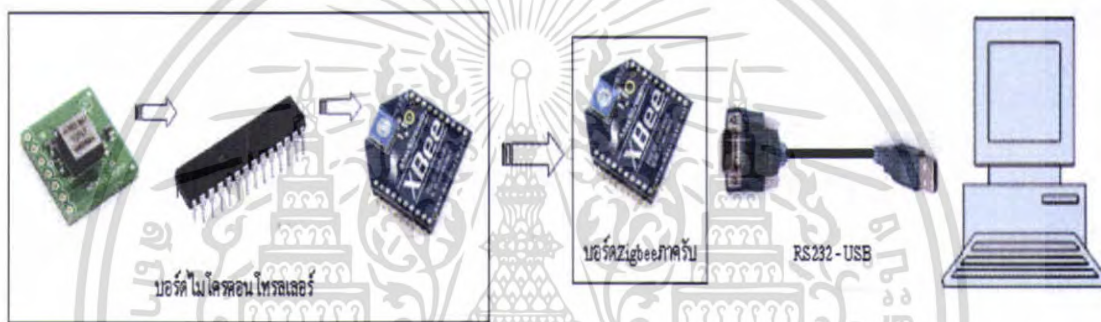
3.7 การออกแบบวงจรรับส่งข้อมูล

ป้อนแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงขนาด 9-12 โวลต์ เข้าทาง CON1 จากนั้นใช้เรกูเรเตอร์ KIA278 เพื่อลดระดับแรงดันลงให้เหลือ 5 โวลต์ก่อน เนื่องจากโมดูล Zigbee ต้องการแรงดันขนาด 3.3 โวลต์ จึงต้องใช้ IC LM1117T3.3 เพื่อลดแรงดันจาก 5 โวลต์ ให้เหลือ 3.3 โวลต์ ขณะเดียวกันแรงดันจะถูกตัวเก็บประจุกรองให้เรียบยิ่งขึ้น เพื่อให้เหมาะกับ IC สำหรับการต่อเพื่อใช้กับสาย RS232 ของโมดูล Zigbee จะใช้ IC MAX3232 ในการเปลี่ยนระดับแรงดัน ให้เป็นแบบ TTL (RS232) สามารถดูรายละเอียดเพิ่มเติมได้จากภาคผนวก ค

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 3.13 บอร์ดของ Zigbee

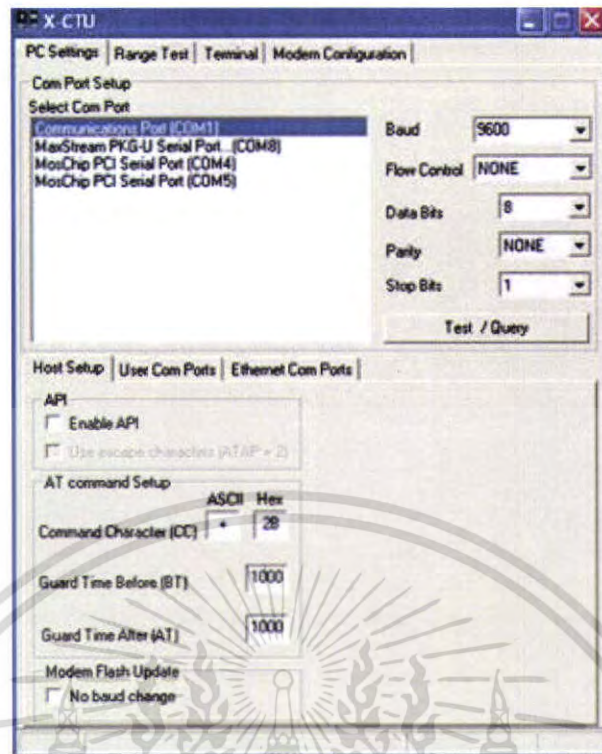


ภาพที่ 3.14 การทำงานของ Zigbee

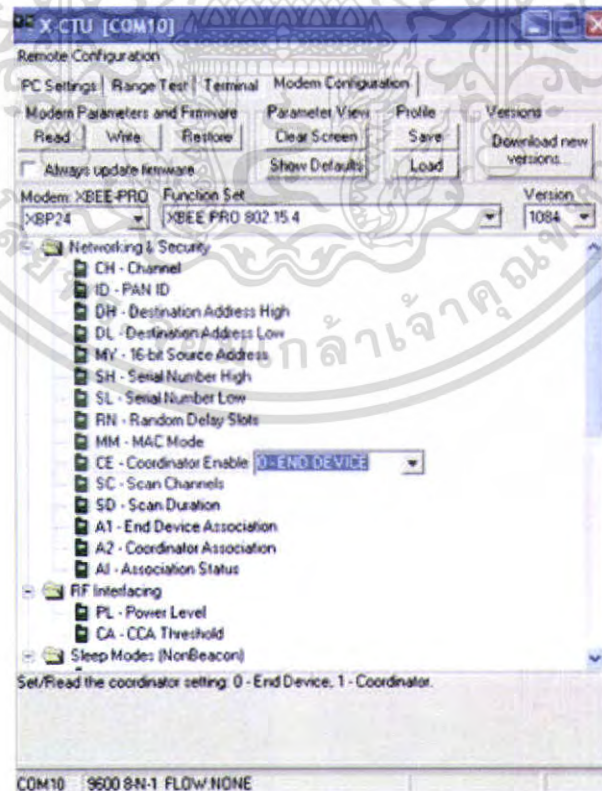
3.7.1 ซอฟต์แวร์ที่นำมาใช้ร่วมกับ Zigbee

X-CTU เป็น software interface บนคอมพิวเตอร์ ที่จะช่วยในการ update firmware หรือทดสอบการใช้งาน หรือ ปรับ parameter ใน Zigbee โดยสามารถ download software user interface ที่ใช้ร่วมกับ Zigbee ชื่อ X-CTU มาได้ฟรีจาก Maxstream หลังจาก Download ตัว ซอฟต์แวร์ มาแล้ว การ Install จะมีการ Download Firmware ล่าสุดจาก Maxstream ผ่าน internet รอจนติดตั้งเสร็จจะได้ firmware ครบถ้วน สำหรับ Zigbee นั้นในแต่ละรุ่นจะมี firmware ที่โปรแกรมมาแล้วจากทางโรงงาน ซึ่งสามารถดึงค่ามาได้โดยไปที่ Tab Modem Configuration แล้วกดปุ่ม Read

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



ภาพที่ 3.15 ซอฟต์แวร์ X-CTU



ภาพที่ 3.16 การเซ็ท Firmware X-CTU

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับกรศึกษาใช้เพื่อการศึกษาเท่านั้น เมื่อผู้ดูแลระบบนำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สามารถเซ็ท parameter ใน Tab Modem Configuration ได้แล้วกด write Firmware สามารถกำหนด Parameter ให้กับ Zigbee ผ่าน firmware และ X-CTU สามารถเปิดออกมาใช้ที่หน้าต่างก็ได้ สำหรับทุกครั้งที่มีการเปลี่ยน Baud Rate ใน Parameter ของ Zigbee นั้นหมายถึงกำลังเปลี่ยน Baud Rate ที่ Zigbee อยู่ลึ้ม มาที่ Tab PC Setting แล้วกด Test/Query ให้ตรงกับ Baud Rate ZigBee มิเช่นนั้น จะเสมือนว่า เราตั้ง Baud Rate ที่ Zigbee และที่คอมพิวเตอร์ไม่ตรงกันเมื่อนำมาต่อกับ ไมโครคอนโทรลเลอร์ก็เช่นกัน เราต้องตั้ง Baud Rate ระหว่าง Zigbee กับ ไมโครคอนโทรลเลอร์ให้ตรงกัน

3.8 ข้อมูลไมโครคอนโทรลเลอร์แบบ dsPIC

dsPIC คือชื่อของไมโครคอนโทรลเลอร์แบบ 16 บิต มีชื่ออย่างเป็นทางการสำหรับไมโครคอนโทรลเลอร์อนุกรมใหม่นี้ว่า Digital Signal Controller หรือ DSP นั้นหมายความว่า dsPIC เป็นไมโครคอนโทรลเลอร์ที่ได้รับการออกแบบมาเป็นพิเศษเพื่องานประมวลผลสัญญาณดิจิทัลสำหรับสร้างระบบควบคุมอัตโนมัติที่มีความสามารถสูง

ในการใช้งานนั้น จะเลือกรุ่น dsPIC30F2010 ในการใช้งาน โดย dsPIC30F2010 นั้นเป็นไมโครคอนโทรลเลอร์ขนาด 28 ขา ซึ่งมีการประมวลผลได้รวดเร็วและมีฟังก์ชันการใช้งานที่ต้องการอยู่ในตัวเอง เช่นฟังก์ชันการแปลงสัญญาณที่รับเข้ามาจากอนาล็อกให้เป็นดิจิทัล เป็นต้น สำหรับรูปร่างภายนอกของตัวไมโครคอนโทรลเลอร์ dsPIC30F2010 นั้นเป็นดังภาพที่ 3.17 ส่วนโครงสร้างภายในและคุณสมบัติของขาแต่ละอันนั้น สามารถดูได้จากภาคผนวก ก



ภาพที่ 3.17 ไมโครคอนโทรลเลอร์ dsPIC30F2010

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

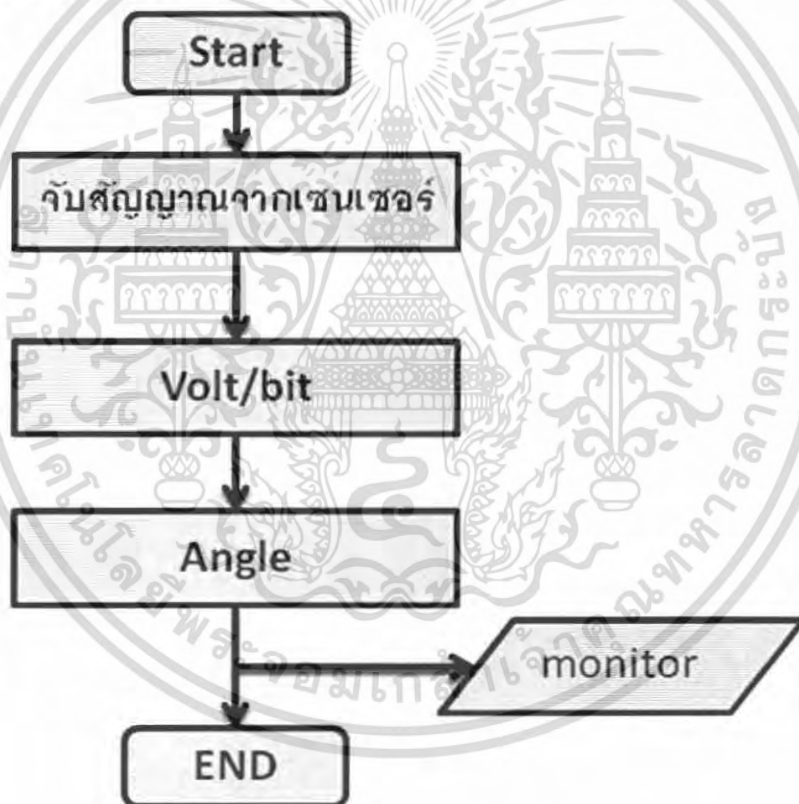
บทที่ 4

การออกแบบระบบควบคุมและโปรแกรมบนไมโครคอนโทรลเลอร์

4.1 การออกแบบโปรแกรมในไมโครคอนโทรลเลอร์

ส่วนของการเขียนโปรแกรมนั้น จะใช้ภาษาซีสำหรับไมโครคอนโทรลเลอร์ในการเขียนโปรแกรม โดยใช้โปรแกรม MPLAB IDE เป็นตัวคอมไพเลอร์ ซึ่งการออกแบบโปรแกรมนั้นจะเริ่มตั้งแต่มีสัญญาณเข้ามาที่ตัวไมโครคอนโทรลเลอร์ จากนั้นทำการแปลงค่าสัญญาณ (ข้อมูล) ที่ได้โดยแปลงจากสัญญาณอนาล็อกเป็นสัญญาณดิจิทัลในการทำงาน ได้แบ่งให้ไมโครคอนโทรลเลอร์ 2 ตัวแยกการทำงานเพื่อแบ่งเบาภาระไม่ให้คอนโทรลเลอร์ทำงานหนักเกินไป

4.1.1 การทำงานของไมโครคอนโทรลเลอร์ตัวที่ 1

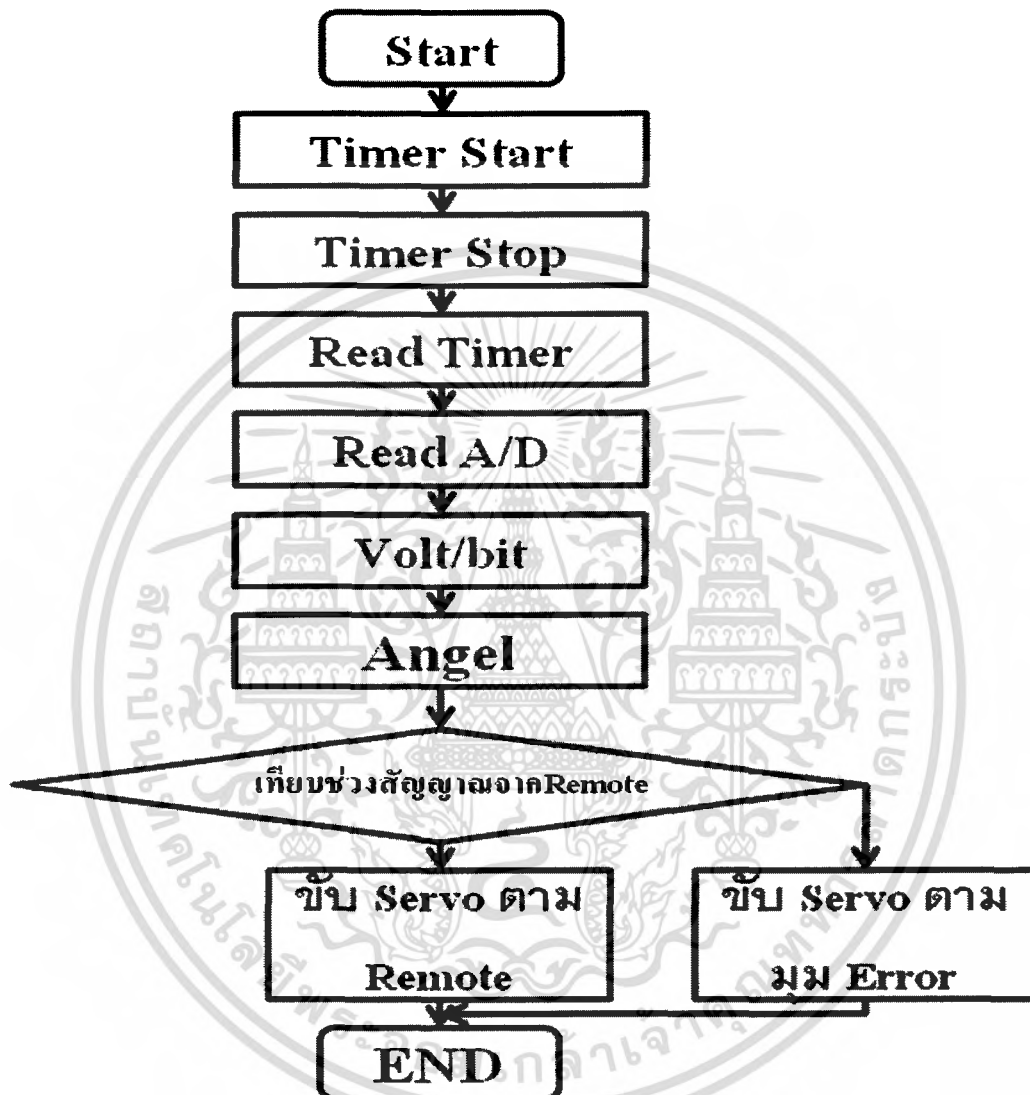


ภาพที่ 4.1 Flow chat แสดงการทำงานของไมโครคอนโทรลเลอร์ที่ 1

จากแผนภาพการทำงานของไมโครคอนโทรลเลอร์ตัวที่ 1 จะเริ่มด้วย การจับสัญญาณจากเซนเซอร์ในเครื่องบิน จากนั้นนำค่าที่ได้มาจากเซนเซอร์มาทำการแปลงจากสัญญาณ Analog ให้เป็น Digital แล้วแปลงค่าเป็นมุมโดยการเทียบสเกลให้อยู่ในช่วง 0 - 360 องศา ส่งไปแสดงผลไปยังภาคพื้นดิน โดยผ่านวงจรรับส่งข้อมูลโดยโมดูล Zigbee ซึ่งผลที่แสดงออกมา จะเป็นรูปภาพลักษณะเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การเขียนของเครื่องบินที่เขียนโดยโปรแกรม Visual Basic โดยสามารถดูขั้นตอนนี้ได้จากโปรแกรมในภาคผนวก ก

4.1.2 การทำงานของไมโครคอนโทรลเลอร์ตัวที่ 2



ภาพที่ 4.2 Flow chat การทำงานของไมโครคอนโทรลเลอร์ตัวที่ 2

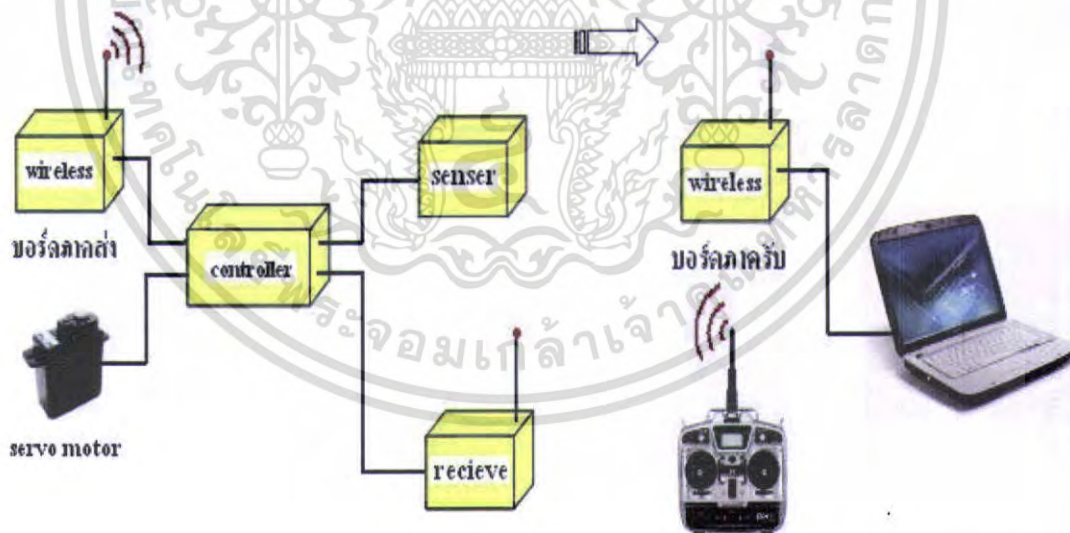
จากแผนภาพการทำงานของไมโครคอนโทรลเลอร์ตัวที่ 2 จะเริ่มด้วยการจับสัญญาณจากเซนเซอร์ในเครื่องบินจากนั้นจับช่วงคาบเวลาขอขาขึ้น-ลงเพื่อหามุมที่เปลี่ยนไป ณ ช่วงเวลานั้น ๆ แล้วจึงทำการเทียบหาสเกลเพื่อให้ได้ Pulse Width ที่อยู่ในช่วง 1.22-1.78 ms ซึ่งจะทำให้เซอร์โวมอเตอร์หมุนอยู่ในช่วง ± 30 องศา จากนั้นจึงทำการเทียบคาบเวลาจาก Receiver หาก Receiver มีค่า 1.5 ms โปรแกรมจะนำมุมที่เปลี่ยนแปลงไปขับเซอร์โวมอเตอร์ แต่หากค่าที่ได้จาก Receiver

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

มากกว่าหรือน้อยกว่า 1.5 ms ระบบก็จะตัดไปใช้การควบคุมด้วยรีโมตคอนโทรล สุดท้ายนี้ค่าของระบบที่เปลี่ยนแปลงไปมากหรือน้อยก็จะทำให้เกิดการปรับค่าของ PWM เพื่อจะไปขับทิศทางของเซอร์โวมอเตอร์ให้มันผลตอบสนองเท่ากับระบบที่เปลี่ยนไปนั่นเอง

4.2 หลักการทำงานของทั้งระบบ

การทำงานได้ใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์ 2 ตัว ส่วนการทำงานของระบบออกเป็น 2 ส่วน โดยส่วนแรกไมโครคอนโทรลเลอร์ตัวที่ 1 เป็นส่วนที่รับสัญญาณมาจากเซนเซอร์เมื่อมีการเอียงเกิดขึ้นของตัวเครื่องบินซึ่งเป็นสัญญาณแบบอนาล็อก แล้วนำมาแปลงเป็นสัญญาณดิจิตอลแล้วนำสัญญาณที่ได้มาแปลงให้เป็นมุม โดยมีย่าน 0-360 องศา ซึ่งจะทำการปรับเกนให้มุมที่ได้เท่ากับการเอียงจริงของเครื่องบิน จากนั้นส่งค่าที่ได้ออกไปแสดงผลที่จอคอมพิวเตอร์เซนเซอร์ก็จะส่งค่าไปที่ไมโครคอนโทรลเลอร์ตัวที่ 2 แล้วนำมุมที่ได้จากการเอียงของเครื่องบินมาเทียบกับ Zero ซึ่งส่งสัญญาณมาจากรีโมตผ่านทางตัวรับ (Receive) จะทำให้ได้มุม Error ออกมาแล้วทำการแปลงสัญญาณเป็นสัญญาณ PWM เพื่อมาควบคุมการหมุนของเซอร์โวมอเตอร์เพื่อไปควบคุม Aileron ซึ่งจะให้เครื่องบินกลับเข้าสู่สภาวะ 0 องศาหรืออยู่ในเสถียรภาพ ในขณะเดียวกันหากมีการควบคุมเครื่องบินผ่านรีโมต ระบบก็จะตัดการทำงานไปอยู่ในโหมด Manual โดยอัตโนมัติ



ภาพที่ 4.3 แสดงการทำงานโดยรวม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.3 การแสดงผลด้วย Visual Basic

โปรแกรม Visual Basic จะรับค่าที่ไม่โครคอนโทรลเลอร์ตัวที่ 1 ส่งมาและนำไปแสดงผลมีขั้นตอนคือ ออกแบบหน้าจอโปรแกรม โดยการใช้คอนโทรลที่มีอยู่ใน Toolbox มาสร้างฟอร์ม กำหนดคุณสมบัติให้กับฟอร์มและคอนโทรลเขียนคำสั่ง เพื่อให้โปรแกรมทำงานและเนื่องจากส่วนแสดงผลต้องการข้อมูลที่แสดง 16 บิต แต่ การส่งจะส่งได้แค่ครั้งละ 8 บิตจึงต้องแบ่งข้อมูลในการส่งเป็น 2 ครั้ง โดยส่วนแสดงผลจะเรียกหาข้อมูลชุดที่ 1 ไปก่อนและจะเรียกข้อมูลชุดที่ 2 สลับกันไปเรื่อย ๆ แล้วนำข้อมูลที่ได้ออกมาแสดงดังภาพที่ 4.4 โดยรูปเครื่องบินจะเรียงตามเครื่องบินที่บินจริง รวมทั้งแสดงมุมที่เครื่องบินกำลังเอียงอยู่



ภาพที่ 4.4 ฟอร์มหน้าจอแสดงผล

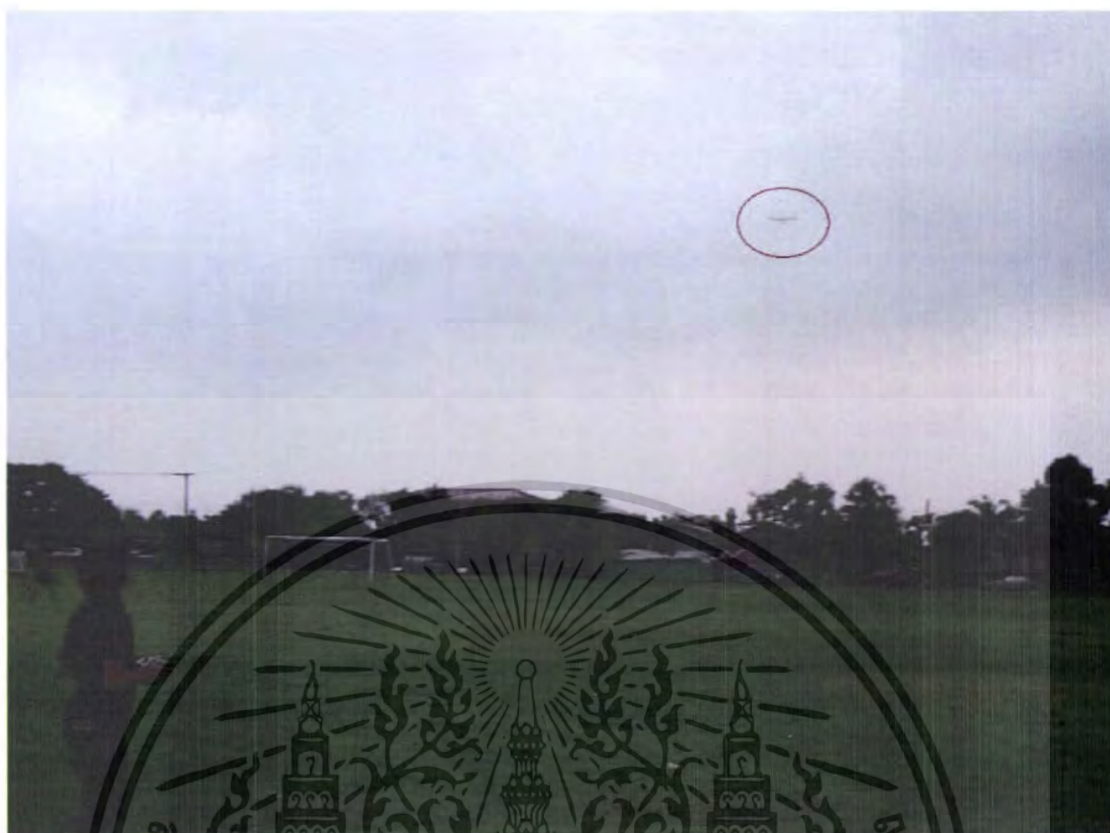
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 5

การทดลอง

5.1 การทดสอบการบินของเครื่องบินที่ออกแบบ

ทำการทดลองบิน โดยมีผู้ช่วยคอยบังคับการเดี่ยว และขึ้นลงของเครื่องบินซึ่งก่อนทำการบินต้องเชื่อมต่อระบบรับส่งข้อมูลและทำการปรับจูนหา Zero ให้เรียบร้อยเสียก่อนจึงจะทำการขึ้นบินได้ซึ่งเมื่อเครื่องบิน ขึ้นบินในระยะเวลาที่ต้องการแล้วผู้ควบคุมการบินจึงทำการปล่อยให้ระบบรักษาเสถียรภาพทำงาน เมื่อมีแรงภายนอกมากระทำทำให้เครื่องบินเกิดการเอียงเครื่องบินจะทำการปรับ ailerons เพื่อควบคุมให้ปีกเครื่องบินเอียงกลับมายังจุดสมดุลย์ โดยในการออกแบบนั้นจะกำหนดมุมการเอียงของเครื่องบินไว้ไม่เกิน 90 องศา เนื่องจากจะเป็นการป้องกันการพลิกคว่ำของเครื่องบินเนื่องด้วยเครื่องบินที่ทำการทดสอบมีขนาดเล็กมาก ซึ่งเมื่อมีแรงภายนอกมากระทำสูงจะทำให้เครื่องบินเสียสมดุลได้โดยง่าย ซึ่งจำเป็นที่ผู้ควบคุมต้องคอยดูลักษณะการบินของเครื่องบินอยู่ตลอดเพื่อช่วยในการควบคุมเครื่องบินอีกทาง หากระบบรักษาเสถียรภาพทำงานไม่ทัน



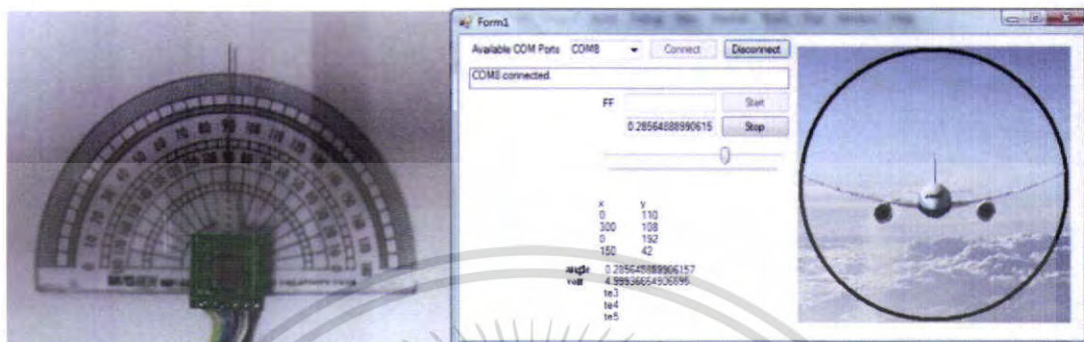
ภาพที่ 5.1 การทดสอบการบิน

จากการทดลองแสดงให้เห็นว่าระบบรักษาเสถียรภาพอากาศยาน จะช่วยควบคุมเครื่องบินให้มีเสถียรภาพมากขึ้น ซึ่งจะช่วยให้ผู้ฝึกบินสามารถควบคุมเครื่องบินได้ง่ายขึ้นและลดความเสี่ยงต่อการพลัดคว่าของเครื่องบิน โดยปกติแล้วหากเครื่องบินไม่มีระบบรักษาเสถียรภาพหากมีแรงภายนอกมากระทำต่อเครื่องบินเพียงนิดเดียว ผู้ควบคุมการบินจะรู้สึกถึงแรงนั้นเครื่องบินจะเอียงไปเรื่อย ๆ จนเครื่องบินเสียสมดุลไปมาก ผู้ควบคุมการบินก็จะควบคุมการบินได้ยากขึ้นระบบรักษาเสถียรภาพนี้จะเป็นตัวแก้ไขปัญหาดังแต่ต้นเหตุ ซึ่งหากมีแรงกระทำเล็กน้อยระบบก็จะตรวจสอบได้และทำการปรับเครื่องบินให้กลับสู่เสถียรภาพโดยเร็ว

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

5.2 การทดสอบการทำงานของโปรแกรม

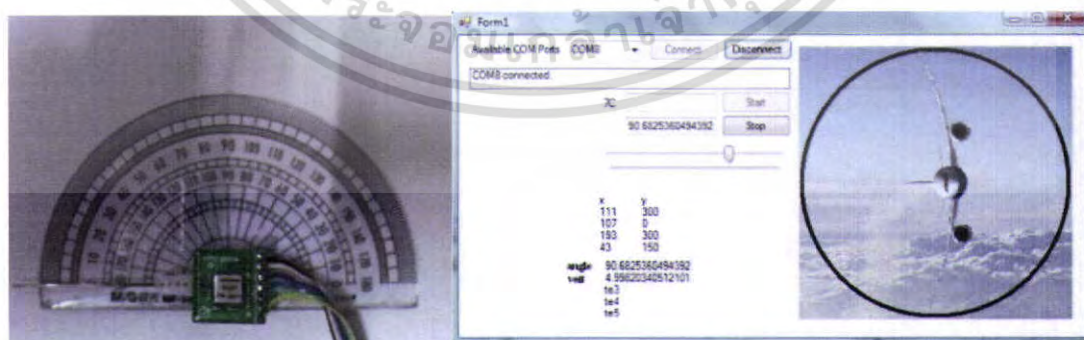
ทำการทดลองโดยการหมุน Gyroscope ไปตามมุมต่าง ๆ และสังเกตการตอบสนองของภาพจากมอนิเตอร์



ภาพที่ 5.2 การทดสอบขณะที่ไม่มีการเคลื่อนที่ของ Gyro



ภาพที่ 5.3 แสดงการทดสอบเมื่อทำการหมุน Gyro ไปทางซ้ายที่ 45 องศา

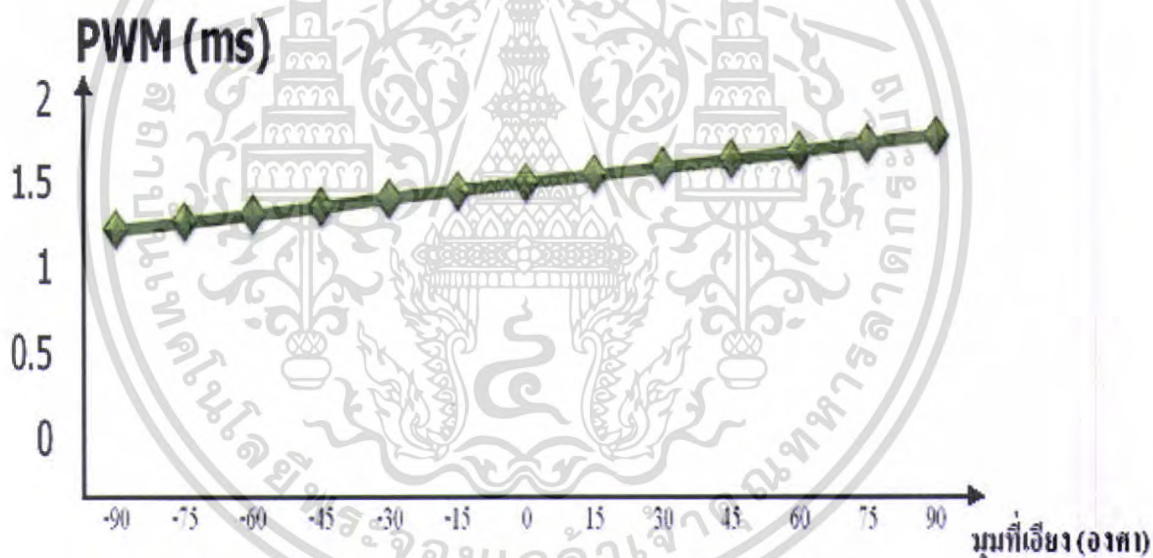


ภาพที่ 5.4 แสดงการทดสอบเมื่อทำการหมุน Gyro ไปทางซ้ายที่ 90 องศา

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

5.3 การตอบสนองของระบบรักษาเสถียรภาพทางอากาศยาน

การทดลองหาผลตอบสนองของ Gyroscope โดยทำการหมุน Gyro ไปตามมุมต่าง ๆ แล้วทำการอ่านค่า PWM และองศาที่เปลี่ยนไปจากจุดสมดุลของเครื่องบิน ผ่านจอมอนิเตอร์ของคอมพิวเตอร์ที่ได้รับข้อมูลมาจากไมโครคอนโทรลเลอร์ผ่านระบบรับส่งข้อมูลผ่าน wireless โดยจะเห็นว่าระบบจะทำการควบคุมการทำงานของเครื่องบิน โดยการปรับค่าของ PWM ให้มีค่ามากขึ้นเมื่อค่า PWM มีค่าสูงมุมที่เปลี่ยนไปของเซอร์โวมอเตอร์ก็จะมีมุมที่เยอะขึ้นไปด้วย โดยปัจจัยที่ทำให้ค่า PWM มากขึ้นนั้นเกิดจากการที่เครื่องบินเกิดการเอียงจากจุดสมดุล เมื่อองศาที่เปลี่ยนไปมีมาก PWM จะมีค่ามากขึ้นไปด้วย สรุปได้ว่าค่า PWM จะแปรผันไปตามค่าองศาที่เปลี่ยนไปจากจุดสมดุล จากการทดลองทำการบันทึกผลของค่า PWM ได้องศาที่เปลี่ยนแปลงไปจากจุดสมดุลของเครื่องบินที่อ่านค่าได้จากจอมอนิเตอร์คอมพิวเตอร์ตั้งแต่มุมที่เปลี่ยนไป -90 องศา ถึง 90 องศา จากนั้นนำค่าที่ได้จากการบันทึกค่ามาพล็อตกราฟโดยกราฟที่ได้จากการทดลองจะมีลักษณะดังภาพที่ 5.5



ภาพที่ 5.5 กราฟแสดงความสัมพันธ์ระหว่างมุมกับ PWM

จากกราฟแสดงความสัมพันธ์ ระหว่างมุมที่เปลี่ยนไปจากสมดุลของเครื่องบินกับค่า PWM และ Volt ที่ส่งให้กับเซอร์โวมอเตอร์เพื่อควบคุมให้ระบบกลับสู่สมดุลอีกครั้ง เมื่อเครื่องบินถูกแรงภายนอกมากระทำให้มีการเอียงเกิดมุมที่เปลี่ยนไปจากจุดสมดุล จะทำให้ค่า PWM ที่ต้องป้อนให้เซอร์โวมอเตอร์ มีค่ามากขึ้นตามมุมที่เปลี่ยนไปด้วย โดยที่มุมตั้งแต่ -90 ถึง 90 องศา ระบบจะมีเสถียรภาพค่อนข้างดี โดยสังเกตได้จากกราฟที่ผลการตอบสนองของเครื่องบินมีความเป็นเชิงเส้นค่อนข้างสูง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 6

สรุปผลและวิจารณ์

6.1 สรุปผลการทดลอง

จากการทดลองจะเห็นได้ว่าเมื่อมีการเอียงของเครื่องบิน ailerons จะทำการปรับให้เอียงเพื่อช่วยให้เครื่องบินเอียงกลับสู่เสถียรภาพ ซึ่งลักษณะการปรับมุมในการเอียงของ ailerons จะมีค่าแปรผันตามมุมการเอียงของเครื่องบิน นั้นหมายความว่า หากเครื่องบินเอียงทำมุมมาก ailerons ก็จะทำมุมมากเช่นกันเพื่อเพิ่มความเร็วในการกลับเข้าสู่เสถียรภาพของเครื่องบิน

6.2 ปัญหา

1. เนื่องจากเครื่องบินต้องการควบคุม โดยการส่งสัญญาณ FM ซึ่งบางช่วงเวลาอาจมีสัญญาณจากภายนอกมารบกวน จึงส่งผลต่อการควบคุมเครื่องบินรวมทั้งการรับส่งสัญญาณมาแสดงผลก็อาจจะผิดพลาดได้เนื่องจากความถี่มีความใกล้เคียงกันเข้ามาแทรกขณะส่งสัญญาณ
2. เมื่อมีการเปิดการใช้งานแต่ละครั้ง เซนเซอร์จะมีค่าผิดพลาดที่ไม่แน่นอนจึงส่งผลให้ไม่สามารถหาค่าที่แน่นอนมาชดเชยได้ จึงส่งผลให้มีการบวกค่าผิดพลาดอยู่ตลอดเวลาของเครื่องบินอยู่ จึงส่งผลให้ ailerons เกิดการเอียงอยู่เรื่อย ๆ

6.3 ข้อเสนอแนะ

1. ควรเลือกสัญญาณความถี่ที่มีการใช้งานน้อย และเลือกสถานที่ใช้บินให้เหมาะสมโดยเป็นที่โล่งกว้าง ไม่มีตึกสูงอยู่บริเวณใกล้เคียงในขณะที่ทำการบิน
2. ควรมีเซนเซอร์เพิ่มอีกตัว เพื่อช่วยในการตรวจจับการเคลื่อนไหวของเครื่องบินซึ่งหากเครื่องบินไม่เคลื่อนไหวระบบจะไม่ทำงาน ซึ่งจะช่วยให้ไม่มีการบวกค่าผิดพลาดมาเรื่อย ๆ ของเซนเซอร์ตรวจวัดความเอียงส่งผลให้ค่าที่ออกมาแสดงผลมีความแม่นยำสูง

บรรณานุกรม

1. คอนสตัน ปงผาบ , การเขียนโปรแกรมภาษาซีในงานควบคุม , สำนักพิมพ์ ส.ส.ท สมาคมส่งเสริมเทคโนโลยี (ไทย-ญี่ปุ่น)
2. นคร ภักดีชาติ, ชัยวัฒน์ ลีมพรจิ0E15รวีไล “dsPIC microcontroller: Basic experiment in Programming with MPLAB C30” Innovative Experiment Co.,Ltd.
3. www.analog.com/library/analogDialogue/archives/37-03/gyro.html
4. อภิชาติ ภู่อุปถัมภ์ , เริ่มต้นเขียนโปรแกรมติดต่อกับคอมพิวเตอร์ด้วย Visual Basic
5. จักรกริช พฤษการ , การสื่อสารข้อมูลและเครือข่ายคอมพิวเตอร์
6. www.maxstream.net



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาคผนวก ก

1. โปรแกรมไมโครคอนโทรลเลอร์ dsPIC ตัวที่ 1
2. โปรแกรมไมโครคอนโทรลเลอร์ dsPIC ตัวที่ 2
3. โปรแกรม Visual Basic

ภาคผนวก ข

โครงสร้างเครื่องบินเล็ก



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาคผนวก ค

ข้อมูลของไอซีที่ใช้ในปริิญาานิพนธ์

1. dsPIC30F2010 (ไมโครคอนโทรลเลอร์)
2. RF Modules Xbee Pro
3. Gyro ADXRS150
4. IC LM1117T3.3
5. IC MAX3232(SMD)
6. IC SN74HC04N
7. IC LMC7660IN
8. IC 74AC04PC



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



dsPIC30F2010

28-Pin dsPIC30F2010 Enhanced Flash 16-Bit Digital Signal Controller

Note: This data sheet summarizes features of this group of dsPIC30F devices and is not intended to be a complete reference source. For more information on the CPU, peripherals, register descriptions and general device functionality, refer to the "dsPIC30F Family Reference Manual" (DS70046). For more information on the device instruction set and programming, refer to the "dsPIC30F/33F Programmer's Reference Manual" (DS70157).

High-Performance Modified RISC CPU:

- Modified Harvard architecture
- C compiler optimized instruction set architecture
- 83 base instructions with flexible addressing modes
- 24-bit wide instructions, 16-bit wide data path
- 12 Kbytes on-chip Flash program space
- 512 bytes on-chip data RAM
- 1 Kbyte nonvolatile data EEPROM
- 16 x 16-bit working register array
- Up to 30 MIPS operation:
 - DC to 40 MHz external clock input
 - 4 MHz-10 MHz oscillator input with PLL active (4x, 8x, 16x)
- 27 interrupt sources
- Three external interrupt sources
- 8 user-selectable priority levels for each interrupt
- 4 processor exceptions and software traps

DSP Engine Features:

- Modulo and Bit-Reversed modes
- Two 40-bit wide accumulators with optional saturation logic
- 17-bit x 17-bit single-cycle hardware fractional/integer multiplier
- Single-cycle Multiply-Accumulate (MAC) operation
- 40-stage Barrel Shifter
- Dual data fetch

Peripheral Features:

- High current sink/source I/O pins: 25 mA/25 mA
- Three 16-bit timers/counters; optionally pair up 16-bit timers into 32-bit timer modules
- Four 16-bit capture input functions
- Two 16-bit compare/PWM output functions
 - Dual Compare mode available
- 3-wire SPI modules (supports 4 Frame modes)
- I²C™ module supports Multi-Master/Slave mode and 7-bit/10-bit addressing
- Addressable UART modules with FIFO buffers

Motor Control PWM Module Features:

- 6 PWM output channels
 - Complementary or Independent Output modes
 - Edge and Center-Aligned modes
- 4 duty cycle generators
- Dedicated time base with 4 modes
- Programmable output polarity
- Dead-time control for Complementary mode
- Manual output control
- Trigger for synchronized A/D conversions

Quadrature Encoder Interface Module Features:

- Phase A, Phase B and Index Pulse input
- 16-bit up/down position counter
- Count direction status
- Position Measurement (x2 and x4) mode
- Programmable digital noise filters on inputs
- Alternate 16-bit Timer/Counter mode
- Interrupt on position counter rollover/underflow

Analog Features:

- 10-bit Analog-to-Digital Converter (ADC) with:
 - 1 Msps (for 10-bit A/D) conversion rate
 - Six input channels
 - Conversion available during Sleep and Idle
- Programmable Brown-out Reset

Pin Diagrams

28-Pin SDIP and SOIC

MCLR	1	28	AV _{DD}
EMUD3/AN0/VREF+/CN2/RB0	2	27	AV _{SS}
EMUC3/AN1/VREF-/CN3/RB1	3	26	PWM1L/RE0
AN2/SS1/LVDIN/CN4/RB2	4	25	PWM1H/RE1
AN3/INDX/CN5/RB3	5	24	PWM2L/RE2
AN4/QEA/IC7/CN6/RB4	6	23	PWM2H/RE3
AN5/QEB/IC8/CN7/RB5	7	22	PWM3L/RE4
V _{SS}	8	21	PWM3H/RE5
OSC1/CLKI	9	20	V _{DD}
OSC2/CLKO/RC15	10	19	V _{SS}
EMUD1/SOSCI/T2CK/U1ATX/CN1/RC13	11	18	PGC/EMUC/U1RX/SDI1/SDA/RF2
EMUC1/SOSCO/T1CK/U1ARX/CN0/RC14	12	17	PGD/EMUD/U1TX/SDO1/SCL/RF3
V _{DD}	13	16	FLTA/INT0/SCK1/OCFA/RE8
EMUD2/OC2/IC2/INT2/RD1	14	15	EMUC2/OC1/IC1/INT1/RD0

28-Pin QFN

EMUC3/AN1/VREF-/CN3/RB1	28	EMUC2/OC1/IC1/INT1/RD0	15
EMUD3/AN0/VREF+/CN2/RB0	27	FLTA/INT0/SCK1/OCFA/RE8	16
MCLR	26	PGD/EMUD/U1TX/SDO1/SCL/RF3	17
AV _{DD}	25	V _{DD}	18
AV _{SS}	24	V _{SS}	19
PWM1L/RE0	23	PGC/EMUC/U1RX/SDI1/SDA/RF2	20
PWM1H/RE1	22		21
AN2/SS1/LVDIN/CN4/RB2	1	PWM2L/RE2	22
AN3/INDX/CN5/RB3	2	PWM2H/RE3	23
AN4/QEA/IC7/CN6/RB4	3	PWM3L/RE4	24
AN5/QEB/IC8/CN7/RB5	4	PWM3H/RE5	25
V _{SS}	5		26
OSC1/CLKI	6		27
OSC2/CLKO/RC15	7		28
EMUD1/SOSCI/T2CK/U1ATX/CN1/RC13	8		
EMUC1/SOSCO/T1CK/U1ARX/CN0/RC14	9		
V _{DD}	10		
EMUD2/OC2/IC2/INT2/RD1	11		
EMUC2/OC1/IC1/INT1/RD0	12		
FLTA/INT0/SCK1/OCFA/RE8	13		
PGD/EMUD/U1TX/SDO1/SCL/RF3	14		

dsPIC30F2010

FIGURE 1-1: dsPIC30F2010 BLOCK DIAGRAM

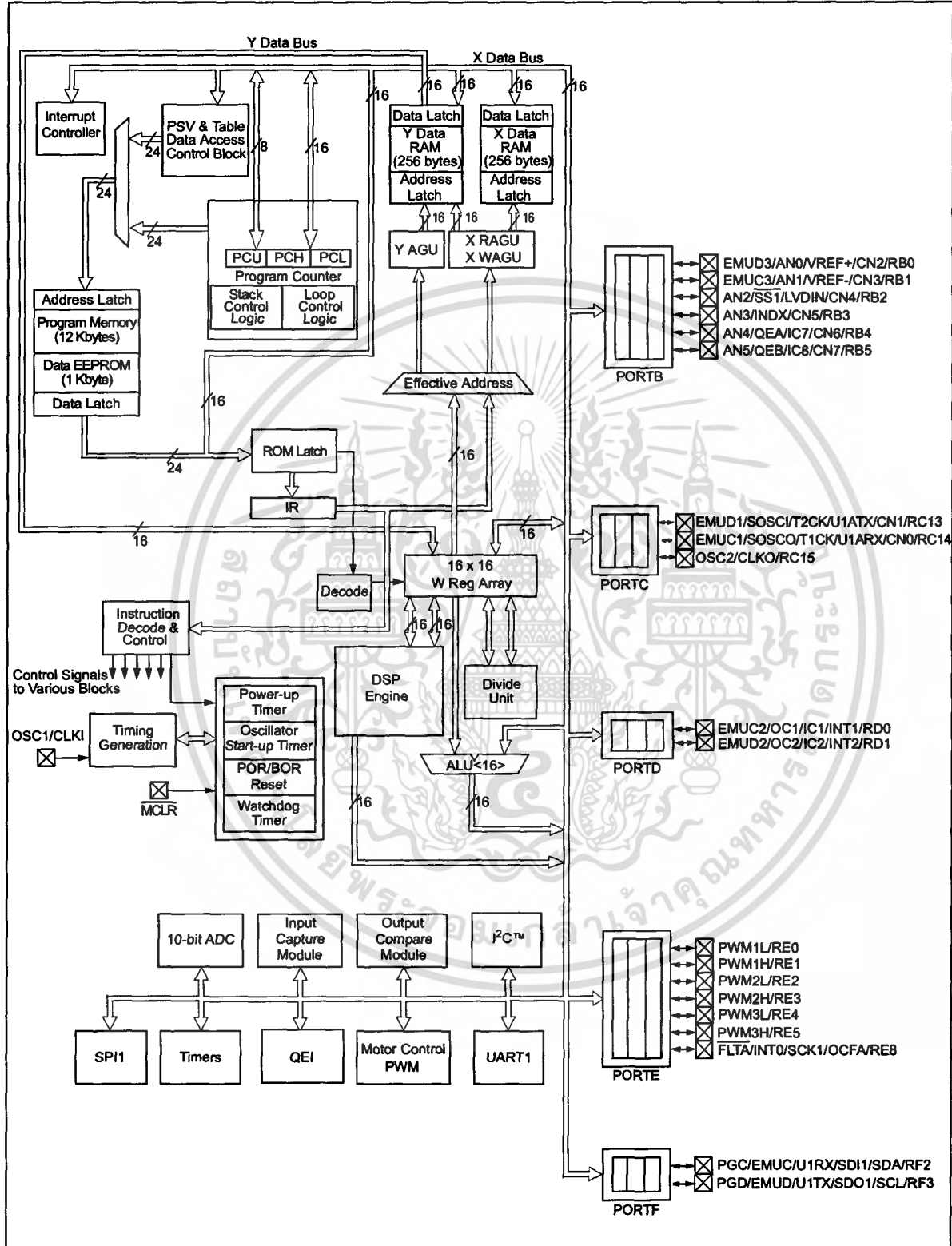


Table 1-1 provides a brief description of device I/O pinouts and the functions that may be multiplexed to a port pin. Multiple functions may exist on one port pin. When multiplexing occurs, the peripheral module's functional requirements may force an override of the data direction of the port pin.

TABLE 1-1: PINOUT I/O DESCRIPTIONS

Pin Name	Pin Type	Buffer Type	Description
AN0-AN5	I	Analog	Analog input channels.
AVDD	P	P	Positive supply for analog module.
AVSS	P	P	Ground reference for analog module.
CLKI	I	ST/CMOS	External clock source input. Always associated with OSC1 pin function.
CLKO	O	—	Oscillator crystal output. Connects to crystal or resonator in Crystal Oscillator mode. Optionally functions as CLKO in RC and EC modes. Always associated with OSC2 pin function.
CN0-CN7	I	ST	Input change notification inputs. Can be software programmed for internal weak pull-ups on all inputs.
EMUD	I/O	ST	ICD Primary Communication Channel data input/output pin.
EMUC	I/O	ST	ICD Primary Communication Channel clock input/output pin.
EMUD1	I/O	ST	ICD Secondary Communication Channel data input/output pin.
EMUC1	I/O	ST	ICD Secondary Communication Channel clock input/output pin.
EMUD2	I/O	ST	ICD Tertiary Communication Channel data input/output pin.
EMUC2	I/O	ST	ICD Tertiary Communication Channel clock input/output pin.
EMUD3	I/O	ST	ICD Quaternary Communication Channel data input/output pin.
EMUC3	I/O	ST	ICD Quaternary Communication Channel clock input/output pin.
IC1, IC2, IC7, IC8	I	ST	Capture inputs. The dsPIC30F2010 has 4 capture inputs. The inputs are numbered for consistency with the inputs on larger device variants.
INDX	I	ST	Quadrature Encoder Index Pulse input.
QEA	I	ST	Quadrature Encoder Phase A input in QE1 mode.
QEB	I	ST	Quadrature Encoder Phase A input in QE1 mode.
INT0	I	ST	External interrupt 0
INT1	I	ST	External interrupt 1
INT2	I	ST	External interrupt 2
FLTA	I	ST	PWM Fault A input
PWM1L	O	—	PWM 1 Low output
PWM1H	O	—	PWM 1 High output
PWM2L	O	—	PWM 2 Low output
PWM2H	O	—	PWM 2 High output
PWM3L	O	—	PWM 3 Low output
PWM3H	O	—	PWM 3 High output
MCLR	I/P	ST	Master Clear (Reset) input or programming voltage input. This pin is an active-low Reset to the device.
OCFA	I	ST	Compare Fault A input (for Compare channels 1, 2, 3 and 4).
OC1-OC2	O	—	Compare outputs.
OSC1	I	ST/CMOS	Oscillator crystal input. ST buffer when configured in RC mode; CMOS otherwise.
OSC2	I/O	—	Oscillator crystal output. Connects to crystal or resonator in Crystal Oscillator mode. Optionally functions as CLKO in RC and EC modes.

Legend: CMOS = CMOS compatible input or output Analog = Analog input
 ST = Schmitt Trigger input with CMOS levels O = Output
 I = Input P = Power

dsPIC30F2010

TABLE 1-1: PINOUT I/O DESCRIPTIONS (CONTINUED)

Pin Name	Pin Type	Buffer Type	Description
PGD	I/O	ST	In-Circuit Serial Programming™ data input/output pin.
PGC	I	ST	In-Circuit Serial Programming clock input pin.
RB0-RB5	I/O	ST	PORTB is a bidirectional I/O port.
RC13-RC14	I/O	ST	PORTC is a bidirectional I/O port.
RD0-RD1	I/O	ST	PORTD is a bidirectional I/O port.
RE0-RE5, RE8	I/O	ST	PORTE is a bidirectional I/O port.
RF2, RF3	I/O	ST	PORTF is a bidirectional I/O port.
SCK1	I/O	ST	Synchronous serial clock input/output for SPI #1.
SDI1	I	ST	SPI #1 Data In.
SDO1	O	—	SPI #1 Data Out.
SS1	I	ST	SPI #1 Slave Synchronization.
SCL	I/O	ST	Synchronous serial clock input/output for I ² C™.
SDA	I/O	ST	Synchronous serial data input/output for I ² C.
SOSCO	O	—	32 kHz low-power oscillator crystal output.
SOSCI	I	ST/CMOS	32 kHz low-power oscillator crystal input. ST buffer when configured in RC mode; CMOS otherwise.
T1CK	I	ST	Timer1 external clock input.
T2CK	I	ST	Timer2 external clock input.
U1RX	I	ST	UART1 Receive.
U1TX	O	—	UART1 Transmit.
U1ARX	I	ST	UART1 Alternate Receive.
U1ATX	O	—	UART1 Alternate Transmit.
VDD	P	—	Positive supply for logic and I/O pins.
VSS	P	—	Ground reference for logic and I/O pins.
VREF+	I	Analog	Analog Voltage Reference (High) input.
VREF-	I	Analog	Analog Voltage Reference (Low) input.

Legend: CMOS = CMOS compatible input or output Analog = Analog input
 ST = Schmitt Trigger input with CMOS levels O = Output
 I = Input P = Power

1. XBee®/XBee-PRO OEM RF Modules

The XBee and XBee-PRO OEM RF Modules were engineered to meet IEEE 802.15.4 standards and support the unique needs of low-cost, low-power wireless sensor networks. The modules require minimal power and provide reliable delivery of data between devices.

The modules operate within the ISM 2.4 GHz frequency band and are pin-for-pin compatible with each other.



Key Features

Long Range Data Integrity

XBee

- Indoor/Urban: up to 100' (30 m)
- Outdoor line-of-sight: up to 300' (90 m)
- Transmit Power: 1 mW (0 dBm)
- Receiver Sensitivity: -92 dBm

XBee-PRO

- Indoor/Urban: up to 300' (90 m), 200' (60 m) for International variant
- Outdoor line-of-sight: up to 1 mile (1600 m), 2500' (750 m) for International variant
- Transmit Power: 63mW (18dBm), 10mW (10dBm) for International variant
- Receiver Sensitivity: -100 dBm

RF Data Rate: 250,000 bps

Advanced Networking & Security

- Retries and Acknowledgements
- DSSS (Direct Sequence Spread Spectrum)
- Each direct sequence channels has over 65,000 unique network addresses available
- Source/Destination Addressing
- Unicast & Broadcast Communications
- Point-to-point, point-to-multipoint and peer-to-peer topologies supported

Low Power

XBee

- TX Peak Current: 45 mA (@3.3 V)
- RX Current: 50 mA (@3.3 V)
- Power-down Current: < 10 µA

XBee-PRO

- TX Peak Current: 250mA (150mA for international variant)
- TX Peak Current (RPSMA module only): 340mA (180mA for international variant)
- RX Current: 55 mA (@3.3 V)
- Power-down Current: < 10 µA

ADC and I/O line support

- Analog-to-digital conversion, Digital I/O
- I/O Line Passing

Easy-to-Use

- No configuration necessary for out-of box RF communications
- Free X-CTU Software (Testing and configuration software)
- AT and API Command Modes for configuring module parameters
- Extensive command set
- Small form factor

Worldwide Acceptance

FCC Approval (USA) Refer to Appendix A [p63] for FCC Requirements. Systems that contain XBee®/XBee-PRO RF Modules inherit Digi Certifications.

ISM (Industrial, Scientific & Medical) **2.4 GHz frequency band**

Manufactured under **ISO 9001:2000** registered standards

XBee®/XBee-PRO RF Modules are optimized for use in the United States, Canada, Australia, Israel, Japan, and Europe. Contact Digi for complete list of government agency approvals.



Specifications

Table 1-01. Specifications of the XBee®/XBee-PRO OEM RF Modules

Specification	XBee	XBee-PRO
Performance		
Indoor/Urban Range	Up to 100 ft (30 m)	Up to 300 ft. (90 m), up to 200 ft (60 m) International variant
Outdoor RF line-of-sight Range	Up to 300 ft (90 m)	Up to 1 mile (1600 m), up to 2500 ft (750 m) international variant
Transmit Power Output (software selectable)	1mW (0 dBm)	63mW (18dBm)* 10mW (10 dBm) for International variant
RF Data Rate	250,000 bps	250,000 bps
Serial Interface Data Rate (software selectable)	1200 bps - 250 kbps (non-standard baud rates also supported)	1200 bps - 250 kbps (non-standard baud rates also supported)
Receiver Sensitivity	-92 dBm (1% packet error rate)	-100 dBm (1% packet error rate)
Power Requirements		
Supply Voltage	2.8 – 3.4 V	2.8 – 3.4 V
Transmit Current (typical)	45mA (@ 3.3 V)	250mA (@3.3 V) (150mA for international variant) RPSMA module only: 340mA (@3.3 V) (180mA for international variant)
Idle / Receive Current (typical)	50mA (@ 3.3 V)	55mA (@ 3.3 V)
Power-down Current	< 10 µA	< 10 µA
General		
Operating Frequency	ISM 2.4 GHz	ISM 2.4 GHz
Dimensions	0.960" x 1.087" (2.438cm x 2.761cm)	0.960" x 1.297" (2.438cm x 3.294cm)
Operating Temperature	-40 to 85° C (Industrial)	-40 to 85° C (Industrial)
Antenna Options	Integrated Whip, Chip or U.FL Connector, RPSMA Connector	Integrated Whip, Chip or U.FL Connector, RPSMA Connector
Networking & Security		
Supported Network Topologies	Point-to-point, Point-to-multipoint & Peer-to-peer	
Number of Channels (software selectable)	16 Direct Sequence Channels	12 Direct Sequence Channels
Addressing Options	PAN ID, Channel and Addresses	PAN ID, Channel and Addresses
Agency Approvals		
United States (FCC Part 15.247)	OUR-XBEE	OUR-XBEEPRO
Industry Canada (IC)	4214A XBEE	4214A XBEEPRO
Europe (CE)	ETSI	ETSI (Max. 10 dBm transmit power output)*
Japan	R201WW07215214	R201WW08215111* (Max. 10 dBm transmit power output)**
Australia	C-Tick	C-Tick

* When operating in Europe, XBee-PRO 802.15.4 modules must operate at or below a transmit power output level of 10dBm. Customers have two choices for transmitting at or below 10dBm:

- Order the standard XBee-PRO module and change the PL command to "0" (10dBm),
 - Order the International variant of the XBee-PRO module, which has a maximum transmit output power of 10dBm (@ PL=4).
- Additionally, European regulations stipulate an EIRP power maximum of 12.86 dBm (19 mW) for the XBee-PRO and 12.11 dBm for the XBee when integrating antennas.

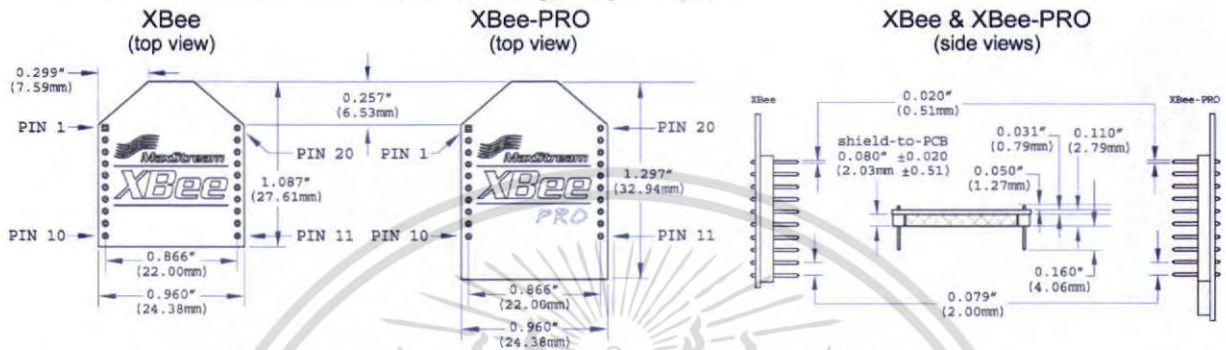
** When operating in Japan, only the International variant of the XBee-PRO 802.15.4 module is approved for use.

Antenna Options: The ranges specified are typical when using the integrated Whip (1.5 dBi) and Dipole (2.1 dBi) antennas. The Chip antenna option provides advantages in its form factor; however, it typically yields shorter range than the

Whip and Dipole antenna options when transmitting outdoors. For more information, refer to the "XBee Antennas" Knowledgebase Article located on Digi's Support Web site

Mechanical Drawings

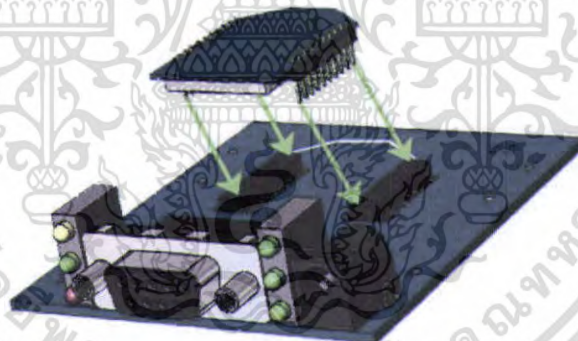
Figure 1-01. Mechanical drawings of the XBee®/XBee-PRO OEM RF Modules (antenna options not shown)
The XBee and XBee-PRO RF Modules are pin-for-pin compatible.



Mounting Considerations

The XBee®/XBee-PRO RF Module was designed to mount into a receptacle (socket) and therefore does not require any soldering when mounting it to a board. The XBee Development Kits contain RS-232 and USB interface boards which use two 20-pin receptacles to receive modules.

Figure 1-02. XBee Module Mounting to an RS-232 Interface Board.



The receptacles used on Digi development boards are manufactured by Century Interconnect. Several other manufacturers provide comparable mounting solutions; however, Digi currently uses the following receptacles:

- Through-hole single-row receptacles - Samtec P/N: MMS-110-01-L-SV (or equivalent)
- Surface-mount double-row receptacles - Century Interconnect P/N: CPRMSL20-D-0-1 (or equivalent)
- Surface-mount single-row receptacles - Samtec P/N: SMM-110-02-SM-S

Digi also recommends printing an outline of the module on the board to indicate the orientation the module should be mounted.

Pin Signals

Figure 1-03. XBee®/XBee-PRO RF Module Pin Numbers

(top sides shown - shields on bottom)

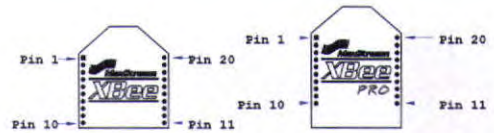


Table 1-02. Pin Assignments for the XBee and XBee-PRO Modules
(Low-asserted signals are distinguished with a horizontal line above signal name.)

Pin #	Name	Direction	Description
1	VCC	-	Power supply
2	DOUT	Output	UART Data Out
3	DIN / <u>CONFIG</u>	Input	UART Data In
4	DO8*	Output	Digital Output 8
5	<u>RESET</u>	Input	Module Reset (reset pulse must be at least 200 ns)
6	PWM0 / RSSI	Output	PWM Output 0 / RX Signal Strength Indicator
7	PWM1	Output	PWM Output 1
8	[reserved]		Do not connect
9	DTR / SLEEP_RQ / DI8	Input	Pin Sleep Control Line or Digital Input 8
10	GND	-	Ground
11	AD4 / DIO4	Either	Analog Input 4 or Digital I/O 4
12	CTS / DIO7	Either	Clear-to-Send Flow Control or Digital I/O 7
13	ON / SLEEP	Output	Module Status Indicator
14	VREF	Input	Voltage Reference for A/D Inputs
15	Associate / AD5 / DIO5	Either	Associated Indicator, Analog Input 5 or Digital I/O 5
16	RTS / AD6 / DIO6	Either	Request-to-Send Flow Control, Analog Input 6 or Digital I/O 6
17	AD3 / DIO3	Either	Analog Input 3 or Digital I/O 3
18	AD2 / DIO2	Either	Analog Input 2 or Digital I/O 2
19	AD1 / DIO1	Either	Analog Input 1 or Digital I/O 1
20	AD0 / DIO0	Either	Analog Input 0 or Digital I/O 0

* Function is not supported at the time of this release

Design Notes:

- Minimum connections: VCC, GND, DOUT & DIN
- Minimum connections for updating firmware: VCC, GND, DIN, DOUT, RTS & DTR
- Signal Direction is specified with respect to the module
- Module includes a 50k Ω pull-up resistor attached to RESET
- Several of the input pull-ups can be configured using the PR command
- Unused pins should be left disconnected

Electrical Characteristics

Table 1-03. DC Characteristics (VCC = 2.8 - 3.4 VDC)

Symbol	Characteristic	Condition	Min	Typical	Max	Unit
V _{IL}	Input Low Voltage	All Digital Inputs	-	-	0.35 * VCC	V
V _{IH}	Input High Voltage	All Digital Inputs	0.7 * VCC	-	-	V
V _{OL}	Output Low Voltage	I _{OL} = 2 mA, VCC >= 2.7 V	-	-	0.5	V
V _{OH}	Output High Voltage	I _{OH} = -2 mA, VCC >= 2.7 V	VCC - 0.5	-	-	V
I _{IN}	Input Leakage Current	V _{IN} = VCC or GND, all inputs, per pin	-	0.025	1	µA
I _{OZ}	High Impedance Leakage Current	V _{IN} = VCC or GND, all I/O High-Z, per pin	-	0.025	1	µA
TX	Transmit Current	VCC = 3.3 V	-	45 (XBee) 215, 140 (PRO, Int)	-	mA
RX	Receive Current	VCC = 3.3 V	-	50 (XBee) 55 (PRO)	-	mA
PWR-DWN	Power-down Current	SM parameter = 1	-	< 10	-	µA

Table 1-04. ADC Characteristics (Operating)

Symbol	Characteristic	Condition	Min	Typical	Max	Unit
V _{REFH}	VREF - Analog-to-Digital converter reference range		2.08	-	V _{DDAD}	V
I _{REF}	VREF - Reference Supply Current	Enabled Disabled or Sleep Mode	- -	200 < 0.01	- 0.02	µA µA
V _{INDC}	Analog Input Voltage ¹		V _{SSAD} - 0.3	-	V _{DDAD} + 0.3	V

1. Maximum electrical operating range, not valid conversion range.

Table 1-05. ADC Timing/Performance Characteristics¹

Symbol	Characteristic	Condition	Min	Typical	Max	Unit
R _{AS}	Source Impedance at Input ²		-	-	10	kΩ
V _{AIN}	Analog Input Voltage ³		V _{REFL}	-	V _{REFH}	V
RES	Ideal Resolution (1 LSB) ⁴	2.08V ≤ V _{DDAD} ≤ 3.6V	2.031	-	3.516	mV
DNL	Differential Non-linearity ⁵		-	±0.5	±1.0	LSB
INL	Integral Non-linearity ⁶		-	±0.5	±1.0	LSB
E _{ZS}	Zero-scale Error ⁷		-	±0.4	±1.0	LSB
F _{FS}	Full-scale Error ⁸		-	±0.4	±1.0	LSB
E _{IL}	Input Leakage Error ⁹		-	±0.05	±5.0	LSB
E _{TU}	Total Unadjusted Error ¹⁰		-	±1.1	±2.5	LSB

1. All ACCURACY numbers are based on processor and system being in WAIT state (very little activity and no IO switching) and that adequate low-pass filtering is present on analog input pins (filter with 0.01 µF to 0.1 µF capacitor between analog input and VREFL). Failure to observe these guidelines may result in system or microcontroller noise causing accuracy errors which will vary based on board layout and the type and magnitude of the activity.

Data transmission and reception during data conversion may cause some degradation of these specifications, depending on the number and timing of packets. It is advisable to test the ADCs in your installation if best accuracy is required.

2. R_{AS} is the real portion of the impedance of the network driving the analog input pin. Values greater than this amount may not fully charge the input circuitry of the ATD resulting in accuracy error.

3. Analog input must be between V_{REFL} and V_{REFH} for valid conversion. Values greater than V_{REFH} will convert to \$3FF.

4. The resolution is the ideal step size or 1LSB = (V_{REFH} - V_{REFL}) / 1024

5. Differential non-linearity is the difference between the current code width and the ideal code width (1LSB). The current code width is the difference in the transition voltages to and from the current code.

6. Integral non-linearity is the difference between the transition voltage to the current code and the adjusted ideal transition voltage for the current code. The adjusted ideal transition voltage is (Current Code - 1/2) * (1 / ((V_{REFH} + E_{FS}) - (V_{REFL} + E_{ZS}))).

7. Zero-scale error is the difference between the transition to the first valid code and the ideal transition to that code. The Ideal transition voltage to a given code is (Code - 1/2) * (1 / (V_{REFH} - V_{REFL})).

8. Full-scale error is the difference between the transition to the last valid code and the ideal transition to that code. The ideal transition voltage to a given code is (Code - 1/2) * (1 / (V_{REFH} - V_{REFL})).

9. Input leakage error is error due to input leakage across the real portion of the impedance of the network driving the analog pin. Reducing the impedance of the network reduces this error.

10. Total unadjusted error is the difference between the transition voltage to the current code and the ideal straight-line transfer function. This measure of error includes inherent quantization error (1/2LSB) and circuit error (differential, integral, zero-scale, and full-scale) error. The specified value of E_{TU} assumes zero E_{IL} (no leakage or zero real source impedance).

FEATURES

- Complete rate gyroscope on a single chip
- Z-axis (yaw rate) response
- High vibration rejection over wide frequency
- 0.05°/s/√Hz noise
- 2000 g powered shock survivability
- Self-test on digital command
- Temperature sensor output
- Precision voltage reference output
- Absolute rate output for precision applications
- 5 V single-supply operation
- Ultrasmall and light (< 0.15 cc, < 0.5 gram)

APPLICATIONS

- GPS navigation systems
- Vehicle stability control
- Inertial measurement units
- Guidance and control
- Platform stabilization

GENERAL DESCRIPTION

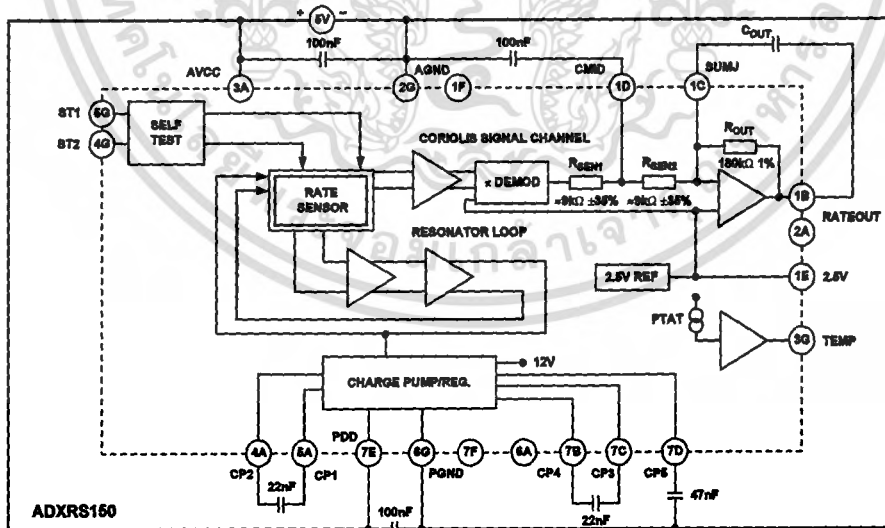
The ADXRS150 is a complete angular rate sensor (gyroscope) that uses Analog Devices' surface-micromachining process to make a functionally complete and low cost angular rate sensor integrated with all of the required electronics on one chip.

The manufacturing technique for this device is the same high volume BIMOS process used for high reliability automotive airbag accelerometers.

The output signal, RATEOUT (1B, 2A), is a voltage proportional to the angular rate about the axis normal to the top surface of the package (see Figure 2). A single external resistor can be used to lower the scale factor. An external capacitor is used to set the bandwidth. Other external capacitors are required for operation (see Figure 22).

A precision reference and a temperature output are also provided for compensation techniques. Two digital self-test inputs electromechanically excite the sensor to test the operation of both sensors and the signal conditioning circuits. The ADXRS150 is available in a 7 mm × 7 mm × 3 mm BGA surface-mount package.

FUNCTIONAL BLOCK DIAGRAM



SPECIFICATIONS

@T_A = 25°C, V_S = 5 V, bandwidth = 80 Hz (C_{OUT} = 0.01 μF), angular rate = 0°/s, ±1g, unless otherwise noted.

Table 1.

Parameter	Conditions	ADXRS150ABG			Unit
		Min ¹	Typ	Max ¹	
SENSITIVITY	Clockwise rotation is positive output				
Dynamic Range ²	Full-scale range over specifications range	±150			°/s
Initial	@25°C	11.25	12.5	13.75	mV/°/s
Over Temperature ³	V _{CC} = 4.75 V to 5.25 V	11.25		13.75	mV/°/s
Nonlinearity	Best fit straight line		0.1		% of FS
Voltage Sensitivity	V _{CC} = 4.75 V to 5.25 V		0.7		%/V
NULL					
Initial Null			2.50		V
Null Drift over Temperature ³	Delta from 25°C			±300	mV
Turn-On Time	Power on to ±½°/s of final		35		ms
Linear Acceleration Effect	Any axis		0.2		°/s/g
Voltage Sensitivity	V _{CC} = 4.75 V to 5.25 V		1		°/s/V
NOISE PERFORMANCE					
Rate Noise Density	@25°C		0.05		°/s/√Hz
FREQUENCY RESPONSE					
3 db Bandwidth ⁴ (User Selectable)	22 nF as comp cap (see the Applications section)		40		Hz
Sensor Resonant Frequency			14		kHz
SELF TEST					
ST1 RATEOUT Response ⁵	ST1 pin from Logic 0 to 1, -40°C to +85°C	-400	-660	-1000	mV
ST2 RATEOUT Response ⁵	ST2 pin from Logic 0 to 1, -40°C to +85°C	+400	+660	+1000	mV
Logic 1 Input Voltage	Standard high logic level definition	3.3			V
Logic 0 Input Voltage	Standard low logic level definition			1.7	V
Input Impedance	To common		50		kΩ
TEMPERATURE SENSOR					
V _{OUT} at 298°K			2.50		V
Max Current Load on Pin	Source to common			50	μA
Scale Factor	Proportional to absolute temperature		8.4		mV/°K
OUTPUT DRIVE CAPABILITY					
Output Voltage Swing	I _{OUT} = ±100 μA	0.25		V _S - 0.25	V
Capacitive Load Drive		1000			pF
2.5 V REFERENCE					
Voltage Value		2.45	2.5	2.55	V
Load Drive to Ground	Source		200		μA
Load Regulation	0 < I _{OUT} < 200 μA		5.0		mV/mA
Power Supply Rejection	4.75 V _S to 5.25 V _S		1.0		mV/V
Temperature Drift ³	Delta from 25°C		5.0		mV
POWER SUPPLY					
Operating Voltage Range		4.75	5.00	5.25	V
Quiescent Supply Current			6.0	8.0	mA
TEMPERATURE RANGE					
Specified Performance Grade A		-40		+85	°C

¹ All min and max specifications are guaranteed. Typical specifications are not tested or guaranteed.

² Dynamic range is the maximum full-scale measurement range possible, including output swing range, initial offset, sensitivity, offset drift, and sensitivity drift at 5 V supplies.

³ Specification refers to the maximum extent of this parameter as a worst-case value at T_{MIN} or T_{MAX}.

⁴ Frequency at which response is 3 dB down from dc response with specified compensation capacitor value. Internal pole forming resistor is 180 kΩ. See the Setting Bandwidth section.

⁵ Self-test response varies with temperature. See the Self-Test Function section for details.

ADXRS150

ABSOLUTE MAXIMUM RATINGS

Table 2.

Parameter	Rating
Acceleration (Any Axis, Unpowered, 0.5 ms)	2000 g
Acceleration (Any Axis, Powered, 0.5 ms)	2000 g
+Vs	-0.3 V to +6.0 V
Output Short-Circuit Duration (Any Pin to Common)	Indefinite
Operating Temperature Range	-55°C to +125°C
Storage Temperature	-65°C to +150°C

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

Applications requiring more than 200 cycles to MIL-STD-883 Method 1010 Condition B (-55°C to +125°C) require underfill or other means to achieve this requirement.

Drops onto hard surfaces can cause shocks of greater than 2000 g and exceed the absolute maximum rating of the device. Care should be exercised in handling to avoid damage.

ESD CAUTION

ESD (electrostatic discharge) sensitive device. Electrostatic charges as high as 4000 V readily accumulate on the human body and test equipment and can discharge without detection. Although this product features proprietary ESD protection circuitry, permanent damage may occur on devices subjected to high energy electrostatic discharges. Therefore, proper ESD precautions are recommended to avoid performance degradation or loss of functionality.

RATE SENSITIVE AXIS

This is a Z-axis rate-sensing device that is also called a yaw rate sensing device. It produces a positive going output voltage for clockwise rotation about the axis normal to the package top, i.e., clockwise when looking down at the package lid.

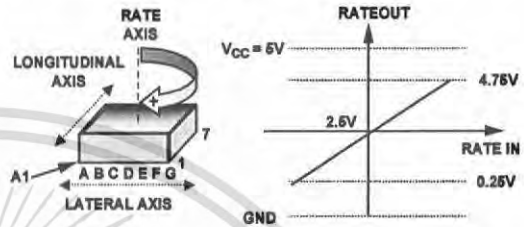


Figure 2. RATEOUT Signal Increases with Clockwise Rotation



PIN CONFIGURATION AND FUNCTION DESCRIPTIONS

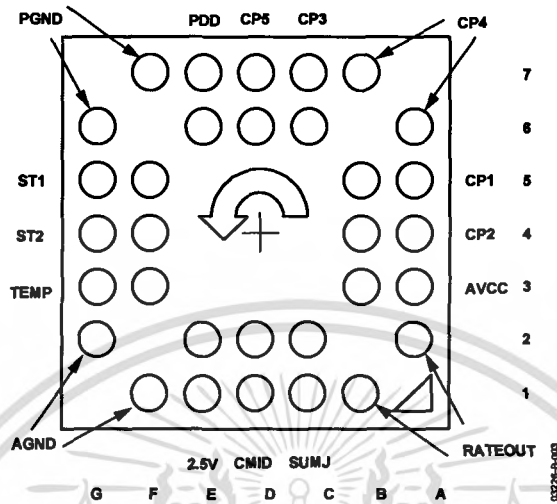


Figure 3. BGA-32 (Bottom View)

Table 3. Pin Function Descriptions

Pin No.	Mnemonic	Description
6D, 7D	CP5	HV Filter Capacitor—47 nF
6A, 7B	CP4	Charge Pump Capacitor—22 nF
6C, 7C	CP3	Charge Pump Capacitor—22 nF
5A, 5B	CP1	Charge Pump Capacitor—22 nF
4A, 4B	CP2	Charge Pump Capacitor—22 nF
3A, 3B	AVCC	+ Analog Supply
1B, 2A	RATEOUT	Rate Signal Output
1C, 2C	SUMJ	Output Amp Summing Junction
1D, 2D	CMID	HF Filter Capacitor—100 nF
1E, 2E	2.5V	2.5 V Precision Reference
1F, 2G	AGND	Analog Supply Return
3F, 3G	TEMP	Temperature Voltage Output
4F, 4G	ST2	Self-Test for Sensor 2
5F, 5G	ST1	Self-Test for Sensor 1
6G, 7F	PGND	Charge Pump Supply Return
6E, 7E	PDD	+ Charge Pump Supply

LM1117/LM1117I

800mA Low-Dropout Linear Regulator

General Description

The LM1117 is a series of low dropout voltage regulators with a dropout of 1.2V at 800mA of load current. It has the same pin-out as National Semiconductor's industry standard LM317.

The LM1117 is available in an adjustable version, which can set the output voltage from 1.25V to 13.8V with only two external resistors. In addition, it is also available in five fixed voltages, 1.8V, 2.5V, 2.85V, 3.3V, and 5V.

The LM1117 offers current limiting and thermal shutdown. Its circuit includes a zener trimmed bandgap reference to assure output voltage accuracy to within $\pm 1\%$.

The LM1117 series is available in LLP, TO-263, SOT-223, TO-220, and TO-252 D-PAK packages. A minimum of 10 μ F tantalum capacitor is required at the output to improve the transient response and stability.

Features

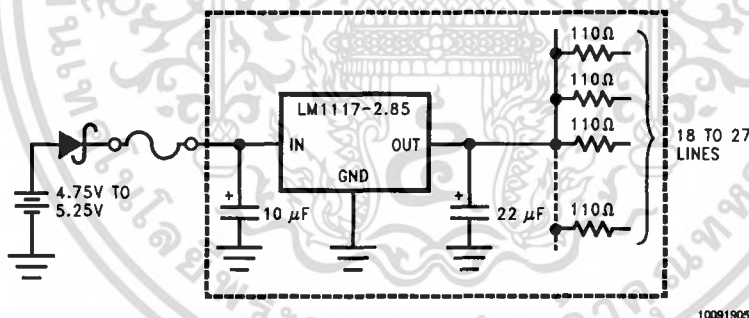
- Available in 1.8V, 2.5V, 2.85V, 3.3V, 5V, and Adjustable Versions
- Space Saving SOT-223 and LLP Packages
- Current Limiting and Thermal Protection
- Output Current 800mA
- Line Regulation 0.2% (Max)
- Load Regulation 0.4% (Max)
- Temperature Range
- LM1117 0°C to 125°C
- LM1117I -40°C to 125°C

Applications

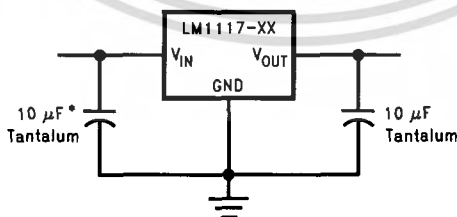
- 2.85V Model for SCSI-2 Active Termination
- Post Regulator for Switching DC/DC Converter
- High Efficiency Linear Regulators
- Battery Charger
- Battery Powered Instrumentation

Typical Application

Active Terminator for SCSI-2 Bus



Fixed Output Regulator



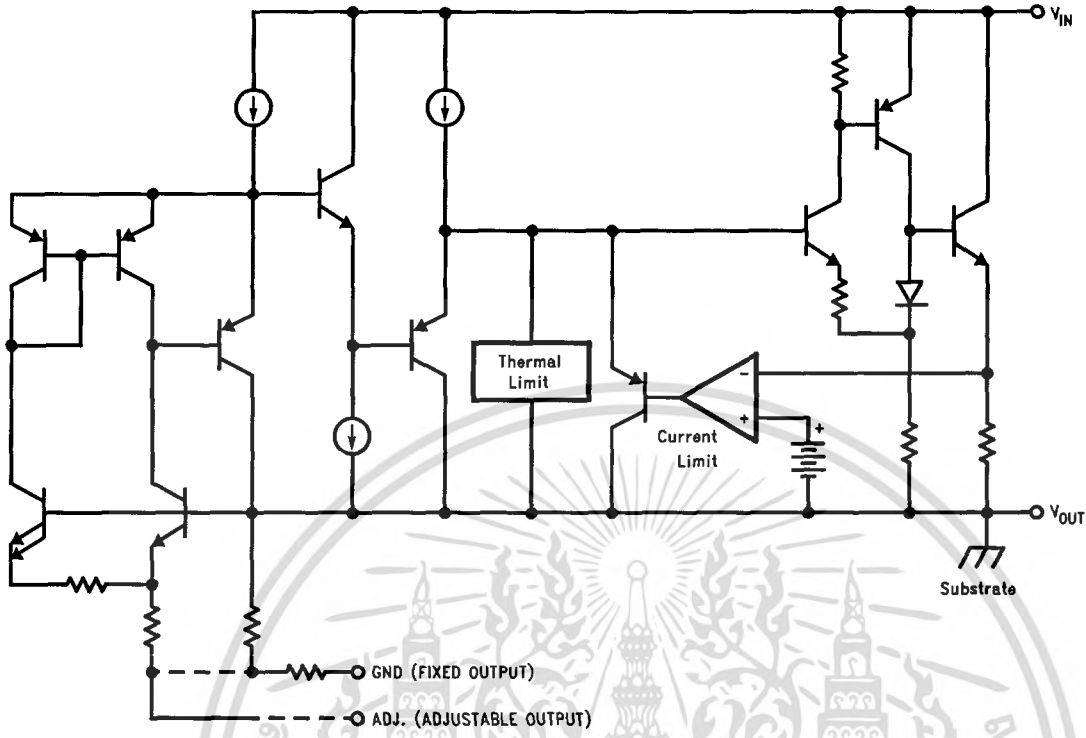
* Required if the regulator is located far from the power supply filter.

10091928

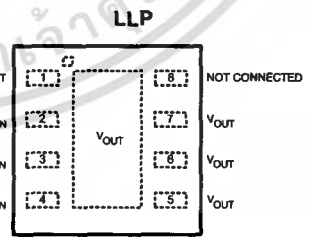
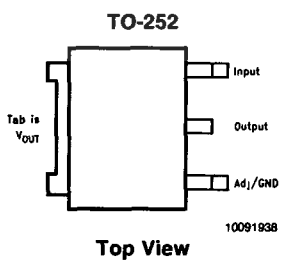
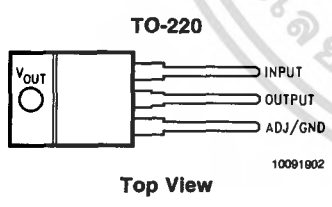
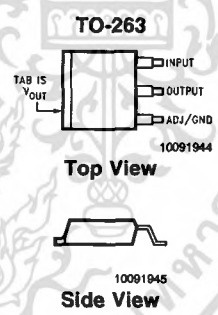
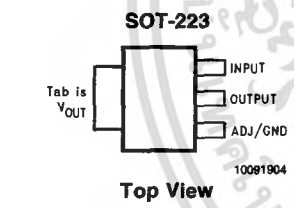
Ordering Information

Package	Temperature Range	Part Number	Packaging Marking	Transport Media	NSC Drawing
3-lead SOT-223	0°C to +125°C	LM1117MPX-ADJ	N03A	Tape and Reel	MP04A
		LM1117MPX-1.8	N12A	Tape and Reel	
		LM1117MPX-2.5	N13A	Tape and Reel	
		LM1117MPX-2.85	N04A	Tape and Reel	
		LM1117MPX-3.3	N05A	Tape and Reel	
		LM1117MPX-5.0	N06A	Tape and Reel	
	-40°C to +125°C	LM1117IMPX-ADJ	N03B	Tape and Reel	
		LM1117IMPX-3.3	N05B	Tape and Reel	
		LM1117IMPX-5.0	N06B	Tape and Reel	
3-lead TO-220	0°C to +125°C	LM1117T-ADJ	LM1117T-ADJ	Rails	T03B
		LM1117T-1.8	LM1117T-1.8	Rails	
		LM1117T-2.5	LM1117T-2.5	Rails	
		LM1117T-2.85	LM1117T-2.85	Rails	
		LM1117T-3.3	LM1117T-3.3	Rails	
		LM1117T-5.0	LM1117T-5.0	Rails	
		3-lead TO-252	0°C to +125°C	LM1117DTX-ADJ	
LM1117DTX-1.8	LM1117DT-1.8			Tape and Reel	
LM1117DTX-2.5	LM1117DT-2.5			Tape and Reel	
LM1117DTX-2.85	LM1117DT-2.85			Tape and Reel	
LM1117DTX-3.3	LM1117DT-3.3			Tape and Reel	
LM1117DTX-5.0	LM1117DT-5.0			Tape and Reel	
-40°C to +125°C	LM1117IDTX-ADJ		LM1117IDT-ADJ	Tape and Reel	
	LM1117IDTX-3.3		LM1117IDT-3.3	Tape and Reel	
	LM1117IDTX-5.0		LM1117IDT-5.0	Tape and Reel	
8-lead LLP	0°C to +125°C	LM1117LDX-ADJ	1117ADJ	Tape and Reel	LDC08A
		LM1117LDX-1.8	1117-18	Tape and Reel	
		LM1117LDX-2.5	1117-25	Tape and Reel	
		LM1117LDX-2.85	1117-28	Tape and Reel	
		LM1117LDX-3.3	1117-33	Tape and Reel	
		LM1117LDX-5.0	1117-50	Tape and Reel	
	-40°C to 125°C	LM1117ILDX-ADJ	1117IAD	Tape and Reel	
		LM1117ILDX-3.3	1117I33	Tape and Reel	
		LM1117ILDX-5.0	1117I50	Tape and Reel	
TO-263	0°C to +125°C	LM1117SX-ADJ	LM1117SADJ	Tape and Reel	TS3B
		LM1117SX-2.85	LM1117S2.85	Tape and Reel	
		LM1117SX-3.3	LM1117S3.3	Tape and Reel	
		LM1117SX-5.0	LM1117S5.0	Tape and Reel	

Block Diagram



Connection Diagrams



When using the LLP package
Pins 2, 3 & 4 must be connected together and
Pins 5, 6 & 7 must be connected together

Absolute Maximum Ratings (Note 1)

If Military/Aerospace specified devices are required, please contact the National Semiconductor Sales Office/Distributors for availability and specifications.

Maximum Input Voltage (V_{IN} to GND)	20V
Power Dissipation (Note 2)	Internally Limited
Junction Temperature (T_J) (Note 2)	150°C
Storage Temperature Range	-65°C to 150°C
Lead Temperature	

TO-220 (T) Package	260°C, 10 sec
SOT-223 (IMP) Package	260°C, 4 sec
ESD Tolerance (Note 3)	2000V

Operating Ratings (Note 1)

Input Voltage (V_{IN} to GND)	15V
Junction Temperature Range (T_J)(Note 2)	
LM1117	0°C to 125°C
LM1117I	-40°C to 125°C

LM1117 Electrical Characteristics

Typicals and limits appearing in normal type apply for $T_J = 25^\circ\text{C}$. Limits appearing in **Boldface** type apply over the entire junction temperature range for operation, 0°C to 125°C.

Symbol	Parameter	Conditions	Min (Note 5)	Typ (Note 4)	Max (Note 5)	Units
V_{REF}	Reference Voltage	LM1117-ADJ $I_{OUT} = 10\text{mA}$, $V_{IN}-V_{OUT} = 2\text{V}$, $T_J = 25^\circ\text{C}$	1.238	1.250	1.262	V
		$10\text{mA} \leq I_{OUT} \leq 800\text{mA}$, $1.4\text{V} \leq V_{IN}-V_{OUT} \leq 10\text{V}$	1.225	1.250	1.270	V
V_{OUT}	Output Voltage	LM1117-1.8 $I_{OUT} = 10\text{mA}$, $V_{IN} = 3.8\text{V}$, $T_J = 25^\circ\text{C}$	1.782	1.800	1.818	V
		$0 \leq I_{OUT} \leq 800\text{mA}$, $3.2\text{V} \leq V_{IN} \leq 10\text{V}$	1.746	1.800	1.854	V
		LM1117-2.5 $I_{OUT} = 10\text{mA}$, $V_{IN} = 4.5\text{V}$, $T_J = 25^\circ\text{C}$	2.475	2.500	2.525	V
		$0 \leq I_{OUT} \leq 800\text{mA}$, $3.9\text{V} \leq V_{IN} \leq 10\text{V}$	2.450	2.500	2.550	V
		LM1117-2.85 $I_{OUT} = 10\text{mA}$, $V_{IN} = 4.85\text{V}$, $T_J = 25^\circ\text{C}$	2.820	2.850	2.880	V
		$0 \leq I_{OUT} \leq 800\text{mA}$, $4.25\text{V} \leq V_{IN} \leq 10\text{V}$	2.790	2.850	2.910	V
		$0 \leq I_{OUT} \leq 500\text{mA}$, $V_{IN} = 4.10\text{V}$	2.790	2.850	2.910	V
		LM1117-3.3 $I_{OUT} = 10\text{mA}$, $V_{IN} = 5\text{V}$, $T_J = 25^\circ\text{C}$	3.267	3.300	3.333	V
		$0 \leq I_{OUT} \leq 800\text{mA}$, $4.75\text{V} \leq V_{IN} \leq 10\text{V}$	3.235	3.300	3.365	V
		LM1117-5.0 $I_{OUT} = 10\text{mA}$, $V_{IN} = 7\text{V}$, $T_J = 25^\circ\text{C}$	4.950	5.000	5.050	V
$0 \leq I_{OUT} \leq 800\text{mA}$, $6.5\text{V} \leq V_{IN} \leq 12\text{V}$	4.900	5.000	5.100	V		
ΔV_{OUT}	Line Regulation (Note 6)	LM1117-ADJ $I_{OUT} = 10\text{mA}$, $1.5\text{V} \leq V_{IN}-V_{OUT} \leq 13.75\text{V}$		0.035	0.2	%
		LM1117-1.8 $I_{OUT} = 0\text{mA}$, $3.2\text{V} \leq V_{IN} \leq 10\text{V}$		1	6	mV
		LM1117-2.5 $I_{OUT} = 0\text{mA}$, $3.9\text{V} \leq V_{IN} \leq 10\text{V}$		1	6	mV
		LM1117-2.85 $I_{OUT} = 0\text{mA}$, $4.25\text{V} \leq V_{IN} \leq 10\text{V}$		1	6	mV
		LM1117-3.3 $I_{OUT} = 0\text{mA}$, $4.75\text{V} \leq V_{IN} \leq 15\text{V}$		1	6	mV
		LM1117-5.0 $I_{OUT} = 0\text{mA}$, $6.5\text{V} \leq V_{IN} \leq 15\text{V}$		1	10	mV

LM1117 Electrical Characteristics (Continued)

Typicals and limits appearing in normal type apply for $T_J = 25^\circ\text{C}$. Limits appearing in **Boldface** type apply over the entire junction temperature range for operation, 0°C to 125°C .

Symbol	Parameter	Conditions	Min (Note 5)	Typ (Note 4)	Max (Note 5)	Units
ΔV_{OUT}	Load Regulation (Note 6)	LM1117-ADJ $V_{IN}-V_{OUT} = 3V, 10 \leq I_{OUT} \leq 800\text{mA}$		0.2	0.4	%
		LM1117-1.8 $V_{IN} = 3.2V, 0 \leq I_{OUT} \leq 800\text{mA}$		1	10	mV
		LM1117-2.5 $V_{IN} = 3.9V, 0 \leq I_{OUT} \leq 800\text{mA}$		1	10	mV
		LM1117-2.85 $V_{IN} = 4.25V, 0 \leq I_{OUT} \leq 800\text{mA}$		1	10	mV
		LM1117-3.3 $V_{IN} = 4.75V, 0 \leq I_{OUT} \leq 800\text{mA}$		1	10	mV
		LM1117-5.0 $V_{IN} = 6.5V, 0 \leq I_{OUT} \leq 800\text{mA}$		1	15	mV
		$V_{IN}-V_{OUT}$	Dropout Voltage (Note 7)	$I_{OUT} = 100\text{mA}$		1.10
$I_{OUT} = 500\text{mA}$				1.15	1.25	V
$I_{OUT} = 800\text{mA}$				1.20	1.30	V
I_{LIMIT}	Current Limit	$V_{IN}-V_{OUT} = 5V, T_J = 25^\circ\text{C}$	800	1200	1500	mA
	Minimum Load Current (Note 8)	LM1117-ADJ $V_{IN} = 15V$		1.7	5	mA
		Quiescent Current	LM1117-1.8 $V_{IN} \leq 15V$		5	10
		LM1117-2.5 $V_{IN} \leq 15V$		5	10	mA
		LM1117-2.85 $V_{IN} \leq 10V$		5	10	mA
		LM1117-3.3 $V_{IN} \leq 15V$		5	10	mA
		LM1117-5.0 $V_{IN} \leq 15V$		5	10	mA
	Thermal Regulation	$T_A = 25^\circ\text{C}, 30\text{ms Pulse}$		0.01	0.1	%/W
	Ripple Regulation	$f_{RIPPLE} = 1\text{ 20Hz}, V_{IN}-V_{OUT} = 3V, V_{RIPPLE} = 1V_{PP}$	60	75		dB
	Adjust Pin Current			60	120	μA
	Adjust Pin Current Change	$10 \leq I_{OUT} \leq 800\text{mA}, 1.4V \leq V_{IN}-V_{OUT} \leq 10V$		0.2	5	μA
	Temperature Stability			0.5		%
	Long Term Stability	$T_A = 125^\circ\text{C}, 1000\text{Hrs}$		0.3		%
	RMS Output Noise	(% of V_{OUT}), $10\text{Hz} \leq f \leq 10\text{kHz}$		0.003		%
	Thermal Resistance Junction-to-Case	3-Lead SOT-223			15.0	
3-Lead TO-220				3.0		$^\circ\text{C/W}$
3-Lead TO-252				10		$^\circ\text{C/W}$
Thermal Resistance Junction-to-Ambient (No air flow)	3-Lead SOT-223 (No heat sink)			136		$^\circ\text{C/W}$
	3-Lead TO-220 (No heat sink)			79		$^\circ\text{C/W}$
	3-Lead TO-252 (Note 9) (No heat sink)			92		$^\circ\text{C/W}$
	3-Lead TO-263			55		$^\circ\text{C/W}$
	8-Lead LLP (Note 10)			40		$^\circ\text{C/W}$

LM1117I Electrical Characteristics

Typicals and limits appearing in normal type apply for $T_J = 25^\circ\text{C}$. Limits appearing in **Boldface** type apply over the entire junction temperature range for operation, -40°C to 125°C .

Symbol	Parameter	Conditions	Min (Note 5)	Typ (Note 4)	Max (Note 5)	Units
V_{REF}	Reference Voltage	LM1117I-ADJ				
		$I_{OUT} = 10\text{mA}$, $V_{IN}-V_{OUT} = 2\text{V}$, $T_J = 25^\circ\text{C}$ $10\text{mA} \leq I_{OUT} \leq 800\text{mA}$, $1.4\text{V} \leq V_{IN}-V_{OUT} \leq 10\text{V}$	1.238 1.200	1.250 1.250	1.262 1.290	V V
V_{OUT}	Output Voltage	LM1117I-3.3				
		$I_{OUT} = 10\text{mA}$, $V_{IN} = 5\text{V}$, $T_J = 25^\circ\text{C}$ $0 \leq I_{OUT} \leq 800\text{mA}$, $4.75\text{V} \leq V_{IN} \leq 10\text{V}$	3.267 3.168	3.300 3.300	3.333 3.432	V V
		LM1117I-5.0				
		$I_{OUT} = 10\text{mA}$, $V_{IN} = 7\text{V}$, $T_J = 25^\circ\text{C}$ $0 \leq I_{OUT} \leq 800\text{mA}$, $6.5\text{V} \leq V_{IN} \leq 12\text{V}$	4.950 4.800	5.000 5.000	5.050 5.200	V V
ΔV_{OUT}	Line Regulation (Note 6)	LM1117I-ADJ				
		$I_{OUT} = 10\text{mA}$, $1.5\text{V} \leq V_{IN}-V_{OUT} \leq 13.75\text{V}$		0.035	0.3	%
		LM1117I-3.3				
ΔV_{OUT}	Load Regulation (Note 6)	$I_{OUT} = 0\text{mA}$, $4.75\text{V} \leq V_{IN} \leq 15\text{V}$		1	10	mV
		LM1117I-5.0				
		$I_{OUT} = 0\text{mA}$, $6.5\text{V} \leq V_{IN} \leq 15\text{V}$		1	15	mV
ΔV_{OUT}	Load Regulation (Note 6)	LM1117I-ADJ				
		$V_{IN}-V_{OUT} = 3\text{V}$, $10 \leq I_{OUT} \leq 800\text{mA}$		0.2	0.5	%
		LM1117I-3.3				
$V_{IN}-V_{OUT}$	Dropout Voltage (Note 7)	$V_{IN} = 4.75\text{V}$, $0 \leq I_{OUT} \leq 800\text{mA}$		1	15	mV
		LM1117I-5.0				
		$V_{IN} = 6.5\text{V}$, $0 \leq I_{OUT} \leq 800\text{mA}$		1	20	mV
I_{LIMIT}	Current Limit	$V_{IN}-V_{OUT} = 5\text{V}$, $T_J = 25^\circ\text{C}$	800	1200	1500	mA
		LM1117I-ADJ				
		$V_{IN} = 15\text{V}$		1.7	5	mA
I_{LIMIT}	Minimum Load Current (Note 8)	LM1117I-3.3				
		$V_{IN} \leq 15\text{V}$		5	15	mA
I_{LIMIT}	Quiescent Current	LM1117I-5.0				
		$V_{IN} \leq 15\text{V}$		5	15	mA
I_{LIMIT}	Thermal Regulation	$T_A = 25^\circ\text{C}$, 30ms Pulse		0.01	0.1	%/W
I_{LIMIT}	Ripple Regulation	$f_{RIPPLE} = 1\text{ 20Hz}$, $V_{IN}-V_{OUT} = 3\text{V}$, $V_{RIPPLE} = 1\text{V}_{PP}$	60	75		dB
I_{LIMIT}	Adjust Pin Current			60	120	μA
I_{LIMIT}	Adjust Pin Current Change	$10 \leq I_{OUT} \leq 800\text{mA}$, $1.4\text{V} \leq V_{IN}-V_{OUT} \leq 10\text{V}$		0.2	10	μA
I_{LIMIT}	Temperature Stability			0.5		%
I_{LIMIT}	Long Term Stability	$T_A = 125^\circ\text{C}$, 1000Hrs		0.3		%
I_{LIMIT}	RMS Output Noise	(% of V_{OUT}), $10\text{Hz} \leq f \leq 10\text{kHz}$		0.003		%
I_{LIMIT}	Thermal Resistance Junction-to-Case	3-Lead SOT-223		15.0		$^\circ\text{C/W}$
		3-Lead TO-252		10		$^\circ\text{C/W}$
I_{LIMIT}	Thermal Resistance Junction-to-Ambient No air flow)	3-Lead SOT-223 (No heat sink)		136		$^\circ\text{C/W}$
		3-Lead TO-252 (No heat sink)(Note 9)		92		$^\circ\text{C/W}$
		8-Lead LLP(Note 10)		40		$^\circ\text{C/W}$

Note 1: Absolute Maximum Ratings indicate limits beyond which damage to the device may occur. Operating Ratings indicate conditions for which the device is intended to be functional, but specific performance is not guaranteed. For guaranteed specifications and the test conditions, see the Electrical Characteristics.



3.0V to 5.5V, Low-Power, up to 1Mbps, True RS-232 Transceivers Using Four 0.1µF External Capacitors

General Description

The MAX3222/MAX3232/MAX3237/MAX3241 transceivers have a proprietary low-dropout transmitter output stage enabling true RS-232 performance from a 3.0V to 5.5V supply with a dual charge pump. The devices require only four small 0.1µF external charge-pump capacitors. The MAX3222, MAX3232, and MAX3241 are guaranteed to run at data rates of 120kbps while maintaining RS-232 output levels. The MAX3237 is guaranteed to run at data rates of 250kbps in the normal operating mode and 1Mbps in the MegaBaud™ operating mode, while maintaining RS-232 output levels.

The MAX3222/MAX3232 have 2 receivers and 2 drivers. The MAX3222 features a 1µA shutdown mode that reduces power consumption and extends battery life in portable systems. Its receivers remain active in shutdown mode, allowing external devices such as modems to be monitored using only 1µA supply current. The MAX3222 and MAX3232 are pin, package, and functionally compatible with the industry-standard MAX242 and MAX232, respectively.

The MAX3241 is a complete serial port (3 drivers/5 receivers) designed for notebook and subnotebook computers. The MAX3237 (5 drivers/3 receivers) is ideal for fast modem applications. Both these devices feature a shutdown mode in which all receivers can remain active while using only 1µA supply current. Receivers R1 (MAX3237/MAX3241) and R2 (MAX3241) have extra outputs in addition to their standard outputs. These extra outputs are always active, allowing external devices such as a modem to be monitored without forward biasing the protection diodes in circuitry that may have VCC completely removed.

The MAX3222, MAX3237, and MAX3241 are available in space-saving TSSOP and SSOP packages.

Applications

Notebook, Subnotebook, and Palmtop Computers
High-Speed Modems
Battery-Powered Equipment
Hand-Held Equipment
Peripherals
Printers

Typical Operating Circuits appear at end of data sheet.

MegaBaud and UCSP are trademarks of Maxim Integrated Products, Inc.

*Covered by U.S. Patent numbers 4,636,930; 4,679,134; 4,777,577; 4,797,899; 4,809,152; 4,897,774; 4,999,761; and other patents pending.

MAXIM

Maxim Integrated Products 1

For pricing, delivery, and ordering information, please contact Maxim/Dallas Direct! at 1-888-629-4642, or visit Maxim's website at www.maxim-ic.com.

Next Generation Device Features

- ◆ For Smaller Packaging:
MAX3228E/MAX3229E: +2.5V to +5.5V RS-232 Transceivers in UCSP™
- ◆ For Integrated ESD Protection:
MAX3222E/MAX3232E/MAX3237E/MAX3241E*/MAX3246E: ±15kV ESD-Protected, Down to 10nA, 3.0V to 5.5V, Up to 1Mbps, True RS-232 Transceivers
- ◆ For Low-Voltage or Data Cable Applications:
MAX3380E/MAX3381E: +2.35V to +5.5V, 1µA, 2 Tx/2 Rx RS-232 Transceivers with ±15kV ESD-Protected I/O and Logic Pins

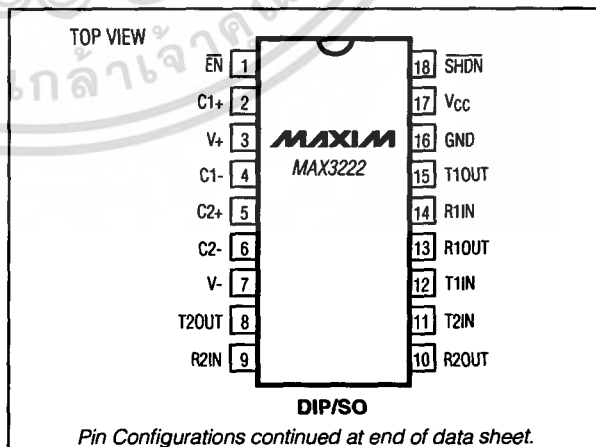
Ordering Information

PART	TEMP RANGE	PIN-PACKAGE	PKG CODE
MAX3222CUP+	0°C to +70°C	20 TSSOP	U20+2
MAX3222CAP+	0°C to +70°C	20 SSOP	A20+1
MAX3222CWN+	0°C to +70°C	18 SO	W18+1
MAX3222CPN+	0°C to +70°C	18 Plastic Dip	P18+5

+ Denotes lead-free package.

Ordering Information continued at end of data sheet.

Pin Configurations



MAX3222/MAX3232/MAX3237/MAX3241*

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาด้านเท่านั้น เมื่ออนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดลอกเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.0V to 5.5V, Low-Power, up to 1Mbps, True RS-232 Transceivers Using Four 0.1µF External Capacitors

ABSOLUTE MAXIMUM RATINGS

VCC	-0.3V to +6V	Continuous Power Dissipation (T _A = +70°C)	
V+ (Note 1)	-0.3V to +7V	16-Pin TSSOP (derate 6.7mW/°C above +70°C)	533mW
V- (Note 1)	+0.3V to -7V	16-Pin Narrow SO (derate 8.70mW/°C above +70°C)	696mW
V+ + V- (Note 1)	+13V	16-Pin Wide SO (derate 9.52mW/°C above +70°C)	762mW
Input Voltages		16-Pin Plastic DIP (derate 10.53mW/°C above +70°C)	842mW
T _{IN} , SHDN, EN	-0.3V to +6V	18-Pin SO (derate 9.52mW/°C above +70°C)	762mW
MBAUD	-0.3V to (VCC + 0.3V)	18-Pin Plastic DIP (derate 11.11mW/°C above +70°C)	889mW
R _{IN}	±25V	20-Pin SSOP (derate 7.00mW/°C above +70°C)	559mW
Output Voltages		20-Pin TSSOP (derate 8.0mW/°C above +70°C)	640mW
T _{OUT}	±13.2V	28-Pin TSSOP (derate 8.7mW/°C above +70°C)	696mW
R _{OUT}	-0.3V to (VCC + 0.3V)	28-Pin SSOP (derate 9.52mW/°C above +70°C)	762mW
Short-Circuit Duration		28-Pin SO (derate 12.50mW/°C above +70°C)	1W
T _{OUT}	Continuous	Operating Temperature Ranges	
		MAX32_C	0°C to +70°C
		MAX32_E	-40°C to +85°C
		Storage Temperature Range	-65°C to +150°C
		Lead Temperature (soldering, 10s)	+300°C

Note 1: V+ and V- can have a maximum magnitude of 7V, but their absolute difference cannot exceed 13V.

Stresses beyond those listed under "Absolute Maximum Ratings" may cause permanent damage to the device. These are stress ratings only, and functional operation of the device at these or any other conditions beyond those indicated in the operational sections of the specifications is not implied. Exposure to absolute maximum rating conditions for extended periods may affect device reliability.

ELECTRICAL CHARACTERISTICS

(VCC = +3.0V to +5.5V, C1–C4 = 0.1µF (Note 2), T_A = T_{MIN} to T_{MAX}, unless otherwise noted. Typical values are at T_A = +25°C.)

PARAMETER	CONDITIONS	MIN	TYP	MAX	UNITS
DC CHARACTERISTICS					
VCC Power-Supply Current	No load, VCC = 3.3V or 5.0V, T _A = +25°C	MAX3222/MAX3232/ MAX3241	0.3	1.0	mA
		MAX3237	0.5	2.0	
Shutdown Supply Current	SHDN = GND, T _A = +25°C		1.0	10	µA
LOGIC INPUTS AND RECEIVER OUTPUTS					
Input Logic Threshold Low (Note 3)	T _{IN} , EN, SHDN, MBAUD			0.8	V
Input Logic Threshold High (Note 3)	VCC = 3.3V	2.0			V
	VCC = 5.0V	2.4			
Input Leakage Current	T _{IN} , EN, SHDN, MBAUD		±0.01	±1.0	µA
Output Leakage Current	Receivers disabled		±0.05	±10	µA
Output Voltage Low	I _{OUT} = 1.6mA			0.4	V
Output Voltage High	I _{OUT} = -1.0mA	VCC - 0.6	VCC - 0.1		V
RECEIVER INPUTS					
Input Voltage Range		-25		25	V
Input Threshold Low	T _A = +25°C	VCC = 3.3V	0.6	1.2	V
		VCC = 5.0V	0.8	1.5	
Input Threshold High	T _A = +25°C	VCC = 3.3V	1.5	2.4	V
		VCC = 5.0V	1.8	2.4	

3.0V to 5.5V, Low-Power, up to 1Mbps, True RS-232 Transceivers Using Four 0.1µF External Capacitors

MAX3222/MAX3232/MAX3237/MAX3241

ELECTRICAL CHARACTERISTICS (continued)

(V_{CC} = +3.0V to +5.5V, C1–C4 = 0.1µF (Note 2), T_A = T_{MIN} to T_{MAX}, unless otherwise noted. Typical values are at T_A = +25°C.)

PARAMETER	CONDITIONS	MIN	TYP	MAX	UNITS
Input Hysteresis			0.3		V
Input Resistance	T _A = +25°C	3	5	7	kΩ
TRANSMITTER OUTPUTS					
Output Voltage Swing	All transmitter outputs loaded with 3kΩ to ground	±5.0	±5.4		V
Output Resistance	V _{CC} = V ₊ = V ₋ = 0V, T _{OUT} = ±2V	300	10M		Ω
Output Short-Circuit Current			±35	±60	mA
Output Leakage Current	V _{OUT} = ±12V, V _{CC} = 0V or 3V to 5.5V, transmitters disabled			±25	µA
MOUSE DRIVEABILITY (MAX3241)					
Transmitter Output Voltage	T1IN = T2IN = GND, T3IN = V _{CC} , T3OUT loaded with 3kΩ to GND, T1OUT and T2OUT loaded with 2.5mA each	±5.0			V

TIMING CHARACTERISTICS—MAX3222/MAX3232/MAX3241

(V_{CC} = +3.0V to +5.5V, C1–C4 = 0.1µF (Note 2), T_A = T_{MIN} to T_{MAX}, unless otherwise noted. Typical values are at T_A = +25°C.)

PARAMETER	CONDITIONS	MIN	TYP	MAX	UNITS
Maximum Data Rate	R _L = 3kΩ, C _L = 1000pF, one transmitter switching	120	235		kbps
Receiver Propagation Delay	R _{IN} to R _{OUT} , C _L = 150pF	t _{PHL}	0.3		µs
		t _{PLH}	0.3		
Receiver Output Enable Time	Normal operation		200		ns
Receiver Output Disable Time	Normal operation		200		ns
Transmitter Skew	t _{PHL} - t _{PLH}		300		ns
Receiver Skew	t _{PHL} - t _{PLH}		300		ns
Transition-Region Slew Rate	V _{CC} = 3.3V, R _L = 3kΩ to 7kΩ, +3V to -3V or -3V to +3V, T _A = +25°C, one transmitter switching	C _L = 150pF to 1000pF	6	30	V/µs
		C _L = 150pF to 2500pF	4	30	

3.0V to 5.5V, Low-Power, up to 1Mbps, True RS-232 Transceivers Using Four 0.1µF External Capacitors

TIMING CHARACTERISTICS—MAX3237

(VCC = +3.0V to +5.5V, C1–C4 = 0.1µF (Note 2), TA = TMIN to TMAX, unless otherwise noted. Typical values are at TA = +25°C.)

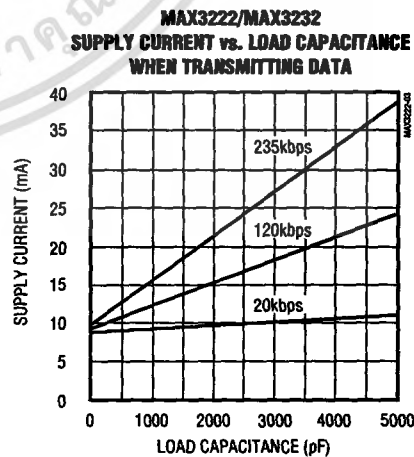
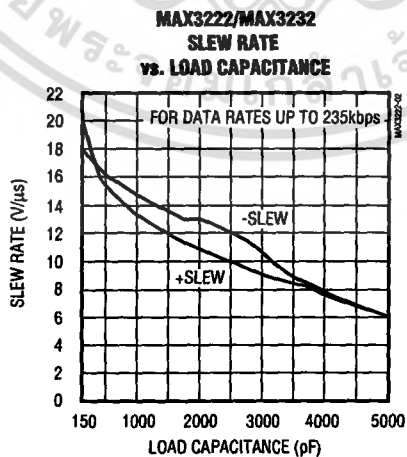
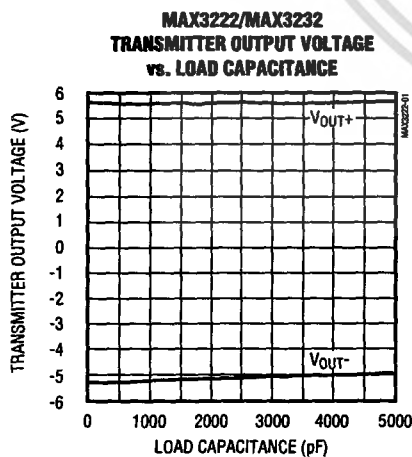
PARAMETER	CONDITIONS		MIN	TYP	MAX	UNITS
Maximum Data Rate	RL = 3kΩ, CL = 1000pF, one transmitter switching, MBAUD = GND		250			kbps
	VCC = 3.0V to 4.5V, RL = 3kΩ, CL = 250pF, one transmitter switching, MBAUD = VCC		1000			
	VCC = 4.5V to 5.5V, RL = 3kΩ, CL = 1000pF, one transmitter switching, MBAUD = VCC		1000			
Receiver Propagation Delay	R_IN to R_OUT, CL = 150pF	tPHL	0.15		µs	
		tPLH	0.15			
Receiver Output Enable Time	Normal operation		200		ns	
Receiver Output Disable Time	Normal operation		200		ns	
Transmitter Skew	tPHL - tPLH , MBAUD = GND		100		ns	
	tPHL - tPLH , MBAUD = VCC		25		ns	
Receiver Skew	tPHL - tPLH		50		ns	
Transition-Region Slew Rate	VCC = 3.3V, RL = 3Ω to 7kΩ, +3V to -3V or -3V to +3V, TA = +25°C	CL = 150pF to 1000pF, MBAUD = GND	6	30		V/µs
		CL = 150pF to 1000pF, MBAUD = VCC	24	150		
		CL = 150pF to 2500pF, MBAUD = GND	4	30		

Note 2: MAX3222/MAX3232/MAX3241: C1–C4 = 0.1µF tested at 3.3V ±10%; C1 = 0.047µF, C2–C4 = 0.33µF tested at 5.0V ±10%. MAX3237: C1–C4 = 0.1µF tested at 3.3V ±5%; C1–C4 = 0.22µF tested at 3.3V ±10%; C1 = 0.047µF, C2–C4 = 0.33µF tested at 5.0V ±10%.

Note 3: Transmitter input hysteresis is typically 250mV.

Typical Operating Characteristics

(VCC = +3.3V, 235kbps data rate, 0.1µF capacitors, all transmitters loaded with 3kΩ, TA = +25°C, unless otherwise noted.)



3.0V to 5.5V, Low-Power, up to 1Mbps, True RS-232 Transceivers Using Four 0.1µF External Capacitors

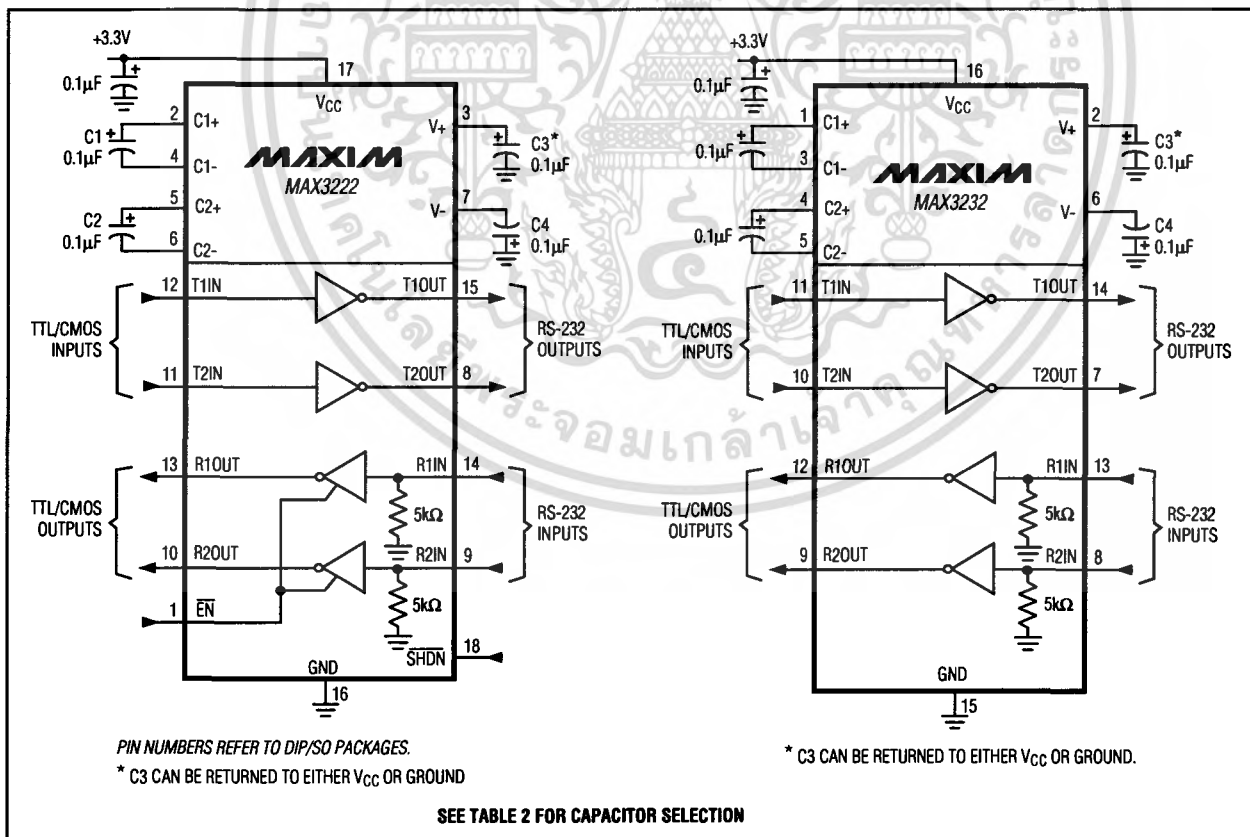
Interconnection with 3V and 5V Logic

The MAX3222/MAX3232/MAX3237/MAX3241 can directly interface with various 5V logic families, including ACT and HCT CMOS. See Table 3 for more information on possible combinations of interconnections.

Table 3. Logic-Family Compatibility with Various Supply Voltages

SYSTEM POWER-SUPPLY VOLTAGE (V)	MAX32__ V _{CC} SUPPLY VOLTAGE (V)	COMPATIBILITY
3.3	3.3	Compatible with all CMOS families.
5	5	Compatible with all TTL and CMOS-logic families.
5	3.3	Compatible with ACT and HCT CMOS, and with TTL. Incompatible with AC, HC, and CD4000 CMOS.

Typical Operating Circuits



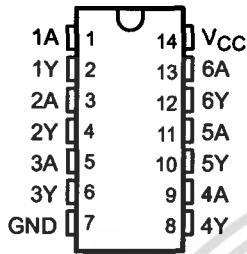
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นิยมนำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

SN54HC04, SN74HC04 HEX INVERTERS

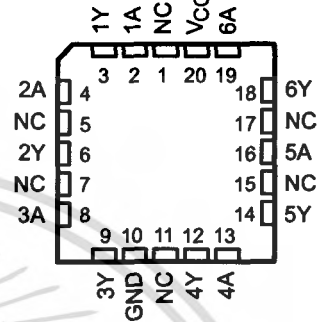
SCLS078D – DECEMBER 1982 – REVISED JULY 2003

- Wide Operating Voltage Range of 2 V to 6 V
- Outputs Can Drive Up To 10 LSTTL Loads
- Low Power Consumption, 20- μ A Max I_{CC}
- Typical $t_{pd} = 8$ ns
- ± 4 -mA Output Drive at 5 V
- Low Input Current of 1 μ A Max

SN54HC04 ... J OR W PACKAGE
SN74HC04 ... D, N, NS, OR PW PACKAGE
(TOP VIEW)



SN54HC04 ... FK PACKAGE
(TOP VIEW)



NC – No internal connection

description/ordering information

The 'HC04 devices contain six independent inverters. They perform the Boolean function $Y = \bar{A}$ in positive logic.

ORDERING INFORMATION

T _A	PACKAGE†		ORDERABLE PART NUMBER	TOP-SIDE MARKING
-40°C to 85°C	PDIP – N	Tube of 25	SN74HC04N	SN74HC04N
		Tube of 50	SN74HC04D	
	SOIC – D	Reel of 2500	SN74HC04DR	HC04
		Reel of 250	SN74HC04DT	
	SOP – NS	Reel of 2000	SN74HC04NSR	HC04
	TSSOP – PW	Tube of 90	SN74HC04PW	
Reel of 2000		SN74HC04PWR	HC04	
Reel of 250		SN74HC04PWT		
-55°C to 125°C	CDIP – J	Tube of 25	SNJ54HC04J	SNJ54HC04J
	CFP – W	Tube of 150	SNJ54HC04W	SNJ54HC04W
	LCCC – FK	Tube of 55	SNJ54HC04FK	SNJ54HC04FK

† Package drawings, standard packing quantities, thermal data, symbolization, and PCB design guidelines are available at www.ti.com/sc/package.

FUNCTION TABLE
(each inverter)

INPUT A	OUTPUT Y
H	L
L	H



Please be aware that an important notice concerning availability, standard warranty, and use in critical applications of Texas Instruments semiconductor products and disclaimers thereto appears at the end of this data sheet.

PRODUCTION DATA information is current as of publication date. Products conform to specifications per the terms of Texas Instruments standard warranty. Production processing does not necessarily include testing of all parameters.

TEXAS
INSTRUMENTS

POST OFFICE BOX 655303 • DALLAS, TEXAS 75265

Copyright © 2003, Texas Instruments Incorporated

On products compliant to MIL-PRF-38535, all parameters are tested unless otherwise noted. On all other products, production processing does not necessarily include testing of all parameters.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับลูกค้าเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดลอกเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

SN54HC04, SN74HC04 HEX INVERTERS

SCLS078D – DECEMBER 1982 – REVISED JULY 2003

logic diagram (positive logic)



absolute maximum ratings over operating free-air temperature range (unless otherwise noted)†

Supply voltage range, V_{CC}	-0.5 V to 7 V
Input clamp current, I_{IK} ($V_I < 0$ or $V_I > V_{CC}$) (see Note 1)	± 20 mA
Output clamp current, I_{OK} ($V_O < 0$ or $V_O > V_{CC}$) (see Note 1)	± 20 mA
Continuous output current, I_O ($V_O = 0$ to V_{CC})	± 25 mA
Continuous current through V_{CC} or GND	± 50 mA
Package thermal impedance, θ_{JA} (see Note 2): D package	86°C/W
N package	80°C/W
NS package	76°C/W
PW package	113°C/W
Storage temperature range, T_{stg}	-65°C to 150°C

† Stresses beyond those listed under "absolute maximum ratings" may cause permanent damage to the device. These are stress ratings only, and functional operation of the device at these or any other conditions beyond those indicated under "recommended operating conditions" is not implied. Exposure to absolute-maximum-rated conditions for extended periods may affect device reliability.

- NOTES: 1. The input and output voltage ratings may be exceeded if the input and output current ratings are observed.
2. The package thermal impedance is calculated in accordance with JESD 51-7.

recommended operating conditions (see Note 3)

		SN54HC04			SN74HC04			UNIT
		MIN	NOM	MAX	MIN	NOM	MAX	
V_{CC}	Supply voltage	2	5	6	2	5	6	V
V_{IH}	High-level input voltage	$V_{CC} = 2$ V	1.5		1.5			V
		$V_{CC} = 4.5$ V	3.15		3.15			
		$V_{CC} = 6$ V	4.2		4.2			
V_{IL}	Low-level input voltage	$V_{CC} = 2$ V		0.5		0.5	V	
		$V_{CC} = 4.5$ V		1.35		1.35		
		$V_{CC} = 6$ V		1.8		1.8		
V_I	Input voltage	0		V_{CC}	0		V_{CC}	V
V_O	Output voltage	0		V_{CC}	0		V_{CC}	V
$\Delta t/\Delta v$	Input transition rise/fall time	$V_{CC} = 2$ V		1000		1000	ns	
		$V_{CC} = 4.5$ V		500		500		
		$V_{CC} = 6$ V		400		400		
T_A	Operating free-air temperature	-55		125	-40		85	°C

NOTE 3: All unused inputs of the device must be held at V_{CC} or GND to ensure proper device operation. Refer to the TI application report, *Implications of Slow or Floating CMOS Inputs*, literature number SCBA004.

SN54HC04, SN74HC04 HEX INVERTERS

SCLS078D – DECEMBER 1982 – REVISED JULY 2003

electrical characteristics over recommended operating free-air temperature range (unless otherwise noted)

PARAMETER	TEST CONDITIONS	V _{CC}	T _A = 25°C			SN54HC04		SN74HC04		UNIT
			MIN	TYP	MAX	MIN	MAX	MIN	MAX	
V _{OH}	V _I = V _{IH} or V _{IL}	I _{OH} = -20 μA	2 V	1.9	1.998		1.9		1.9	V
			4.5 V	4.4	4.499		4.4		4.4	
		I _{OH} = -4 mA	6 V	5.9	5.999		5.9		5.9	
			I _{OH} = -5.2 mA	4.5 V	3.98	4.3		3.7		
V _{OL}	V _I = V _{IH} or V _{IL}	I _{OL} = 20 μA	2 V		0.002	0.1		0.1	0.1	V
			4.5 V		0.001	0.1		0.1	0.1	
			6 V		0.001	0.1		0.1	0.1	
		I _{OL} = 4 mA	4.5 V		0.17	0.26		0.4	0.33	
			I _{OL} = 5.2 mA	6 V		0.15	0.26		0.4	
I _I	V _I = V _{CC} or 0	6 V		±0.1	±100		±1000	±1000	nA	
I _{CC}	V _I = V _{CC} or 0, I _O = 0	6 V			2		40	20	μA	
C _i		2 V to 6 V			3	10		10	10	pF

switching characteristics over recommended operating free-air temperature range, C_L = 50 pF (unless otherwise noted) (see Figure 1)

PARAMETER	FROM (INPUT)	TO (OUTPUT)	V _{CC}	T _A = 25°C			SN54HC04		SN74HC04		UNIT
				MIN	TYP	MAX	MIN	MAX	MIN	MAX	
t _{pd}	A	Y	2 V		45	95		145		120	ns
			4.5 V		9	19		29		24	
			6 V		8	16		25		20	
t _t		Y	2 V		38	75		110		95	ns
			4.5 V		8	15		22		19	
			6 V		6	13		19		16	

operating characteristics, T_A = 25°C

PARAMETER	TEST CONDITIONS	TYP	UNIT
C _{pd} Power dissipation capacitance per inverter	No load	20	pF



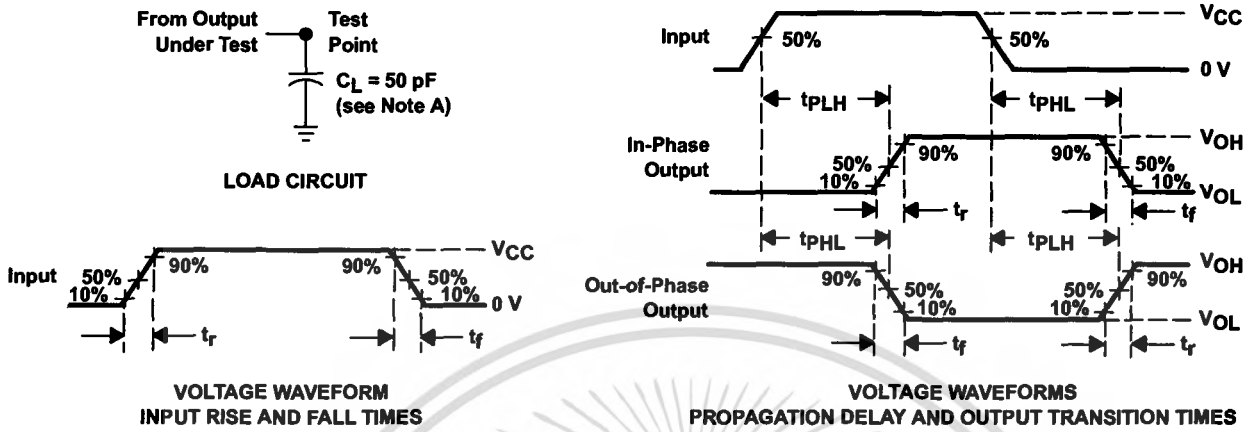
POST OFFICE BOX 655303 • DALLAS, TEXAS 75265

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับลูกค้าเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

SN54HC04, SN74HC04 HEX INVERTERS

SCLS078D – DECEMBER 1982 – REVISED JULY 2003

PARAMETER MEASUREMENT INFORMATION



- NOTES:
- A. C_L includes probe and test-fixture capacitance.
 - B. Phase relationships between waveforms were chosen arbitrarily. All input pulses are supplied by generators having the following characteristics: $PRR \leq 1 \text{ MHz}$, $Z_O = 50 \Omega$, $t_r = 6 \text{ ns}$, $t_f = 6 \text{ ns}$.
 - C. The outputs are measured one at a time with one input transition per measurement.
 - D. t_{PLH} and t_{PHL} are the same as t_{pd} .

Figure 1. Load Circuit and Voltage Waveforms

LMC7660 Switched Capacitor Voltage Converter

General Description

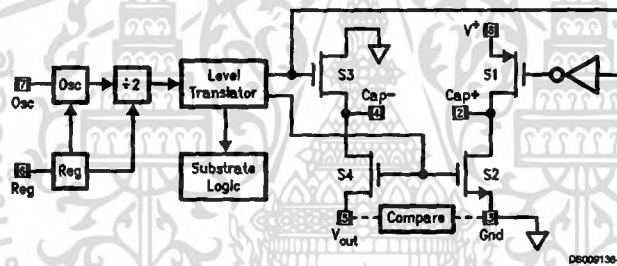
The LMC7660 is a CMOS voltage converter capable of converting a positive voltage in the range of +1.5V to +10V to the corresponding negative voltage of -1.5V to -10V. The LMC7660 is a pin-for-pin replacement for the industry-standard 7660. The converter features: operation over full temperature and voltage range without need for an external diode, low quiescent current, and high power efficiency.

The LMC7660 uses its built-in oscillator to switch 4 power MOS switches and charge two inexpensive electrolytic capacitors.

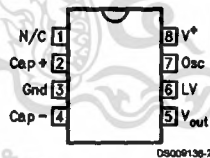
Features

- Operation over full temperature and voltage range without an external diode
- Low supply current, 200 μ A max
- Pin-for-pin replacement for the 7660
- Wide operating range 1.5V to 10V
- 97% Voltage Conversion Efficiency
- 95% Power Conversion Efficiency
- Easy to use, only 2 external components
- Extended temperature range
- Narrow SO-8 Package

Block Diagram



Pin Configuration



Ordering Information

Package	Temperature Range	NSC Drawing
	Industrial -40°C to +85°C	
8-Lead Molded DIP	LMC7660IN	N08E
8-Lead Molded Small Outline	LMC7660IM	M08A

LMC7660 Switched Capacitor Voltage Converter

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นิยมนำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Absolute Maximum Ratings (Note 1)

If Military/Aerospace specified devices are required, please contact the National Semiconductor Sales Office/Distributors for availability and specifications.

Supply Voltage	10.5V
Input Voltage on Pin 6, 7 (Note 2)	-0.3V to ($V^* + 0.3V$) for $V^* < 5.5V$ ($V^* - 5.5V$) to ($V^* + 0.3V$) for $V^* > 5.5V$
Current into Pin 6 (Note 2)	20 μA
Output Short Circuit Duration ($V^* \leq 5.5V$)	Continuous

Power Dissipation (Note 3)

Dual-In-Line Package	1.4W
Surface-Mount Package	0.6W
T_J Max (Note 3)	150°C
θ_{JA} (Note 3)	
Dual-In-Line Package	90°C/W
Surface-Mount Package	160°C/W
Storage Temp. Range	$-65^\circ C \leq T \leq 150^\circ C$
Lead Temperature (Soldering, 5 sec.)	260°C
ESD Tolerance (Note 7)	$\pm 2000V$

Electrical Characteristics (Note 4)

Symbol	Parameter	Conditions	Typ	LMC7660IN/ LMC7660IM	Units Limits
				Limit (Note 5)	
I_s	Supply Current	$R_L = \infty$	120	200 400	μA max
V^*H	Supply Voltage Range High (Note 6)	$R_L = 10\text{ k}\Omega$, Pin 6 Open Voltage Efficiency $\geq 90\%$	3 to 10	3 to 10 3 to 10	V
V^*L	Supply Voltage Range Low	$R_L = 10\text{ k}\Omega$, Pin 6 to Gnd. Voltage Efficiency $\geq 90\%$	1.5 to 3.5	1.5 to 3.5 1.5 to 3.5	V
R_{out}	Output Source Resistance	$I_L = 20\text{ mA}$	55	100 120	Ω max
		$V = 2V$, $I_L = 3\text{ mA}$ Pin 6 Short to Gnd.	110	200 300	Ω max
F_{osc}	Oscillator Frequency		10		kHz
P_{eff}	Power Efficiency	$R_L = 5\text{ k}\Omega$	97	95 90	% min
$V_{o\text{ eff}}$	Voltage Conversion Efficiency	$R_L = \infty$	99.9	97 95	% min
I_{osc}	Oscillator Sink or Source Current	Pin 7 = Gnd. or V^*	3		μA

Note 1: Absolute Maximum ratings indicate limits beyond which damage to the device may occur. DC and AC electrical specifications do not apply when operating the device beyond its rated operating conditions. See Note 4 for conditions.

Note 2: Connecting any input terminal to voltages greater than V^* or less than ground may cause destructive latchup. It is recommended that no inputs from sources operating from external supplies be applied prior to "power-up" of the LMC7660.

Note 3: For operation at elevated temperature, these devices must be derated based on a thermal resistance of θ_{JA} and T_J max, $T_J = T_A + \theta_{JA} P_D$.

Note 4: Boldface numbers apply at temperature extremes. All other numbers apply at $T_A = 25^\circ C$, $V^* = 5V$, $C_{osc} = 0$, and apply for the LMC7660 unless otherwise specified. Test circuit is shown in Figure 1.

Note 5: Limits at room temperature are guaranteed and 100% production tested. Limits in boldface are guaranteed over the operating temperature range (but not 100% tested), and are not used to calculate outgoing quality levels.

Note 6: The LMC7660 can operate without an external diode over the full temperature and voltage range. The LMC7660 can also be used with the external diode D_X , when replacing previous 7660 designs.

Note 7: The test circuit consists of the human body model of 100 pF in series with 1500 Ω .

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นิยมนำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

74AC04 • 74ACT04 Hex Inverter

General Description

The AC/ACT04 contains six inverters.

Features

- I_{CC} reduced by 50% on 74AC only
- Outputs source/sink 24 mA
- ACT04 has TTL-compatible inputs

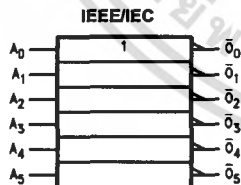
Ordering Code:

Order Number	Package Number	Package Description
74AC04SC	M14A	14-Lead Small Outline Integrated Circuit (SOIC), JEDEC MS-012, 0.150" Narrow
74AC04SCX_NL (Note 1)	M14A	Pb-Free 14-Lead Small Outline Integrated Circuit (SOIC), JEDEC MS-012, 0.150" Narrow
74AC04SJ	M14D	Pb-Free 14-Lead Small Outline Package (SOP), EIAJ TYPE II, 5.3mm Wide
74AC04MTC	MTC14	14-Lead Thin Shrink Small Outline Package (TSSOP), JEDEC MO-153, 4.4mm Wide
74AC04MTCX_NL (Note 1)	MTC14	Pb-Free 14-Lead Thin Shrink Small Outline Package (TSSOP), JEDEC MO-153, 4.4mm Wide
74AC04PC	N14A	14-Lead Plastic Dual-In-Line Package (PDIP), JEDEC MS-001, 0.300" Wide
74ACT04SC	M14A	14-Lead Small Outline Integrated Circuit (SOIC), JEDEC MS-012, 0.150" Narrow
74ACT04SCX_NL (Note 1)	M14A	Pb-Free 14-Lead Small Outline Integrated Circuit (SOIC), JEDEC MS-012, 0.150" Narrow
74ACT04MTC	MTC14	14-Lead Thin Shrink Small Outline Package (TSSOP), JEDEC MO-153, 4.4mm Wide
74ACT04MTCX_NL (Note 1)	MTC14	Pb-Free 14-Lead Thin Shrink Small Outline Package (TSSOP), JEDEC MO-153, 4.4mm Wide
74ACT04PC	N14A	14-Lead Plastic Dual-In-Line Package (PDIP), JEDEC MS-001, 0.300" Wide

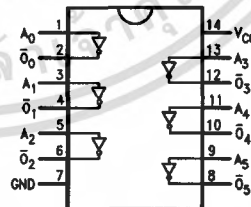
Device also available in Tape and Reel. Specify by appending suffix letter "X" to the ordering code (PC not available in Tape and Reel).
Pb-Free package per JEDEC J-STD-020B.

Note 1: ".NL" indicates Pb-Free package (per JEDEC J-STD-020B) Device available in Tape and Reel only.

Logic Symbol



Connection Diagram



Pin Descriptions

Pin Names	Description
A_n	Inputs
O_n	Outputs

FACT™ is a trademark of Fairchild Semiconductor Corporation

Absolute Maximum Ratings(Note 2)

Supply Voltage (V_{CC})	-0.5V to +7.0V
DC Input Diode Current (I_{IK})	
$V_I = -0.5V$	-20 mA
$V_I = V_{CC} + 0.5V$	+20 mA
DC Input Voltage (V_I)	-0.5V to $V_{CC} + 0.5V$
DC Output Diode Current (I_{OK})	
$V_O = -0.5V$	-20 mA
$V_O = V_{CC} + 0.5V$	+20 mA
DC Output Voltage (V_O)	-0.5V to $V_{CC} + 0.5V$
DC Output Source or Sink Current (I_O)	±50 mA
DC V_{CC} or Ground Current per Output Pin (I_{CC} or I_{GND})	±50 mA
Storage Temperature (T_{STG})	-65°C to +150°C
Junction Temperature (T_J)	
PDIP	140°C

Recommended Operating Conditions

Supply Voltage (V_{CC})	
AC	2.0V to 6.0V
ACT	4.5V to 5.5V
Input Voltage (V_I)	0V to V_{CC}
Output Voltage (V_O)	0V to V_{CC}
Operating Temperature (T_A)	-40°C to +85°C
Minimum Input Edge Rate ($\Delta V/\Delta t$)	
AC Devices	
V_{IN} from 30% to 70% of V_{CC}	
V_{CC} @ 3.3V, 4.5V, 5.5V	125 mV/ns
Minimum Input Edge Rate ($\Delta V/\Delta t$)	
ACT Devices	
V_{IN} from 0.8V to 2.0V	
V_{CC} @ 4.5V, 5.5V	125 mV/ns

Note 2: Absolute maximum ratings are those values beyond which damage to the device may occur. The databook specifications should be met, without exception, to ensure that the system design is reliable over its power supply, temperature, and output/input loading variables. Fairchild does not recommend operation of FACT™ circuits outside databook specifications.

DC Electrical Characteristics for AC

Symbol	Parameter	V_{CC} (V)	$T_A = +25^\circ\text{C}$		$T_A = -40^\circ\text{C to } +85^\circ\text{C}$		Units	Conditions
			Typ	Guaranteed Limits				
V_{IH}	Minimum HIGH Level Input Voltage	3.0	1.5	2.1	2.1	V	$V_{OUT} = 0.1V$ or $V_{CC} - 0.1V$	
		4.5	2.25	3.15	3.15			
		5.5	2.75	3.85	3.85			
V_{IL}	Maximum LOW Level Input Voltage	3.0	1.5	0.9	0.9	V	$V_{OUT} = 0.1V$ or $V_{CC} - 0.1V$	
		4.5	2.25	1.35	1.35			
		5.5	2.75	1.65	1.65			
V_{OH}	Minimum HIGH Level Output Voltage	3.0	2.99	2.9	2.9	V	$I_{OUT} = -50 \mu\text{A}$	
		4.5	4.49	4.4	4.4			
		5.5	5.49	5.4	5.4			
			3.0		2.56	2.46	V	$V_{IN} = V_{IL}$ or V_{IH} $I_{OH} = -12 \text{ mA}$ $I_{OH} = -24 \text{ mA}$ $I_{OH} = -24 \text{ mA (Note 3)}$
			4.5		3.86	3.76		
			5.5		4.86	4.76		
V_{OL}	Maximum LOW Level Output Voltage	3.0	0.002	0.1	0.1	V	$I_{OUT} = 50 \mu\text{A}$	
		4.5	0.001	0.1	0.1			
		5.5	0.001	0.1	0.1			
			3.0		0.36	0.44	V	$V_{IN} = V_{IL}$ or V_{IH} $I_{OL} = 12 \text{ mA}$ $I_{OL} = 24 \text{ mA}$ $I_{OL} = 24 \text{ mA (Note 3)}$
			4.5		0.36	0.44		
			5.5		0.36	0.44		
I_{IN} (Note 5)	Maximum Input Leakage Current	5.5		±0.1	±1.0	μA	$V_I = V_{CC}, \text{GND}$	
I_{OLD}	Minimum Dynamic Output Current	5.5			75	mA	$V_{OLD} = 1.65V \text{ Max}$	
		5.5			-75	mA	$V_{OHD} = 3.85V \text{ Min}$	
I_{CC} (Note 5)	Maximum Quiescent Supply Current	5.5		2.0	20.0	μA	$V_{IN} = V_{CC}$ or GND	

Note 3: All outputs loaded; thresholds on input associated with output under test.

Note 4: Maximum test duration 2.0 ms, one output loaded at a time.

Note 5: I_{IN} and I_{CC} @ 3.0V are guaranteed to be less than or equal to the respective limit @ 5.5V V_{CC} .

DC Electrical Characteristics for ACT

Symbol	Parameter	V _{CC} (V)	T _A = +25°C		T _A = -40°C to +85°C		Units	Conditions
			Typ	Guaranteed Limits				
V _{IH}	Minimum HIGH Level	4.5	1.5	2.0	2.0		V	V _{OUT} = 0.1V or V _{CC} - 0.1V
	Input Voltage	5.5	1.5	2.0	2.0			
V _{IL}	Maximum LOW Level	4.5	1.5	0.8	0.8		V	V _{OUT} = 0.1V or V _{CC} - 0.1V
	Input Voltage	5.5	1.5	0.8	0.8			
V _{OH}	Minimum HIGH Level	4.5	4.49	4.4	4.4		V	I _{OUT} = -50 μA
		5.5	5.49	5.4	5.4			
	Output Voltage	4.5		3.86	3.76		V	V _{IN} = V _{IL} or V _{IH} I _{OH} = -24 mA I _{OH} = -24 mA (Note 6)
		5.5		4.86	4.76			
V _{OL}	Maximum LOW Level	4.5	0.001	0.1	0.1		V	I _{OUT} = 50 μA
		5.5	0.001	0.1	0.1			
	Output Voltage	4.5		0.36	0.44		V	V _{IN} = V _{IL} or V _{IH} I _{OL} = 24 mA I _{OL} = 24 mA (Note 6)
		5.5		0.36	0.44			
I _{IN}	Maximum Input Leakage Current	5.5		±0.1	±1.0		μA	V _I = V _{CC} , GND
I _{CC1}	Maximum I _{CC} /Input	5.5	0.6		1.5		mA	V _I = V _{CC} - 2.1V
I _{OLD}	Minimum Dynamic Output Current	5.5			75		mA	V _{OLD} = 1.65V Max
I _{OHD}	(Note 7)	5.5			-75		mA	V _{OHD} = 3.85V Min
I _{CC}	Maximum Quiescent Supply Current	5.5		4.0	40.0		μA	V _{IN} = V _{CC} or GND

Note 6: All outputs loaded; thresholds on input associated with output under test.

Note 7: Maximum test duration 2.0 ms, one output loaded at a time.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

AC Electrical Characteristics for AC								
Symbol	Parameter	V _{CC} (V) (Note 8)	T _A = +25°C C _L = 50 p			T _A = -40°C to +85°C C _L = 50 pF		Units
			Min	Typ	Max	Min	Max	
t _{PLH}	Propagation Delay	3.3	1.5	4.5	9.0	1.0	10.0	ns
		5.0	1.5	4.0	7.0	1.0	7.5	
t _{PHL}	Propagation Delay	3.3	1.5	4.5	8.5	1.0	9.5	ns
		5.0	1.5	3.5	6.5	1.0	7.0	
Note 8: Voltage Range 3.3 is 3.3V ± 0.3V Voltage Range 5.0 is 5.0V ± 0.5V								
AC Electrical Characteristics for ACT								
Symbol	Parameter	V _{CC} (V) (Note 9)	T _A = +25°C C _L = 50 pF			T _A = -40°C to +85°C C _L = 50 pF		Units
			Min	Typ	Max	Min	Max	
t _{PLH}	Propagation Delay	5.0	1.0	6.0	8.5	1.0	9.0	ns
t _{PHL}	Propagation Delay	5.0	1.0	5.5	8.0	1.0	8.5	ns
Note 9: Voltage Range 5.0 is 5.0V ± 0.5V								
Capacitance								
Symbol	Parameter	Typ	Units	Conditions				
C _{IN}	Input Capacitance	4.5	pF	V _{CC} = OPEN				
V _{CC}	Power Dissipation Capacitance	30.0	pF	V _{CC} = 5.0V				

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้