

การควบคุมอากาศยานจำลอง
Modeled Aero-Vehicle Control



โดย

นายปิยะภูมิ สิริสูงเนิน

นายวรารุช พรินทรากุล

2/54

2/622 ก

2547

เลขหมู่.....
เลขทะเบียน.....**61733**
วัน,เดือน,ปี.....**2 1 ก.ค. 2549**

b.....	11558969
i.....	

ปริญญาโทนี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต

สาขาวิศวกรรมระบบควบคุม

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

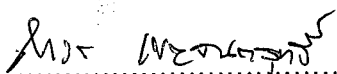
ปีการศึกษา 2547

ปริญญาโทปีการศึกษา 2547

ภาควิชาวิศวกรรมระบบควบคุม คณะวิศวกรรมศาสตร์
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เรื่อง การควบคุมอากาศยานจำลอง
Modeled Aero-Vehicle Control

ผู้จัดทำ นายปิยะภูมิ สิริสูงเนิน 45015328
นายวรารุช พรินทรากุล 45015334


.....อาจารย์ที่ปรึกษา
(ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ถาวร เบญจนราษฎร์)

การควบคุมอากาศยานจำลอง

โดย

นายปิยะภูมิ สิริสูงเนิน 45015328

นายวรารุช พรินทรากุล 45015334

อาจารย์ที่ปรึกษา

ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ถาวร เบญจนาสุทธี

บทคัดย่อ

ปริญญาานิพนธ์ฉบับนี้นำเสนอการศึกษา การออกแบบ และการควบคุมอากาศยานจำลอง ซึ่งรวมถึงการประยุกต์ใช้งานของเซนเซอร์ต่างๆ ได้แก่ อุลตราโซนิคเซนเซอร์ และเซนเซอร์วัดมุมเอียง ตลอดจนการประยุกต์ใช้งานของไมโครคอนโทรลเลอร์และคอมพิวเตอร์ในระบบควบคุม โดยมีวัตถุประสงค์เพื่อควบคุมความสูง และมุมเอียงของอากาศยานจำลอง โดยการนำเอาความรู้ทางด้านวิศวกรรมระบบควบคุมไปประยุกต์ใช้งาน

ขั้นตอนการศึกษาประกอบด้วยการศึกษาทางด้านทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง จากนั้นนำเอาทฤษฎีต่างๆมาประยุกต์ในการใช้งานเพื่อให้เป็นไปตามวัตถุประสงค์ที่ต้องการ โดยการควบคุมอากาศยานนั้น ใช้ตัวควบคุมแบบพีไอดี ในการควบคุม ทำที่สุดเป็นการทำการทดลองและเก็บผลการทดลอง

Modeled Aero-Vehicle Control

by

Piyaphum Sitsoongnern 45015328

Waravut Printrakool 45015334

Advisor

Asst. Prof. Taworn Benjanarasuth

ABSTRACT

This thesis presents the study on design, implementation and control of aero-vehicle including the application of sensors, namely ultrasonic sensor and tilt sensor, as well as the application of microcontroller and computer in control system. The objective of the control system is to control the height and tilt of the implemented aero-vehicle by applying the knowledges in control engineering

The procedures of the study include reviewing all relevant knowledges and applying them in the implementation. Specifically, PID controllers are utilized to control the aero-vehicle. Finally, the experiments are conducted and results are recorded.

กิตติกรรมประกาศ

ปริญญาานิพนธ์ฉบับนี้สามารถสำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยดี เพราะได้รับความเมตตาเป็นอย่างสูง จากผู้ช่วยศาสตราจารย์ ถาวร เบญจนราสุทธิ์ อาจารย์ที่ปรึกษาที่ได้ให้คำแนะนำ ข้อคิดเห็น ให้ความกรุณาเอื้อเฟื้ออุปการะที่จำเป็น และความช่วยเหลืออื่นๆ แก่คณะผู้จัดทำ

ขอขอบพระคุณ รองศาสตราจารย์ ดร.จกมล งามวิวิทย์ ที่ได้ให้ความกรุณา และคำแนะนำที่เป็นประโยชน์ ตลอดจนให้ความสนใจใส่ถามถึงความก้าวหน้าอย่างสม่ำเสมอ ทำให้ผู้จัดทำมีความกระตือรือร้น และทำงานเป็นระบบมากขึ้น ขอขอบพระคุณ อาจารย์ คอน อิศรากร ที่ได้ให้คำแนะนำ และให้คำปรึกษา รวมถึงการให้ความสนใจถามถึงความคืบหน้าอย่างสม่ำเสมอ และขอขอบพระคุณ คณาจารย์ทุกท่านที่ได้ประสิทธิ์ประสาทวิชาความรู้แก่คณะผู้จัดทำ

สุดท้ายนี้ผู้จัดทำขอกราบขอบพระคุณ บิดา มารดา ของคณะผู้จัดทำ ที่ได้ให้ความสนับสนุนให้ โอกาสผู้จัดทำได้เล่าเรียนจนถึงทุกวันนี้ อีกทั้งขอขอบคุณ พี่สองเมือง นันทขว้าง และเพื่อนๆ ที่คอยให้ความช่วยเหลือและเป็นกำลังใจแก่ผู้จัดทำ จนทำให้ปริญญาานิพนธ์ฉบับนี้ได้เสร็จสิ้นสมบูรณ์

คณะผู้จัดทำ

นายปิยะภูมิ สิทธิสูงเนิน

นายวรารุช พรินทรากุล

สารบัญ

	หน้า
บทคัดย่อ	i
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ	ii
กิตติกรรมประกาศ	iii
สารบัญ	iv
สารบัญภาพ	vi
สารบัญตาราง	ix
บทที่ 1 บทนำ	1
บทที่ 2 ทฤษฎีและหลักการ	4
2.1 เซนเซอร์วัดความสูง	4
2.2 เซนเซอร์วัดมุมเอียง	10
2.3 ชุดขับเคลื่อนมอเตอร์	13
2.3.1 ลิเนียร์เพาเวอร์แอมป์ไฟ	13
2.3.2 สวิตซ์แอมป์ไฟแบบพัลส์วิท โมดูลชั้น	13
2.3.2.1 การมือคดูเลทตามความกว้างของพัลส์แบบเดี่ยว	14
2.3.2.2 การมือคดูเลทตามความกว้างพัลส์แบบหลายพัลส์	15
2.3.2.3 การมือคดูเลทตามความกว้างของพัลส์แบบไซน์	16
2.4 การเชื่อมต่อคอมพิวเตอร์กับอุปกรณ์ภายนอกโดยผ่านพอร์ตอนุกรม	17
2.5 การเชื่อมต่อคอมพิวเตอร์กับไมโครคอนโทรลเลอร์	19
2.6 ตัวควบคุม	20
2.6.1 ระบบควบคุมแบบพี	20
2.6.2 ระบบควบคุมแบบไอ	23
2.6.3 ระบบควบคุมแบบดี	24
2.6.4 ระบบควบคุมแบบพีไอ	26
2.6.5 ระบบควบคุมแบบพีดี	27
2.6.6 ระบบควบคุมแบบพีไอดี	28
2.6.6 ระบบควบคุมดิจิตอลแบบพีไอดี	29
2.7 มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง	31
2.7.1 แรงบิดและกำลัง	31

2.7.2 แรงบิดที่เกิดขึ้นในอาร์เมเจอร์	32
2.7.3 แรงดันไฟฟ้าต้านกลับ	33
2.7.4 การแบ่งชนิดของมอเตอร์กระแสตรงตามลักษณะการกระตุ้น	34
2.7.5 คุณลักษณะของมอเตอร์	35
2.7.5.1 มอเตอร์แบบขนาน	35
2.7.5.2 มอเตอร์แบบอนุกรม	36
2.7.6 การเปรียบเทียบคุณลักษณะของมอเตอร์	37
2.7.6.1 การเปรียบเทียบของมอเตอร์แบบขนานกับแบบอนุกรม	37
2.7.6.2 คุณลักษณะพื้นฐานของมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง	37
2.8 ระเบียบวิธีกำลังสองน้อยที่สุด	39
2.9 การคำนวณความสูงของใบพัด	43
บทที่ 3 การทดลอง	47
3.1 การศึกษาโครงสร้างอากาศยานจำลอง	47
3.2 เซนเซอร์วัดความสูง	49
3.3 เซนเซอร์วัดมุมเอียง	51
3.4 ชุดขับมอเตอร์	55
3.5 การแก้ไขค่าความผิดพลาดจากอุปกรณ์วัด	57
3.6 ผลการทดลองอากาศยาน	59
3.6.1 การทดลองแบบวงเปิด	59
3.6.2 การทดลองแบบวงปิด	61
บทที่ 4 บทสรุป	67
4.1 สรุป	67
4.2 ปัญหาที่พบในโครงการ	68
4.3 แนวทางการพัฒนาต่อ	69
ภาคผนวก	70
ภาคผนวก A โปรแกรมในโครงการ	71
A.1 โปรแกรมวิซวลเบสิก (Visual Basic) ของการควบคุมระบบวงปิด	71
A.2 โปรแกรมไมโครคอนโทรลเลอร์ของเซนเซอร์วัดความสูงและเซนเซอร์วัดมุมเอียง	73
ภาคผนวก B เอกสาร TIP 3055	77
บรรณานุกรม	80

สารบัญญภาพ

รูปที่	หน้า
1.1 เบลีคอปเตอร์ไฟฟ้าแบบมีแกนชัก	1
1.2 แบบมีแกน 4 แกน	1
1.3 ทิศทางการควบคุมอากาศยานแบบ 4 แกน	2
1.4 อากาศยานซึ่งจะศึกษาในโครงการนี้	2
2.1 โครงสร้างอุลตราโซนิก (ก) ภายนอกและ (ข) ภายใน	4
2.2 วงจรรับส่งสัญญาณอุลตราโซนิกที่ทำการศึกษา	5
2.3 วงจรในการสร้างพัลส์	6
2.4 วงจรในการสร้างสัญญาณที่ความถี่โซแนนซ์ 40 kHz	6
2.5 วงจรอินเวอร์เตอร์	7
2.6 วงจรขยายสัญญาณ	8
2.7 วงจรตรวจสอบสัญญาณ	8
2.8 วงจรเปรียบเทียบสัญญาณ	9
2.9 วงจรวัดเวลาและไคอะแกรมการทำงาน	9
2.10 เซนเซอร์วัดมุมเอียง MXD2020ML	10
2.11 ไคอะแกรมของ MXD2020ML	11
2.12 เอาต์พุตควิต์โซเคลิของเซนเซอร์วัดมุมเอียง	12
2.13 การมีอคตฺลตามความกว้างของพัลส์แบบเดี่ยว	14
2.14 การมีอคตฺลตามความกว้างของพัลส์แบบหลายพัลส์	15
2.15 การมีอคตฺลตามความกว้างของพัลส์แบบไซน์	16
2.16 การส่งข้อมูลแบบซิงโครนัส	17
2.17 การส่งข้อมูลแบบอะซิงโครนัส	17
2.18 โครงสร้างของไอซี MAX232	18
2.19 การเชื่อมต่อคอมพิวเตอร์กับไมโครคอนโทรลเลอร์และอุปกรณ์ภายนอก	19
2.20 การกำหนดช่วงจำกัดของเอาต์พุต	21
2.21 ผลการตอบสนองของตัวควบคุมแบบพี	22
2.22 ระบบควบคุมแบบพี	22
2.23 ผลการตอบสนองของตัวควบคุมแบบไอ	23

2.24 ระบบควบคุมแบบไอ	24
2.25 ผลตอบสนองของตัวควบคุมแบบดี	24
2.26 บล็อกไดอะแกรม (Block Diagram) ของตัวควบคุมแบบดี	25
2.27 บล็อกไดอะแกรมของระบบควบคุมแบบพีไอ	26
2.28 การตอบสนองของระบบควบคุมแบบพีไอ	26
2.29 บล็อกไดอะแกรมของระบบควบคุมแบบพีดี	28
2.30 บล็อกไดอะแกรมของระบบควบคุมแบบพีไอดี	28
2.31 การเปลี่ยนพลังงานทางไฟฟ้าเป็นพลังงานทางกล	31
2.32 ความเป็นเครื่องกำเนิดในมอเตอร์	33
2.33 วงจรมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบแยกขดกระตุ้น	34
2.34 วงจรมอเตอร์ไฟฟ้าแบบขนาน	34
2.35 วงจรมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบอนุกรม	34
2.36 วงจรมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบผสม	35
2.37 คุณลักษณะของมอเตอร์แบบขนาน	35
2.38 คุณลักษณะของมอเตอร์แบบอนุกรม	36
2.39 วงจรเทียบเคียงของมอเตอร์แบบกระตุ้นภายนอก	38
2.40 ระบบอากาศยานจำลอง	43
2.41 ระบบควบคุมป้อนกลับอากาศยานจำลองเสมือนแยกอิสระจากกัน	43
2.42 มุมมองที่ระนาบ x และ y ของโครงสร้างอากาศยานจำลอง	44
2.43 มุมมองที่ระนาบ z และ x ของโครงสร้างอากาศยานจำลอง	44
2.44 มุมมองที่ระนาบ z และ y ของโครงสร้างอากาศยานจำลอง	45
3.1 โครงสร้างทำด้วยอลูมิเนียมทรงกลม	47
3.2 โครงสร้างอากาศยานโดยใช้อลูมิเนียมแบบฉาก	48
3.3 โครงสร้างทำด้วยไม้บัลซ่า	48
3.4 โครงสร้างที่ลดเหลี่ยมเพื่อลดแรงเสียดทาน	49
3.5 ผลการทดลองที่ระยะทาง 15 cm ได้การเปลี่ยนแปลงช่วงเวลาเท่ากับ 1.08 ms	49
3.6 ผลการทดลองที่ระยะทาง 105 cm ได้การเปลี่ยนแปลงช่วงเวลาเท่ากับ 6.2 ms	50
3.7 กราฟแสดงค่าระยะทางจริงเทียบกับช่วงเวลาที่เปลี่ยนแปลง	51
3.8 ผลการทดลองที่แกน X เท่ากับ -90 องศาได้การเปลี่ยนแปลงช่วงเวลาเท่ากับ 6.8 ms	51
3.9 ผลการทดลองที่แกน Y เท่ากับ -90 องศาได้การเปลี่ยนแปลงช่วงเวลาเท่ากับ 6.9 ms	52
3.10 ผลการทดลองที่แกน X เท่ากับ 90 องศาได้การเปลี่ยนแปลงช่วงเวลาเท่ากับ 2.9 ms	52

3.11 ผลการทดลองที่แกน Y เท่ากับ 90 องศาได้การเปลี่ยนแปลงช่วงเวลาเท่ากับ 3.0 ms	52
3.12 กราฟการเปลี่ยนแปลงมุมแกน X เทียบกับเปอร์เซ็นต์ความถี่ไซเคิล	54
3.13 กราฟการเปลี่ยนแปลงมุมแกน Y เทียบกับเปอร์เซ็นต์ความถี่ไซเคิล	55
3.14 ผลการทดลองที่ตำแหน่งบิตที่ 0 ได้การเปลี่ยนแปลงช่วงเวลาเท่ากับ 0 μ s	55
3.15 ผลการทดลองที่ตำแหน่งบิตที่ 120 ได้การเปลี่ยนแปลงช่วงเวลาเท่ากับ 21.0 μ s	56
3.16 กราฟการเปลี่ยนแปลงจำนวนบิตเทียบกับเปอร์เซ็นต์ความถี่ไซเคิล	57
3.17 ขั้นตอนการหาค่าเปลี่ยนแปลงเฉลี่ย	57
3.18 เอต์พุดค่าวัดมุมเอียง ก่อนและหลัง เข้าตัวกรองสัญญาณ	58
3.19 ขั้นตอนการแก้ปัญหาของเซนเซอร์วัดความสูง	58
3.20 เอต์พุดของเซนเซอร์วัดความสูงก่อนและหลังการแก้ไข	59
3.21 ค่าวัดความสูงจากอุลตราโซนิกเซนเซอร์ในการทดลองวงเปิด	60
3.22 ค่าวัดมุมเอียงของแกน X จากเซนเซอร์วัดมุมเอียงในการทดลองวงเปิด	60
3.23 ค่าวัดมุมเอียงของแกน Y จากเซนเซอร์วัดมุมเอียงในการทดลองวงเปิด	61
3.24 ค่าวัดความสูงจากอุลตราโซนิกเซนเซอร์ในการทดลองวงปิด	62
3.25 สัญญาณอินพุตจากตัวควบคุมที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 1 ในการทดลองวงปิด	63
3.26 สัญญาณอินพุตจากตัวควบคุมที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 2 ในการทดลองวงปิด	63
3.27 สัญญาณอินพุตจากตัวควบคุมที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 3 ในการทดลองวงปิด	64
3.28 สัญญาณความสูงของใบพัดตัวที่ 1 ในการทดลองวงปิด	64
3.29 สัญญาณความสูงของใบพัดตัวที่ 2 ในการทดลองวงปิด	65
3.30 สัญญาณความสูงของใบพัดตัวที่ 3 ในการทดลองวงปิด	65
3.31 ค่าวัดมุมเอียงของแกน X จากเซนเซอร์วัดมุมเอียงในการทดลองวงปิด	66
3.32 ค่าวัดมุมเอียงของแกน Y จากเซนเซอร์วัดมุมเอียงในการทดลองวงปิด	66

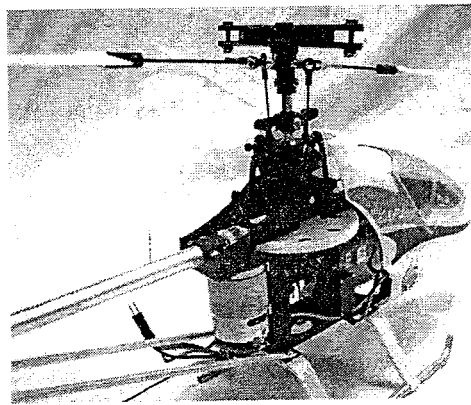
สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
2.1 ข้อมูลที่ได้จากการทดสอบอุณหภูมิต่ำ	41
3.1 ข้อมูลจากการทดลองเซนเซอร์วัดความสูง	50
3.2 ข้อมูลการทดลองการเปลี่ยนแปลงของเซนเซอร์วัดมุมเอียงตามแกน X	53
3.3 ข้อมูลการทดลองการเปลี่ยนแปลงของเซนเซอร์วัดมุมเอียงตามแกน Y	54
3.4 ข้อมูลการทดลองโดยใช้วงจรมัลติเพล็กซ์	56

บทที่ 1

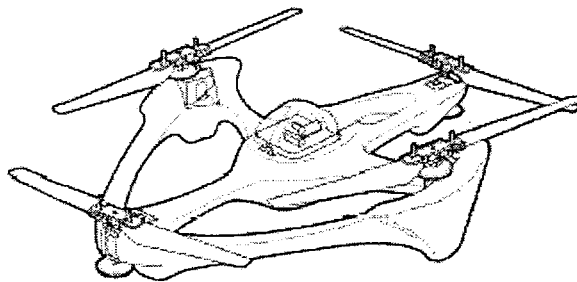
บทนำ

ในปัจจุบันนี้ การออกแบบและการควบคุมอากาศยานได้มีการพัฒนาอย่างต่อเนื่อง ทั้งอากาศยานขนาดใหญ่และอากาศยานขนาดเล็กซึ่งมีประโยชน์ในงานหลายทาง ดังนั้นการออกแบบและการควบคุมอากาศยานเป็นสิ่งที่น่าสนใจในการศึกษาค้นคว้า ในกรณีอากาศยานขนาดเล็กนั้นที่นิยมศึกษามีหลายประเภท เช่น การศึกษาเกี่ยวกับรูปแบบโครงสร้างของเฮลิคอปเตอร์ ซึ่งถ้าเป็นเฮลิคอปเตอร์แบบไฟฟ้าที่มีขนาดเล็กและราคาไม่แพงมากนัก จะพบว่า การควบคุมทิศทาง และการควบคุมความสูง จะควบคุมได้ค่อนข้างยาก เพราะไม่มีคันชักในการช่วยบังคับ ซึ่งคันชักนี้มีความสำคัญมากในการควบคุมทิศทางของเฮลิคอปเตอร์ไปตามทิศทางที่เราต้องการ เพราะมีเซอร์โวมอเตอร์ช่วยในการควบคุมคันชักให้ได้ทิศทางตามที่เราต้องการได้ง่ายขึ้น

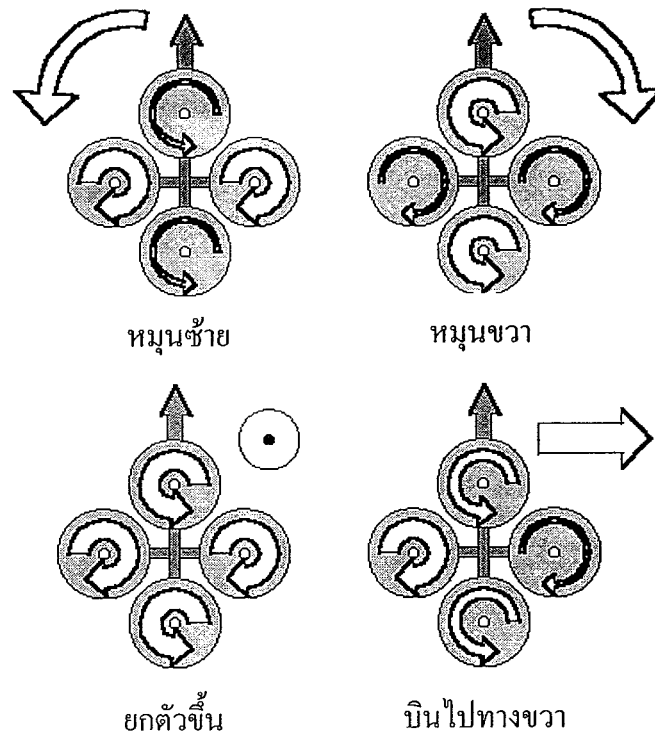


รูปที่ 1.1 เฮลิคอปเตอร์ไฟฟ้าแบบมีแกนชัก

ส่วนการศึกษารูปแบบที่แตกต่างไปจากเฮลิคอปเตอร์นั้นจะเป็นรูปแบบอากาศยานที่มีแกน ดังรูปที่ 1.2 จะเป็นอากาศยานแบบ 4 แกน ซึ่งการควบคุมทำโดยอาศัยการขับเคลื่อนแต่ละตัว โดยใช้ใบพัดตัดลมสวนทางกันแสดงดังรูปที่ 1.3

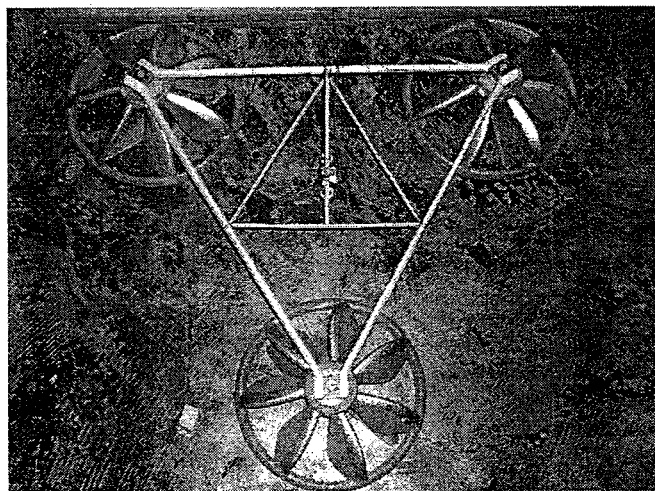


รูปที่ 1.2 แบบมีแกน 4 แกน



รูปที่ 1.3 ทิศทางการควบคุมอากาศยานแบบ 4 แกน

นอกจากอากาศยานแบบ 4 แกนแล้ว ยังมีโครงสร้างอากาศยานในรูปแบบยูเอฟไอจำลอง ซึ่งมีใบพัดเพียงใบพัดเดียว ทำให้การควบคุมทำได้เฉพาะทิศทางขึ้นลงเท่านั้น ในโครงการนี้เมื่อผนวกกับแนวคิดของโครงสร้างแบบ 4 แกน และยูเอฟไอ จึงทำการออกแบบและศึกษาการควบคุมอากาศยานจำลองที่อาศัยยูเอฟไอ 3 ลำมาประกอบกัน โดยมีแกนเป็นตัวเชื่อมแต่ละลำเข้าด้วยกัน แสดงดังรูปที่ 1.4



รูปที่ 1.4 อากาศยานจำลองซึ่งจะศึกษาในโครงการนี้

โครงการนี้มีวัตถุประสงค์เพื่อออกแบบโครงสร้างอากาศยาน โดยสามารถควบคุมความสูงและมุมเอียง ให้เป็นไปตามต้องการได้ โดยจะกล่าวถึงการศึกษาโครงสร้างของ ยูเอฟโอ และการออกแบบโครงสร้าง โดยนำ ยูเอฟโอ มาเชื่อมต่อกันดังรูปที่1.4 การศึกษาทฤษฎีด้านอุปกรณ์วัด ได้แก่ เซนเซอร์วัดมุมเอียง (Tilt Sensor) และเซนเซอร์วัดความสูง (Ultrasonic Sensor) การศึกษาในทฤษฎีชุดขับเคลื่อนมอเตอร์ (Driver) ตลอดจนการเชื่อมต่ออุปกรณ์ภายนอกกับไมโครคอนโทรลเลอร์ (Microcontroller) การศึกษาทฤษฎีการเชื่อมต่อคอมพิวเตอร์กับไมโครคอนโทรลเลอร์โดยผ่านพอร์ตอนุกรม ทฤษฎีการออกแบบระบบควบคุมแบบพีไอดี การทดลองอุปกรณ์วัด วงจรขับ ระบบวงเปิดและระบบควบคุมวงปิด ท้ายที่สุดเป็นการสรุปวิจารณ์และกล่าวถึงแนวทางการพัฒนาต่อไป

บทที่ 2

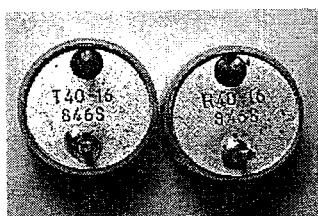
ทฤษฎีและหลักการ

ในบทนี้จะกล่าวถึงทฤษฎีและหลักการต่างๆที่เกี่ยวข้องกับโครงการนี้ ซึ่งประกอบ ด้วย ทฤษฎีของเซนเซอร์วัดความสูง เซนเซอร์วัดมุมเอียง ชุดขับเคลื่อนมอเตอร์ การเชื่อมต่อคอมพิวเตอร์กับ อุปกรณ์ภายนอกโดยผ่านพอร์ตอนุกรม การเชื่อมต่ออุปกรณ์ภายนอกกับไมโครคอนโทรลเลอร์ ตัวควบคุม มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง ระเบียบวิธีกำลังสองน้อยที่สุด และการคำนวณความสูงของ ใบพัด

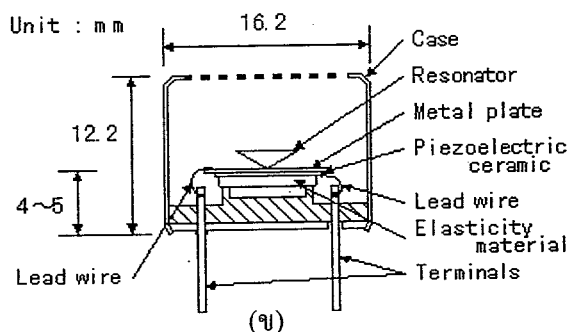
2.1 เซนเซอร์วัดความสูง

เนื่องจากการควบคุมความสูงของอากาศยานเป็นวัตถุประสงค์หลักอันหนึ่งของโครงการนี้ จึงจำเป็นต้องมีอุปกรณ์ที่ใช้ในการวัดความสูง โดยในโครงการนี้ได้เลือกประยุกต์ใช้อุลตราโซนิก เป็นเซนเซอร์วัดความสูง จึงขอเรียกอุลตราโซนิกในโครงการนี้ว่าเซนเซอร์วัดความสูง

หลักการทำงานโดยใช้คลื่นเสียงความถี่สูงเกินย่านที่หูคนเราจะได้ยิน ประมาณ 20 kHz ซึ่ง เรียกคลื่นเสียงความถี่สูงนี้ว่าอุลตราซาวด์ (Ultrasound) เครื่องมือที่ทำให้เกิดคลื่นความถี่สูงนี้จะอาศัยหลักการคือใช้กระแสไฟฟ้าไปกระตุ้นผลึกคริสตัล (Crystal) เช่น ซิลิโคนไดออกไซด์ (Silicone Dioxide) หรือควอทซ์ (Quartz) กระแสไฟฟ้าจะทำให้ผลึกสั่นสะเทือนเกิดคลื่นเสียงความถี่สูงเกินกว่าที่หูคนจะได้ยิน แสดงดังรูปที่ 2.1 รูป ก คือโครงสร้างภายนอกของอุลตราโซนิก และรูป ข คือโครงสร้างภายในของอุลตราโซนิก



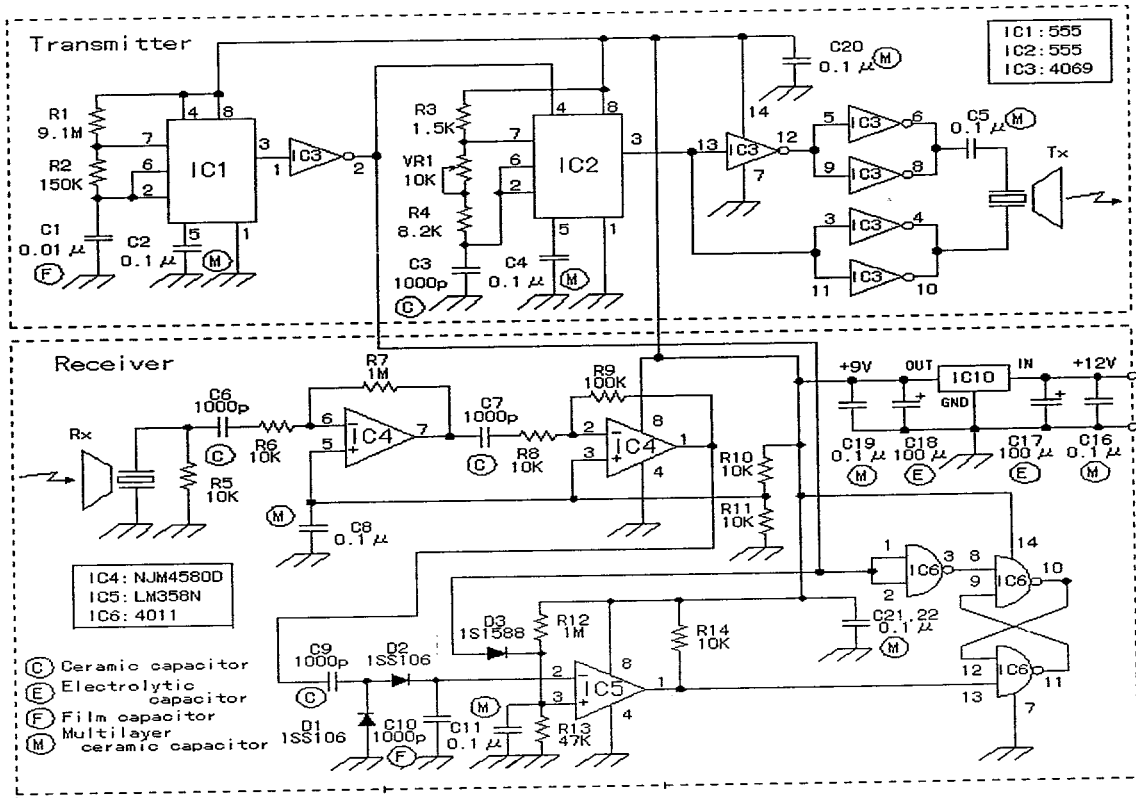
(ก)



(ข)

รูปที่ 2.1 โครงสร้างอุลตราโซนิก (ก) ภายนอกและ (ข) ภายใน

ในโครงการนี้ได้ทำการศึกษาวงจรรับส่งสัญญาณอุตสาหกรรมไอซิดังรูปที่ 2.2 โดยในที่นี้เลือกใช้ชุดตราไอซิดเบอร์ 846S ประกอบด้วยเบอร์ T40-16 เป็นตัวส่ง (Transmitter) และ R40-16 เป็นตัวรับ (Receiver) โดยเลข 40 แสดงความถี่รีโซแนนซ์ของชุดตราไอซิดที่ 40 kHz และเลข 16 บอกถึงขนาดเส้นผ่าศูนย์กลางของชุดตราไอซิดเท่ากับ 16 มิลลิเมตร



รูปที่ 2.2 วงจรรับส่งสัญญาณอุตสาหกรรมไอซิดที่ทำการศึกษา

จากรูปวงจรข้างบนประกอบด้วยภาคส่งและภาครับ รายละเอียดของวงจรทั้งหมดอธิบายดังต่อไปนี้

ภาคส่ง

เป็นส่วนในการสร้างความถี่ที่ 40 kHz เพื่อให้ตัวส่ง ส่งคลื่นเสียงความถี่สูงออกไป และรายละเอียดของภาคส่งนี้อธิบายได้ดังต่อไปนี้

- รูปที่ 2.3 เป็นส่วนในการสร้างพัลส์ (Pulse) โดยใช้วงจรอะสเตเบิล (Astable) สามารถคำนวณหาความกว้างของพัลส์ โดยเมื่อพิจารณาวงจรในรูปที่ 2.2 ซึ่ง

กำหนดให้ : $R_A = R_1 = 9.1 M\Omega$, $R_B = R_2 = 150 k\Omega$, $C = C_1 = 0.01 \mu F$

$$T_L = 0.69 \cdot R_B \cdot C$$

$$= 0.69 \cdot (150 \times 10^3) \cdot (0.01 \times 10^{-6})$$

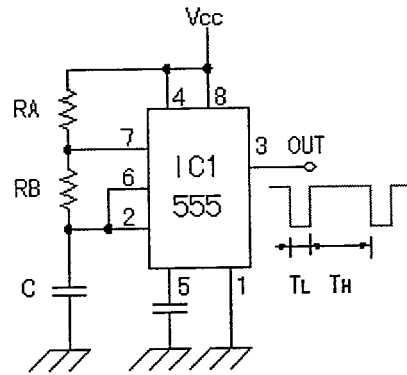
$$= 1 \times 10^{-3}$$

$$= 1 \text{ msec}$$

$$T_H = 0.69 \cdot (R_A + R_B) \cdot C$$

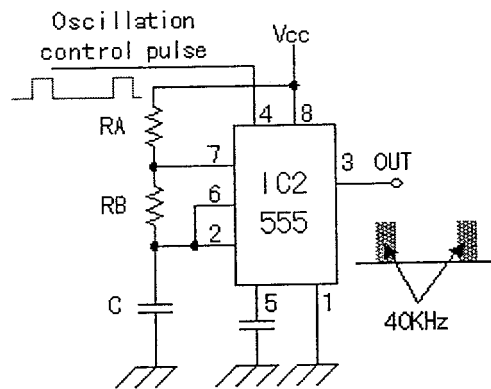
$$= 0.69 \cdot (9250 \times 10^3) \cdot (0.01 \times 10^{-6})$$

$$= 64 \text{ msec}$$



รูปที่ 2.3 วงจรในการสร้างพัลส์

- รูปที่ 2.4 เป็นส่วนในการสร้างสัญญาณที่มีความถี่ไซเรนซ์ประมาณ 40 kHz โดยการปรับที่ค่า RB ตัวอย่างในการคำนวณหาความถี่ดังสมการข้างล่าง



รูปที่ 2.4 วงจรในการสร้างสัญญาณที่มีความถี่ไซเรนซ์ 40 kHz

โดยเมื่อพิจารณาวงจรในรูปที่ 2.2 ซึ่งกำหนดให้

$$R_A = R_3 = 1.5 \text{ k}\Omega, R_B = R_A + VR1 = 15 \text{ k}\Omega, C = C_3 = 1000 \text{ pF}$$

$$T_L = 0.69 \cdot R_B \cdot C$$

$$= 0.69 \cdot (5 \times 10^3) \cdot (1000 \times 10^{-12})$$

$$= 10 \mu\text{sec}$$

$$T_H = 0.69 \cdot (R_A + R_B) \cdot C$$

$$= 0.69 \cdot (16.5 \times 10^3) \cdot (1000 \times 10^{-12})$$

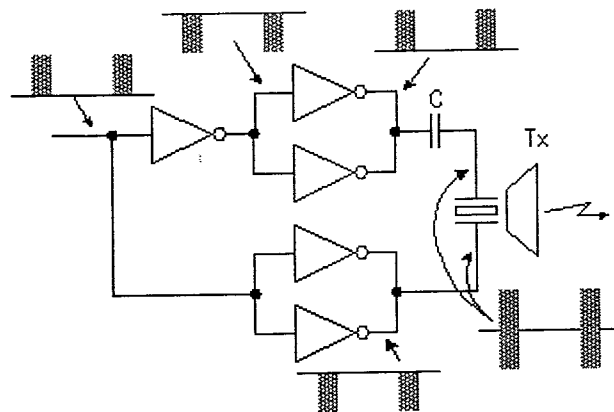
$$= 11 \mu\text{sec}$$

$$f = 1 / (T_L + T_H)$$

$$= 1 / ((10.36 + 11.39) \times 10^{-6})$$

$$= 46.0 \text{ kHz}$$

- รูปที่ 2.5 เป็นวงจรมอนิเตอร์ที่ใช้ในการจับสัญญาณอุตสาหกรรม ซึ่งมีอินเวอร์เตอร์ 2 ตัวต่อขนานกันทำให้มีกำลังในการส่งสัญญาณมากขึ้น โดยทำให้ช่วงบวกและช่วงลบ เลื่อนเฟสไป 180 องศา



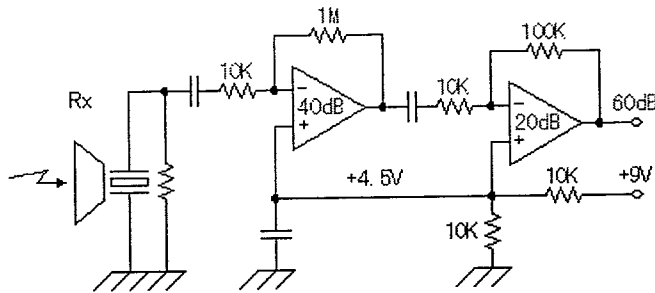
รูปที่ 2.5 วงจรมอนิเตอร์

ภาครับ

ทำหน้าที่รับคลื่นความถี่อุตสาหกรรมซึ่งสะท้อนกลับจากวัตถุที่ถูกคลื่นจากภาคส่งตกกระทบ แล้วจึงขยายสัญญาณให้สูงขึ้นเพื่อนำสัญญาณที่ได้นี้ไปเข้าวงจรแยกสัญญาณ ส่วนในเรื่องรายละเอียดต่างๆ อธิบายได้ดังต่อไปนี้

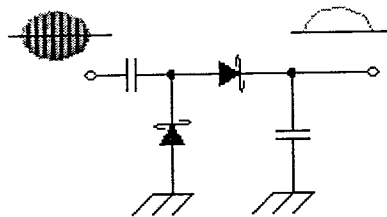
- รูปที่ 2.6 เป็นวงจรในการขยายสัญญาณอุตสาหกรรมที่รับเข้ามาให้เป็น 1,000 เท่าหรือ 60dB โดยแบ่งเป็น 2 ส่วนคือวงจรขยาย 100 เท่าหรือ 40dB และวงจรขยาย 10 เท่าหรือ 20dB โดยทั่วไปจะต้องอาศัยแหล่งจ่ายที่จ่ายไฟเลี้ยงทั้งแรงดันบวกและลบ แต่ในที่นี้

แหล่งจ่ายจะจ่ายเฉพาะไฟเลี้ยงแรงดันบวก+9โวลต์เพียงอย่างเดียว เพราะฉะนั้น จึงจำเป็นต้องจ่ายแรงดันไบแอส (Bias Voltage) ให้กับวงจร ครึ่งหนึ่งของแหล่งจ่าย ซึ่งในที่นี้คือ 4.5 โวลต์ เพื่อไม่ให้สัญญาณเอาต์พุตผิดเพี้ยน แต่เป็นเพียงการยกระดับสัญญาณไว้ครึ่งหนึ่ง หรือ 4.5 โวลต์



รูปที่2.6 วงจรขยายสัญญาณ

- รูปที่2.7 เป็นการตรวจสอบสัญญาณอุลตราโซนิคที่รับเข้ามา โดยมีลักษณะแบบวงจรเรียงกระแสแบบครึ่งคลื่น (Half Wave Rectifier) ซึ่งตรวจจับเฉพาะสัญญาณบวกเท่านั้น จากนั้นเมื่อผ่านตัวเก็บประจุด้านหลังไดโอดซึ่งทำหน้าที่เป็นวงจรกรองความถี่ต่ำผ่านจะได้ระดับแรงดันไฟฟ้ากระแสตรงที่สอดคล้องกับระดับของสัญญาณที่ได้รับ ในที่นี้ต้องใช้ Schottky barrier diodes เพราะเป็นไดโอดที่สามารถตอบสนองความถี่สูงได้



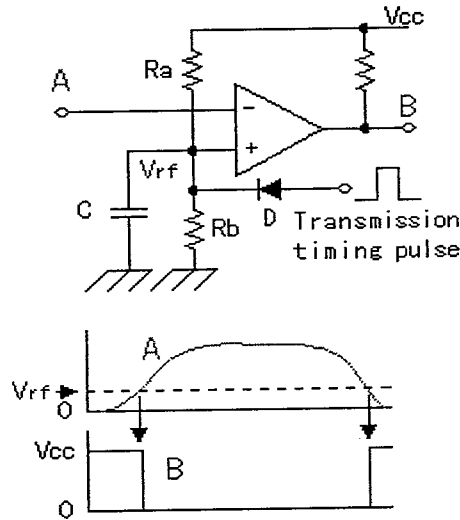
รูปที่2.7 วงจรตรวจสอบสัญญาณ

- รูปที่2.8 เป็นวงจรเปรียบเทียบสัญญาณ (Comparator) การทำงานคือกรณีไม่มีสัญญาณป้อนกลับทางลบหรือมีสัญญาณป้อนกลับทางลบ ที่แรงดันอินพุตน้อยๆ (น้อยกว่า V_{rf}) เอาต์พุตจะมีค่าสูงสุดเท่ากับแหล่งจ่ายเพราะขาบวกมีค่ามากกว่าขาลบ และกรณีขาบวกมีแรงดันน้อยกว่าขาลบ เอาต์พุตจะเป็น 0 โวลต์ การคำนวณหา V_{rf} ทำได้ดังนี้

จากรูปที่2.2 ซึ่งมีค่า $R_a = R_{12} = 1\text{ M}\Omega$ และ $R_b = R_{13} = 47\text{ k}\Omega$ โดย

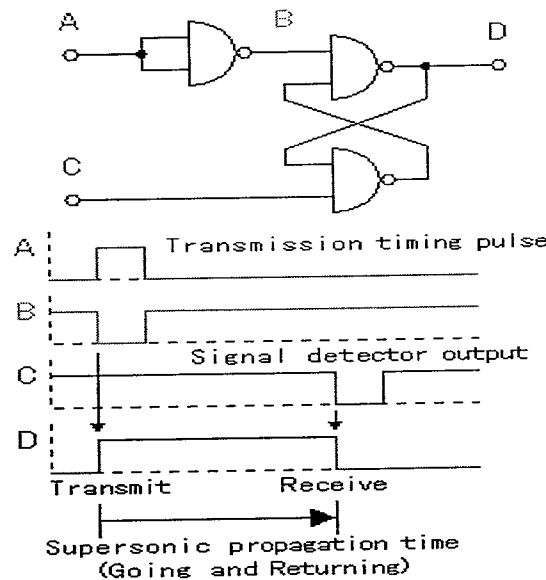
$$\begin{aligned} V_{rf} &= (R_b \cdot V_{cc}) / (R_a + R_b) \\ &= (47\text{ M}\Omega \cdot 9\text{ V}) / (1\text{ M}\Omega + 47\text{ k}\Omega) \\ &= 0.4\text{ V} \end{aligned}$$

ดังนั้นเมื่อสัญญาณอุลตราโซนิกมีค่ามากกว่าแรงดัน 0.4 โวลต์ สัญญาณเอาต์พุตจะประมาณ 0 โวลต์ โดยในที่นี้สัญญาณจุด B แสดงช่วงเวลาที่สามารรถับสัญญาณได้ โดยเมื่อมีการรับสัญญาณได้จะมีระดับแรงดัน 0 โวลต์



รูปที่ 2.8 วงจรเปรียบเทียบสัญญาณ

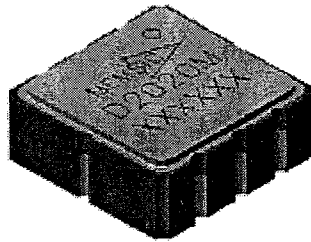
- รูปที่ 2.9 เป็นวงจรวัดเวลา (Time Measurement Gate Circuit) โดยสัญญาณเอาต์พุตที่จุด D ระยะเวลาซึ่งใช้ในการรับส่งสัญญาณอุลตราโซนิก โดยอาศัยวงจร RS flip flop ทำการเปรียบเทียบสัญญาณพัลส์ระยะเวลาส่ง (จุด A) กับเอาต์พุตที่ออกจากวงจรเปรียบเทียบสัญญาณ ซึ่งระบุช่วงเวลารับสัญญาณได้ ณ ภาครับ (จุด C) โดยมีการทำงานเป็นไปตามไคอะแกรมเวลาในรูปที่ 2.9



รูปที่ 2.9 วงจรวัดเวลาและไคอะแกรมการทำงาน

2.2 เซนเซอร์วัดมุมเอียง (Tilt Sensor)

เนื่องจากระบบอากาศยานต้องสามารถควบคุมมุมเอียงเพื่อรักษาเสถียรภาพของอากาศยานให้ได้ ดังนั้นเซนเซอร์วัดมุมเอียงจึงเป็นส่วนสำคัญต่อโครงการงานเพื่อใช้เป็นอุปกรณ์บอกถึงมุมเอียงของอากาศยาน ในโครงการงานนี้ใช้เซนเซอร์วัดมุมเอียงของ MXD2020ML ซึ่งเป็นไอซีของบริษัท MEMSIC ดังรูปที่ 2.10



รูปที่ 2.10 เซนเซอร์วัดมุมเอียง MXD2020ML

เซนเซอร์วัดมุมเอียงที่ใช้ในโครงการงานนี้มีลักษณะการวัดค่าความเร่งแบบ 2 แกน คือ แกน X และแกน Y สร้างบนมาตรฐานซีมอส (CMOS) ที่มีระบบการตรวจจับเซนเซอร์ที่สมบูรณ์แบบบนพื้นฐาน SoC (System on Chip) หรือเป็นตัวอย่างหนึ่งของไอซีที่พัฒนามาบนพื้นฐานของเทคโนโลยีที่ชื่อว่า MEMS สามารถวัดค่าแบบเต็มค่าสเกลในช่วง $-2g$ ถึง $+2g$ และมีความไว (Sensitivity) 12.5% ต่อ g สามารถวัดค่าได้ทั้งความสั่นสะเทือน (Dynamic หรือ Vibration) และวัดค่าความโน้มถ่วง (Static Acceleration หรือ Gravity) ลักษณะการออกแบบ ถูกออกแบบให้มีเซนเซอร์แบบความร้อนที่มีการแผ่กระจายความร้อนโดยมีการตรวจจับทั้งในแกน X และ แกน Y สามารถทนทานต่อการสั่นสะเทือนถึง $50,000g$ และยังมีการกำจัดแรงที่มีลักษณะแบบปะทะที่มีผลต่อการวัดให้น้อยลง เพื่อผลการวัดค่าที่มีประสิทธิภาพ รวมถึงค่าอัตราการผลิตต่างๆ ที่มีผลต่อสัญญาณให้น้อยลง

ไอซี MXD2020ML มีขาสัญญาณดิจิทัลเอาต์พุต 2 ขา คือ DoutX และ DoutY สัญญาณเอาต์พุตนี้จะเปลี่ยนแปลงค่าเป็นสัดส่วนโดยตรงกับค่าความโน้มเอียงหรือค่าความเร่ง ซึ่งการแปลงค่าสัญญาณเอาต์พุตนี้สามารถแปลงค่าโดยตรงกับการเชื่อมต่อกับตัวไมโครคอนโทรลเลอร์ได้เลย

หลักการทำงาน

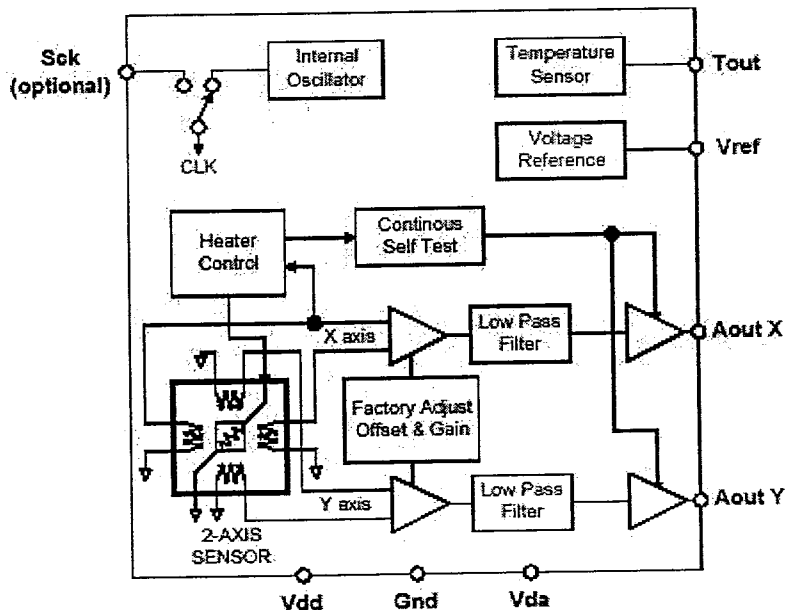
หลักการทำงานของเซนเซอร์วัดมุมเอียงโดยทั่วไปอยู่บนพื้นฐานการถ่ายโอนความร้อนแบบกระจายความร้อนอย่างเป็นธรรมชาติโดยมีตัวกลางในการสร้างความแตกต่างของแรงโน้มถ่วงที่จะทำการวัด คือ แก๊ส

การทำงานของ MXD2020ML นั้นจะมีแหล่งกำเนิดความร้อนที่อยู่กึ่งกลางช่องว่างภายในซิลิกอนชิปเหมือนกับช่องว่างระหว่างสารประกอบอลูมิเนียมและโพลีซิลิกอนเทอร์โมไฟต์ ซึ่งอยู่

ในกลุ่มเทอร์โมคัปเปิ้ล ที่มีตำแหน่งอยู่ระหว่างกลางของแกนสองแกนที่ตัดกัน ลักษณะการทำงานและวัดผลนั้นหากว่าความเร่งหรือแรงโน้มถ่วงไม่มีการเปลี่ยนแปลงอุณหภูมิ ณ จุดเปรียบเทียบที่เป็นลักษณะทางกายภาพของวัสดุที่ใช้ตรวจสอบจะสมมาตรกับแหล่งกำเนิดความร้อน ซึ่งนั่นก็หมายความว่าอุณหภูมิจะเท่ากันทั้งสี่ส่วนของตัวเทอร์โมไฟลส์ก็เท่ากับว่าแรงดันเอาต์พุตไม่มีการเปลี่ยนแปลงแต่เมื่อใดที่มีแรงกระทำจากภายนอกทำให้เกิดแรงโน้มถ่วงที่เปลี่ยนแปลงไปหรือในกรณีเกิดการเอียงหรือการเคลื่อนไหวก็จะทำให้โครงสร้างของอุณหภูมิภายในตัวตรวจสอบเปลี่ยนแปลงไปในลักษณะการกระจายความร้อนแบบอิสระ ซึ่งมีผลทำให้โครงสร้างทางกายภาพเสียสมดุลหรือไม่สมมาตร จึงเป็นผลให้เกิดการเปลี่ยนแปลงค่าแรงดันเอาต์พุตตามระดับค่าที่กำหนดจากโรงงาน โดยค่าการเปลี่ยนแปลงแรงดันที่เกิดจากอุณหภูมิที่เปลี่ยนแปลงภายในตัวตรวจสอบ จะเป็นสัดส่วนกับแรงโน้มถ่วงที่มากระทำว่าเกิดขึ้นตรงส่วนไหนระหว่างแกน X และแกน Y

โครงสร้างของMXD2020ML

- ขาใช้งาน แสดงดังรูปที่2.11 โดยแต่ละขาใช้งานมีหน้าที่ดังนี้



รูปที่2.11 ไลอะแกรมของ MXD2020ML

VDD: ขาแหล่งจ่ายแรงดันสำหรับวงจรแบบดิจิทัลที่ใช้สำหรับเซนเซอร์ความร้อนภายในตัวไอซี เป็นไฟกระแสตรงระหว่าง 3.0 ถึง 5.25 โวลต์

VDA: ขาแหล่งจ่ายแรงดันสำหรับตัวขยายสัญญาณแบบอะนาล็อกภายใน ไอซีโดยปกติแล้วจะเชื่อมต่อกันกับ VDD

GND: ขากราวด์

DoutX: ขาแสดงผลพัลส์ดิจิทัลจากการตรวจสอบความโน้มถ่วงในแนวแกน X มีการกำหนดจากโรงงานให้ใช้ได้ในช่วงความถี่ระหว่าง 100 ถึง 400 Hz

DoutY: ขาแสดงผลพัลส์ดิจิทัลจากการตรวจสอบความโน้มถ่วงในแนวแกน Y มีการกำหนดจากโรงงานให้ใช้ได้ในช่วงความถี่ระหว่าง 100 ถึง 400 Hz เช่นกัน

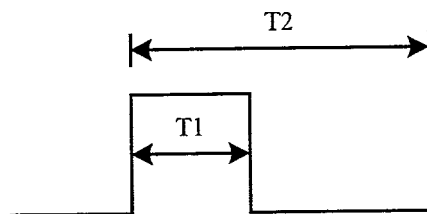
Tout: ขาบัฟเฟอร์เอาต์พุตสำหรับการวัดค่าอุณหภูมิ ค่าแรงดันที่ได้จากขา Tout นี้จะเป็นตัวบ่งชี้ถึงอุณหภูมิที่มีการเปลี่ยนแปลงซึ่งค่าแรงดันที่แสดงจากขานี้จะเป็นค่าอุณหภูมิที่เปลี่ยนแปลงจากเมื่อที่อุณหภูมิแวดล้อมรอบๆ ไม่ใช่ค่าอุณหภูมิที่วัดได้จริง

SCK: เป็นขาสัญญาณนาฬิกามาตรฐานที่กำหนดมาจากโรงงานอยู่ในไอซีมีความถี่ 800 kHz

Vref: เป็นขาสัญญาณเปรียบเทียบหรือขาแรงดันอ้างอิงที่อยู่ระหว่าง 2.50 โวลต์ และใช้กระแส 100 ไมโครแอมป์

สัญญาณเอาต์พุต

โดยปกติค่าของสัญญาณพัลส์ที่เกิดขึ้นจะมีอยู่ทั้งสองด้านคือทั้งทางด้านแกน X และแกน Y ซึ่งเป็นผลจากวงจรพัลส์วิดท์มอดูเลเตอร์ดิจิทัลที่ไซเคิลภายในสถานะเมื่อแรงโน้มถ่วงปกติหรือค่าจีมีคองที่ เอาต์พุตที่ได้จะถูกเซตให้มีค่าสัญญาณพัลส์ให้มีสัดส่วนระหว่าง T1/T2 เท่ากับ 50% แต่เมื่อใดที่มีแรงมากจะทำให้เกิดการเปลี่ยนแปลงค่าดิจิทัลไซเคิล ก็จะเปลี่ยนแปลงไปตามสเกลค่าเท่ากับ 20% ต่อ ค่าหนึ่งจี ซึ่งค่าที่ได้นี้เป็นค่าที่ได้รับการชดเชยทั้ง Offset error และ Sensitivity error แล้วค่าที่ว่านี้จะมีค่าช่วงเวลาเท่ากับ 10 มิลลิวินาทีหรือเท่ากับ 100 Hz และ 2.5 มิลลิวินาทีหรือเท่ากับ 400 Hz แสดงดังรูปที่ 2.12



$$A(g) = (T1/T2 - 0.5) / 20\%$$

$$0g = 50\% \text{ Duty Cycle}$$

$$T2 = 2.5\text{ms or } 10\text{ ms (factory programmable)}$$

รูปที่ 2.12 เอาต์พุตดิจิทัลไซเคิลของเซนเซอร์วัดมุมเอียง

2.3 ชุดขับเคลื่อนมอเตอร์

เนื่องจากอากาศยานในโครงการนี้จำเป็นต้องมีชุดขับเคลื่อนมอเตอร์ ซึ่งโดยทั่วไปชุดขับเคลื่อนมอเตอร์ที่จะกล่าวมี 2 แบบ คือ ลิเนียร์เพาเวอร์แอมพลิไฟ (Linear Power Amplifier) และสวิทชิงแอมพลิไฟ (Switching Amplifier) ซึ่งในโครงการนี้ได้ใช้สวิทชิงแอมพลิไฟแบบพัลส์วิธโมดูเลชัน (Pulse Width Modulation, PWM) มาทำการควบคุม ซึ่งรายละเอียดจะอธิบายได้ดังต่อไปนี้

2.3.1 ลิเนียร์เพาเวอร์แอมพลิไฟ

ลิเนียร์เพาเวอร์แอมพลิไฟ โดยปกติสร้างขึ้นเพื่อใช้เป็นอุปกรณ์ขยายแบบลิเนียร์เช่นเดียวกันกับออปแอมป์ หรือดิฟเฟอเรนเชียลแอมพลิไฟ แต่ต่างกันที่ลิเนียร์เพาเวอร์แอมพลิไฟจะสามารถใช้เพื่อไปกระตุ้นภาคเพาเวอร์ให้ขับเคลื่อนมอเตอร์ ภาคเพาเวอร์จะมีการป้อนกลับแบบวงรอบปิด เพื่อให้พารามิเตอร์ที่ต้องการ ได้แก่ แรงดันของมอเตอร์ กระแสของมอเตอร์ หรือพารามิเตอร์ทั้งคู่มิมีความเป็นเชิงเส้น นอกจากนั้นออปแอมป์ยังใช้เป็นเสมือนการชดเชย หรือใช้เป็นซัมมิ่งแอมพลิไฟทำหน้าที่เหมือนกับจุดรวมของสัญญาณอ้างอิงและสัญญาณป้อนกลับของระบบ และสร้างสัญญาณความผิดพลาดซึ่งจะถูกขยายโดยภาคเพาเวอร์เพื่อไปแก้พารามิเตอร์ที่ต้องการบังคับให้มีค่าที่ต้องการ

ลิเนียร์แอมพลิไฟจะเป็นตัวควบคุมแรงดันหรือกระแสของมอเตอร์ โดยการบังคับขนาดแรงดันที่จ่ายให้กับมอเตอร์ ดังนั้นมันจะเป็นตัวที่ลดแรงดันเอาไว้ ซึ่งเท่ากับผลต่างของแหล่งจ่ายแรงดันกับแรงดันที่มอเตอร์ใช้งานจริงในขณะที่มีกระแสที่เหมาะสมไหลผ่าน กำลังจะสูญเสียในเอาต์พุตทรานซิสเตอร์เป็นจำนวนมาก โดยเฉพาะขณะที่มอเตอร์วิ่งที่ความเร็วต่ำแรงบิดสูง เพราะขณะนั้นแรงดันไฟฟ้าต้านกลับ (Back Electromotive Force) ของมอเตอร์ต่ำกระแสจึงสูง เป็นความแตกต่างที่เห็นได้ชัดเมื่อเทียบกับสวิทชิงแอมพลิไฟ สวิทชิงแอมพลิไฟควบคุมแรงดันของมอเตอร์โดยปรับดิ้วไซด์ไจเคิล ของแรงดันที่จ่ายกับมอเตอร์และให้ทำงานทุกๆ สภาวะอิมตัว ดังนั้นทำให้การสูญเสียของกำลังจะน้อยในแต่ละสภาวะทำให้ประสิทธิภาพการทำงานสูงขึ้น

2.3.2 สวิทชิงแอมพลิไฟแบบพัลส์วิธโมดูเลชัน

ในการควบคุมความเร็วมอเตอร์หรือวงจรสวิทชิงซัพพลาย ที่ควบคุมแรงดันคงที่นิยมใช้ในเทคนิคการควบคุมความกว้างของพัลส์ (PWM) ซึ่งเป็นการควบคุมโดยเปลี่ยนแปลงช่วงเวลาทีอุปกรณ์สวิทซ์อิเล็กทรอนิกส์ เช่นทรานซิสเตอร์, เพาเวอร์มอสเฟต, ไอจีบีที (IGBT) หรืออื่นๆ นั้นนำกระแส

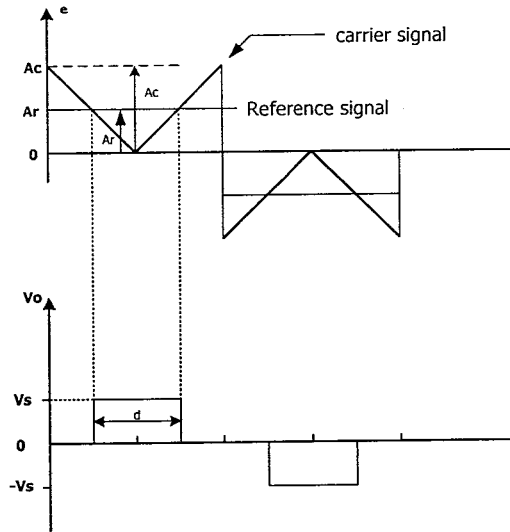
ลักษณะของ PWM โดยทั่วไปมีอยู่ 3 ลักษณะคือ

1. เปลี่ยนแปลงทั้งความถี่และความกว้างของพัลส์ (Variation of Both Frequency and Pulse Width)
2. เปลี่ยนความถี่ โดยความกว้างของพัลส์คงที่ (Constant Pulse with Variable Frequency)

3. เปลี่ยนความกว้าง โดยความถี่คงที่ (Constant Frequency with Variable Pulse)

2.3.2.1 การมอดูเลตตามความกว้างของพัลส์แบบเดี่ยว

การควบคุมการมอดูเลตตามความกว้างของพัลส์แบบเดี่ยว (Single Pulse Width Modulation) เป็นการควบคุมความกว้างของพัลส์แรงดันเอาต์พุตของอินเวอร์เตอร์จำนวน 1 พัลส์ ต่อครึ่งไซเคิล



รูปที่ 2.13 การมอดูเลตตามความกว้างของพัลส์แบบเดี่ยว

จากรูปที่ 2.13 เป็นการแสดงการกำเนิดสัญญาณทริกเกอร์ที่เกท และแรงดันที่เอาต์พุตของอินเวอร์เตอร์แบบบริดจ์เฟสเดี่ยว สังเกตว่าสัญญาณทริกเกอร์ที่เกทเหล่านี้เกิดจากบริเวณจุดตัดกันระหว่างสัญญาณอ้างอิง (Reference Signal) รูปสี่เหลี่ยมขนาด A_r กับสัญญาณพาหะ (Carrier Signal) รูปสามเหลี่ยมขนาด A_c โดยในการเปรียบเทียบของสัญญาณนี้อาศัยไอซี (IC) หรือวงจรที่มีทำหน้าที่เป็นวงจรเปรียบเทียบ โดยมีความถี่ของรูปคลื่นพาหะเป็นตัวกำหนดความถี่ของแรงดันที่เอาต์พุต

การปรับ A_r จาก 0 ถึง A_c ทำให้ความกว้างพัลส์ δ เปลี่ยนแปลงจาก 0 ถึง 180 องศา สำหรับอัตราส่วน A_r ต่อ A_c เป็นตัวแปรควบคุมที่เรียกว่ามอดูเลชันอินเด็กซ์ (Modulation Index, M) เขียนเป็นสมการได้ดังนี้

$$M = \frac{A_c}{A_r}$$

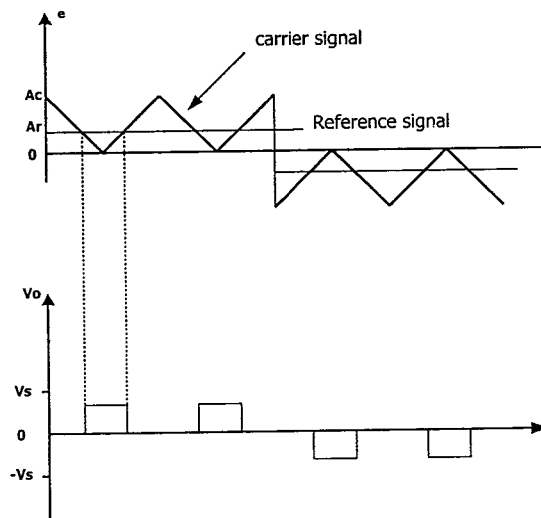
ค่า rms ของแรงดันเอาต์พุตหาได้จาก

$$V_o = \left[\frac{2}{2\pi} \int_{(\pi-\delta)/2}^{(\pi+\delta)/2} V_s^2 d(\omega t) \right]^{1/2} = V_s \sqrt{\frac{\delta}{\pi}}$$

2.3.2.2 การมอดูเลตตามความกว้างพัลส์แบบหลายพัลส์

การมอดูเลตตามความกว้างพัลส์แบบหลายพัลส์ Multiple Pulse Width Modulation หรือ Uniform Pulse Width Modulation, (UPWM) เป็นการทำให้จำนวนพัลส์ในแต่ละครึ่งไซเคิลของรูปคลื่นแรงดันเอาต์พุตมีจำนวนมากขึ้นกว่าเดิมและลดองค์ประกอบของฮาร์โมนิกในรูปคลื่นแรงดันเอาต์พุต

สัญญาณทริกเกอร์ที่เกท สำหรับใช้ในการเปิด และปิดทรานซิสเตอร์ของการมอดูเลตประเภทนี้เกิดจากบริเวณจุดตัดระหว่างสัญญาณอ้างอิงกับสัญญาณพาหะ ดังรูปที่ 2.14



รูปที่ 2.14 การมอดูเลตตามความกว้างของพัลส์แบบหลายพัลส์

หาจำนวนพัลส์ต่อครึ่งไซเคิล (P) ได้จาก

$$P = \frac{f_c}{2f_o}$$

เมื่อ f_c คือ ความถี่ของสัญญาณพาหะ

f_o คือ ความถี่ของเอาต์พุต

นอกจากนี้มอดูเลชันอินเด็กซ์ (M) ยังเป็นตัวควบคุมแรงดันเอาต์พุต กล่าวคือการเปลี่ยนค่าของ M จาก 0 เป็น 1 ทำให้ความกว้างของพัลส์เปลี่ยนจาก 0 เป็น π/P และแรงดันเอาต์พุตเปลี่ยนจาก 0 ถึง V_s

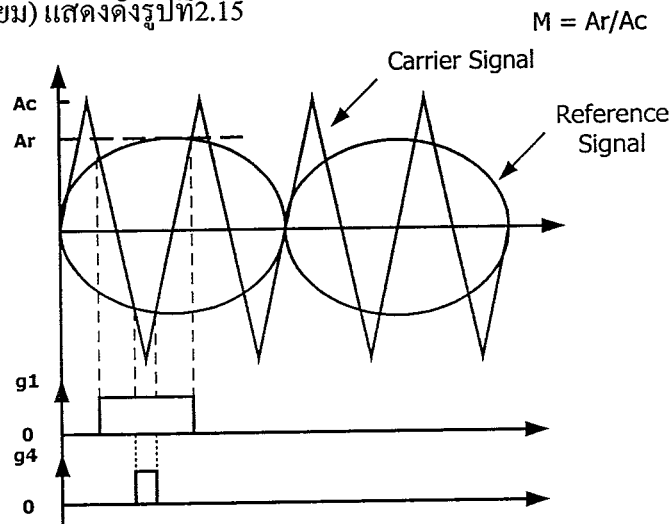
ถ้า δ เป็นความกว้างของแต่ละพัลส์ หาค่า *rms* ของแรงดันเอาต์พุต ได้จาก

$$V_o = \left[\frac{2}{2\pi} \int_{(\pi/p-\delta)/2}^{(\pi/p+\delta)/2} V_s^2 d(\omega t) \right]^{1/2} = V_s \sqrt{\frac{p\delta}{\pi}}$$

2.3.2.3 การมอดูเลตตามความกว้างของพัลส์แบบไซน์

การมอดูเลตตามความกว้างของพัลส์แบบไซน์ (Sinusoidal Pulse Width Modulation, SPWM) คล้ายกับ UPWM แต่ความกว้างของแต่ละพัลส์เปลี่ยนแปลงเป็นสัดส่วนต่อขนาดของรูปคลื่นไซน์

สัญญาณทริกเกอร์ที่เกทซึ่งเกิดจากการเปรียบเทียบของสัญญาณอ้างอิง (รูปคลื่นไซน์) กับ สัญญาณพาหะ (สามเหลี่ยม) แสดงดังรูปที่ 2.15



รูปที่ 2.15 การมอดูเลตตามความกว้างของพัลส์แบบไซน์

สัญญาณอ้างอิงมี 2 สัญญาณและมีมุมเฟสต่างกัน 180 องศา เป็นการยืนยันหลักการที่ว่า ทรานซิสเตอร์ที่อยู่ในสาขาเดียวกันนั้น ไม่สามารถนำกระแสในเวลาเดียวกันได้ นอกจากนั้นยังแสดงให้เห็นว่าเกิดสัญญาณทริกเกอร์ที่เกทและรูปคลื่นแรงดันเอาต์พุตได้อย่างไร

สัญญาณทริกเกอร์ที่เกิดจากสัญญาณพาหะทิศทางเดียว ซึ่งจะสร้างสัญญาณทริกเกอร์ที่เกท และแรงดันเอาต์พุตคล้ายกับรูปที่ 2.15 ค่า *rms* ของแรงดันเอาต์พุตแปรค่าได้ตั้งแต่ 0 ถึง V_s โดยการปรับค่า M จาก 0 ถึง 1 นอกจากนี้ถ้ากำหนดให้ δ_m เป็นความกว้างของพัลส์ลำดับที่ m ก็จะสามารถหาค่า ของแรงดันเอาต์พุต ได้จากสมการ ดังนี้คือ

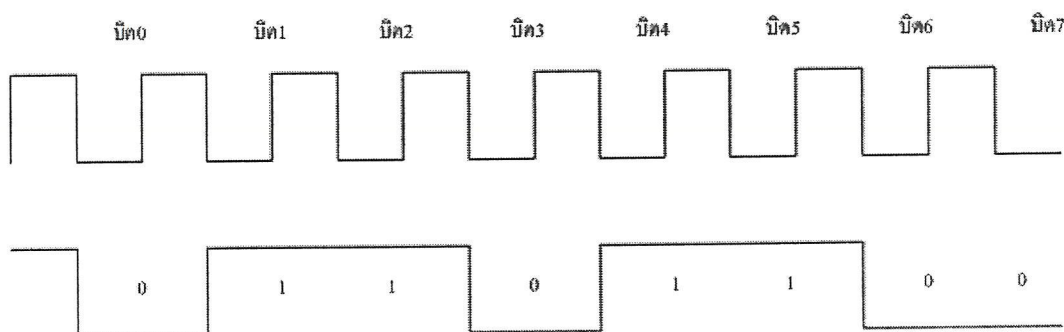
$$V_o = V_s \left(\sum_{m=1}^p \frac{\delta_m}{\pi} \right)^{1/2}$$

2.4 การเชื่อมต่อคอมพิวเตอร์กับอุปกรณ์ภายนอกโดยผ่านพอร์ตอนุกรม

การสื่อสารแบบอนุกรมที่แบ่งออกได้เป็น 2 แบบ คือการสื่อสารอนุกรมแบบซิงโครนัส และการสื่อสารแบบอะซิงโครนัส

การสื่อสารข้อมูลแบบซิงโครนัส

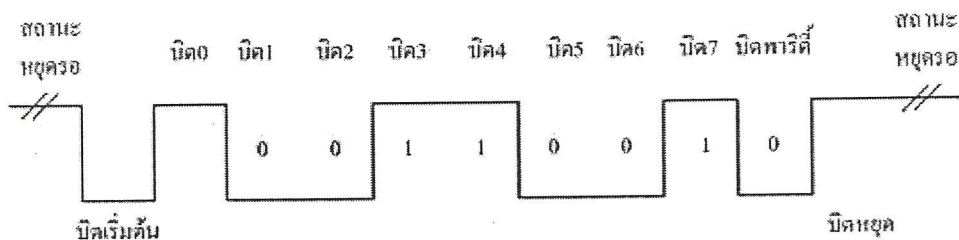
การสื่อสารข้อมูลแบบซิงโครนัสจะมีสัญญาณนาฬิกา ร่วมอยู่กับการรับและส่งสัญญาณด้วยการติดต่อกันแบบนี้จะต้องใช้สายในการเชื่อมต่ออย่างน้อยที่สุด 3 เส้นคือ สัญญาณนาฬิกา ข้อมูล และกราวด์ ข้อดีของการส่งแบบนี้ สามารถควบคุมให้เครื่องส่งและเครื่องรับทำงานได้พร้อมกันอย่างถูกต้องและทางเครื่องรับสามารถแปลรหัสข่าวสารได้ถูกต้องตรงตามด้านส่ง การส่งสัญญาณแบบนี้มีใช้ทั่วไปในเครื่องรับส่งที่มีความเร็วสูง แสดงดังรูปที่ 2.16



รูปที่ 2.16 การส่งข้อมูลแบบซิงโครนัส

การสื่อสารข้อมูลแบบอะซิงโครนัส

การสื่อสารข้อมูลแบบอะซิงโครนัส คือการรับส่งข้อมูลไปในสายโดยไม่จำเป็นต้องมีสัญญาณนาฬิกา ร่วม แต่จะใช้การกำหนดค่าสัญญาณนาฬิกา ทั้งค่ารับและค่าส่งให้มีค่าเท่ากัน ซึ่งเรียกสัญญาณนาฬิกา นี้ว่า อัตราการถ่ายข้อมูล หรือ บอดเรต (baud rate) มีหน่วยเป็น บิตต่อวินาที (bit per second: bps) แสดงดังรูปที่ 2.17



รูปที่ 2.17 การส่งข้อมูลแบบอะซิงโครนัส

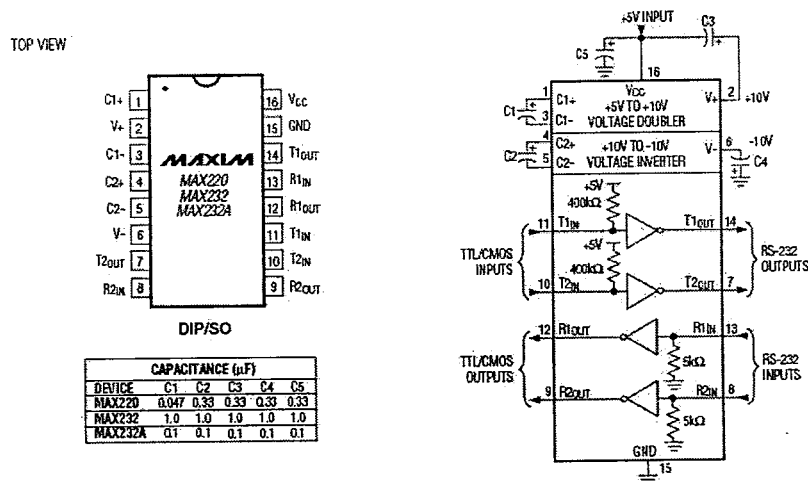
มาตรฐานพอร์ตอนุกรมแบบ RS232

ในโครงการนี้ ระบบอากาศยานจะต้องติดต่อกับระบบคอมพิวเตอร์ โดยผ่านพอร์ตอนุกรม ในที่นี้จึงขอกล่าวการสื่อสารข้อมูลแบบอะซิงโครนัส

เป็นมาตรฐานอุตสาหกรรมที่ออกแบบมาเพื่อใช้ในการสื่อสารข้อมูลอนุกรมอะซิงโครนัส 2 ทิศทาง โดยได้กำหนดรูปแบบของอุปกรณ์เชื่อมต่อข้อมูล (Data Terminal Equipment : DTE) กับวงจรข้อมูลปลายทาง (Data Circuit Terminating : DCT) ไว้ว่า อุปกรณ์ DTE ต้องเป็นอุปกรณ์ที่มีการประมวลผลในตัว ส่วนอุปกรณ์ DCE จะทำหน้าที่เป็นเพียงตัวรับข้อมูลที่ส่งมาจาก DTE เท่านั้น

ขาสัญญาณเอาต์พุตของพอร์ตอนุกรม ได้แก่ ขา DTR, RTS และ TxD โดยรีจิสเตอร์ที่ทำหน้าที่ควบคุมขาเหล่านี้คือรีจิสเตอร์ควบคุมโมเด็ม (MCR) โดยมีแอดเดรสอยู่ถึรีจิสเตอร์หลักของพอร์ตอนุกรม 4 ตำแหน่ง รีจิสเตอร์ควบคุมการทำงานของขา DTR จะอยู่ที่ตำแหน่งบิต 0 ส่วนขา RTS จะอยู่ที่ตำแหน่งบิต 1 ส่วนขา TxD เป็นขาปกติในการส่งข้อมูล ดังนั้นจึงมีแอดเดรส อยู่ที่แอดเดรสรีจิสเตอร์หลัก

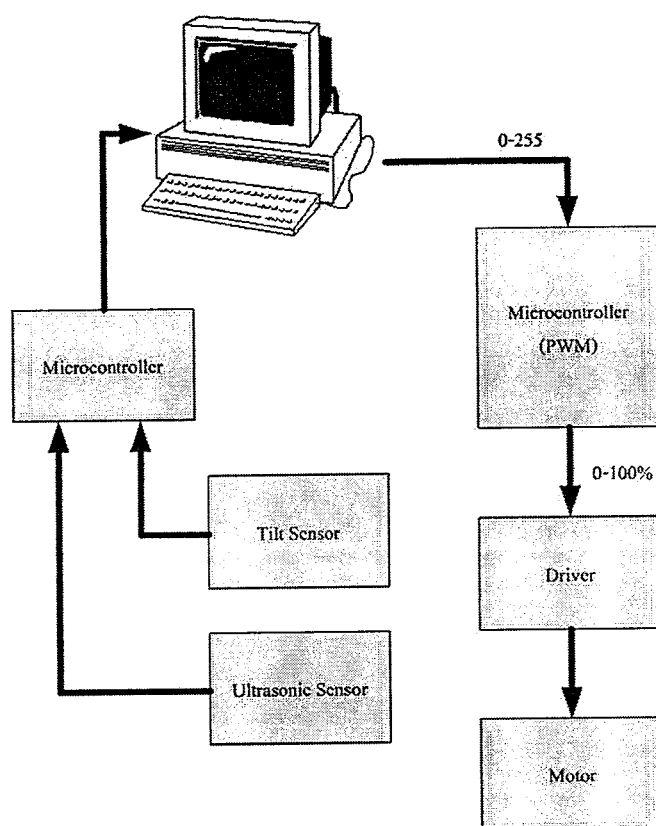
ระดับแรงดันที่ใช้งานสำหรับพอร์ตอนุกรม RS232 ได้ระบุช่วงระดับแรงดัน สำหรับการ ทำงานของพอร์ตอนุกรมไว้ว่า ที่ลอจิก “0” จะมีระดับสัญญาณ +3V ถึง+15V ส่วนลอจิก “1” จะมีระดับสัญญาณ -3V ถึง -15V ระดับสัญญาณนี้ทำให้ไม่สามารถที่จะนำขาเอาต์พุตใดๆมาต่อเข้ากับลอจิกเกตใช้งานได้โดยตรง จะต้องผ่านวงจรเพื่อเปลี่ยนระดับแรงดันเสียก่อน โดยปกติใช้ไอซีจำพวก RS232 ซึ่งจะทำหน้าที่แปลงระดับแรงดันของ RS232 ให้อยู่ในระดับที่ทีแอล โดยลอจิก “0” ซึ่งเดิมมีระดับสัญญาณ +3V ถึง +15V จะถูกแปลงเป็น 0V ส่วนลอจิก “1” ซึ่งมีระดับสัญญาณ -3V ถึง -15V จะเปลี่ยนเป็น +5V ทั้งนี้เพื่อให้สามารถเชื่อมต่อกับอุปกรณ์ดิจิทัลอื่นๆที่ใช้ระดับแรงดันที่ทีแอลได้ ตัวอย่างไอซีซึ่งใช้แปลงสัญญาณจากพอร์ตอนุกรมให้เป็นสัญญาณแบบทีทีแอล ได้แก่ ไอซี MAX232 ซึ่งแสดงดังรูปที่ 2.18



รูปที่ 2.18 โครงสร้างของไอซี MAX232

2.5 การเชื่อมต่อคอมพิวเตอรืกับไมโครคอนโทรลเลอร์

เนื่องจากในโครงการนี้ การควบคุมอากาศยานจะอาศัยคอมพิวเตอรื ดังนั้นจึงมีความจำเป็นที่จะต้องมีการรับสัญญาณจากเซนเซอร์วัดมุมเอียง และเซนเซอร์วัดความสูง โดยในโครงการนี้ใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์ 2 ตัว เป็นตัวรับข้อมูลและตัวส่งข้อมูล โดยเมื่อตัวรับ รับข้อมูลจากเซนเซอร์มาทำการแปลงและส่งให้คอมพิวเตอรืนำไปคำนวณตามที่ทำการควบคุมและส่งข้อมูลออกมาให้ไมโครคอนโทรลเลอร์อีกตัวทำการแปลงข้อมูลเพื่อทำการควบคุมชุดขับเคลื่อนมอเตอร์ ซึ่งรายละเอียดแสดงไว้ดังรูปที่ 2.19



รูปที่ 2.19 การเชื่อมต่อคอมพิวเตอรืกับไมโครคอนโทรลเลอร์และอุปกรณ์ภายนอก

คอมพิวเตอรืจะส่งข้อมูล 0 ถึง 255 ตำแหน่ง ให้กับไมโครคอนโทรลเลอร์ ซึ่งไมโครคอนโทรลเลอร์จะสร้างสัญญาณพัลส์วิทโมดูเลชัน ให้กับชุดขับเคลื่อนมอเตอร์เพื่อควบคุมความเร็วมอเตอร์ และคอมพิวเตอรืจะรับข้อมูลเซ็นเซอร์วัดมุมเอียง เซนเซอร์วัดระดับความสูง ซึ่งเอาต์พุตของเซนเซอร์วัดมุมเอียง จะเป็นสัญญาณพัลส์สี่เหลี่ยม โดยจะเปลี่ยนความกว้างของพัลส์ตามมุมที่เปลี่ยนแปลง เช่นเดียวกับเอาต์พุตเซ็นเซอร์วัดระดับความสูง ความกว้างก็จะเปลี่ยนแปลงตามความสูงด้วย โดยใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์เป็นกลางในการดึงข้อมูลเพื่อส่งให้กับคอมพิวเตอรื

2.6 ตัวควบคุม (Controller)

ในระบบหลายประเภท มีความจำเป็นที่ต้องปรับปรุงสมรรถนะของระบบ ซึ่งสามารถทำได้โดยการใช้ส่วนประกอบอื่นเพิ่มเติมเข้ากับระบบ โดยอุปกรณ์ที่เพิ่มเข้ามานี้เรียกว่า ตัวชดเชย (Compensation) หรือตัวควบคุม (Controller)

ตัวควบคุม เป็นส่วนประกอบที่สำคัญส่วนหนึ่งในระบบควบคุมแบบป้อนกลับ ซึ่งมีอินพุตเป็นสัญญาณความผิดพลาดและมีเอาต์พุตเป็นสัญญาณควบคุมของระบบที่ต้องการควบคุม ในส่วนนี้จะกล่าวถึงวิธีการเลือกใช้ตัวควบคุมที่เหมาะสมกับระบบควบคุมแบบป้อนกลับและวิธีการปรับพารามิเตอร์ของตัวควบคุมให้เหมาะสม ระบบควบคุมที่นิยมประเภทหนึ่งคือระบบควบคุมในประเภท พีไอดี โดยในที่นี้จะกล่าวถึงระบบควบคุมแบบต่างๆ ดังนี้

1. ระบบควบคุมแบบพี (P: Proportional Control)
2. ระบบควบคุมแบบไอ (I: Integral Control)
3. ระบบควบคุมแบบดี (D: Derivative Control)
4. ระบบควบคุมแบบพีไอ (PI: Proportional plus Integral Control)
5. ระบบควบคุมแบบพีดี (PD: Proportional plus Derivative Control)
6. ระบบควบคุมแบบพีไอดี (PID Control)

2.6.1 ระบบควบคุมแบบพี

ในระบบควบคุมแบบพี เอาต์พุตของตัวควบคุม $u(t)$ จะเป็นสัดส่วนกับอินพุตของตัวควบคุม และถ้ากำหนดสัญญาณอินพุตที่ให้กับตัวควบคุมเป็น ค่าความผิดพลาด $e(t)$ ซึ่งเป็นฟังก์ชันของเวลา จะได้

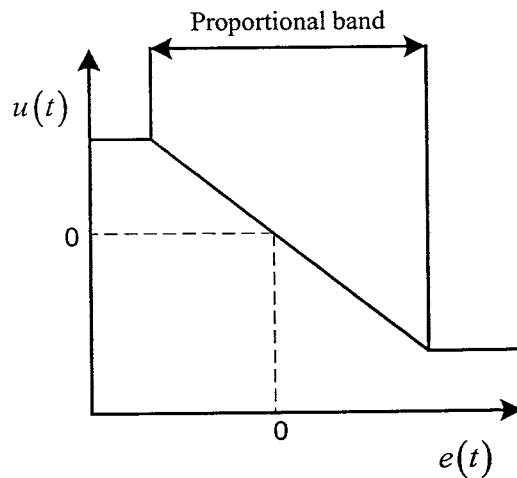
$$u(t) = K_p e(t) \quad (2.1)$$

เมื่อ K_p เป็นค่าคงที่เรียกว่า อัตราขยายแบบสัดส่วน (Proportional Gain) จะพบว่าเอาต์พุตที่ออกจากตัวควบคุมแบบพี เป็นสัดส่วนโดยตรงกับขนาดของความผิดพลาดในขณะที่กำลังพิจารณา ทำให้ฟังก์ชันถ่ายโอนของตัวควบคุม $G_c(s)$ มีค่าเป็น

$$G_c(s) = K_p \quad (2.2)$$

ดังนั้นการควบคุมด้วยตัวควบคุมแบบนี้ก็จะ เป็นเพียงการขยายสัญญาณความผิดพลาดเท่านั้น การที่ได้สัญญาณความผิดพลาดขนาดใหญ่ที่เวลาหนึ่ง ทำให้เกิดเอาต์พุตที่มีขนาดใหญ่จากตัวควบคุมในเวลานั้น อย่างไรก็ตามการที่ให้อัตราขยายคงที่นั้น ในทางปฏิบัติอาจกำหนดไว้ในช่วง

ของสัญญาณความผิดพลาดเท่านั้น หรืออาจกำหนดให้ตัวควบคุมมีค่าเอาต์พุตไม่น้อยกว่าค่าหนึ่ง และไม่มากเกินไปกว่าค่าหนึ่งก็ได้ ซึ่งการกำหนดช่วงจำกัดของเอาต์พุตจะมีลักษณะดังรูปที่ 2.20 และการกำหนดเอาต์พุตของตัวควบคุมแบบพี ช่วงที่มีการกำหนดสัดส่วนนี้จะเรียกว่า ช่วงจำกัดแบบสัดส่วน (Proportional Band)

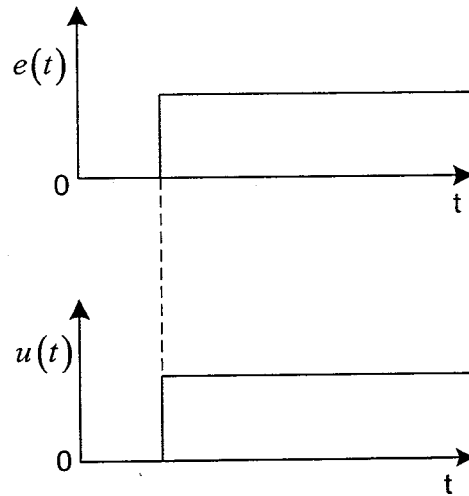


รูปที่ 2.20 การกำหนดช่วงจำกัดของเอาต์พุต

การกำหนดช่วงจำกัดแบบสัดส่วนนี้ จะช่วยให้สัญญาณเอาต์พุตมีค่าจำกัดไม่ไปสู่ค่าอนันต์ ทั้งทางด้านบวกและทางด้านลบ และเมื่อตัวควบคุมมีเอาต์พุตสูงที่สุดที่เป็นไปได้ค่าหนึ่ง ก็นิยมที่จะกำหนดเอาต์พุตค่าใด ๆ เป็นร้อยละของค่าสูงสุดที่เป็นไปได้ ดังนั้นการเปลี่ยนแปลงค่าเอาต์พุตของตัวควบคุม 100% ก็หมายถึงว่าเอาต์พุตจะเปลี่ยนจากค่าต่ำสุดที่เป็นไปได้ ไปเป็นค่าสูงสุดที่เป็นไปได้ ซึ่งจะได้ว่า

$$K_p = \frac{100}{\text{proportional band}} \quad (2.3)$$

เนื่องจากเอาต์พุตของตัวควบคุมจะเป็นสัดส่วนกับอินพุตดังนั้น ถ้าหากอินพุตมีลักษณะเป็นสัญญาณแบบขั้นบันได เอาต์พุตที่ได้ก็จะมีลักษณะเป็นสัญญาณแบบขั้นบันไดเช่นกัน โดยลักษณะของกราฟแสดงอินพุตและเอาต์พุตจะมีสัดส่วนที่แน่นอนค่าหนึ่ง ตามรูปที่ 2.21 โดยรูปนี้แสดงถึงการตอบสนองของตัวควบคุม เมื่ออินพุตอยู่ในช่วงจำกัดแบบสัดส่วน

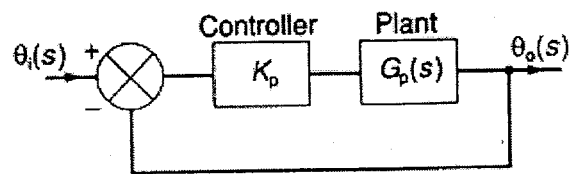


รูปที่ 2.21 ผลการตอบสนองของตัวควบคุมแบบพี

ในทางปฏิบัติตัวควบคุมแบบพี นี้มีลักษณะเหมือนกับเครื่องขยายสัญญาณรูปแบบหนึ่ง ซึ่งอาจจะเป็นในลักษณะของอุปกรณ์ไฟฟ้า หรืออาจจะเป็นเครื่องขยายสัญญาณเชิงกล เช่น คัน รอก หรือเฟืองก็ได้ ลักษณะของระบบที่มีตัวควบคุมแบบพี มีลักษณะดังที่แสดงในรูปที่ 2.22 และได้ฟังก์ชันถ่ายโอนระบบวงเปิดเป็น

$$G_o(s) = K_p G_p(s) \quad (2.4)$$

เมื่อ $G_p(s)$ เป็นฟังก์ชันถ่ายโอนของระบบ



รูปที่ 2.22 ระบบควบคุมแบบพี

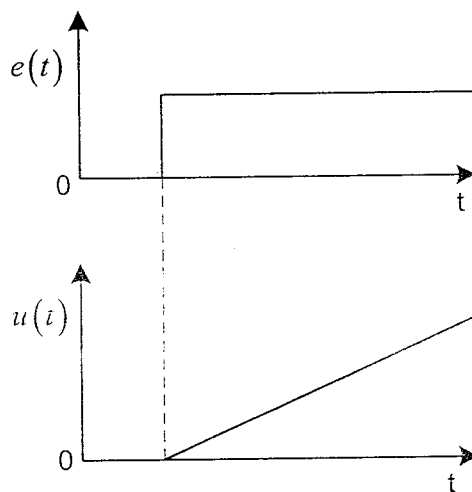
ข้อเสียของระบบที่มีตัวควบคุมแบบพี คือไม่มีการเพิ่มการอินทิเกรตหรือสอดคล้องเทอม $1/s$ ในระบบควบคุมวงเปิด ซึ่งหมายความว่า ถ้าระบบเป็นชนิด (Type) 0 ตัวควบคุมจะไม่เปลี่ยนแปลงชนิด ทำให้ระบบเป็นชนิด 0 เหมือนเดิม และทำให้เกิดความผิดพลาดที่สภาวะคงตัว

2.6.2 ระบบควบคุมแบบไอ

ในระบบควบคุมแบบไอ เอาต์พุตของตัวควบคุมจะเป็นสัดส่วนกับผลการอินทิเกรตของสัญญาณความผิดพลาดเทียบกับเวลา หรือ

$$u(t) = K_i \int_0^t e(t) dt \quad (2.5)$$

เมื่อ K_i เป็นค่าคงที่เรียกว่า อัตราขยายอินทิกรัล (Integral Gain) ซึ่งจะมีหน่วยเป็น 1/วินาที รูปที่ 2.23 แสดงลักษณะการตอบสนองของตัวควบคุมแบบไอ เมื่อได้รับสัญญาณอินพุตแบบขั้นบันไดจะทำให้ เอาต์พุตที่ออกจากตัวควบคุมจะสอดคล้องกับพื้นที่ใต้กราฟของสัญญาณอินพุต ดังนั้นเอาต์พุตจะมีค่ามากขึ้นเรื่อยๆ ด้วยอัตราคงที่



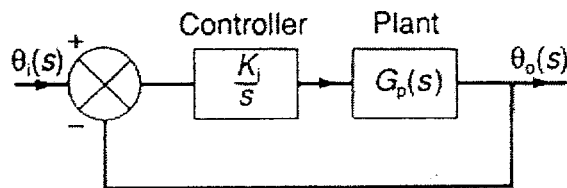
รูปที่ 2.23 ผลการตอบสนองของตัวควบคุมแบบไอ

จากสมการที่ 2.5 จะได้ฟังก์ชันถ่ายโอนของตัวควบคุมแบบไอเป็น

$$G_c(s) = \frac{U(s)}{E(s)} = \frac{K_i}{s} \quad (2.6)$$

ดังนั้นสำหรับระบบที่แสดงในรูปที่ 2.24 การควบคุมแบบไอ จะให้ฟังก์ชันถ่ายโอนวงเปิด

$$G_o(s) = \frac{K_i}{s} G_p(s) \quad (2.7)$$



รูปที่ 2.24 ระบบควบคุมแบบไอ

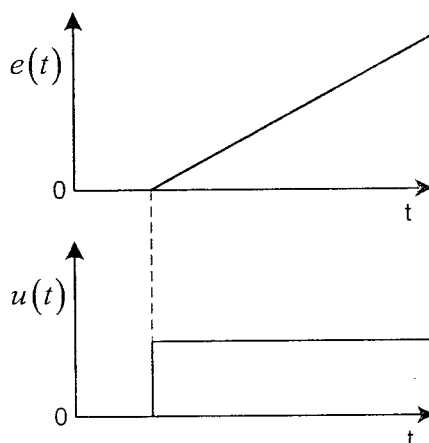
ดังนั้นสามารถพิจารณาถึงข้อได้เปรียบของการควบคุมแบบไอ ได้จากสมการ 2.7 ซึ่งจะเห็นว่าระบบควบคุมแบบไอ จะเพิ่มจำนวนโพลที่จุดกำเนิดให้กับระบบควบคุมวงเปิดซึ่งเพิ่มชนิดของระบบ อาทิเช่น หาก $G_p(s)$ เป็นชนิด 0 ฟังก์ชันถ่ายโอนวงเปิด $G_o(s)$ จะเพิ่มเป็นชนิด 1 ซึ่งทำให้ระบบไม่มีความผิดพลาดที่สถานะคงตัวเมื่ออินพุตเป็นสัญญาณขั้นบันได อย่างไรก็ตามการเพิ่มโพลที่ $s = 0$ และไม่มีการเพิ่มซีโรให้กับระบบควบคุม ทำให้ความแตกต่างระหว่างจำนวนโพล (n) และจำนวนซีโร (m) เพิ่มขึ้นอีก 1 ซึ่งมีผลทำให้มุมของเส้นอะซิมโทด (Asymptote Angles) ของทางเดินราก (Root Locus) ลดลง และจุดตัดของเส้นอะซิมโทดของทางเดินรากเคลื่อนไปทางครึ่งขวาของระนาบ s มากขึ้น ซึ่งจะมีผลทำให้ความเสถียรภาพสัมพัทธ์ของระบบลดลง

2.6.3 ระบบควบคุมแบบดี

ระบบควบคุมแบบดี เอาต์พุตจะเป็นสัดส่วนกับอัตราการเปลี่ยนแปลงของความผิดพลาดเทียบกับเวลา นั่นคือ

$$u(t) = K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (2.8)$$

เมื่อ K_d คือ อัตราขยายดิริเวทีฟ (Derivative Gain) และมีหน่วยเป็นวินาที



รูปที่ 2.25 ผลตอบสนองของตัวควบคุมแบบดี

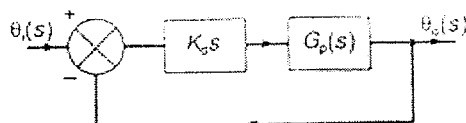
รูปที่ 2.25 แสดงผลตอบสนองของตัวควบคุมแบบดีเมื่อสัญญาณอินพุตเป็นสัญญาณแบบความลาดเอียง (Ramp) เนื่องจากสัญญาณเอาต์พุตของตัวควบคุมแบบดี คืออนุพันธ์หรืออัตราการเปลี่ยนแปลงของอินพุตความผิดพลาด ดังนั้นทำให้ได้สัญญาณเอาต์พุตของตัวควบคุมจะปรับตัวเองให้มีค่ามากกว่าก่อนมีค่ามากกว่าก่อนที่จะเกิดความผิดพลาดขึ้นมาจริงๆ แต่อย่างไรก็ตามหากความผิดพลาดมีค่าคงที่ถึงแม้ว่าค่าความผิดพลาดนั้นจะมีมากเท่าใดก็ตามตัวควบคุมแบบดีก็จะไม่ตอบสนองใดๆ ทั้งสิ้น กล่าวคือการควบคุมแบบดี นี้จะไม่เปลี่ยนแปลงต่อค่าความผิดพลาดที่คงที่หรือเปลี่ยนแปลงอย่างช้าๆ ดังนั้นเป็นเหตุให้ไม่มีการใช้ตัวควบคุมแบบดี โดยลำพัง แต่จะใช้ควบคู่ร่วมกับการควบคุมแบบอื่น

จากสมการที่ (2.8) ฟังก์ชันถ่ายโอนของตัวควบคุมแบบดีจะเป็น

$$G_c(s) = K_d s \quad (2.9)$$

ดังนั้นสำหรับระบบควบคุมแบบดีดังรูปที่ 2.26 จะได้ฟังก์ชันถ่ายโอนระบบวงปิดเป็น

$$G_o(s) = \frac{K_d s G_p(s)}{1 + K_d s G_p(s)} \quad (2.10)$$



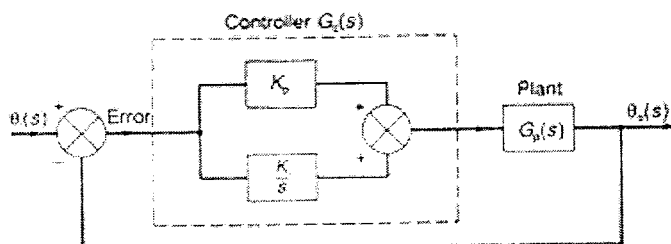
รูปที่ 2.26 บล็อกไดอะแกรม (Block Diagram) ของตัวควบคุมแบบดี

ถ้าหากว่าระบบเป็นแบบชนิด 1 หรือสูงกว่า การควบคุมแบบดีจะลด s ในพหุนามส่วนของฟังก์ชันถ่ายโอนระบบวงเปิดลงซึ่งมีผลทำให้ลดชนิดของระบบลง 1 อย่างไรก็ตาม ดังที่ได้กล่าวก่อนหน้านี้แล้วว่าการควบคุมแบบดี นี้จะไม่ใช้เพียงลำพังแต่จะใช้ร่วมกับการควบคุมแบบอื่น เพราะเมื่อใช้การควบคุมแบบดี ทำให้เพิ่มความเร็วในการตอบสนองของระบบต่อความผิดพลาดได้

ในทางปฏิบัติการนำตัวควบคุมแบบดี ไปใช้งานค่อนข้างจะลำบาก ดังนั้นโดยทั่วไปจะเป็นการประมาณการควบคุมแบบดี โดยใช้ตัวชดเชยแบบมูมนำ (Lead Compensator)

2.6.4 ระบบควบคุมแบบพีไอ

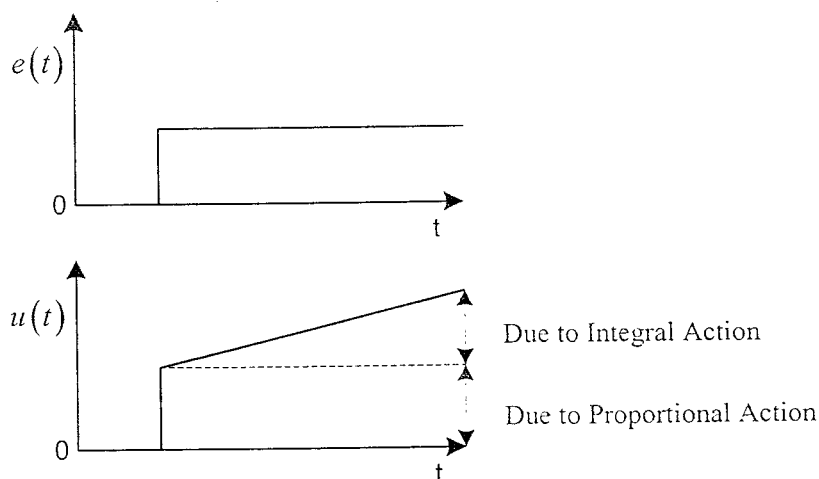
การที่ระบบควบคุมมีความเสถียรภาพสัมพัทธ์ลดลง เมื่อใช้การควบคุมแบบไอ สามารถที่จะแก้ไขได้ในระดับหนึ่งโดยการใช้การควบคุมแบบพีร่วมกับแบบไอ ซึ่งลักษณะของระบบควบคุมเป็นตามรูปที่ 2.27



รูปที่ 2.27 บล็อกไดอะแกรมของระบบควบคุมแบบพีไอ

สำหรับระบบดังกล่าวจะมีเอาต์พุตของตัวควบคุมเป็น

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(t) dt \quad (2.11)$$



รูปที่ 2.28 การตอบสนองของระบบควบคุมแบบพีไอ

รูปที่ 2.28 แสดงเอาต์พุตของตัวควบคุมที่ได้รับเมื่อมีอินพุตเป็นแบบขั้นบันได จากสมการที่ 2.11 ฟังก์ชันถ่ายโอนของตัวควบคุมแบบพีไอเป็น

$$\begin{aligned}
 G_o(s) &= K_p + \frac{K_i}{s} \\
 &= \frac{s K_p + K_i}{s} \\
 &= K_p \frac{(s + K_i / K_p)}{s}
 \end{aligned}
 \tag{2.12}$$

ให้ ค่าเวลาคงตัวอินทิกรัล (Integral Time Constant) เป็น

$$\tau_i = \frac{K_p}{K_i}
 \tag{2.13}$$

ดังนั้นจะได้

$$G_c(s) = \frac{K_p [s + (1/\tau_i)]}{s}
 \tag{2.14}$$

และจะทำให้ได้ฟังก์ชันถ่ายโอนระบบวงเปิดเป็น

$$\begin{aligned}
 G_o(s) &= G_c(s) G_p(s) \\
 &= \frac{K_p [s + (1/\tau_i)] G_p(s)}{s}
 \end{aligned}
 \tag{2.15}$$

จะเห็นว่ามีซีโรที่ $s = -1/\tau_i$ และโพลที่ $s = 0$ เพิ่มให้กับฟังก์ชันถ่ายโอนของระบบ เมื่อใช้การควบคุมแบบพีไอ การที่เพิ่มตัวประกอบ s เข้ากับเทอมส่วนของฟังก์ชันถ่ายโอนก็เป็นการเพิ่มชนิดของระบบขึ้นไป 1 จึงทำให้ระบบนี้ไม่มีความผิดพลาดที่สภาวะคงตัวสำหรับอินพุตแบบขั้นบันได นอกจากนั้นการที่เพิ่มซีโรให้กับระบบไปพร้อมๆ กัน ก็ทำให้ความแตกต่างระหว่างจำนวนโพล (n) และจำนวนซีโร (m) มีค่าคงที่ ดังนั้นมุมของเส้นของอะซิมโทต ของทางเดินรากมีค่าคงเดิม แต่อย่างไรก็ตามจุดตัดของเส้นอะซิมโทตบนแกนจริงจะเคลื่อนที่เข้าหาจุดกำเนิดมากขึ้น ส่งผลให้ความมีเสถียรภาพของระบบลดลง แต่การลดลงของเสถียรภาพสัมพัทธ์นี้จะน้อยกว่าการที่ใช้การควบคุมแบบไอเพียงอย่างเดียว

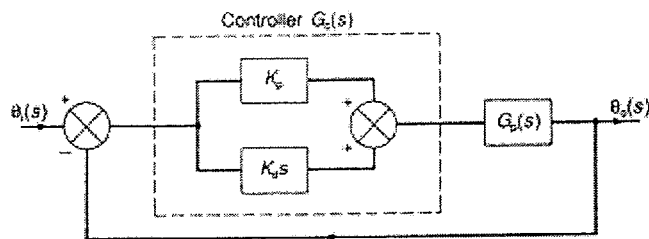
2.6.5 ระบบควบคุมแบบพีดี

การควบคุมแบบดีใช้ร่วมกับการควบคุมแบบพี แสดงในรูปที่ 2.29 ได้ฟังก์ชันถ่ายโอนระบบวงเปิดเป็น

$$G_o(s) = (K_p + K_d s) G_p(s) \quad (2.16)$$

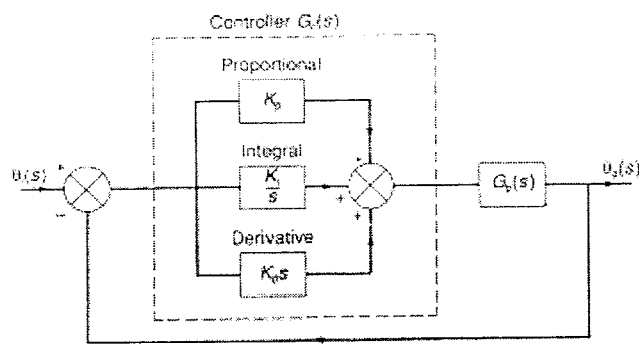
$$G_o(s) = K_p (1 + \tau_d s) G_p(s)$$

เมื่อ $\tau_d = \frac{K_d}{K_p}$ คือค่าเวลาคงตัวอนุพันธ์ (Derivative Time Constant) ซึ่งในการควบคุมแบบนี้ จะมีซีโรเพิ่มขึ้นที่ $s = -\tau_d$ และจะเห็นว่าไม่มีการเปลี่ยนแปลงชนิดของระบบ ทำให้ไม่มีการเปลี่ยนแปลงค่าความผิดพลาดที่สภาวะคงตัว



รูปที่ 2.29 บล็อกไดอะแกรมของระบบควบคุมแบบพีดี

2.6.6 ระบบควบคุมแบบพีไอดี



รูปที่ 2.30 บล็อกไดอะแกรมของระบบควบคุมแบบพีไอดี

การควบคุมโดยใช้แบบพีรวมกับแบบไอและรวมกับแบบดี หรือ ที่เรียก การควบคุมแบบ 3 เทอม (Tree-Term Control) นั้นระบบจะมีลักษณะตามรูปที่ 2.30 ทำให้เอาต์พุตของตัวควบคุมเมื่อรับอินพุตเป็นความผิดพลาด $e(t)$ มีค่าดังนี้

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(t) dt + K_d \frac{de(t)}{dt} \quad (2.17)$$

ซึ่งจะได้ฟังก์ชันถ่ายโอนของตัวควบคุมแบบพีไอดีเป็น

$$G_c(s) = K_p + \frac{K_i}{s} + K_d s$$

ซึ่งสามารถจัดรูปได้

$$G_c(s) = K_p \left(1 + \frac{1}{T_i s} + T_d s \right) \quad (2.18)$$

ฟังก์ชันถ่ายโอนระบบแบบวงเปิดของระบบควบคุมแบบพีไอดี ที่แสดงในรูปที่ 2.30 เป็น

$$G_o(s) = \frac{K_p (\tau_i s + 1 + \tau_i \tau_d s^2) G_p(s)}{\tau_i s} \quad (2.19)$$

2.6.7 ระบบควบคุมดิจิทัลแบบพีไอดี

เนื่องจากตัวควบคุมที่กล่าวมาข้างต้นเป็นแบบอะนาลอก แต่ในโครงการนี้จะใช้คอมพิวเตอร์ในการประมวลผลจึงจำเป็นต้องหาระบบควบคุมแบบดิจิทัล ที่สอดคล้องกับตัวควบคุมแบบอะนาลอกที่กล่าวมา

เมื่อพิจารณาระบบดิจิทัลที่ถูกชักตัวอย่างทุกๆ ระยะเวลา T จะได้เอาต์พุตของตัวควบคุมแบบต่างๆ ณ เวลา $t = kT$ ดังนี้

ตัวควบคุมแบบพี

$$U_p(kT) = K_p e(kT) \quad (2.20)$$

ตัวควบคุมแบบไอ (อาศัยการประมาณการอินทิเกรตด้วยวิธีสี่เหลี่ยมคางหมู)

$$U_i(kT) = U_i((k-1)T) + K_i \frac{T}{2} (e((k-1)T) + e(kT)) \quad (2.21)$$

ตัวควบคุมแบบดี (อาศัยการประมาณอนุพันธ์ด้วยวิธีผลต่างสองจุด)

$$U_d(kT) = K_d \left(\frac{e(kT) - e((k-1)T)}{T} \right) \quad (2.22)$$

ดังนั้นนำสัญญาณควบคุมแต่ละตัวมารวมกันจะได้

$$U_i(kT) = U_p(kT) + U_i(kT) + U_d(kT) \quad (2.23)$$

ฟังก์ชันถ่ายโอนที่สอดคล้องของตัวควบคุมแต่ละแบบจากสมการ 2.21, 2.22 และ 2.23 จะได้

ตัวควบคุมแบบพี

$$U_p(z) = K_p E(z)$$

ตัวควบคุมแบบไอ

$$U_i(z) = z^{-1} U_i(z) + K_i \frac{T}{2} (z^{-1} E(z) + E(z))$$

หรือ

$$U_i(z) = K_i \frac{T}{2} \left(\frac{1+z^{-1}}{1-z^{-1}} \right) E(z)$$

ตัวควบคุมแบบดี

$$U_d(z) = K_d \left(\frac{E(z) - z^{-1} E(z)}{T} \right)$$

หรือ

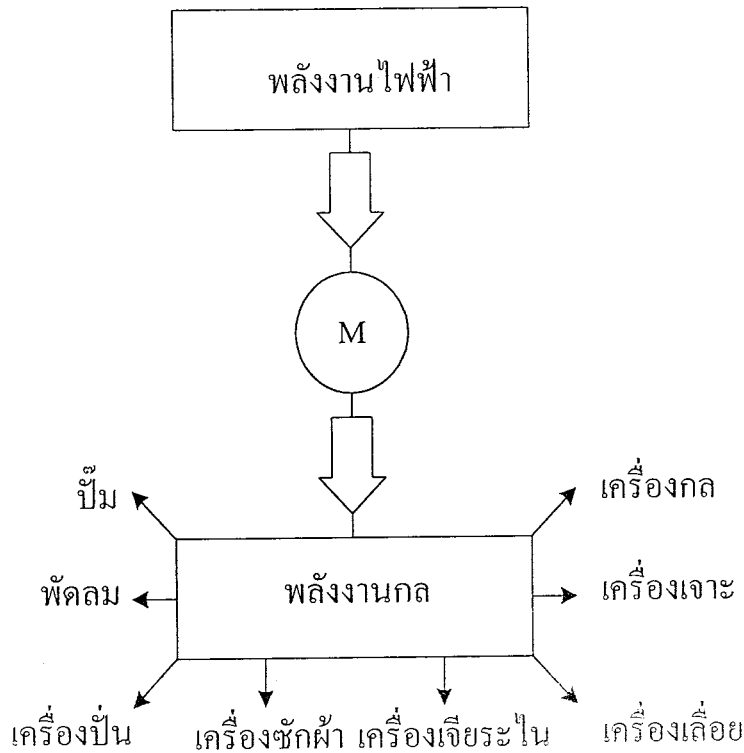
$$U_d(z) = K_d \left(\frac{1-z^{-1}}{T} \right) E(z)$$

ซึ่งจะได้ ฟังก์ชันถ่ายโอนของตัวควบคุมดิจิทัลแบบพีไอดีเป็น

$$U(z) = \left[K_p + K_i \frac{T}{2} \left(\frac{1+z^{-1}}{1-z^{-1}} \right) + K_d \left(\frac{1-z^{-1}}{T} \right) \right] E(z)$$

2.7 มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง

มอเตอร์ไฟฟ้า คือ ตัวเปลี่ยนพลังงานไฟฟ้าให้เป็นพลังงานกลเพื่อนำพลังงานกลที่ได้นี้ไปขับเคลื่อนสิ่งต่างๆตามต้องการ แรงทางกลที่เกิดขึ้นก็อาศัยหลักการที่ว่าเมื่อมีกระแสไหลในตัวนำซึ่งอยู่ในสนามแม่เหล็กย่อมทำให้เกิดแรงขึ้น แสดงดังรูปที่ 2.31



รูปที่ 2.31 การเปลี่ยนพลังงานทางไฟฟ้าเป็นพลังงานทางกล

2.7.1 แรงบิดและกำลัง (Torque And Power)

แรงบิด คือ การหมุนหรือการบิดของโมเมนต์ของแรงๆหนึ่ง ที่กระทำรอบแกนแกนหนึ่ง มีขนาดเท่ากับ ผลคูณของแรงกับรัศมี

พิจารณาวงล้อที่มีรัศมี r หน่วยเป็นเมตร (m) มีแรง F หน่วยเป็นนิวตัน (N) มากระทำบนวงล้อนี้ และหมุนด้วยความเร็ว s หน่วยเป็น รอบ/วินาที จะได้ความสัมพันธ์พื้นฐานดังนี้

$$T = Fr$$

เมื่อ T คือ แรงบิด หน่วยเป็นนิวตันเมตร ($N-m$)

F คือ แรงที่กระทำ หน่วยเป็นนิวตัน (N)

r คือ ระยะทาง หน่วยเป็นเมตร (m)

งานที่ทำได้จากหนึ่งรอบแรงนี้

$$W = \text{แรง} \cdot \text{ระยะทาง}$$

$$W = F 2\pi r$$

งานที่ทำต่อวินาที

$$W = F 2\pi r s$$

$$2\pi s = \theta$$

$$W = T\theta$$

โดยกำลังที่เกิดขึ้น สามารถคำนวณได้จาก

$$P = T\theta$$

2.7.2 แรงบิดที่เกิดขึ้นในอาร์เมเจอร์

ให้ T_m เป็นแรงบิดที่เกิดขึ้นในอาร์เมเจอร์ (Armature Torque of Motor) เมื่อมอเตอร์หมุนด้วยความเร็ว s รอบ/วินาที โดย T_m หน่วยเป็นนิวตันเมตร ($N-m$) จะได้

$$P_m = T_m 2\pi s$$

เมื่อ P_m คือ กำลังที่เกิดขึ้นที่อาร์เมเจอร์ หน่วยเป็นวัตต์ (w)
เมื่อรู้ว่ากำลังไฟฟ้าที่เปลี่ยนไปเป็นกำลังกลในอาร์เมเจอร์ คือ

$$P = E_g I_a$$

จะได้

$$T_m 2\pi s = E_g I_a$$

$$E_g = \frac{\phi Z s P}{a}$$

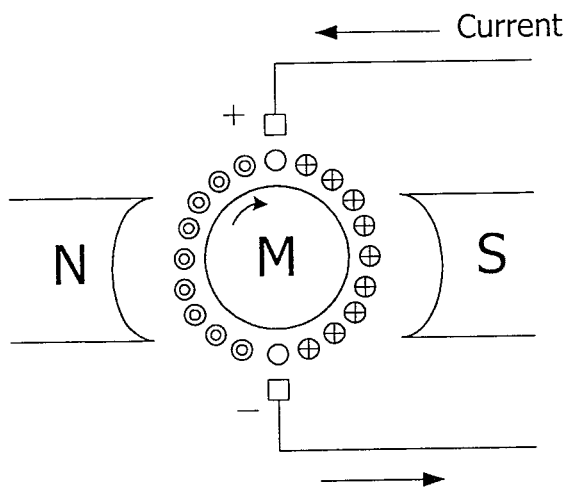
$$T_m = K_t \phi I_a$$

เมื่อ K_t คือ ค่าคงที่แรงบิดในมอเตอร์

2.7.3 แรงดันไฟฟ้าต้านกลับ

พิจารณามอเตอร์ดังรูปที่ 2.32 ขณะที่อาร์เมเจอร์หมุนในสนามแม่เหล็ก ทำให้มีแรงดันไฟฟ้าเหนี่ยวนำเกิดขึ้นบนตัวนำอาร์เมเจอร์ ตามกฎมือขวาของเฟลมมิ่ง ซึ่งมีทิศทางการไหลของกระแสเหนี่ยวนำตรงกันข้ามในลักษณะที่ต่อต้านการไหลของกระแสอาร์เมเจอร์

ด้วยเหตุที่แรงดันไฟฟ้าเหนี่ยวนำที่เกิดขึ้นบนตัวนำอาร์เมเจอร์ดังรูปที่ 2.32 ทำให้เกิดกระแสไฟฟ้าเหนี่ยวนำ ในทิศทางตรงกันข้าม ทำให้เกิดแรงดันไฟฟ้าเหนี่ยวนำขึ้นจึงเรียกว่าแรงดันไฟฟ้าต้านกลับ



รูปที่ 2.32 ความเป็นเครื่องกำเนิดในมอเตอร์

ดังนั้นจะได้ความสัมพันธ์ คือ

$$E_g = \frac{\phi Z n P}{60 a}$$

$$K = \frac{Z P}{60 a}$$

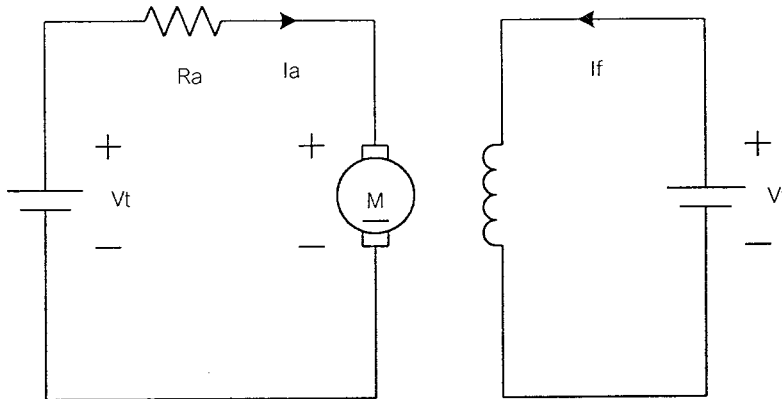
$$E_g = K \phi n$$

เมื่อ

E_g	คือ	แรงดันไฟฟ้าต้านกลับ หน่วย เป็น V
ϕ	คือ	เส้นแรงแม่เหล็กต่อขั้ว หน่วย เป็น Wb
P	คือ	จำนวนขั้วแม่เหล็ก หน่วย เป็น pole
n	คือ	จำนวนรอบที่มอเตอร์หมุน หน่วย เป็น rpm
Z	คือ	จำนวนตัวนำบนอาร์เมเจอร์ หน่วย เป็น ตัวนำ
a	คือ	จำนวนวงจรไฟฟ้าคู่ขนานบนอาร์เมเจอร์ หน่วย เป็น วงจร
K	คือ	ค่าคงที่ของมอเตอร์

2.7.4 การแบ่งชนิดของมอเตอร์กระแสตรงตามลักษณะการกระตุ้น

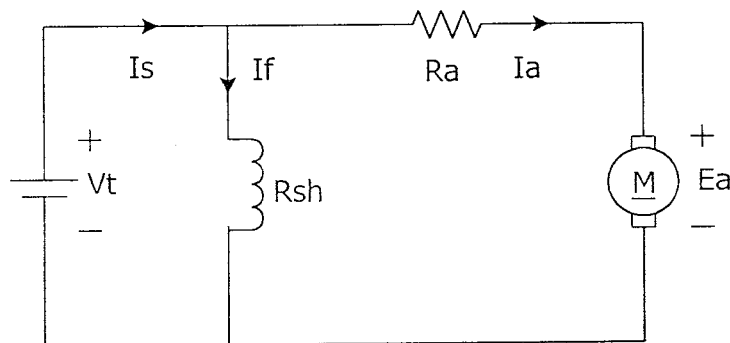
- มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบแยกขดกระตุ้น (Separately Excited Motor) แสดงดังรูปที่ 2.33



รูปที่ 2.33 วงจรมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบแยกขดกระตุ้น

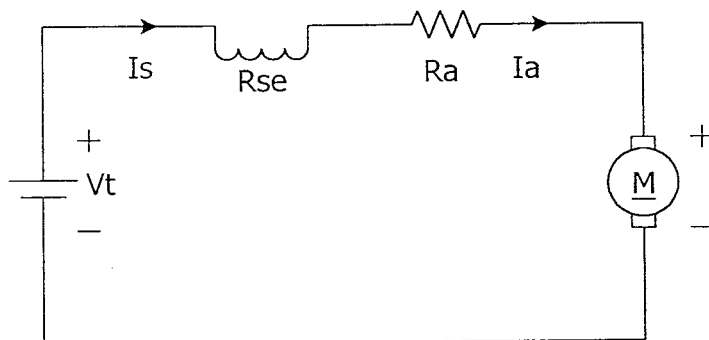
- มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบกระตุ้นด้วยตัวเอง (Self Excited Motor)

- มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบขนาน (Shunt Motor) แสดงดังรูปที่ 2.34

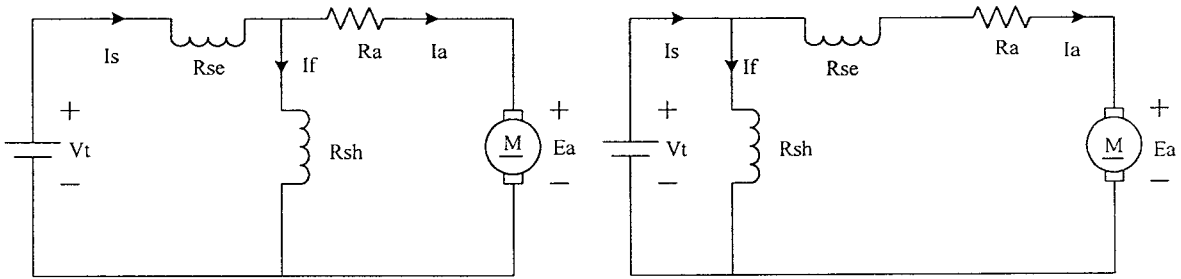


รูปที่ 2.34 วงจรมอเตอร์ไฟฟ้าแบบขนาน

- มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบอนุกรม (Series Motor) แสดงดังรูปที่ 2.35



รูปที่ 2.35 วงจรมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบอนุกรม



(ก) แบบขดลวดขนานสั้น (Short Shunt)

(ข) แบบขดลวดขนานยาว (Long Shunt)

รูปที่ 2.36 วงจรมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบผสม

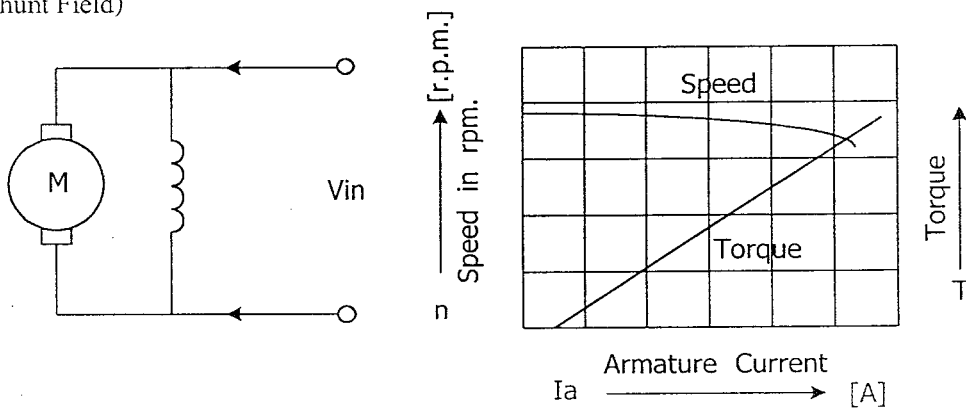
2.7.5 คุณลักษณะของมอเตอร์

Performance Curve คือกราฟหรือเส้นโค้งที่แสดงคุณลักษณะประจำตัวต่างๆ ของมอเตอร์แต่ละแบบโดยแสดงความสัมพันธ์ต่างๆ เปรียบเทียบกับกำลังม้าที่มอเตอร์จ่ายออกมา อาทิเช่น ความเร็วกับแรงม้า ประสิทธิภาพกับแรงม้า เป็นต้น ในที่นี้จะกล่าวแยกไปตามแบบของมอเตอร์ที่ใช้ดังนี้

2.7.5.1 มอเตอร์แบบขนาน

มอเตอร์แบบนี้มีคุณลักษณะประจำตัวที่สำคัญๆ อยู่ 4 อย่าง คือ แรงบิด กระแส ความเร็ว และประสิทธิภาพ ลักษณะประจำตัวเหล่านี้กับกำลังม้าที่มอเตอร์ส่งออกไปแสดงดังรูปที่ 2.37

จากรูปที่ 2.37 พบว่าในขณะที่มอเตอร์ไม่ได้รับภาระทางกล (Mechanical Load) นั้น จะมีความเร็วที่ค่าๆ หนึ่ง และความเร็วของมอเตอร์จะไม่วิ่งเตลิดไป (Run Away) จากความเร็วปกติ เมื่อทำการตัดภาระทางกลออกไปทันที อย่างไรก็ตามความเร็วของมอเตอร์ขณะไม่มีภาระและขณะมีภาระเต็มทีนั้นไม่แตกต่างกันไปมากนัก ฉะนั้นจึงถือว่ามอเตอร์มีความเร็วคงที่ อย่างไรก็ตามก็มีความเร็วในช่วงที่นำไปใช้งานนี้ สามารถปรับให้เร็วได้ โดยการต่อความต้านทานอนุกรมเข้ากับขดลวดขนาน (Shunt Field)



รูปที่ 2.37 คุณลักษณะของมอเตอร์แบบขนาน

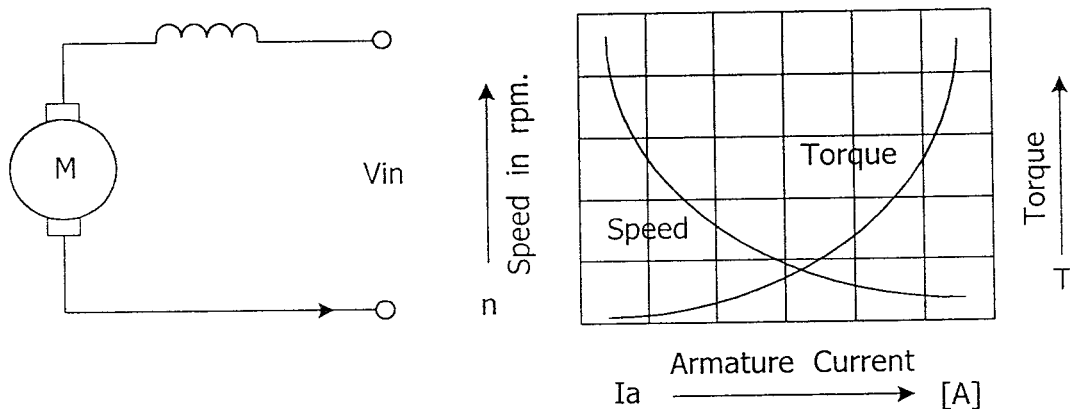
จากรูปที่ 2.37 พบว่ามอเตอร์จะกินกระแสไฟจำนวนหนึ่งในขณะที่มอเตอร์ยังไม่จ่ายโหลดออกไป ทั้งนี้เพราะต้องนำกำลังไฟฟ้าจำนวนหนึ่งไปจ่ายให้ส่วนสูญเสียกำลังคงที่นั่นเอง

ในการให้มอเตอร์เริ่มหมุน (Starting) ภาระหรือโหลดของมอเตอร์แบบนี้จะพบว่ามอเตอร์แบบขานานนี้ มีแรงบิดหมุนต่ำกว่าแบบอื่น (มอเตอร์แบบอนุกรมหรือแบบผสม) นั่นคือมีแรงเริ่มหมุนต่ำ ซึ่งไม่ได้หมายความว่ามอเตอร์แบบขานานนี้จะไม่สามารถเริ่มหมุนที่ภาระทางกลหนักๆ ได้ แต่หมายความว่ามอเตอร์แบบอนุกรมหรือแบบผสมนั้น สามารถที่จะทำให้ภาระทางกลที่หนักๆ หมุนได้ โดยที่กินกระแสไฟขณะที่ทำให้เริ่มหมุนน้อยกว่า

2.7.5.2 มอเตอร์แบบอนุกรม

Performance Curve ของมอเตอร์แบบนี้แสดงดังรูปที่ 2.38 มีเส้นกราฟต่างๆ ในทำนองเดียวกันกับ Performance Curve ของมอเตอร์แบบขานานนั่นเอง แต่มอเตอร์แบบอนุกรมนี้ จะมีเส้นกราฟแสดงให้เห็นชัดว่าความเร็วจะลดลงอย่างมากเมื่อต้องจ่ายกำลังออกไปมาก ส่วนในกรณีที่ไม่ได้จ่ายกำลังนั้น ความเร็วของมันจะเพิ่มสูงขึ้นอย่างรวดเร็ว เมื่อเปรียบเทียบกับตอนที่ต้องจ่ายกำลังไฟเต็มที่ นั่นคือ ความเร็วจะไม่คงที่และจะเปลี่ยนแปลงไปมาก เมื่อต้องจ่ายกำลังกลมาก ฉะนั้นจึงไม่นิยมใช้กับโหลดที่ต้องการให้มีค่าความเร็วคงที่หรือค่อนข้างสม่ำเสมอ

สำหรับกระแสค่าหนึ่งที่มอเตอร์แบบนี้ใช้ในการทำให้เริ่มหมุนนั้นจะปรากฏว่าให้แรงบิดเริ่มแรกมากกว่ามอเตอร์แบบขานานที่ค่ากระแสเดียวกัน ดังนั้นจึงนิยมใช้ในกรณีที่ต้องการจุดโหลดเริ่มแรกที่หนักๆ ดังนั้นจึงเป็นเอกลักษณ์หรือข้อเด่นของมอเตอร์ชนิดนี้



รูปที่ 2.38 คุณลักษณะของมอเตอร์แบบอนุกรม

2.7.6 การเปรียบเทียบคุณลักษณะของมอเตอร์

เครื่องกลไฟฟ้าที่มีโครงสร้าง โครงเดียวกันนั้นย่อมมี Magnetization Curve อันเดียวกัน แม้ว่าเครื่องกลไฟฟ้านั้นจะเป็นมอเตอร์แบบอนุกรม ขนาน หรือผสมก็ตาม

2.7.6.1 การเปรียบเทียบของมอเตอร์แบบขนานกับแบบอนุกรม

มอเตอร์แบบขนาน คุณลักษณะประจำตัวของมอเตอร์แบบนี้สรุปได้ดังนี้

- ก.) มอเตอร์แบบนี้ถือว่ามีความเร็วคงที่อย่างพอเพียงในการใช้งาน
- ข.) แรงบิดเริ่มแรกของมอเตอร์แบบนี้ไม่สูงเหมือนกับมอเตอร์แบบอนุกรมเมื่อเปรียบเทียบในกรณีที่ต้องกินกระแสไฟเท่าๆกัน

การนำไปใช้งาน

- * ใช้กับงานที่ต้องการให้มีความเร็วคงที่โดยประมาณ จากช่วงที่ไม่ได้รับภาระทางกลจนถึงช่วงที่ได้รับภาระทางกลเต็มที่ (Full Load)
- * เมื่อต้องการไปหมุนหรือไปขับโหลด ณ ที่ความเร็วต่างๆกัน โดยที่แต่ละความเร็วนั้นคงที่อยู่กับงานแบบหนึ่งเป็นเวลานานเท่าที่ต้องการใช้กับงานชนิดนั้น

มอเตอร์แบบอนุกรม คุณลักษณะประจำตัวของมอเตอร์แบบนี้สรุปได้ดังนี้

- ก.) มีแรงบิดเริ่มแรกสูงมาก
- ข.) มีความเร็วต่ำ เมื่อต้องการหมุนโหลดมากๆ และมีความเร็วสูงมากจนเป็นอันตรายกับตัวมอเตอร์เองเมื่อมีโหลดต่ำมากๆ

การนำไปใช้งาน

- * เมื่อต้องการใช้แรงบิดสูงๆ เช่น ใช้ในการขับรถราง
- * เมื่อมอเตอร์สามารถต่อโดยตรงกับโหลด เช่น พัดลม ซึ่งความเร็วจะเพิ่มขึ้นได้ก็ต่อเมื่อแรงบิดเพิ่มขึ้น
- * ในกรณีที่โหลดนั้นไม่จำเป็นต้องให้ความเร็วคงที่เมื่อได้รับโหลดมากขึ้นซึ่งเป็นตัวทำให้ความเร็วลดลงไปนั้น กลับกลายเป็นข้อดีของมอเตอร์เพราะว่ามอเตอร์จะไม่กินไฟเพิ่มขึ้นมากทั้งๆ ที่แรงบิดนั้นต้องใช้มาก
- * มอเตอร์แบบอนุกรมนี้ไม่ควรนำไปใช้กับโหลดที่มีโอกาสจะเกิดค่าโหลดน้อยๆขึ้นมามากมายจึงไม่ควรนำไปใช้กับปั๊มหนีศูนย์กลาง (Centrifugal Pump) หรือขับโหลดชนิดที่ใช้สายพานเป็นตัวถอดเป็นต้น

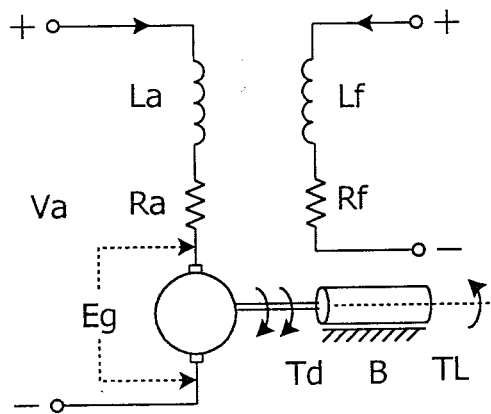
2.7.6.2 คุณลักษณะพื้นฐานของมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง

วงจรถ่ายเทียบเคียงของมอเตอร์แบบกระตุ้นภายนอกแสดงได้โดยรูปที่ 2.39 ซึ่งสามารถหาค่ากระแสที่ฟิลต์ชั่วขณะได้จากสมการ

$$V_f = R_f I_f + L_f \frac{dI_f}{dt}$$

และหาค่ากระแสที่อาร์มเจอร์ชั่วขณะได้จากสมการ

$$V_a = R_a I_a + L_a \frac{dI_a}{dt} + E_g$$



รูปที่ 2.39 วงจรเทียบเคียงของมอเตอร์แบบกระตุ้นภายนอก

แรงดันไฟฟ้าต้านกลับ (E_g) หรือที่เรียกว่าแรงดันความเร็ว (Speed Voltage) มีค่าเป็น

$$E_g = K_e \omega I_f$$

และแรงบิดที่เพลของมอเตอร์คำนวณได้จาก

$$T = K_t \omega I_f$$

โดยแรงบิดที่เพลของมอเตอร์จะต้องเท่ากับโหลดของแรงบิด อธิบายได้ดังสมการ

$$T = J \frac{d\omega}{dt} + B\omega + T_l$$

เมื่อ ω คือ ความเร็วมอเตอร์ (rad/s)

B คือ สัมประสิทธิ์ความเสียดทานความหนืด (Viscous Friction Constant) ($N - m/(rad/s)$)

2.8 ระเบียบวิธีกำลังสองน้อยที่สุด (Least Squares Method)

จากการทดลองที่จะได้กล่าวต่อไปในบทที่ 3 พบว่าค่าวัด (x) จากอุปกรณ์วัดต่างๆ มีลักษณะแปรผันตรงกับค่าจริง (y) ซึ่งอาจสามารถประมาณได้ด้วยสมการเส้นตรง

$$\hat{y} = mx + b \quad (2.24)$$

เมื่อ \hat{y} คือค่าประมาณค่าจริง (y)

อย่างไรก็ตามจากค่าวัดที่พบในการทดลองจะไม่มีสัมประสิทธิ์ m และ b ใดๆ ที่ทำให้ค่าคำนวณ \hat{y} เท่ากับค่าจริง y ได้สำหรับทุกๆ ค่าวัด x

ดังนั้นในหัวข้อนี้จะกล่าวถึงระเบียบวิธีกำลังสองน้อยที่สุด เพื่อประมาณค่าสัมประสิทธิ์ m และ b ที่ “ดีที่สุด” จากข้อมูลที่ทดลองได้ โดยในการหาเส้นตรงซึ่งสามารถประมาณความสัมพันธ์ของข้อมูลวัดได้ “ดีที่สุด” จำเป็นต้องมีดัชนีเพื่อให้บ่งชี้ระดับความใกล้เคียงของการประมาณ ซึ่งในที่นี้ดัชนีที่ใช้คือผลรวมของค่าความผิดพลาดของการประมาณกำลังสองโดยมีวัตถุประสงค์ที่จะทำให้ดัชนีดังกล่าวมีค่าน้อยที่สุด กล่าวคือ

$$J(m, b) = \sum (y - \hat{y})^2 \text{ มีค่าน้อยที่สุด (Minimum)} \quad (2.25)$$

และ

$$\sum (y - \hat{y})^2 = 0 \quad (2.26)$$

ซึ่งสามารถหาได้ดังนี้ จากสมการที่ (2.25) แทนค่า \hat{y} จากสมการที่ (2.24) จะได้

$$J(m, b) = \sum (y - mx - b)^2 \quad (2.27)$$

จากเงื่อนไขที่ต้องการทำให้ค่า $J(m, b)$ มีค่าน้อยที่สุดซึ่งสอดคล้องกับค่า m และ b ที่ทำให้อนุพันธ์ย่อยของ J เทียบกับตัวแปรดังกล่าวมีค่าเป็น 0 คือ

$$\frac{\partial J(m, b)}{\partial m} = -2 \sum (y - mx - b) = 0 \quad (2.28)$$

$$\frac{\partial J(m,b)}{\partial b} = -2 \sum (y - mx - b)(x) = 0 \quad (2.29)$$

หรือ

$$\sum y = nb + m \sum x \quad (2.30)$$

$$\sum yx = b \sum x + m \sum x^2 \quad (2.31)$$

เมื่อ n คือจำนวนชุดข้อมูลที่ใช้ในการคำนวณ
จากสมการ (2.30) และ (2.31) หาค่า b และ m ได้ดังนี้

$$b = \bar{y} - m\bar{x} \quad (2.32)$$

$$m = \frac{\sum xy - n\bar{x}\bar{y}}{\sum x^2 - n\bar{x}^2} \quad (2.33)$$

เมื่อ \bar{x} และ \bar{y} เป็นค่าเฉลี่ยของ x และ y ตามลำดับ ซึ่งคำนวณได้จาก

$$\bar{x} = \frac{\sum x}{n} \quad (2.34)$$

$$\bar{y} = \frac{\sum y}{n} \quad (2.35)$$

จากทฤษฎีที่กล่าวมาข้างต้นเพื่อความเข้าใจยิ่งขึ้น จึงขอแสดงวิธีการคำนวณเพื่อเทียบกับการใช้คำสั่ง polyfit ของ MATLAB

ตัวอย่าง พิจารณาข้อมูลจากการทดสอบอุลตราโซนิคซึ่งเป็นการเก็บค่าการเปลี่ยนแปลงช่วงเวลาเทียบกับระยะทางจริง โดย

y คือ การเปลี่ยนแปลงของระยะทาง

x คือ การเปลี่ยนแปลงช่วงเวลาของสัญญาณวัดจากอุลตราโซนิค

ซึ่งจะเป็นไปตามตารางที่ 2.1

ตารางที่ 2.1 ข้อมูลที่ได้จากการทดสอบอุลตราโซนิก

ตัวอย่าง

ลำดับข้อมูล	y	x	xy	x^2	y^2
1	15	1.08	16.2	1.1664	225
2	20	1.28	25.6	1.6384	400
3	25	1.56	39	2.4336	625
4	30	1.84	55.2	3.3856	900
5	35	2.16	75.6	4.6656	1225
6	40	2.44	97.6	5.9536	1600
7	45	2.76	124.2	7.6176	2025
8	50	3.04	152	9.2416	2500
9	55	3.32	182.6	11.0224	3025
10	60	3.6	216	12.96	3600
11	65	3.92	254.8	15.3664	4225
12	70	4.24	296.8	17.9776	4900
13	75	4.64	348	21.5296	5625
14	80	4.88	390.4	23.8144	6400
15	85	5.2	442	27.04	7225
16	90	5.44	489.6	29.5936	8100
17	95	5.68	539.6	32.2624	9025
18	100	5.92	592	35.0464	10000
19	105	6.2	651	38.44	11025
20	110	6.52	717.2	42.5104	12100
21	115	6.84	786.6	46.7856	13225
22	120	7.12	854.4	50.6944	14400
23	125	7.56	945	57.1536	15625
24	130	7.76	1008.8	60.2176	16900
ผลรวม	1740	105	9300.2	558.5168	154900

$$n = 24$$

$$\bar{x} = \frac{\sum x}{n} = \frac{105}{24} = 4.375$$

$$\bar{y} = \frac{\sum y}{n} = \frac{1740}{24} = 72.5$$

$$\bar{x}^2 = 19.141$$

$$m = \frac{\sum xy - n\bar{x}\bar{y}}{\sum x^2 - n\bar{x}^2}$$

$$m = \frac{9300.2 - (24)(4.375)(72.5)}{558.517 - (24)(19.141)}$$

$$= 17.0239$$

$$b = \bar{y} - m\bar{x}$$

$$= 72.5 - (17.0239)(4.375)$$

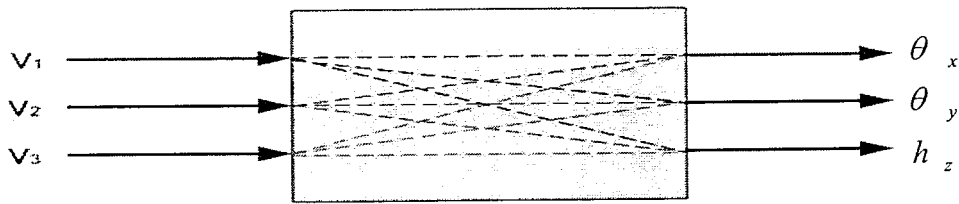
$$= -1.9795$$

$$\hat{y} = mx + b$$

$$= 17.0239x - 1.9795$$

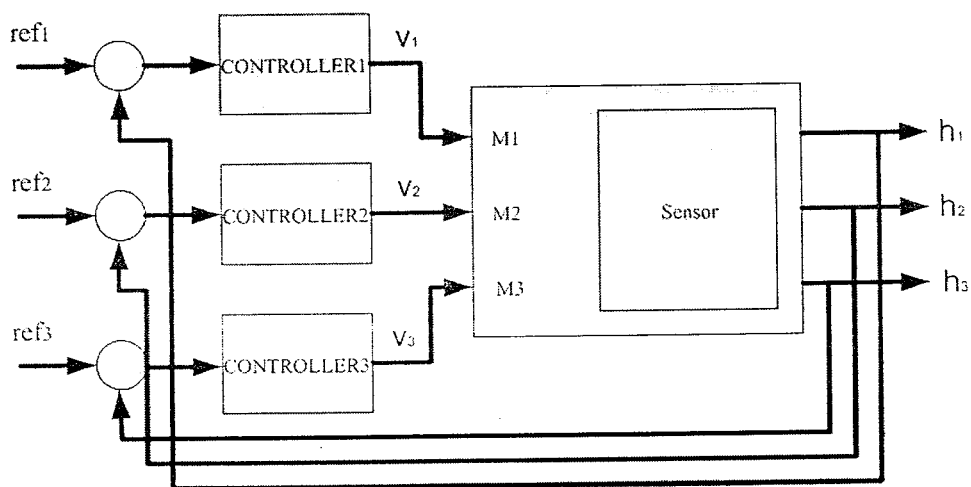
ส่วนค่าที่คำนวณได้โดยใช้คำสั่ง polyfit ของ MATLAB มีค่าเท่ากับ $y = 17.0231x - 1.967$ เมื่อเปรียบเทียบค่าที่คำนวณได้กับการใช้คำสั่ง polyfit ของ MATLAB จะเห็นว่ามีค่าใกล้เคียงกัน เพราะฉะนั้นการคำนวณการทดลองในบทที่ 3 จึงขอใช้คำสั่ง polyfit ของ MATLAB แทนการคำนวณ

2.9 การคำนวณความสูงของใบพัด



รูปที่ 2.40 ระบบอากาศยานจำลอง

เมื่อพิจารณาระบบอากาศยานจำลองนี้ ความสูง ณ จุดศูนย์กลางของโครงสร้างอากาศยาน (h) ซึ่งสามารถวัดได้จากเซนเซอร์วัดความสูง และมุมเอียงตามแนวแกน X (θ_x) และมุมเอียงตามแกน Y (θ_y) ซึ่งวัดได้จากเซนเซอร์วัดมุมเอียง เป็นเอาต์พุต โดยอินพุตคือแรงดันไฟฟ้าที่จ่ายให้มอเตอร์ใบพัดในแต่ละแกน จะเห็นว่าระบบดังรูปที่ 2.40 เป็นระบบหลายอินพุตหลายเอาต์พุต (Multiple Input Multiple Output, MIMO) ซึ่งสังเกตเห็นได้โดยง่ายว่าระบบมีความทับซ้อน (Coupling) ระหว่างอินพุตและเอาต์พุตที่พิจารณาอย่างมาก อย่างไรก็ตามพบว่าอินพุตแรงดันไฟฟ้าที่จ่ายให้มอเตอร์ใบพัดแต่ละตัวมีผลกระทบโดยตรงต่อความสูงของใบพัดนั้นๆมากที่สุด ดังนั้นหากสามารถพิจารณาเอาต์พุตของระบบเป็นความสูงของใบพัดแต่ละตัวแทนเอาต์พุตค่าวัดเดิมได้ จะทำให้การควบคุมระบบเสมือนมีการทับซ้อนน้อยลง และอาจทำการควบคุมมอเตอร์ใบพัดในแต่ละแกนได้อิสระจากกัน โดยอาศัยค่าวัดความสูงของใบพัดที่สอดคล้องในการป้อนกลับดังรูปที่ 2.41 ในหัวข้อนี้ จึงทำการพิจารณาความสัมพันธ์ระหว่างเอาต์พุตซึ่งวัดได้จากอุปกรณ์วัด กับความสูงของใบพัดแต่ละแกน



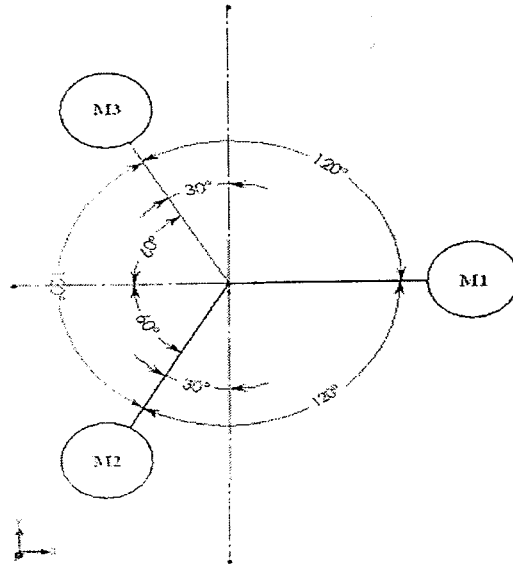
รูปที่ 2.41 ระบบควบคุมป้อนกลับอากาศยานจำลองเสมือนแยกอิสระจากกัน

จากโครงสร้างอากาศยานดังรูปที่ 2.42 เมื่อ λ คือความยาวแกน m_1 , m_2 และ m_3 คือพิกัดของใบพัดเทียบกับจุดอ้างอิงศูนย์กลางอากาศยานตัวที่ 1, 2 และ 3 ตามลำดับ หากพิจารณาที่มุม θ_x และ θ_y เท่ากับ 0 จะได้พิกัดของใบพัดแต่ละตัวดังนี้

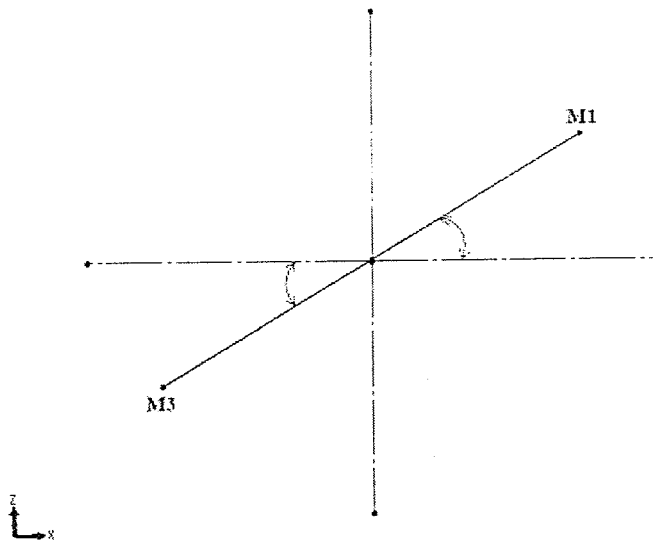
$$m_1 = (\lambda, 0, 0)$$

$$m_2 = (-\lambda \cos 60^\circ, \lambda \cos 30^\circ, 0) = \left(-\frac{\lambda}{2}, \frac{\sqrt{3}}{2}\lambda, 0\right)$$

$$m_3 = (-\lambda \cos 60^\circ, -\lambda \cos 30^\circ, 0) = \left(-\frac{\lambda}{2}, -\frac{\sqrt{3}}{2}\lambda, 0\right)$$



รูปที่ 2.42 มุมมองที่ระนาบ x และ y ของโครงสร้างอากาศยานจำลอง

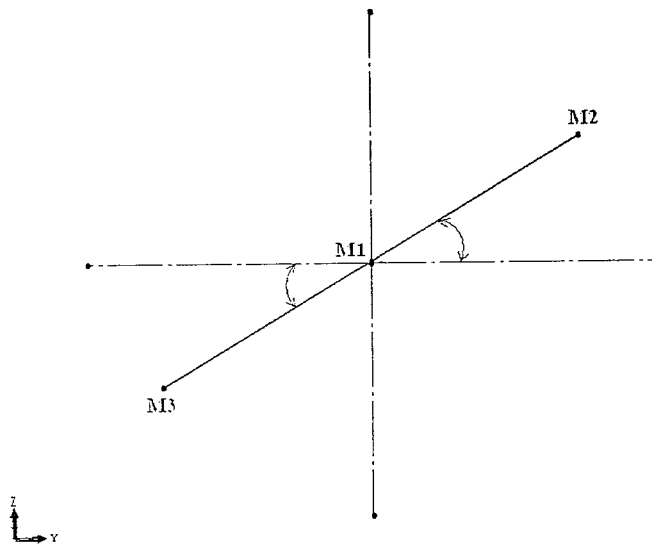


รูปที่ 2.43 มุมมองที่ระนาบ z และ x ของโครงสร้างอากาศยานจำลอง

หากพิจารณาที่ θ_y เป็น 0 แต่ที่มุมเอียง θ_x มีค่า ดังรูปที่ 2.43 โดยจะได้ความสัมพันธ์ดังนี้

$$\begin{aligned} m_1 &= (\lambda \cos \theta_x, 0, \lambda \sin \theta_x) \\ m_2 &= \left(-\frac{\lambda}{2} \cos \theta_x, \frac{\sqrt{3}}{2} \lambda, -\frac{\lambda}{2} \sin \theta_x \right) \\ m_3 &= \left(-\frac{\lambda}{2} \cos \theta_x, -\frac{\sqrt{3}}{2} \lambda, -\frac{\lambda}{2} \sin \theta_x \right) \end{aligned}$$

โดยเมื่อมองที่ระนาบ z และ x จะเห็น m_2 และ m_3 ทับกันอยู่แต่ที่แกน y ตรงข้ามกัน



รูปที่ 2.44 มุมมองที่ระนาบ z และ y ของโครงสร้างอากาศยานจำลอง

จากรูปที่ 2.44 ที่มุม θ_y มีค่า เมื่อ θ_x เท่ากับ 0 สามารถคำนวณหาสมการ ได้ดังนี้

$$\begin{aligned} m_1 &= (\lambda, 0, 0) \\ m_2 &= \left(-\frac{\lambda}{2}, \frac{\sqrt{3}}{2} \lambda \cos \theta_y, \frac{\sqrt{3}}{2} \lambda \sin \theta_y \right) \\ m_3 &= \left(-\frac{\lambda}{2}, -\frac{\sqrt{3}}{2} \lambda \cos \theta_y, -\frac{\sqrt{3}}{2} \lambda \sin \theta_y \right) \end{aligned}$$

หากมีมุมเอียงทั้งในแกน θ_x และ θ_y จะได้สมการดังนี้

$$\begin{aligned} m_1 &= (\lambda \cos \theta_x, 0, \lambda \sin \theta_x) \\ m_2 &= \left(-\frac{\lambda}{2} \cos \theta_x, \frac{\lambda}{2} \sin \theta_x \sin \theta_y + \frac{\lambda\sqrt{3}}{2} \cos \theta_y, -\frac{\lambda}{2} \sin \theta_x \cos \theta_y + \frac{\lambda\sqrt{3}}{2} \sin \theta_y \right) \\ m_3 &= \left(-\frac{\lambda}{2} \cos \theta_x, \frac{\lambda}{2} \sin \theta_x \sin \theta_y - \frac{\lambda\sqrt{3}}{2} \cos \theta_y, -\frac{\lambda}{2} \sin \theta_x \cos \theta_y - \frac{\lambda\sqrt{3}}{2} \sin \theta_y \right) \end{aligned}$$

เนื่องจากสมการที่คำนวณมาข้างต้นนั้นคิดเทียบกับจุดศูนย์กลางของโครงสร้างอากาศยาน ดังนั้นเมื่อจะระบุความสูงของอากาศยานจริงนั้นจะต้องบวกค่าความสูงที่วัดได้ ณ จุดศูนย์กลาง (h) เข้าด้วยจะได้ความสูงของแต่ละใบพัด และในโครงการนี้ค่า (λ) ที่ เป็นความยาวแกนที่ใช้มีค่าเท่ากับ 24 เซนติเมตร ซึ่งจะได้สมการดังนี้

$$\begin{aligned} m_1 &= (24 \cos \theta_x, 0, h + 24 \sin \theta_x) \\ m_2 &= \left(-12 \cos \theta_x, 12 \sin \theta_x \sin \theta_y + 12\sqrt{3} \cos \theta_y, h - 12 \sin \theta_x \cos \theta_y + 12\sqrt{3} \sin \theta_y \right) \\ m_3 &= \left(-12 \cos \theta_x, 12 \sin \theta_x \sin \theta_y - 12\sqrt{3} \cos \theta_y, h - 12 \sin \theta_x \cos \theta_y - 12\sqrt{3} \sin \theta_y \right) \end{aligned}$$

บทที่ 3

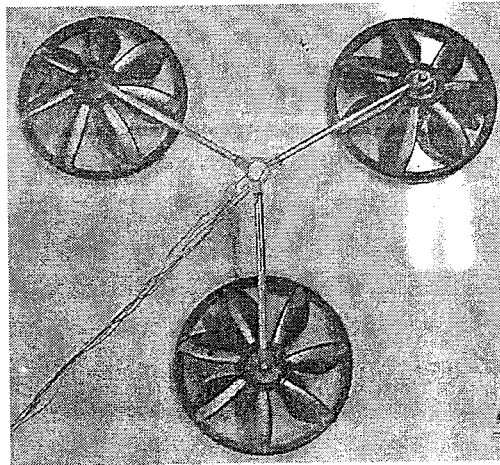
การทดลอง

ในบทนี้จะกล่าวถึงการทดลองและผลการทดลองของ การศึกษาโครงสร้าง เช่น เซอร์วิค ความสูง เช่น เซอร์วิคมุมเอียง การเชื่อมต่อคอมพิวเตอร์กับอุปกรณ์ภายนอกโดยผ่านพอร์ตอนุกรม โมโครคอนโทรลเลอร์ ชูคซ์บมอเตอร์ และการควบคุมอากาศยาน

3.1 การศึกษาโครงสร้างอากาศยานจำลอง

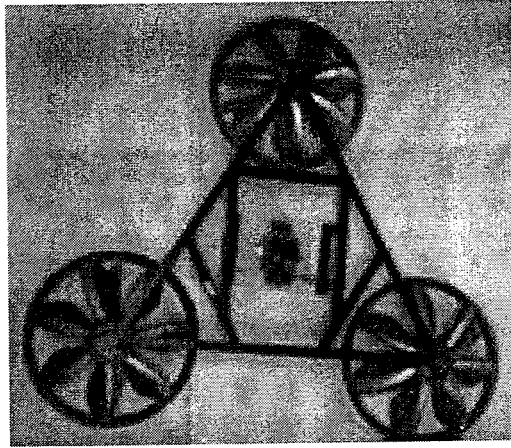
ในโครงการนี้ โครงสร้างอากาศยานจำลองซึ่งนำ ยูเอฟโอ 3 ถ้ามาร่วมเข้าด้วยกันได้ถูกสร้างขึ้นหลายรูปแบบและถูกนำมาศึกษาความเป็นไปได้ในการนำมาใช้งาน

โครงสร้างแบบแรก มีลักษณะดังรูปที่ 3.1 โครงสร้างทำด้วยอลูมิเนียมทรงกลม เมื่อทำการทดสอบแบบวงเปิด (open loop) โครงสร้างอากาศยานสามารถบินขึ้นได้เพราะโครงสร้างแบบนี้มีน้ำหนักเบาและมีการต้านลมน้อย แต่ยังไม่แข็งแรงพอ ซึ่งคาดว่าจะมีมีปัญหาในการควบคุม



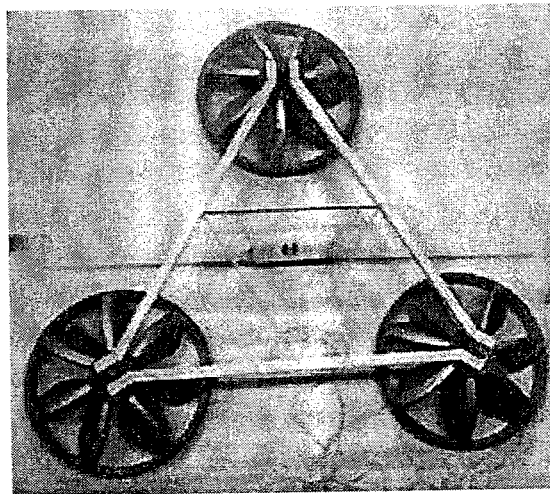
รูปที่ 3.1 โครงสร้างทำด้วยอลูมิเนียมทรงกลม

จากนั้นทำการออกแบบโครงสร้างอากาศยานใหม่โดยใช้อลูมิเนียมแบบฉากเป็น โครงสร้าง ทั้งหมดและเชื่อมต่อกันโดยใช้น็อต โครงสร้างนี้มีความแข็งแรงมาก แต่จากการทดลองพบปัญหาในเรื่องของน้ำหนัก เพราะทำการทดสอบแบบวงเปิดแล้วอากาศยานไม่สามารถบินขึ้นได้ รูปแบบโครงสร้างมีลักษณะดังในรูปที่ 3.2



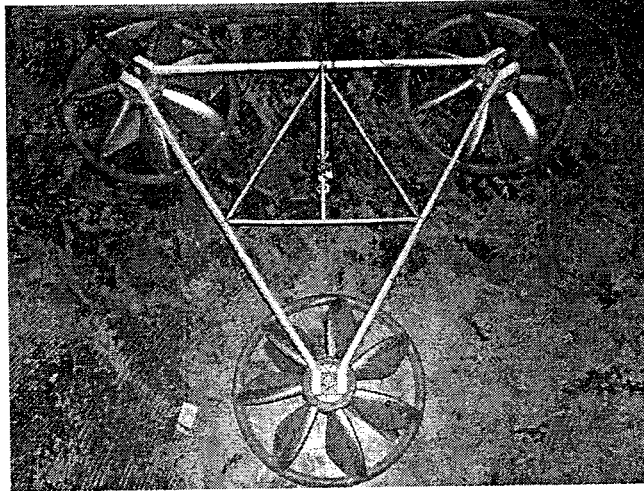
รูปที่ 3.2 โครงสร้างอากาศยานโดยใช้ลูมึเนี่ยมแบบฉาก

จากปัญหาที่พบในโครงสร้างอากาศยานในรูปที่ 3.2 จึงออกแบบโครงสร้างอากาศยานใหม่ โดยยังต้องคำนึงถึงความแข็งแรงแต่จะต้องมีน้ำหนักเบา โดยโครงสร้างอากาศยานทั้งหมดทำด้วยไม้บัลซ่าที่มีน้ำหนักเบาและเชื่อมต่อกันโดยใช้กาว แต่ก็ยังพบปัญหาระหว่างการทดสอบ คือตัวอากาศยานบินได้ในระดับต่ำเท่านั้นเพราะคานที่ทำด้วยไม้บัลซ่านั้นเป็นเหล็กทำให้ต้านแรงลม มีลักษณะของอากาศยานในรูปแบบนี้แสดงดังรูปที่ 3.3



รูปที่ 3.3 โครงสร้างทำด้วยไม้บัลซ่า

จากปัญหาที่พบในโครงสร้างรูปที่ 3.3 ทำการลดแรงเสียดทานแรงลมโดยการทำให้คานนั้นไม่มีเหล็ก ซึ่งมีลักษณะดังรูปที่ 3.4

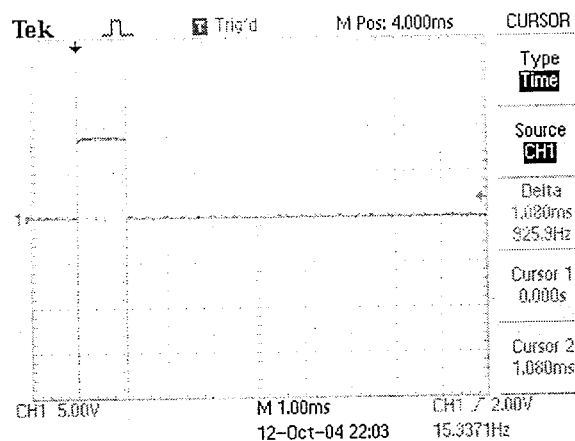


รูปที่3.4 โครงสร้างที่ลดเหลี่ยมเพื่อลดแรงเสียดทาน

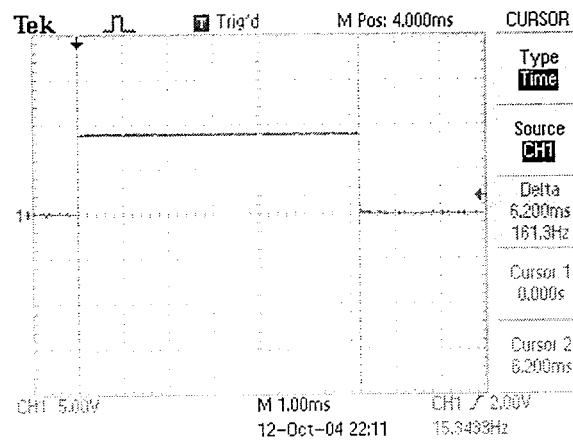
จากโครงสร้างอากาศยานในรูปที่3.4 เมื่อทำการทดสอบแบบวงเปิดแล้วสามารถบินขึ้นในระดับที่ต้องการได้โดยยังคงมีความแข็งแรงพอสมควร ดังนั้นจึงใช้โครงสร้างนี้ในการทำการทดลองต่อไป

3.2 เซนเซอร์วัดความเร็ว

การทดลองเป็นการนำเอาวงจรเซนเซอร์วัดความเร็ว ที่กล่าวไว้ในบทที่ 2 มาเก็บค่าการเปลี่ยนแปลงช่วงเวลา เทียบกับระยะทางจริง ตั้งแต่ระยะ 15 cm ถึง 130 cm โดยปรับครั้งละ 5 cm ซึ่งได้ตัวอย่างผลการทดลองที่ระยะ 15 cm และ 105 cm ดังรูปที่ 3.5 และ 3.6 ข้อมูลที่ได้จากการทดลองถูกบันทึกลงในตารางที่ 3.1



รูปที่3.5 ผลการทดลองที่ระยะทาง 15 cm ได้การเปลี่ยนแปลงช่วงเวลาเท่ากับ 1.08 ms

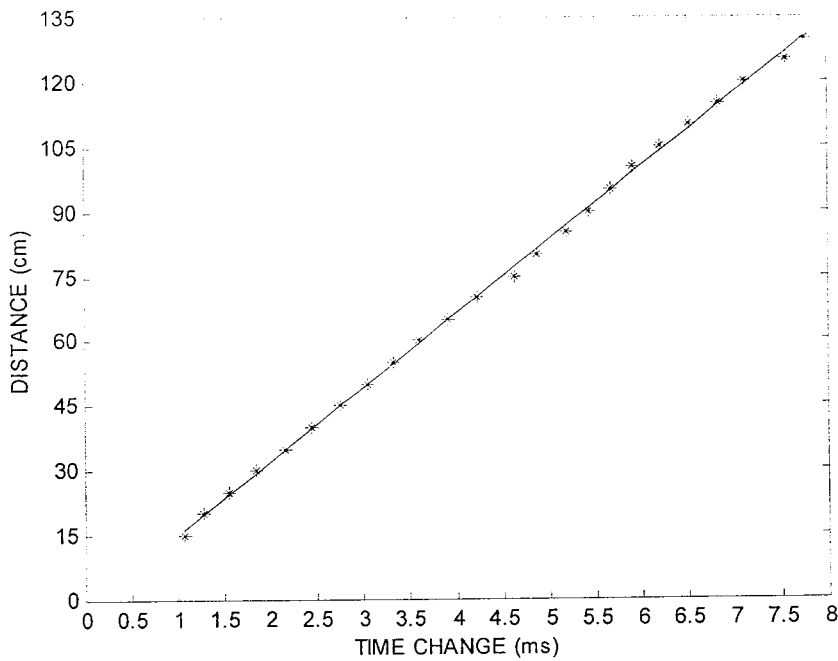


รูปที่ 3.6 ผลการทดลองที่ระยะทาง 105 cm ได้การเปลี่ยนแปลงช่วงเวลาเท่ากับ 6.2 ms

ตารางที่ 3.1 ข้อมูลจากการทดลองเซนเซอร์วัดความสูง

ระยะทาง (cm)	การเปลี่ยนแปลง TIME CHANGE (ms)	ระยะทาง (cm)	การเปลี่ยนแปลง TIME CHANGE (ms)
15	1.08	75	4.64
20	1.28	80	4.88
25	1.56	85	5.2
30	1.84	90	5.44
35	2.16	95	5.68
40	2.44	100	5.92
45	2.76	105	6.2
50	3.04	110	6.52
55	3.32	115	6.84
60	3.6	120	7.12
65	3.92	125	7.56
70	4.24	130	7.76

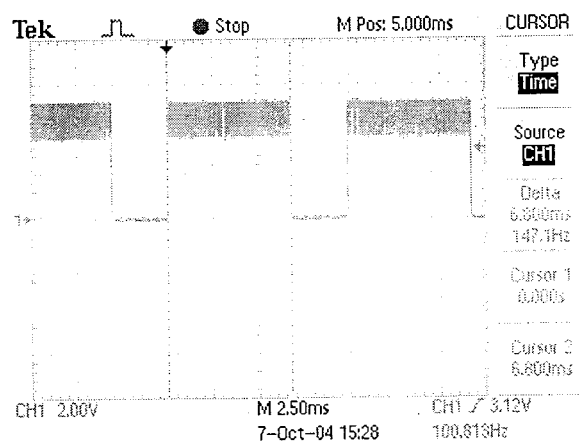
จากข้อมูลที่ได้จากการทดลองเมื่อนำมาคำนวณโดยวิธีกำลังสองน้อยที่สุด โดยใช้คำสั่ง polyfit ของ MATLAB ในการคำนวณได้สมการ $y = 17.0231x - 1.967$ ซึ่งนำมาวาดกราฟเปรียบเทียบกับผลการทดลองมีลักษณะดังในรูปที่ 3.3 เมื่อ * แทนผลการทดลองจริงและเส้นตรงแทนการประมาณ



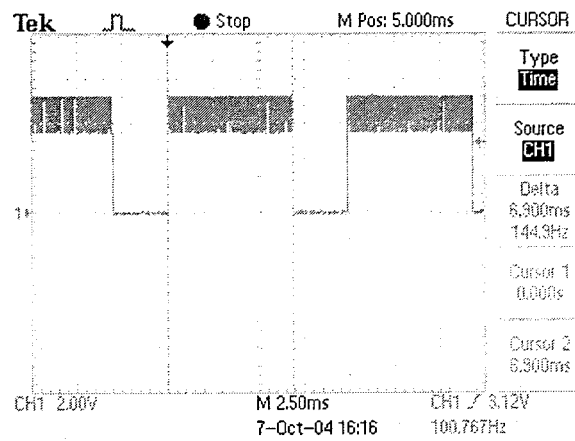
รูปที่ 3.7 กราฟแสดงค่าระยะทางจริงเทียบกับช่วงเวลาที่เปลี่ยนแปลง

3.3 เซนเซอร์วัดมุมเอียง

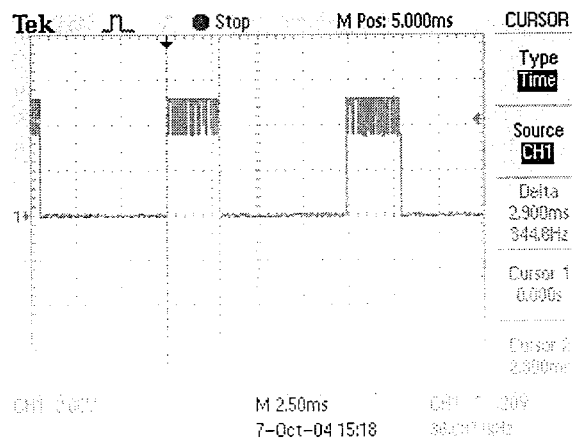
เป็นการเก็บค่าทดลองการเปลี่ยนแปลงของมุมทางด้านแกน X และแกน Y ของเซนเซอร์วัดมุมเอียง เทียบกับคาบเวลา โดยการคิดการเปลี่ยนแปลงของมุมทางด้านแกน X และแกน Y ตั้งแต่ มุม -90 ถึง มุม 90 องศาโดยการเพิ่มมุมทีละ 10 องศา ซึ่งได้ตัวอย่างผลการทดลองดังรูปที่ 3.8 ถึง 3.11 และข้อมูลที่ได้จากการทดลองถูกบันทึกลงในตารางที่ 3.2 สำหรับการเปลี่ยนแปลงตามแกน X และตารางที่ 3.3 สำหรับการเปลี่ยนแปลงตามแกน Y



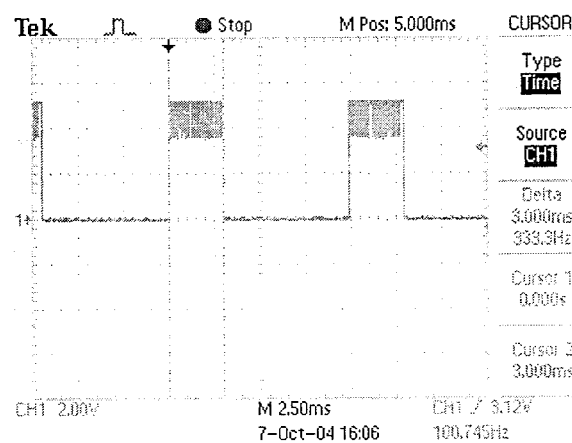
รูปที่ 3.8 ผลการทดลองที่แกน X เท่ากับ -90 องศาได้การเปลี่ยนแปลงช่วงเวลาที่เท่ากับ 6.8 ms



รูปที่3.9 ผลการทดลองที่แกน Y เท่ากับ -90 องศาได้การเปลี่ยนแปลงช่วงเวลาเท่ากับ 6.9 ms



รูปที่3.10 ผลการทดลองที่แกน X เท่ากับ 90 องศาได้การเปลี่ยนแปลงช่วงเวลาเท่ากับ 2.9 ms



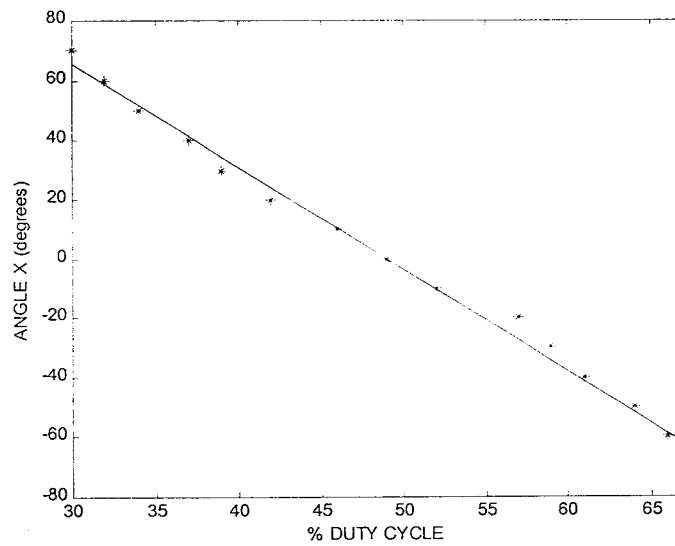
รูปที่3.11 ผลการทดลองที่แกน Y เท่ากับ 90 องศาได้การเปลี่ยนแปลงช่วงเวลาเท่ากับ 3.0 ms

จากข้อมูลในตารางที่ 3.2 และตารางที่ 3.3 นำมาคำนวณความสัมพันธ์ของค่าวัดเปอร์เซ็นต์ ดิวตี้ไซเคิลกับมุมที่เปลี่ยนแปลงจริง โดยวิธีกำลังสองน้อยที่สุด โดยใช้คำสั่ง polyfit ของ MATLAB ทำการวาดกราฟเปรียบเทียบกันระหว่างการเปลี่ยนแปลงของมุมทางด้านแกน X และแกน Y เทียบกับการเปลี่ยนแปลงเปอร์เซ็นต์ดิวตี้ไซเคิล ได้ดังนี้

ตารางที่ 3.2 ข้อมูลการทดลองการเปลี่ยนแปลงของเซนเซอร์วัดมุมเอียงตามแกน X

มุมแกน X	TIME/DIV (ms)	1 คาบเวลา (ms)	ช่วงการเปลี่ยนแปลงเวลา (ms)	ดิวตี้ไซเคิล (%)
-90	2.5	10	6.8	68
-80	2.5	10	6.8	68
-70	2.5	10	6.7	67
-60	2.5	10	6.6	66
-50	2.5	10	6.4	64
-40	2.5	10	6.1	61
-30	2.5	10	5.9	59
-20	2.5	10	5.7	57
-10	2.5	10	5.2	52
0	2.5	10	4.9	49
10	2.5	10	4.6	46
20	2.5	10	4.2	42
30	2.5	10	3.9	39
40	2.5	10	3.7	37
50	2.5	10	3.4	34
60	2.5	10	3.2	32
70	2.5	10	3.0	30
80	2.5	10	3.0	30
90	2.5	10	2.9	29

ได้สมการจากการคำนวณเป็น $y = -3.452x + 169.1467$ เมื่อ x คือเปอร์เซ็นต์ดิวตี้ไซเคิลและ y คือค่าประมาณมุมเอียงของอากาศยาน ซึ่งเมื่อดูกราฟเปรียบเทียบผลการทดลองจริงมีลักษณะดังในรูปที่ 3.8 เมื่อ * แทนผลการทดลองจริงและเส้นตรงแทนการประมาณ

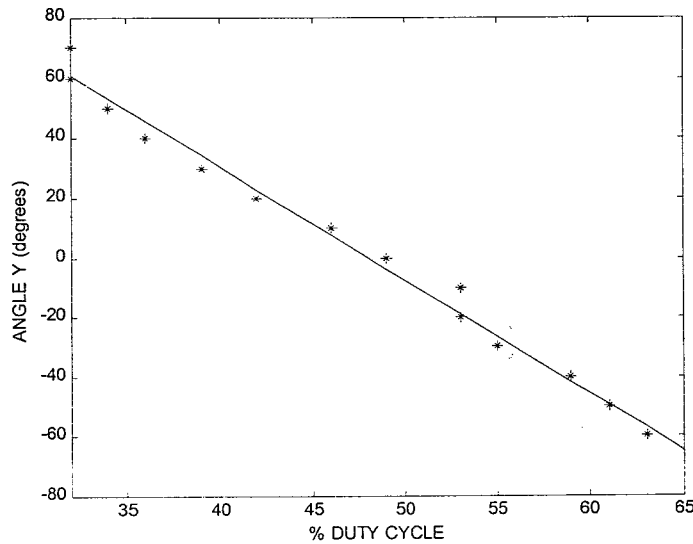


รูปที่ 3.12 กราฟการเปลี่ยนแปลงมุมแกน X เทียบกับเปอร์เซ็นต์ดีวตี้ไซเคิล

ตารางที่ 3.3 ข้อมูลการทดลองการเปลี่ยนแปลงของเซนเซอร์วัดมุมเอียงตามแกน Y

มุมแกน Y	TIME/DIV (ms)	1 คาบเวลา (ms)	ช่วงการเปลี่ยนแปลงเวลา (ms)	ดีวตี้ไซเคิล (%)
-90	2.5	10	6.9	69
-80	2.5	10	6.7	67
-70	2.5	10	6.6	66
-60	2.5	10	6.3	63
-50	2.5	10	6.1	61
-40	2.5	10	5.9	59
-30	2.5	10	5.5	55
-20	2.5	10	5.3	53
-10	2.5	10	5.3	53
0	2.5	10	4.9	49
10	2.5	10	4.6	46
20	2.5	10	4.2	42
30	2.5	10	3.9	39
40	2.5	10	3.6	36
50	2.5	10	3.4	34
60	2.5	10	3.2	32
70	2.5	10	3.2	32
80	2.5	10	3.1	31
90	2.5	10	3.0	30

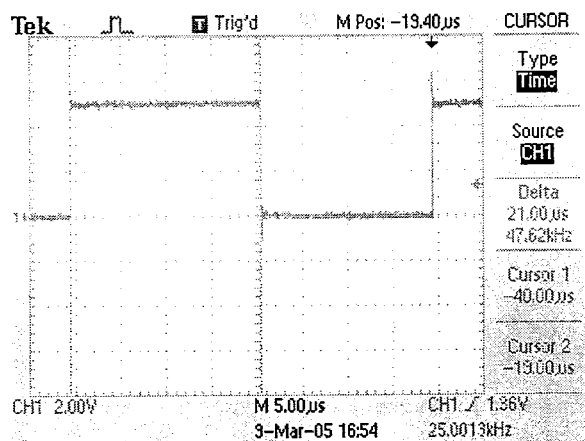
ได้สมการจากการคำนวณเป็น $y = -3.8075x + 182.7615$ ซึ่งเมื่อวาดกราฟเปรียบเทียบกับผลการทดลองจริงมีลักษณะดังในรูปที่ 3.13 เมื่อ * แทนผลการทดลองจริงและเส้นตรงแทนการประมาณ



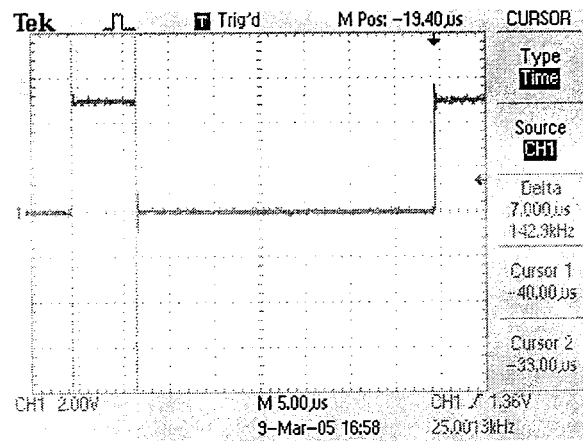
รูปที่ 3.13 กราฟการเปลี่ยนแปลงมุมแกน Y เทียบกับเปอร์เซ็นต์ดีวตี้ไซเคิล

3.4 ชุดขับมอเตอร์

เป็นการทดลองชุดขับมอเตอร์โดยอาศัยพัลส์วิท โมดูเลชัน ซึ่งได้จากการสั่งงานจากคอมพิวเตอร์ส่งข้อมูล 8 บิต ออกมาตั้งแต่ 0 ถึง 255 ระดับ โดยการปรับเพิ่มทีละ 10 ระดับ ซึ่งผ่านไมโครคอนโทรลเลอร์มายังชุดขับ ได้ตัวอย่างการทดลองดังรูป 3.14 และ 3.15 โดยทำการเก็บค่าการเปลี่ยนแปลงช่วงเวลาและคิดเป็นเปอร์เซ็นต์ได้ดังตารางที่ 3.4 เพื่อนำค่าที่ได้นี้มาทำการวาดกราฟเปรียบเทียบกัน ดังนี้



รูปที่ 3.14 ผลการทดลองที่ตำแหน่งบิตที่ 120 ได้การเปลี่ยนแปลงช่วงเวลาเท่ากับ 21.0 µs



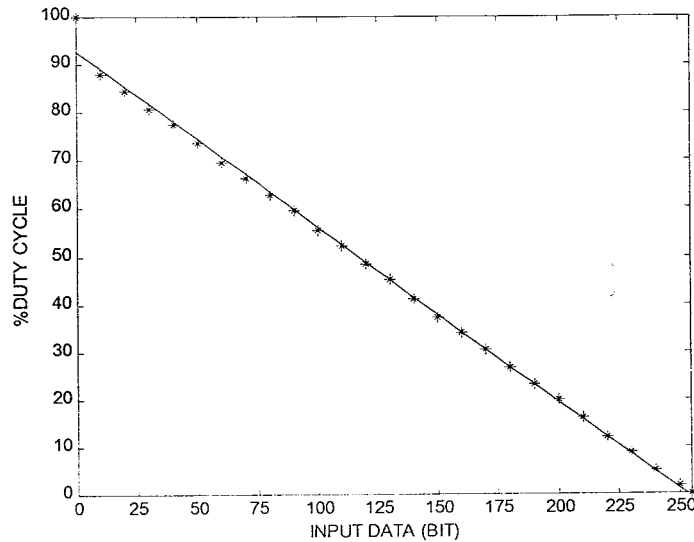
รูปที่ 3.15 ผลการทดลองที่ตำแหน่งบิตที่ 210 ได้การเปลี่ยนแปลงช่วงเวลาเท่ากับ 7.0 µs

ตารางที่ 3.4 ข้อมูลการทดลองโดยใช้วงจรพัลส์ชีวิต โมดูลเอชซี

ข้อมูลที่ ส่ง	การเปลี่ยนแปลง (µs)	% ดิวตี้ ไซเคิล	ข้อมูลที่ ส่ง	การเปลี่ยนแปลง (µs)	% ดิวตี้ ไซเคิล
0	43.4	100	140	17.8	41.01
10	38.2	88.01	150	16.2	37.32
20	36.6	84.33	160	14.8	34.10
30	35.0	80.64	170	13.2	30.41
40	33.6	77.42	180	11.6	26.72
50	32.0	73.73	190	10.0	23.04
60	30.2	69.58	200	8.6	19.81
70	28.2	66.36	210	7.0	16.12
80	27.2	62.67	220	5.2	11.98
90	25.8	59.45	230	3.8	8.75
100	24.0	55.29	240	2.2	5.06
110	22.6	52.07	250	0.8	1.84
120	21.0	48.38	255	0	0
130	19.6	45.16			

หมายเหตุ 1 คาบ ใช้เวลา 43.4 ไมโครวินาที

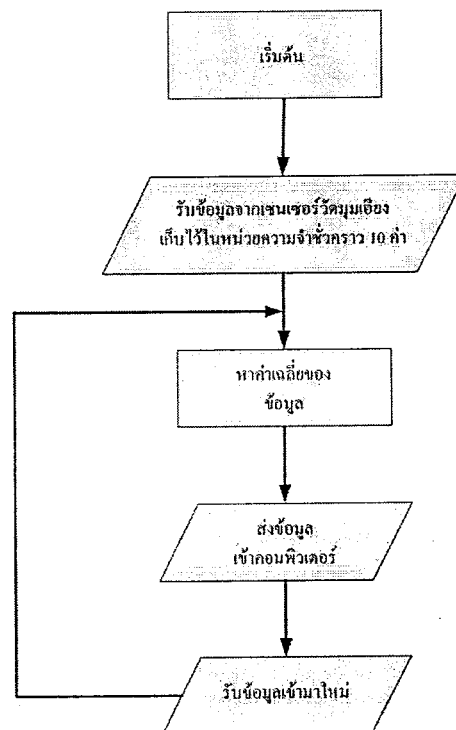
ได้สมการจากการคำนวณเป็น $y = -0.3665x + 92.7371$ เมื่อ x คือระดับบิตอินพุตตั้งออกจากคอมพิวเตอร์ และ y คือเปอร์เซ็นต์คิวตี้ไซเคิลที่จ่ายให้กับวงจรขับ ซึ่งเมื่อทำการวาดกราฟเปรียบเทียบผลการทดลองจริงมีลักษณะดังในรูปที่ 3.16 เมื่อ * แทนผลการทดลองจริงและเส้นตรงแทนการประมาณ



รูปที่ 3.16 กราฟการเปลี่ยนแปลงจำนวนบิตเทียบกับเปอร์เซ็นต์คิวตี้ไซเคิล

3.5 การแก้ไขค่าความผิดพลาดจากอุปกรณ์วัด

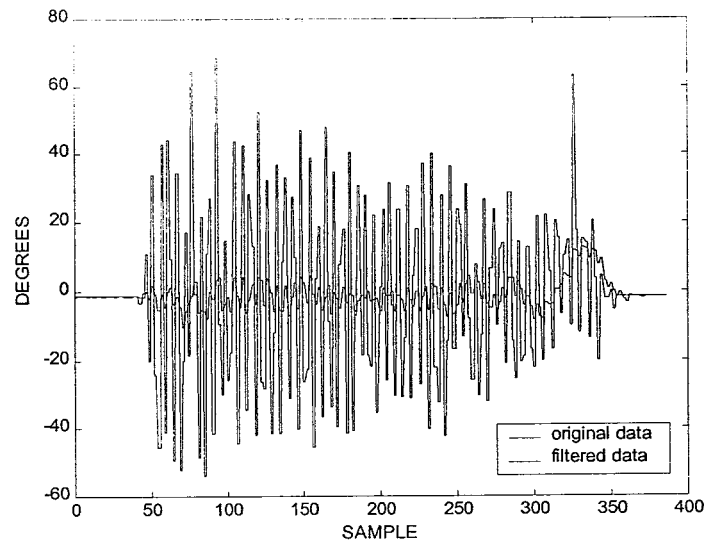
- การแก้ไขค่าความผิดพลาดของเซนเซอร์วัดมุมเอียง



รูปที่ 3.17 ขั้นตอนการหาค่าเปลี่ยนแปลงเฉลี่ย

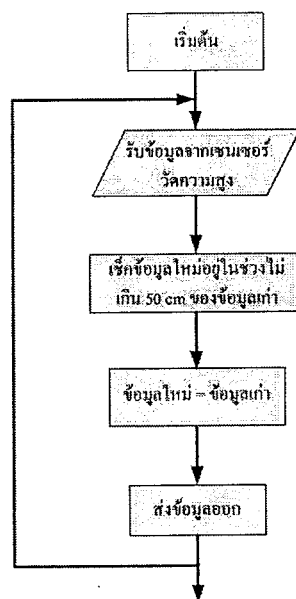
การแก้ไขค่าความผิดพลาดของเซนเซอร์วัดมุมเอียงมีขั้นตอนดำเนินการแสดงดังรูป3.17 โดยใช้หลักการหาค่าเปลี่ยนแปลงเฉลี่ย ซึ่งเป็นตัวกรองชนิดหนึ่งที่น่าสนใจและสามารถนำมาใช้งานได้ง่ายในโครงการนี้ใช้ค่าข้อมูลจากเซนเซอร์วัดมุมเอียงจำนวน 10 ค่าเพื่อนำมาหาค่าเฉลี่ย

รูปที่3.18 แสดงกราฟข้อมูลของเซนเซอร์วัดมุมเอียงที่เกิดจากการสั่นและข้อมูลจากการหาค่าเปลี่ยนแปลงเฉลี่ย



รูปที่3.18 เอาต์พุตค่าวัดมุมเอียง ก่อนและหลัง เข้าตัวกรองสัญญาณ

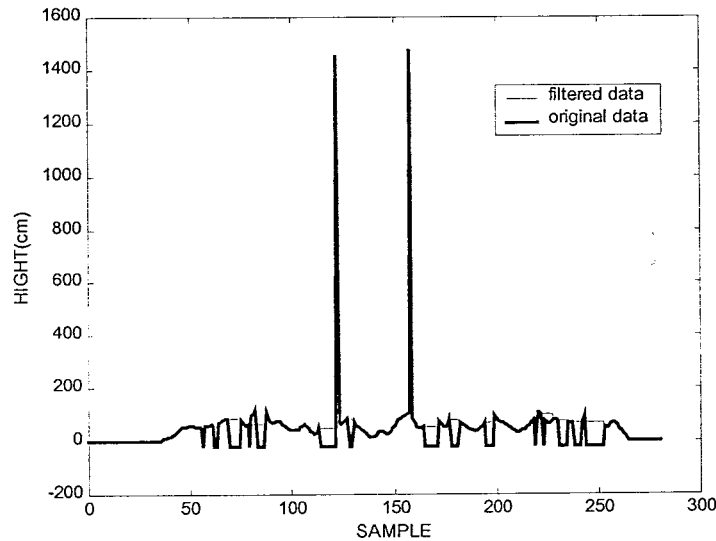
- การแก้ไขค่าความผิดพลาดของเซนเซอร์วัดความสูง



รูปที่3.19 ขั้นตอนการแก้ปัญหาของเซนเซอร์วัดความสูง

ปัญหาของเซนเซอร์วัดความสูงจะมีค่าผิดพลาดจากการเอียงตัวของโครงสร้างอากาศยาน ทำให้ไม่สามารถวัดระยะทางได้ แก้ไขโดยการคงข้อมูลเดิมไว้ แสดงดังรูปที่3.19

รูปที่3.20 แสดงตัวอย่างข้อมูลเอาต์พุตของเซนเซอร์วัดความสูง ที่เกิดจากการเอียงตัวของโครงสร้างอากาศยานก่อนและหลังการปรับแก้



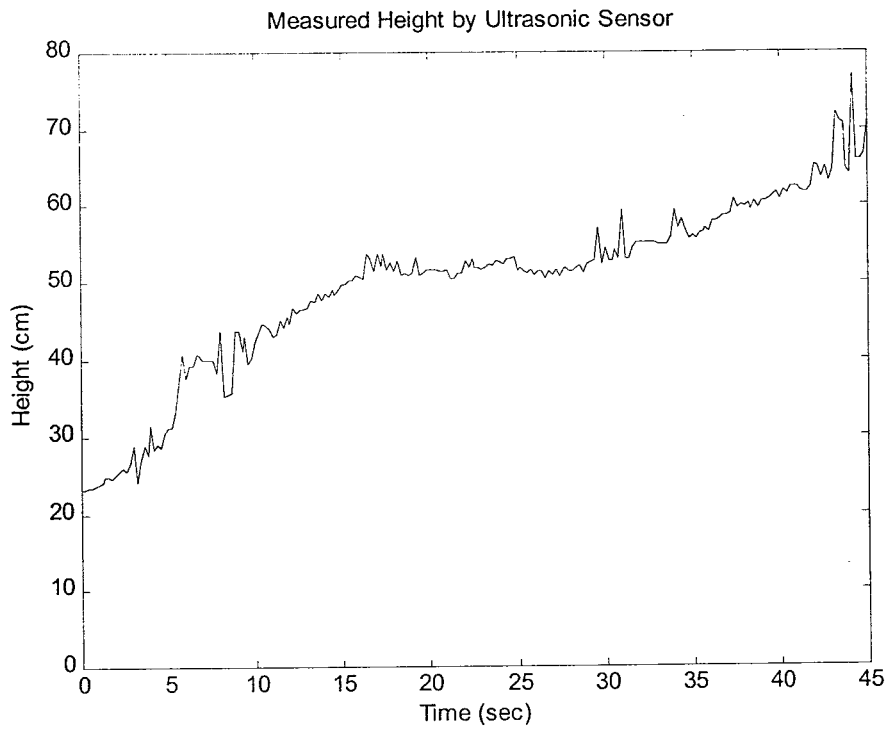
รูปที่3.20 เอาต์พุตของเซนเซอร์วัดความสูงก่อนและหลังการแก้ไข

3.6 ผลการทดลองอากาศยาน

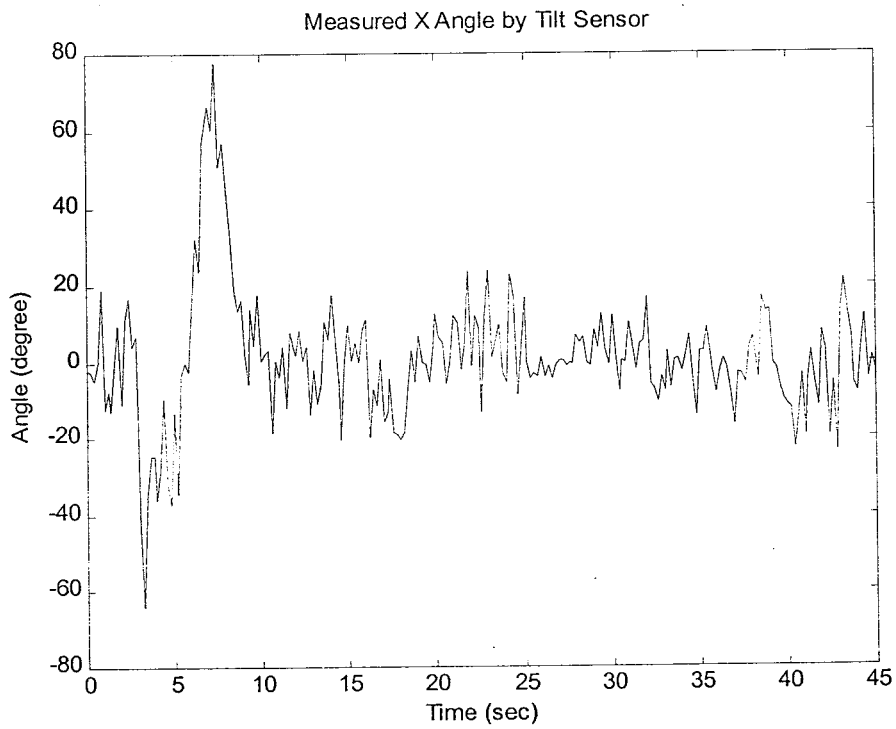
ในหัวข้อนี้เป็นการทดลองอากาศยาน คือการทดลองแบบวงเปิดและการทดลองแบบวงปิด โดยได้อาศัยค่าการสุ่ม (Sampling Time) เท่ากับ 0.2 วินาทีในการทดลอง คดยได้บันทึกกราฟของค่าวัดจากเซนเซอร์วัดมุมเอียงและเซนเซอร์วัดความสูง ค่าที่คำนวณความสูงของใบพัด และอินพุตจากตัวควบคุมที่จ่ายให้มอเตอร์แต่ละตัว เทียบกับเวลาที่เปลี่ยนแปลงไปโดยมีรายละเอียดแยกอธิบาย ดังนี้

3.6.1 การทดลองแบบวงเปิด

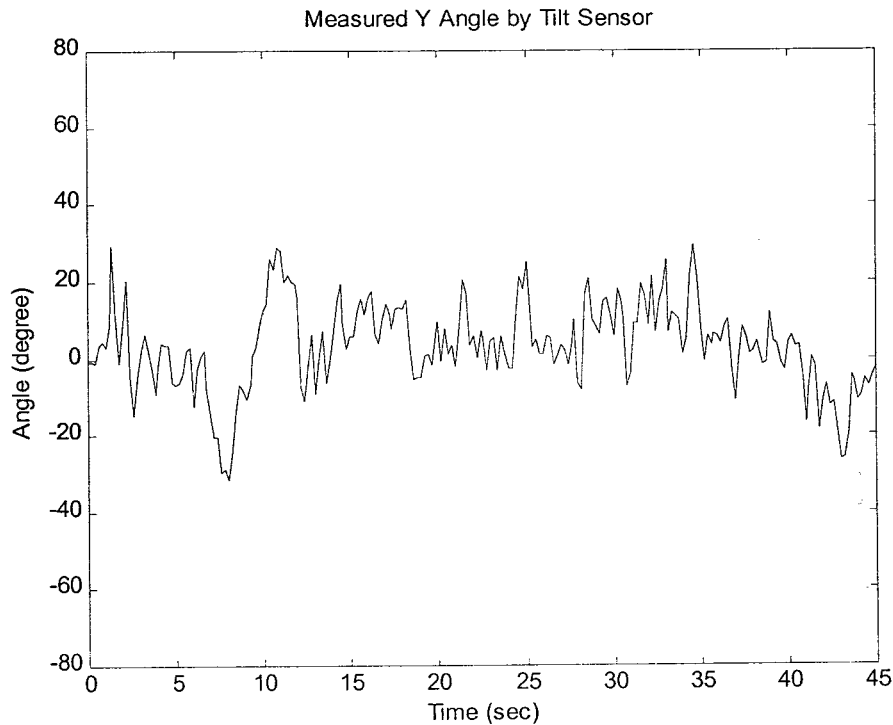
เป็นการทดลองจ่ายค่าให้มอเตอร์แต่ละตัวโดยการควบคุมพัลส์วิทโมดูเลชัน ที่สามารถทำให้อากาศยานลอยตัวขึ้นได้ โดยใช้สัญญาณพัลส์วิทโมดูเลชันแบบขึ้นบันได ที่ระดับ 202 (79.21%) สำหรับมอเตอร์ตัวที่ 1 ที่ระดับ 200 (78.43%) สำหรับมอเตอร์ตัวที่ 2 และที่ระดับ 200 (78.43%) สำหรับมอเตอร์ตัวที่ 3 ตามลำดับ จากนั้นบันทึกผลของเซนเซอร์วัดความสูง และเซนเซอร์วัดมุมเอียงตามแนวแกน X และแกน Y ดังรูปที่3.21, 3.22 และ3.23 ตามลำดับ



รูปที่ 3.21 ค่าวัดความสูงจากอัลตราโซนิกเซนเซอร์ในการทดลองวงเปิด



รูปที่ 3.22 ค่าวัดมุมเอียงของแกน X จากเซนเซอร์วัดมุมเอียงในการทดลองวงเปิด



รูปที่ 3.23 ค่าวัดมุมเอียงของแกน Y จากเซนเซอร์วัดมุมเอียงในการทดลองวงเปิด

จากผลการทดลองพบว่าอากาศยานจะสามารถยกตัวขึ้นได้ โดยที่ความสูงของอากาศยานจะค่อยๆ สูงขึ้นดังแสดงในรูปที่ 3.21 อย่างไรก็ตามอากาศยานมีการเอียงตัวมาก ดังปรากฏในกราฟค่าวัดมุมเอียงในรูปที่ 3.22 โดยเฉพาะในช่วงต้นที่เริ่มมีการยกตัว จึงจำเป็นต้องมีการช่วยประคองอากาศยานมิให้คว่ำลง เป็นผลให้สามารถทำการทดลองได้ในระยะเวลาสั้น จึงยังไม่สามารถระบุระดับความสูงที่อากาศยานจะเข้าที่ได้อีก

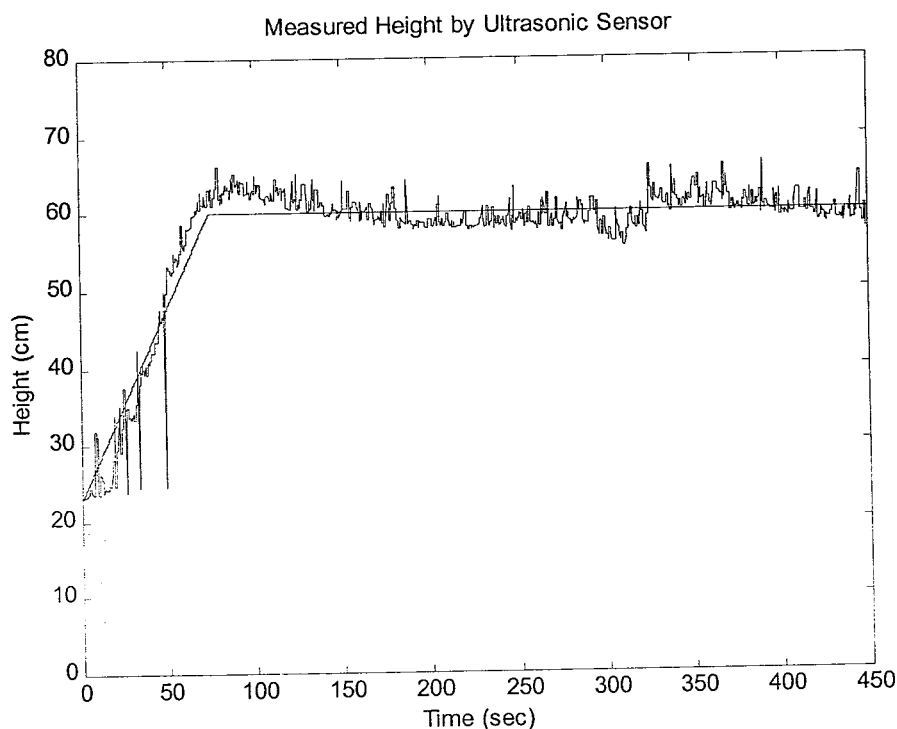
ข้อสังเกตระดับความสูงเริ่มต้นของอากาศยานสามารถวัดได้ที่ระดับ 23 เซนติเมตร เนื่องจากเป็นข้อจำกัดของเซนเซอร์วัดความสูง

3.6.2 การทดลองแบบวงปิด

เป็นการทดลองระบบควบคุมวงปิดโดยอาศัยการควบคุมแบบพีไอ แยกในแต่ละรูปของการควบคุมมอเตอร์ใบพัดแต่ละตัวโดยอาศัยค่าคำนวณความสูงของใบพัดที่สอดคล้องในการป้อนกลับ โดยพยายามปรับพารามิเตอร์ของตัวควบคุมเพื่อให้อากาศยานสามารถยกตัวขึ้นได้ในระดับที่ต้องการ ในการทดลองนี้ได้ปรับพารามิเตอร์ของตัวควบคุมสำหรับมอเตอร์ใบพัดตัวที่ 1 เป็น $K_p = 0.7$ และ $K_i = 0.7$ สำหรับมอเตอร์ใบพัดตัวที่ 2 เป็น $K_p = 0.5$ และ $K_i = 0.5$ และสำหรับมอเตอร์ใบพัดตัวที่ 3 เป็น $K_p = 0.55$ และ $K_i = 0.4$ นอกจากนั้นจากการทดลองเบื้องต้นของระบบวงเปิดพบว่า การจ่ายสัญญาณแบบขั้นบันไดทำให้เกิดการเอียงตัวของอากาศยานอย่างมาก ดังนั้นในการ

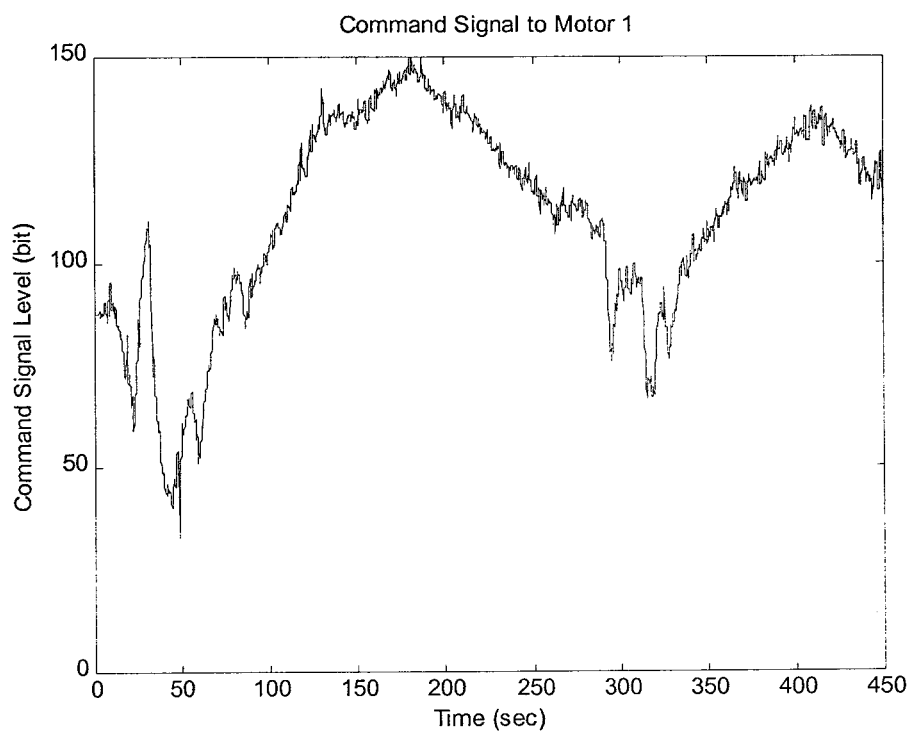
ทดลองระบบวงปิดนี้ ได้หลีกเลี่ยงการเปลี่ยนสัญญาณอ้างอิงแบบขั้นบันได เป็นการเปลี่ยนแปลงสัญญาณอ้างอิงในลักษณะสัญญาณลาดชัน (Ramp) ในช่วงต้นจนกระทั่งถึงระดับอ้างอิงที่ต้องการคือระดับ 60 เซนติเมตร และบันทึกค่าการทดลองดังรูปที่ 3.24 ถึง 3.35

จากการทดลองบันทึกค่าวัดความสูงของอากาศยานมาวาดกราฟเปรียบเทียบกับเวลาที่เปลี่ยนแปลงไปดังรูปที่ 3.24 ซึ่งจะเห็นว่าอากาศยานสามารถตามสัญญาณอ้างอิงได้ แต่ในช่วงเวลาเริ่มต้นคือ 0 ถึง 50 วินาที ค่าวัดที่ได้จากเซนเซอร์มีการบันทึกค่าที่ผิดพลาดบ้าง เกิดจากความไม่เสถียรภาพของเซนเซอร์เอง

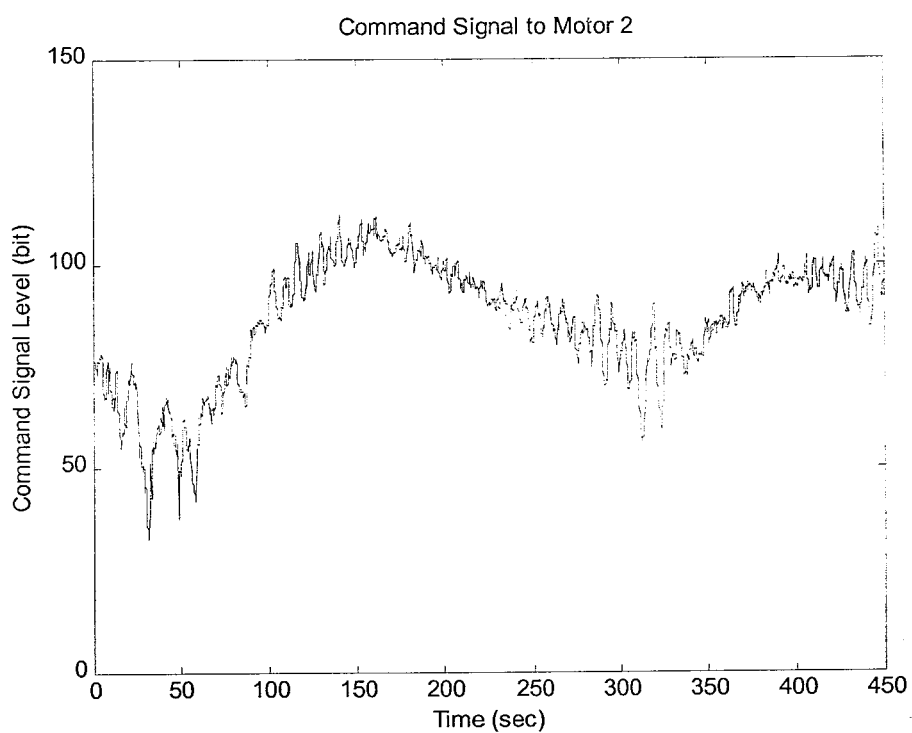


รูปที่ 3.24 ค่าวัดความสูงจากอุลตราโซนิกเซนเซอร์ในการทดลองวงปิด

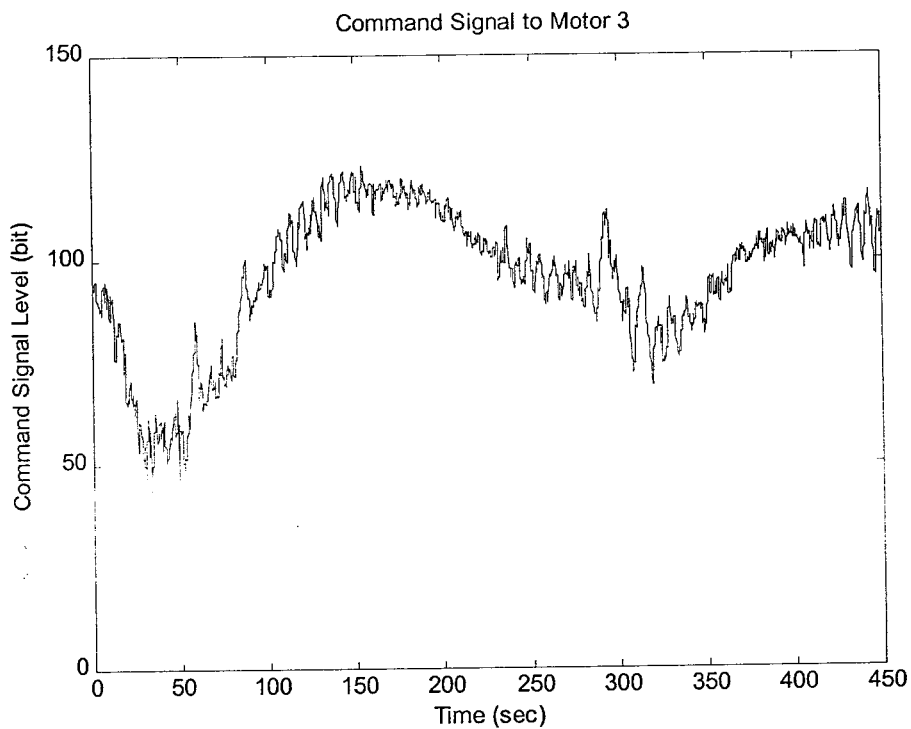
จากการทดลองบันทึกค่าสัญญาณอินพุตจากตัวควบคุมที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 1, 2 และ 3 ตามลำดับดังรูปที่ 3.25, 3.26 และ 3.27 เมื่อเปรียบเทียบกันทั้ง 3 รูปจะเห็นว่าที่สัญญาณที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 1 นั้นจะต้องจ่ายระดับบิดให้มากกว่าตัวอื่น เพราะมอเตอร์ตัวที่ 1 มีคุณสมบัติแตกต่างจากมอเตอร์ตัวอื่นโดยมีความฝืดมากกว่า ดังนั้นตัวควบคุมจึงต้องจ่ายระดับบิดให้มากเพื่อที่จะทำให้ความเร็วของมอเตอร์ทั้ง 3 ตัวเท่ากัน และจากทั้ง 3 รูปจะเห็นว่ากราฟมีการเปลี่ยนแปลงขึ้นลงเพราะว่าต้องการรักษาระดับความสูงของอากาศยาน คือถ้าความสูงอากาศยานเกินระดับอ้างอิงระดับสัญญาณก็จะลดลง และถ้าความสูงไม่ถึงระดับอ้างอิงระดับสัญญาณก็จะเพิ่มขึ้นนั่นเอง



รูปที่ 3.25 สัญญาณอินพุตจากตัวควบคุมที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 1 ในการทดลองวงปิด

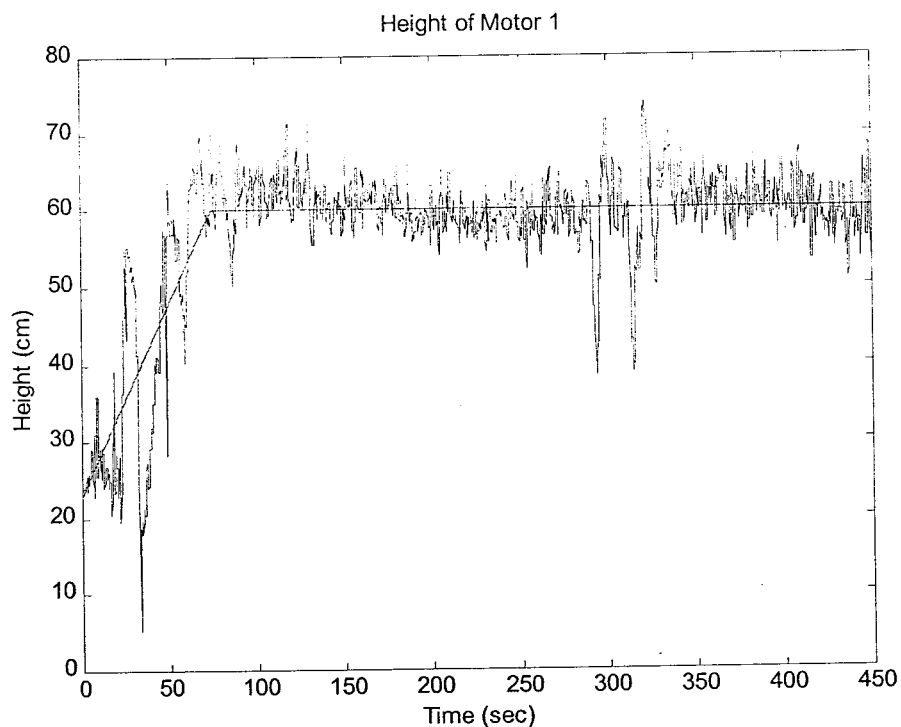


รูปที่ 3.26 สัญญาณอินพุตจากตัวควบคุมที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 2 ในการทดลองวงปิด

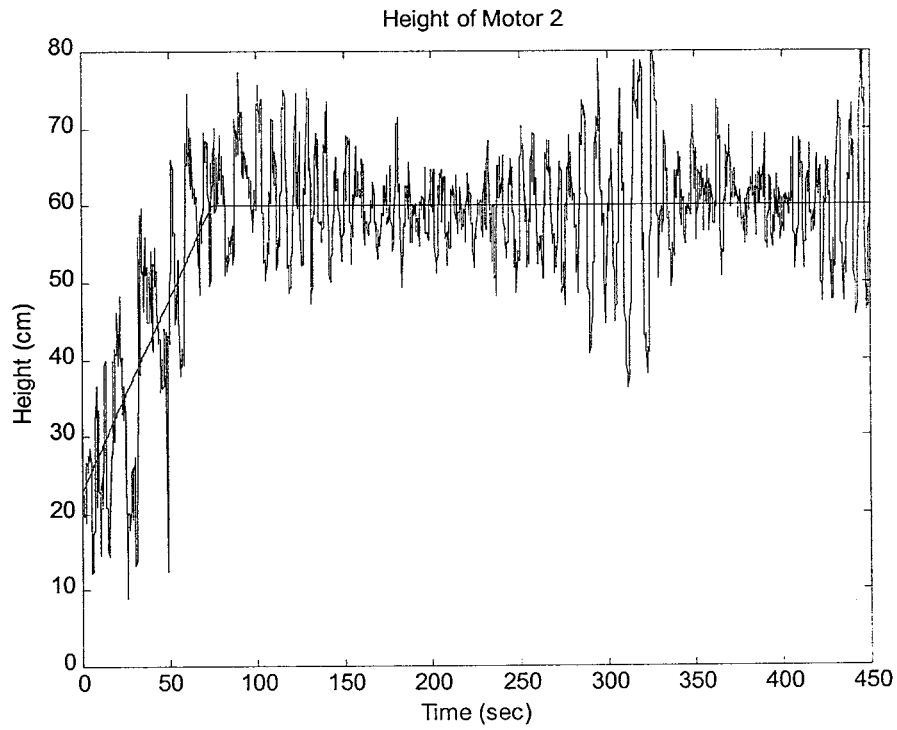


รูปที่ 3.27 สัญญาณอินพุตจากตัวควบคุมที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 3 ในการทดลองวงปิด

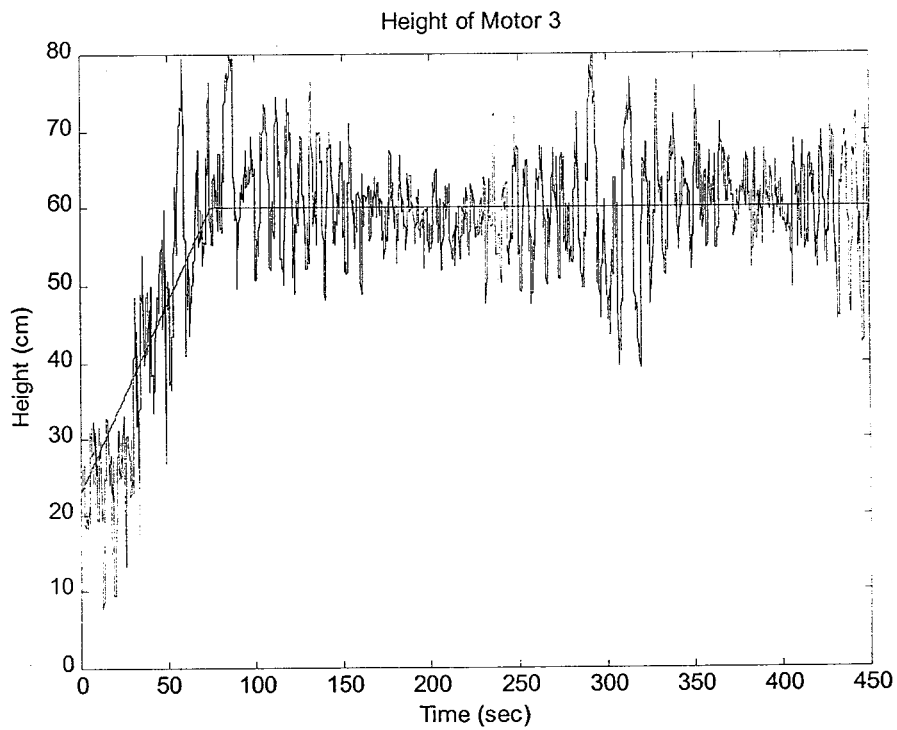
จากการทดลองบันทึกค่าความสูงของใบพัดแต่ละตัวดังรูปที่ 3.28, 3.29 และ 3.30 จะเห็นว่าในช่วงเวลาแรกๆ ความสูงของใบพัดทั้ง 3 ตัว จะเกิดการแกว่งอยู่และเมื่อช่วยประกอบก็จะดีขึ้นและความสูงของใบพัดทั้ง 3 ตัว ก็จะสามารถตามสัญญาณอ้างอิงได้แต่ก็จะเกิดการแกว่งอยู่บ้าง



รูปที่ 3.28 สัญญาณความสูงของใบพัดตัวที่ 1 ในการทดลองวงปิด

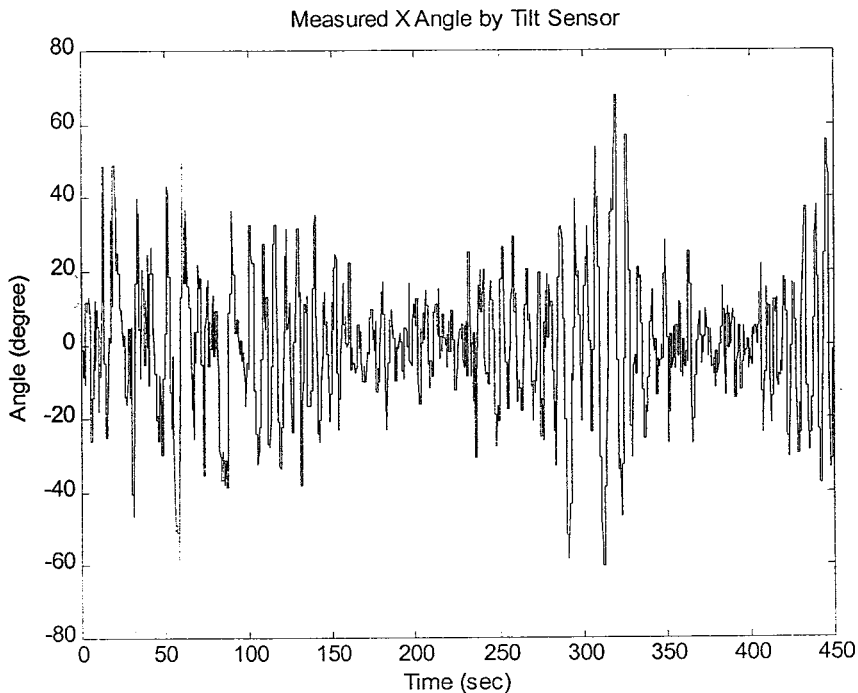


รูปที่ 3.29 สัญญาณความสูงของใบพัดตัวที่ 2 ในการทดลองวงปิด

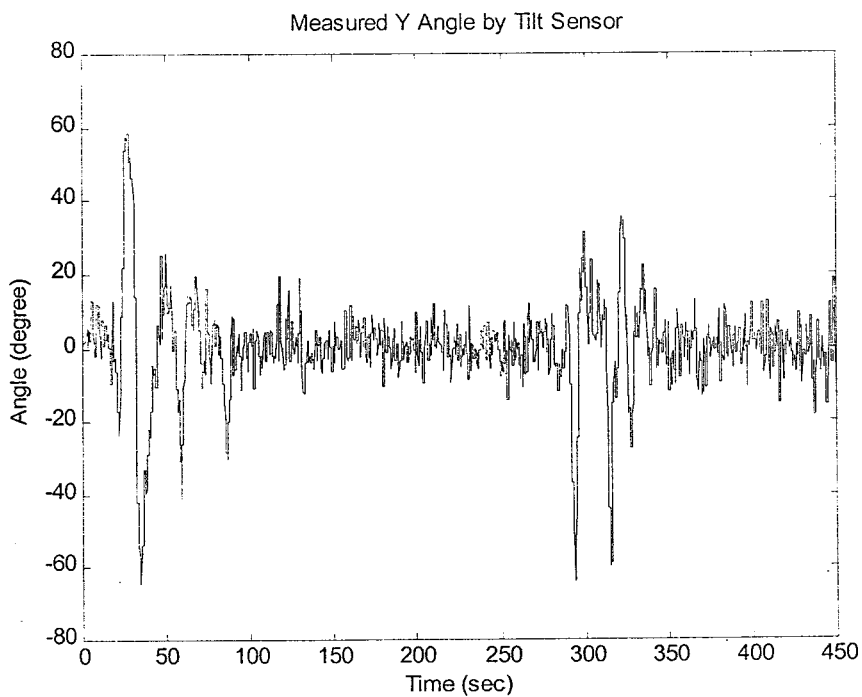


รูปที่ 3.30 สัญญาณความสูงของใบพัดตัวที่ 3 ในการทดลองวงปิด

จากการทดลองบันทึกค่าวัดมุมเอียงของแกน X และแกน Y ตามลำดับ เพื่อนำมาวาดกราฟเปรียบเทียบกับเวลาที่เปลี่ยนแปลงไปดังรูปที่ 3.31 และ 3.32 จากรูปจะเห็นว่าแกนทั้ง 2 จะเกิดการแกว่งตามการเอียงตัวของอากาศยานพอสุมครว ซึ่งยังต้องอาศัยการช่วยพยุงอากาศยานในบางจังหวะเช่นกันกับการทดลองแบบวงเปิด



รูปที่ 3.31 ค่าวัดมุมเอียงของแกน X จากเซนเซอร์วัดมุมเอียงในการทดลองวงปิด



รูปที่ 3.32 ค่าวัดมุมเอียงของแกน Y จากเซนเซอร์วัดมุมเอียงในการทดลองวงปิด

บทที่ 4

บทสรุป

4.1 สรุป

ในโครงการนี้ได้แบ่งการศึกษาและการทดลองเป็น 2 ส่วน โดยในส่วนแรกทำการศึกษาและทดลองอุปกรณ์ประกอบสำคัญ ได้แก่ เซนเซอร์วัดความสูง เซนเซอร์วัดมุมเอียง และวงจรถับ จากนั้นเป็นการศึกษาและทดลองในภาพรวม ได้แก่ ด้าน โครงสร้างอากาศยานการทดลองวงเปิดและการทดลองวงเปิดโดยมีรายละเอียดสรุปได้ดังนี้

เซนเซอร์วัดความสูง ในโครงการนี้ได้ใช้ อุลตราโซนิกเป็นเซนเซอร์มาประยุกต์ใช้วัดความสูงพบว่าสามารถวัดได้ในระยะตั้งแต่ 15 เซนติเมตรถึง 130 เซนติเมตร โดยให้เอาต์พุตค่าวัดเป็นสัญญาณพัลส์ มีความกว้างแปรผันจาก 1.08 ms ถึง 7.76 ms โดยมีคาบการวัดเป็น 65 ms พบว่าค่าวัดและระยะทางจริงมีความสัมพันธ์กันลักษณะเป็นเส้นตรง ในช่วงดังกล่าว โดยสามารถประมาณความสัมพันธ์ระหว่างค่าวัด (x) และระยะทางจริง (y) โดยวิธีกำลังสองน้อยที่สุดเป็น $y = 17.023x - 1.67$ ซึ่งได้นำไปใช้ในการคำนวณความสูงในการควบคุมแบบป้อนกลับ

เซนเซอร์วัดมุมเอียง ในโครงการนี้ใช้เซนเซอร์วัดมุมเอียง ซึ่งอาศัยการวัดค่าความเร็วเป็นแบบ 2 แกน พบว่าเซนเซอร์สามารถวัดมุมเอียงใน 2 แกนได้ในช่วงมุม -90 ถึง 90 องศา โดยใช้เอาต์พุตค่าวัดเป็นสัญญาณพัลส์วีท โมดูลेशनที่มีขนาดแปรจาก 68% ถึง 29% ในแกน X และ 69% ถึง 30% ในแกน Y โดยพบว่าค่าวัดมุมเอียงจริงมีความสัมพันธ์กันลักษณะเป็นเส้นตรงในช่วง -70 ถึง $+70$ องศา ทั้งแกน X และแกน Y โดยสามารถประมาณความสัมพันธ์ระหว่างค่าวัด (x) และระยะทางมุมเอียงจริง (y) โดยวิธีกำลังน้อยที่สุดเป็น $y = -3.452x + 169.1467$ ในแกน X และ $y = -3.8075x + 182.7615$ ในแกน Y นำไปใช้ในการคำนวณมุมเอียงในการควบคุมแบบป้อนกลับ อย่างไรก็ตามพบว่าเนื่องจากเซนเซอร์วัดมุมเอียงเป็นการอาศัยการวัดค่าความเร่งทำให้หากมีการสั่นสะเทือนจะมีผลทำให้ค่าวัดเกิดการแกว่งได้มาก

ชุดขับมอเตอร์ ในโครงการนี้ใช้วงจรถับแบบเปิดปิด โดยอาศัยวงจรเฮชบริจ (H - Bridge) และการขับแบบพัลส์วีท โมดูลेशन ซึ่งได้จากคอมพิวเตอร์ส่งระดับบิตออกมาผ่านไมโครคอนโทรลเลอร์มายังชุดขับมอเตอร์ พบว่าเมื่อให้ระดับบิต (x) มีค่ามากจะทำให้ช่วงสถานะเปิดลดลง หรือคิวตี้ไซเคิล (y) เปลี่ยนจาก 0% เป็น 100% เมื่อระดับบิตเปลี่ยนจาก 0 เป็น 255 โดยความสัมพันธ์เป็นเส้นตรงเช่นกัน โดยได้ความสัมพันธ์เป็น $y = -0.3665x + 92.7371$ อย่างไรก็ตาม วงจรถับนี้ทำงานแบบกลับเฟส คือ เมื่อระดับคิวตี้ไซเคิลน้อยจะมีแรงดันเฉลี่ยขับมอเตอร์มากและในทางกลับกันเมื่อระดับคิวตี้ไซเคิลมากจะมีแรงดันเฉลี่ยขับมอเตอร์น้อย ซึ่งจากการทดลองให้ผลที่ถูกต้อง

โครงสร้างอากาศยาน ในโครงการนี้ได้ปรับโครงสร้างอากาศยานหลายครั้ง พบว่าสิ่งสำคัญในการออกแบบเพื่อให้อากาศยานสามารถยกตัวขึ้นได้ คือต้องทำให้อากาศยานมีน้ำหนักเบา และมีแรงต้านลมน้อย อย่างไรก็ตามอากาศยานจะต้องมีความแข็งแรงเพียงพอ

การทดลองแบบวงเปิด พบว่าจำเป็นต้องปรับสัญญาณอินพุตให้กับใบพัดแต่ละใบในระดับที่แตกต่างกัน เพื่อให้อากาศยานสามารถยกตัวลอยขึ้นได้ กล่าวคือผู้ใช้จะต้องบังคับระดับสัญญาณที่ต่างกันเอง เพื่อให้อากาศยานสามารถยกตัวขึ้นได้และยังจำเป็นต้องช่วยประคองบ้างเป็นบางครั้ง เนื่องจากไม่มีการชดเชยระดับสัญญาณอินพุตให้กับอากาศยาน ถึงแม้อากาศยานมีการเอียงตัวเกิดขึ้น นอกจากนั้นการใช้งานแบบวงเปิดไม่สามารถบังคับให้อากาศยานอยู่ในระดับความสูงที่ต้องการได้

การทดลองแบบวงปิด พบว่าการควบคุมแบบป้อนกลับโดยอาศัยตัวควบคุมแบบพีไอสามารถทำให้อากาศยานยกตัวขึ้นในระดับที่ต้องการได้ โดยมีการปรับระดับสัญญาณอินพุตที่ให้กับมอเตอร์แต่ละตัวโดยอัตโนมัติ ถึงแม้จะมีการโคลงตัวของอากาศยานเช่นกันแต่มีการโคลงตัวที่น้อยกว่าแบบวงเปิด

4.2 ปัญหาที่พบในโครงการงาน

ในโครงการนี้พบปัญหาหลายประการทั้งจากเซนเซอร์วัดความสูง เซนเซอร์วัดมุมเอียง ตลอดจนปัญหาในการออกแบบตัวควบคุม

ปัญหาจากเซนเซอร์วัดความสูง พบว่าบางครั้งวงจรที่ใช้ในการวัดความสูงให้ค่าวัดที่ผิดพลาด เนื่องจากไม่สามารถรับสัญญาณคลื่นอัลตราโซนิกได้ นอกจากนั้นยังมีปัญหาจากสัญญาณรบกวนจากมอเตอร์ทำให้ไม่สามารถวัดค่าได้ การแก้ไขทำได้โดยการแยกสายจากสัญญาณวัดกับสัญญาณขับเคลื่อนออกจากกันในระยะห่างพอสมควร ส่วนในการรับค่าผิดพลาดในบางครั้งซึ่งไม่สามารถวัดค่าได้ใช้การแก้ไขทางโปรแกรมโดยคงระดับสัญญาณท้ายสุดที่วัดได้

ปัญหาจากเซนเซอร์วัดมุมเอียง เป็นการวัดค่าที่ผิดพลาดจากการสั่นของโครงสร้างอากาศยานทำให้ได้ค่าที่ผิดเพี้ยนไปโดยสัญญาณวัดจะแกว่งอยู่รอบระดับค่าวัดที่สอดคล้องกับระดับมุมเอียงที่เกิดขึ้นจริง แก้ไขโดยการใช้ตัวกรองสัญญาณข้อมูลด้วยโปรแกรม

ปัญหาจากตัวควบคุม เนื่องจากอากาศยานในโครงการนี้เป็นระบบที่ซับซ้อนและไม่เป็นเชิงเส้นสูงทำให้ยากในการหาแบบคณิตศาสตร์ของระบบทำให้การออกแบบระบบควบคุมใช้การลองผิดลองถูก (Trial and Error) ในการปรับแต่งตัวควบคุม นอกจากนั้นในการออกแบบตัวควบคุมที่ประมาณเสมือนสามารถควบคุมใบพัดแต่ละใบได้อิสระจากกัน โดยการป้อนกลับระดับความสูงของใบพัดเฉพาะใบพัดที่สอดคล้องเท่านั้น เพื่อให้เป็นการควบคุมอินพุตเดี่ยวเอาต์พุตเดี่ยวเพื่อให้ง่ายต่อการใช้งาน อย่างไรก็ตามในทางปฏิบัติการเคลื่อนที่ของใบพัดแต่ละใบมีผลกระทบต่อความสูงของใบพัดอื่น ดังนั้นควรออกแบบระบบควบคุมในลักษณะหลายอินพุตหลายเอาต์พุต ซึ่ง

สามารถชดเชยผลกระทบที่เกิดขึ้นดังกล่าวได้ด้วย ปัญหาอีกประการหนึ่งที่พบเป็นการใช้ระบบควบคุมแบบดิจิทัลที่มีคาบการสุ่มที่ค่อนข้างนานมาก เนื่องจากข้อจำกัดจากความไวของอุปกรณ์วัด ดังนั้นหากสามารถปรับแก้ไขอุปกรณ์วัดทำงานได้เร็วขึ้นจะสามารถช่วยลดคาบการสุ่มซึ่งมีผลช่วยให้การออกแบบระบบควบคุมได้ดียิ่งขึ้น

4.3 แนวทางในการพัฒนาต่อ

ในการพัฒนาโครงการนี้ต่อไปอาจจำแนกได้เป็น 2 ส่วน คือการปรับปรุงเพื่อให้อากาศยานเดิมสามารถทำงานได้มีประสิทธิภาพยิ่งขึ้นและการขยายขอบข่ายงานเพื่อให้สามารถใช้งานได้อย่างกว้างขวางยิ่งขึ้น

ในส่วนการปรับปรุงอากาศยานเดิม อาจทำได้โดยการปรับแก้ส่วนอุปกรณ์วัด ซึ่งพบปัญหาในการใช้งานมากในโครงการนี้ อาทิเช่น วงจรถอดรหัสชนิดที่ใช้มีเสถียรภาพไม่ดีเท่าที่ควร และใช้เวลาในการวัดแต่ละครั้งค่อนข้างนาน จึงควรศึกษาเพื่อหาวงจรมือใหม่ ซึ่งมีเสถียรภาพที่ดีขึ้นและตอบสนองได้เร็วขึ้นกว่าเดิม นอกจากนี้หากสามารถวิเคราะห์หาแบบจำลองของอากาศยานได้ จะช่วยให้การออกแบบระบบควบคุมอากาศยานที่มีประสิทธิภาพดีขึ้น และสามารถพยากรณ์ตอบสนองของระบบควบคุมได้ก่อนนำมาทดลองจริง

ในส่วนการขยายขอบข่ายของโครงการ อาจทำให้อากาศยานสามารถเคลื่อนที่ได้อิสระโดยไม่มีแกนพยุ่ง และการพัฒนาโครงสร้างอากาศยานให้มีความซับซ้อนน้อยลงเพื่อง่ายแก่การหาตัวควบคุม ตลอดจนการนำอากาศยานไปประยุกต์ใช้งานจริง

ภาคผนวก

ภาคผนวก A
โปรแกรมในโครงการ

A.1 โปรแกรมวิชาพลศึกษา (Visual Basic) ของการควบคุมระบบวงปิด

Start:

For n = 1 To 4

Do

DoEvents

Loop Until MSComm1.InBufferCount > 0

Data(n) = Asc(MSComm1.Input)

Debug.Print Data(n)

 If Data(1) < 253 Then GoTo Start

Next n

If Data(4) <> 10 Then GoTo Start

 If Data(1) = 255 Then

 a11 = 256 * Data(2) + Data(3)

 Qx = (-1 / 11.15) * (a11 - 2490)

 Text1.Text = Round(Qx)

 End If

 If Data(1) = 254 Then

 a22 = 256 * Data(2) + Data(3)

 Qy = (-1 / 11.15) * (a22 - 2490)

 Text2.Text = Round(Qy)

 End If

 If Data(1) = 253 Then

 a33 = 256 * Data(2) + Data(3)

 If Abs(a33 - a33i) > 600 Then

 a33 = a33i

 End If

 a33i = a33

 If a33i < 538 Then

a33i = 538

End If

U1 = (a33i - 538) / 23.28

Text3.Text = Round(U1)

Text13.Text = a33

End If

M1 = 24 * Sin(Qx * d2r) + U1

M2 = (-12) * Sin(Qx * d2r) * Cos(Qy * d2r) + 20.785 * Sin(Qy * d2r) + U1

M3 = (-12) * Sin(Qx * d2r) * Cos(Qy * d2r) - 20.785 * Sin(Qy * d2r) + U1

'caculate error

erM1 = (20 - M1) "x

erM2 = (20 - M2) "y

erM3 = (20 - M3)

'caculate pid

'I control

uMi1 = uMi1 + 0.05 * (erM1 + erMM1)

uMi2 = uMi2 + 0.05 * (erM2 + erMM2)

uMi3 = uMi3 + 0.05 * (erM3 + erMM3)

'D control

uMd1 = (erM1 - erMM1) / 0.1

uMd2 = (erM2 - erMM2) / 0.1

uMd3 = (erM3 - erMM3) / 0.1

'PID controller

uM1 = (10 * erM1 + 1 * uMi1 + 8 * uMd1)

uM2 = (10 * erM2 + 1 * uMi2 + 8 * uMd2)

uM3 = (12 * erM3 + 1 * uMi3 + 8 * uMd3)

If uM1 < 0 Then uM1 = 0

If uM1 > 255 Then uM1 = 230

If uM2 < 0 Then uM2 = 0

```

If uM2 > 255 Then uM2 = 230
If uM3 < 0 Then uM3 = 0
If uM3 > 255 Then uM3 = 255
uM1 = 255 - uM1
uM2 = 255 - uM2
uM3 = 255 - uM3
If Option1.Value = True Then
MSComm1.Output = Chr$(255) & Chr$(uM3) & Chr$(uM1) & Chr$(3)
MSComm1.Output = Chr$(254) & Chr$(uM2) & Chr$(3)
End If
If Option2.Value = True Then
MSComm1.Output = Chr$(255) & Chr$(255) & Chr$(255) & Chr$(3)
MSComm1.Output = Chr$(254) & Chr$(255) & Chr$(3)
End If
erMM1 = erM1
erMM2 = erM2
erMM3 = erM3
End Sub

```

A.2 โปรแกรมไมโครคอนโทรลเลอร์ ของเซนเซอร์วัดความสูงและเซนเซอร์วัดมุมเอียง

```

include"modedefs.bas"
define osc 20      ' ใช้คริสตอล 20 MHz
trisc.6=0         ' ประกาศให้ portc.6 เป็นเอาต์พุต
trisb.0=1         ' ประกาศให้ portb.0 เป็นอินพุต
trisb.1=1         ' ประกาศให้ portb.1 เป็นอินพุต
pin var portb.0   ' ประกาศตัวแปร pin คือขา portb.0
PIN1 VAR PORTB.1
PIN2 VAR PORTB.2
H var byte        ' ประกาศตัวแปร H เป็นข้อมูลแบบไบร์
TX var word
UL var word

```

```

TY var word
sm var word
sum var word
sm1 var word
sum1 var word
smX var word
smY var word
n var byte
m var byte
i var word[10]
j var word[10]
smX=0
smY=0
for n = 0 to 9
pulsin pin,0,TX      ‘ รับข้อมูลจากเซ็นเซอร์วัดมุมเอียงแกน X
pulsin PIN1,0,TY    ‘ รับข้อมูลจากเซ็นเซอร์วัดมุมเอียงแกน Y
i[n]=TX
j[n]=TY
next n
sum=(i[0]+i[1]+i[2]+i[3]+i[4]+i[5]+i[6]+i[7]+i[8]+i[9])
sum1=(j[0]+j[1]+j[2]+j[3]+j[4]+j[5]+j[6]+j[7]+j[8]+j[9])

scan:pulsin PIN2,1,UL ‘ รับข้อมูลจากเซนเซอร์วัดความสูง
SEROUT2 PORTC.6,84,[253,UL.Highbyte,UL.Lowbyte,10] ‘ ส่งข้อมูลของเซนเซอร์วัดความสูง
for m = 0 to 6
pulsin pin,0,TX
pulsin PIN1,0,TY
sum=(sum+TX-i[0])
sum1=(sum1+TY-j[0])
sm=sum/10
sm1=sum1/10

```

i[0]=i[1]

j[0]=j[1]

i[1]=i[2]

j[1]=j[2]

i[2]=i[3]

j[2]=j[3]

i[3]=i[4]

j[3]=j[4]

i[4]=i[5]

j[4]=j[5]

i[5]=i[6]

j[5]=j[6]

i[6]=i[7]

j[6]=j[7]

i[7]=i[8]

j[7]=j[8]

i[8]=i[9]

j[8]=j[9]

i[9]=TX

j[9]=TY

smX=sm+smX

smY=sm1+smY

next m

smX=smX/7

smY=smY/7

SEROUT2 PORTC.6,84,[255,smX.Highbyte,smX.Lowbyte,10] ‘ ส่งข้อมูลของเซนเซอร์วัดมุม

เอียงแกน X

SEROUT2 PORTC.6,84,[254,smY.Highbyte,smY.Lowbyte,10] ‘ ส่งข้อมูลของเซนเซอร์วัดมุม

เอียงแกน Y

smX=0

smY=0

goto scan

end

ภาคผนวก B

เอกสาร TIP 3055

Complementary Silicon Power Transistors

- ... designed for general-purpose switching and amplifier applications.
- DC Current Gain — $h_{FE} = 20-70$ @ $I_C = 4.0$ Adc
- Collector-Emitter Saturation Voltage — $V_{CE(sat)} = 1.1$ Vdc (Max) @ $I_C = 4.0$ Adc
- Excellent Safe Operating Area

MAXIMUM RATINGS

Rating	Symbol	Value	Unit
Collector-Emitter Voltage	V_{CEO}	60	Vdc
Collector-Emitter Voltage	V_{CER}	70	Vdc
Collector-Base Voltage	V_{CB}	100	Vdc
Emitter-Base Voltage	V_{EB}	7.0	Vdc
Collector Current — Continuous	I_C	1.5	A dc
Base Current	I_B	7.0	A dc
Total Power Dissipation @ $T_C = 25^\circ\text{C}$ Derate above 25°C	P_D	90 0.72	Watts W/ $^\circ\text{C}$
Operating and Storage Junction Temperature Range	T_J, T_{stg}	-65 to +150	$^\circ\text{C}$

THERMAL CHARACTERISTICS

Characteristic	Symbol	Max	Unit
Thermal Resistance, Junction to Case	$R_{\theta JC}$	1.39	$^\circ\text{C/W}$
Thermal Resistance, Junction to Ambient	$R_{\theta JA}$	35.7	$^\circ\text{C/W}$

**NPN
TIP3055
PNP
TIP2955**

**15 AMPERE
POWER TRANSISTORS
COMPLEMENTARY
SILICON
60 VOLTS
90 WATTS**

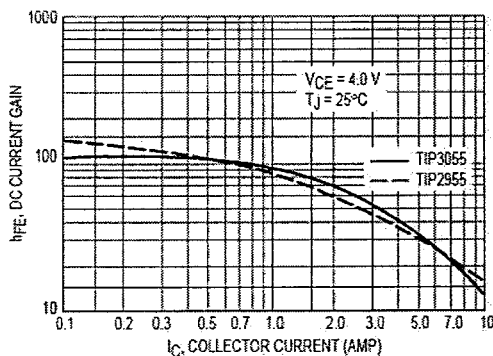
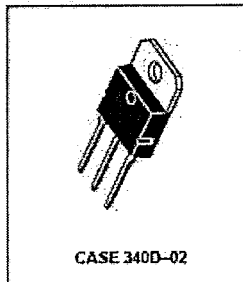


Figure 1. DC Current Gain

REV 1

© Motorola, inc. 1996

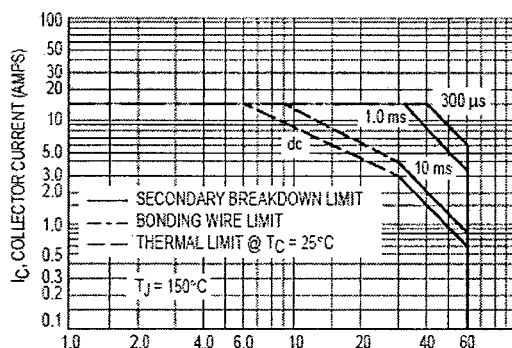


TIP3055 TIP2955**ELECTRICAL CHARACTERISTICS** ($T_C = 25^\circ\text{C}$ unless otherwise noted)

Characteristic	Symbol	Min	Max	Unit
OFF CHARACTERISTICS				
Collector-Emitter Sustaining Voltage (1) ($I_C = 30\text{ mAdc}$, $I_B = 0$)	$V_{CE(sus)}$	60	—	Vdc
Collector Cutoff Current ($V_{CE} = 70\text{ Vdc}$, $R_{BE} = 100\text{ Ohms}$)	I_{CER}	—	1.0	mAdc
Collector Cutoff Current ($V_{CE} = 30\text{ Vdc}$, $I_B = 0$)	I_{CEO}	—	0.7	mAdc
Collector Cutoff Current ($V_{CE} = 100\text{ Vdc}$, $V_{BE(off)} = 1.5\text{ Vdc}$)	I_{CEV}	—	5.0	mAdc
Emitter Cutoff Current ($V_{BE} = 7.0\text{ Vdc}$, $I_C = 0$)	I_{EBO}	—	5.0	mAdc
ON CHARACTERISTICS (1)				
DC Current Gain ($I_C = 4.0\text{ Adc}$, $V_{CE} = 4.0\text{ Vdc}$) ($I_C = 10\text{ Adc}$, $V_{CE} = 4.0\text{ Vdc}$)	h_{FE}	20 5.0	70 —	—
Collector-Emitter Saturation Voltage ($I_C = 4.0\text{ Adc}$, $I_B = 400\text{ mAdc}$) ($I_C = 10\text{ Adc}$, $I_B = 3.3\text{ Adc}$)	$V_{CE(sat)}$	— —	1.1 3.0	Vdc
SECOND BREAKDOWN				
Second Breakdown Collector Current with Base Forward Biased ($V_{CE} = 30\text{ Vdc}$, $t = 1.0\text{ s}$; Nonrepetitive)	$I_{s/b}$	3.0	—	Adc
DYNAMIC CHARACTERISTICS				
Current Gain — Bandwidth Product ($I_C = 0.5\text{ Adc}$, $V_{CE} = 10\text{ Vdc}$, $f = 1.0\text{ MHz}$)	f_T	2.5	—	MHz
Small-Signal Current Gain ($V_{CE} = 4.0\text{ Vdc}$, $I_C = 1.0\text{ Adc}$, $f = 1.0\text{ kHz}$)	h_{fe}	15	—	kHz

(1) Pulse Test: Pulse Width = 300 μs , Duty Cycle $\leq 2.0\%$.

NOTE: For additional design curves, refer to electrical characteristics curves of 2N3055.

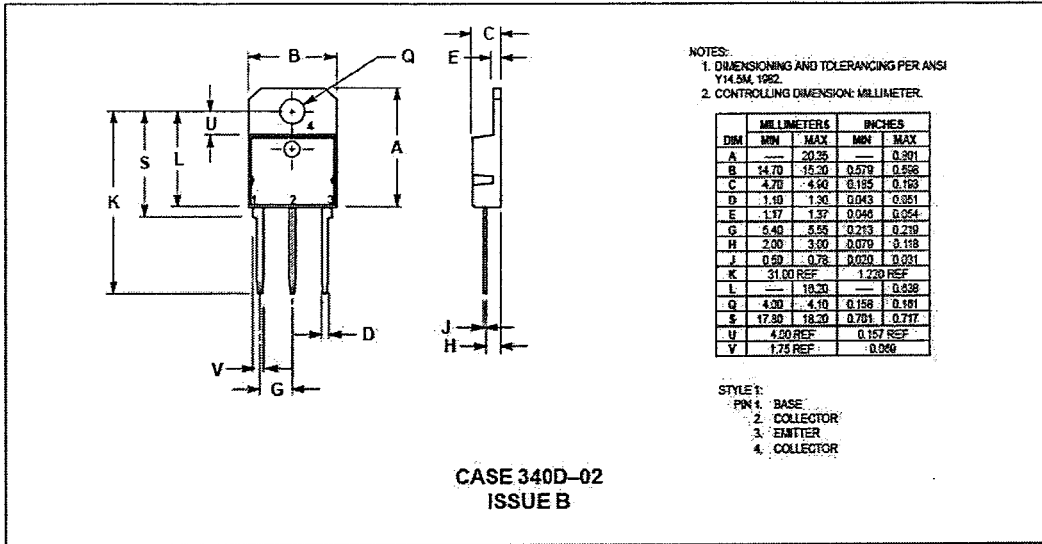


There are two limitations on the power handling ability of a transistor: average junction temperature and second breakdown. Safe operating area curves indicate $I_C - V_{CE}$ limits of the transistor that must be observed for reliable operation; i.e., the transistor must not be subjected to greater dissipation than the curves indicate.

The data of Figure 2 is based on $T_C = 25^\circ\text{C}$; $T_{J(pk)}$ is variable depending on power level. Second breakdown pulse limits are valid for duty cycles to 10% but must be derated for temperature.

TIP3055 TIP2955

PACKAGE DIMENSIONS



Motorola reserves the right to make changes without further notice to any products herein. Motorola makes no warranty, representation or guarantee regarding the suitability of its products for any particular purpose, nor does Motorola assume any liability arising out of the application or use of any product or circuit, and specifically disclaims any and all liability, including without limitation consequential or incidental damages. "Typical" parameters which may be provided in Motorola data sheets and/or specifications can and do vary in different applications and actual performance may vary over time. All operating parameters, including "Typicals" must be validated for each customer application by customer's technical experts. Motorola does not convey any license under its patent rights nor the rights of others. Motorola products are not designed, intended, or authorized for use as components in systems intended for surgical implant into the body, or other applications intended to support or sustain life, or for any other application in which the failure of the Motorola product could create a situation where personal injury or death may occur. Should Buyer purchase or use Motorola's products for any such unintended or unauthorized application, Buyer shall indemnify and hold Motorola and its officers, employees, subsidiaries, affiliates, and distributors harmless against all claims, costs, damages, and expenses, and reasonable attorney fees arising out of, directly or indirectly, any claim of personal injury or death associated with such unintended or unauthorized use, even if such claim alleges that Motorola was negligent regarding the design or manufacture of the part. Motorola and are registered trademarks of Motorola, Inc. Motorola, Inc. is an Equal Opportunity/Affirmative Action Employer.

How to reach us:
 USA/EUROPE/Locations Not Listed: Motorola Literature Distribution;
 P.O. Box 20912; Phoenix, Arizona 85036. 1-800-441-2447 or 602-303-5454

JAPAN: Nippon Motorola Ltd.; Tatsumi-SPD-JLDC, 6F Seibu-Butsuryu-Center,
 3-14-2 Tatsumi Koto-Ku, Tokyo 135, Japan. 03-81-3521-8315

MFAX: RMFAX0@email.sps.mot.com - TOUCHTONE 602-244-6609
 INTERNET: http://Design-NET.com

ASIA/PACIFIC: Motorola Semiconductors H.K. Ltd.; 8B Tai Ping Industrial Park,
 51 Ting Kok Road, Tai Po, N.T., Hong Kong. 852-26629298



TIP3055/D



บรรณานุกรม

- [1] Morris Hamburg and Peg Young, *Statistical Analysis for Decision Making*, 6th ed. The Dryden Press, Harcourt Brace College Publishers, 1994.
- [2] James H. McClellan Ronald W. Schafer Mark A. Yoder ,Signal processing First,2003.
- [3] http://www.interq.or.jp/japan/se-inoue/e_srm1_4.htm
- [4] <http://www.microchip.com>
- [5] <http://www.sut.ac.th/e-texts/Eng/automatic/>.
- [6] ภาควิชาวิศวกรรมระบบควบคุม,“โครงการระบบควบคุมอิเล็กทรอนิกส์จำลองชนิดอิสระ 2 มิติ,” ภาควิชาวิศวกรรมระบบควบคุม สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง,2545.