

ระบบควบคุมอากาศยาน

Flight Control System



เลขหมู่.....

เลขทะเบียน **62116**

วัน,เดือน,ปี **31 ก.ค. 2549**

b. 11556202  
i. ....

ปริญญานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาตรีวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต  
สาขาวิศวกรรมระบบควบคุม  
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง  
ปีการศึกษา 2547

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ปริญญาโทปีการศึกษา 2547

ภาควิชาวิศวกรรมระบบควบคุม

คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เรื่อง ระบบควบคุมอากาศยาน

Flight Control System

ผู้จัดทำ

1. นายอารยะ ชรรมรวงูร รหัส 45015349
2. นายเอกลักษณ์ เจริญสุข รหัส 45015351



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## ระบบควบคุมอากาศยาน

นายอารยะ ธรรมวรางกูร

นายเอกลักษณ์ เจริญสุข

รศ. สุเชียร เกียรติสุนทร อาจารย์ที่ปรึกษา

ปีการศึกษา 2547

### บทคัดย่อ

ปริญญานิพนธ์ฉบับนี้นำเสนอการศึกษา ขั้นตอนการสร้างและออกแบบระบบควบคุมอากาศยานจำลอง ซึ่งมีจุดมุ่งหมายในการศึกษาและนำความรู้ทางด้านระบบควบคุมไปใช้งานในการควบคุมมุมปีกเงย และมุมส่ายของอากาศยานจำลอง

ขั้นตอนการศึกษาประกอบด้วย การวิเคราะห์ลักษณะของอากาศยานจำลองที่มีผลต่อการบิน ศึกษาการติดต่อกับคอมพิวเตอร์ด้วยพอร์ตอนุกรม การควบคุมความเร็วมอเตอร์และควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ ด้วยพัลส์วิดท์โมดูเลชัน และการออกแบบโปรแกรมควบคุมด้วยโปรแกรมวิชวลเบสิก โดยการใช้ PID ควบคุม

ท้ายที่สุด ทำการทดลองจริงเพื่อดูผลของลักษณะการเอียงตัวของอากาศยานจำลอง และผลตอบสนองต่อการควบคุม พบว่าอากาศยานจำลองสามารถเอียงตัวได้ แต่ไม่สามารถควบคุมได้เนื่องจากลักษณะทางโครงสร้างของอากาศยานจำลองไม่มีความสมดุล

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## Flight Control System

Araya Tammavaranggurn

Akkalak Charoensook

Associate Suthian Kiatsunthon Advisor

2004

### Abstract

This thesis presents the study and implementation procedures of the modeled flight control system. The objective is to utilize the knowledge of control system design for controlling the pitch and yaw angles of the flight.

This project has been conducted as in the following steps. First the model has been implemented. The characteristic of flight control system and related topics have been studied, procedures of interface computer with serial port, control speed motor and control servo motor with pulse width modulation and designed software for control system with Visual Basic by PID Control

The experimental results and observed the leaning to one side of the modeled flight and output response. We can be observed the capability of the modeled flight to lean to one side but cannot to control because the body of the modeled flight has not balance.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

# สารบัญ

บทคัดย่อ

สารบัญ

สารบัญรูป

	หน้า
บทที่ 1 บทนำ	1
บทที่ 2 ทฤษฎีและหลักการ	3
2.1 อากาศพลศาสตร์เบื้องต้น	3
2.1.1 บรรยากาศ	3
2.1.2 ความหนาแน่นสัมพัทธ์	4
2.1.3 การเปลี่ยนแปลงของความหนืด	4
2.1.4 ชนิดการไหล	4
2.1.5 ชั้นของการไหล	5
2.1.6 รูปทรงของอากาศยานและปีก	6
2.1.7 อุปกรณ์เพิ่มแรงยกของปีก	11
2.1.8 แรงทางอากาศพลศาสตร์	15
2.2 การเชื่อมต่อคอมพิวเตอร์กับอุปกรณ์ภายนอกผ่านพอร์ตอนุกรม	17
2.3 ไมโครคอนโทรลเลอร์	19
2.4 มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง	20
2.4.1 แรงบิดและกำลังงาน	21
2.4.2 แรงบิดที่เกิดขึ้นในอาร์เมเจอร์	22
2.4.3 แรงดันไฟฟ้าต้านกลับ	23
2.4.4 การแบ่งชนิดของมอเตอร์กระแสตรงตามลักษณะการกระตุ้น	24
2.4.5 คุณลักษณะของมอเตอร์	25
2.4.6 การเปรียบเทียบคุณลักษณะของมอเตอร์	27
2.5 ชุดขับเคลื่อนโดยวงจรพัลส์วิดท์โมดูเลชั่น	29
2.5.1 การมอดูเลตตามความกว้างของพัลส์แบบเดี่ยว	29
2.5.2 การมอดูเลตตามความกว้างแบบหลายพัลส์	31

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญ(ต่อ)

	หน้า
2.5.3 การมีอคติตามความกว้างของพัลส์แบบไซน์	32
2.5.4 ลิเนียร์เพาเวอร์แอมพลิฟาย	33
2.6 การปรับแต่งสัญญาณ	33
2.7 ตัวควบคุมหรือคอนโทรลเลอร์	35
2.7.1 การควบคุมแบบสัดส่วน	36
2.7.2 การควบคุมแบบปริพันธ์	39
2.7.3 การควบคุมแบบอนุพันธ์	41
2.7.4 การควบคุมแบบสัดส่วนร่วมกับปริพันธ์	45
2.7.5 การควบคุมแบบสัดส่วนร่วมกับอนุพันธ์	46
2.7.6 การควบคุมแบบสัดส่วนร่วมกับปริพันธ์และร่วมกับอนุพันธ์	47
บทที่ 3 การสร้างและออกแบบระบบควบคุมอากาศยานจำลอง	49
3.1 การออกแบบโครงสร้างของระบบควบคุมอากาศยานจำลอง	49
3.2 การออกแบบวงจรควบคุมของระบบควบคุมอากาศยานจำลอง	51
3.2.1 วงจรควบคุมความเร็วมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง	51
3.2.2 วงจรควบคุมตำแหน่งเซอร์โวมอเตอร์	52
3.2.3 วงจรสร้างสัญญาณพัลส์วิคท์โมดูเลชั่น	53
3.3 การรวมโครงสร้างของระบบควบคุมอากาศยานจำลอง	55
3.3.1 วงจรควบคุมความเร็วมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง	55
3.3.2 วงจรควบคุมเซอร์โวมอเตอร์	56
3.3.3 วงจรสร้างสัญญาณพัลส์วิคท์โมดูเลชั่น	56
3.4 การออกแบบโปรแกรมโดยใช้ วิชาลเบสิก 6.0	59
3.4.1 โพลีชาร์ต	59
3.4.2 โปรแกรม Flight Control Simulate 1.0	62
บทที่ 4 การทดลองและผลการทดลอง	68
4.1 ขั้นตอนการทดลองและผลการทดลอง	68
บทที่ 5 สรุปผลของโครงการ	73
ปัญหาและอุปสรรค	74

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญ(ต่อ)

ภาคผนวก  
กิตติกรรมประกาศ  
หนังสืออ้างอิง



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญรูป

	หน้า
รูปที่ 1.1 แสดงอากาศยานจำลอง	1
รูปที่ 2.1 boundary layer บนแผ่นเรียบ	5
รูปที่ 2.2 velocity profile	5
รูปที่ 2.3 แสดงค่าต่าง ๆ ของปีก	6
รูปที่ 2.4 ภาคตัดปีก	8
รูปที่ 2.5 NASA GAW – 2 airfoil	10
รูปที่ 2.6 แสดงมุมยกของปีกที่เป็นลบ	10
รูปที่ 2.7 แสดงค่าต่าง ๆ ในการบิดของปีก	11
รูปที่ 2.8 อุปกรณ์	12
รูปที่ 2.9	12
รูปที่ 2.10	13
รูปที่ 2.11	13
รูปที่ 2.12	13
รูปที่ 2.13	14
รูปที่ 2.14	14
รูปที่ 2.15	15
รูปที่ 2.16	16
รูปที่ 2.17 รูปการส่งแบบซิงโครนัส	17
รูปที่ 2.18 รูปการส่งแบบอะซิงโครนัส	18
รูปที่ 2.19 แสดงการเปลี่ยนพลังงานทางไฟฟ้าเป็นพลังงานทางกล	21
รูปที่ 2.20 แสดงความเป็นเครื่องกำเนิดในมอเตอร์	23
รูปที่ 2.21 วงจรมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบแยกขดกระตุ้น	24
รูปที่ 2.22 แสดงวงจรมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบขนาน	24
รูปที่ 2.23 แสดงวงจรมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบอนุกรม	25
รูปที่ 2.24 แสดงวงจรมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบผสม	25
รูปที่ 2.25 แสดงคุณลักษณะของมอเตอร์แบบขนาน	26
รูปที่ 2.26 แสดงคุณลักษณะของมอเตอร์แบบอนุกรม	27

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญรูป(ต่อ)

	หน้า
รูปที่ 2.27 แสดงวงจรเทียบเคียงของมอเตอร์แบบกระตุ้นภายนอก	28
รูปที่ 2.28 การมือคดูเลขตามความกว้างพัลส์แบบเดี่ยว	30
รูปที่ 2.29 แสดงการมือคดูเลขตามความกว้างพัลส์แบบหลายพัลส์	31
รูปที่ 2.30 แสดงการมือคดูเลขตามความกว้างพัลส์แบบไซน์	32
รูปที่ 2.31 แสดงวงจรรวมสัญญาณ	34
รูปที่ 2.32 แสดงวงจรรวมสัญญาณต่อกับวงจรอินเวอร์ตติ้งแอมพลิฟลาย	34
รูปที่ 2.33 แสดงสมการเส้นตรงการปรับซีโรสเปิน	35
รูปที่ 2.34 การกำหนดช่วงจำกัดของเอาต์พุต	37
รูปที่ 2.35 การตอบสนองของคอลโทรลเลอร์แบบสัดส่วน	38
รูปที่ 2.36 ระบบควบคุมแบบสัดส่วน	38
รูปที่ 2.37 การตอบสนองของคอลโทรลเลอร์แบบปริพันธ์	40
รูปที่ 2.38 ระบบควบคุมแบบปริพันธ์	40
รูปที่ 2.39 การตอบสนองของคอลโทรลเลอร์แบบอนุพันธ์	42
รูปที่ 2.40 ระบบควบคุมแบบอนุพันธ์	43
รูปที่ 2.41 ระบบควบคุมแบบพีไอ	43
รูปที่ 2.42 การตอบสนองของคอนโทรลเลอร์แบบพีไอ	44
รูปที่ 2.43 ระบบควบคุมแบบพีดี	46
รูปที่ 2.44 บล็อกไดอะแกรมที่ประกอบด้วยพีไอดี	47
รูปที่ 3.1 โครงสร้างแบบที่ 1	49
รูปที่ 3.2 โครงสร้างแบบที่ 2	50
รูปที่ 3.3 ตัวยัดอากาศยานในแบบที่ 3	50
รูปที่ 3.4 วงจรอินเวอร์ตติ้งแอมพลิฟลาย	51
รูปที่ 3.5 วงจรคอมมอลคอลลเรกเตอร์	52
รูปที่ 3.6 รูปขาต่างๆ ของ PIC 16F877/874	53
รูปที่ 3.7 วงจรควบคุมความเร็วมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง	55
รูปที่ 3.8 วงจรที่ใช้ควบคุมความเร็วมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง	55
รูปที่ 3.9 วงจรควบคุมเซอร์โวมอเตอร์	56

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญรูป(ต่อ)

	หน้า
รูปที่ 3.10 วงจรที่ใช้ควบคุมเซอร์โวมอเตอร์	56
รูปที่ 3.11 วงจรการสร้างสัญญาณพัลส์วิดท์โมดูเลชั่น	57
รูปที่ 3.12 วงจรในการสร้างสัญญาณพัลส์วิดท์โมดูเลชั่น	58
รูปที่ 3.13 รูปไฟล์ชาร์ตของโปรแกรม Flight Control Simulate 1.0	60
รูปที่ 3.14 รูปไฟล์ชาร์ตของโปรแกรมในไมโครคอนโทรลเลอร์	61
รูปที่ 3.15 หน้าต่างหลักของโปรแกรม Flight Control Simulate 1.0	62
รูปที่ 3.16 หน้าต่าง 2D Graphic Motion	63
รูปที่ 3.17 หน้าต่าง Top View	64
รูปที่ 3.18 หน้าต่าง Output Response	65
รูปที่ 4.1 รูปโปรแกรม Flight Control Simulate 1.0	68
รูปที่ 4.2	69
รูปที่ 4.3 รูปแสดงการขึ้นและลงที่คิดเป็น %	69
รูปที่ 4.4 รูปแสดงการเลี้ยวซ้ายและขวาที่คิดเป็น %	69
รูปที่ 4.5 รูปในขณะที่หยุดนิ่ง	70
รูปที่ 4.6 รูปขณะที่ยบินตรง	70
รูปที่ 4.7 รูปขณะที่ยบินขึ้นและเอียงทางด้านซ้าย	71
รูปที่ 4.8 ที่ค่าเป้าหมายเป็น 3	71
รูปที่ 4.9 ที่ค่าเป้าหมายเป็น 2.5	72

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

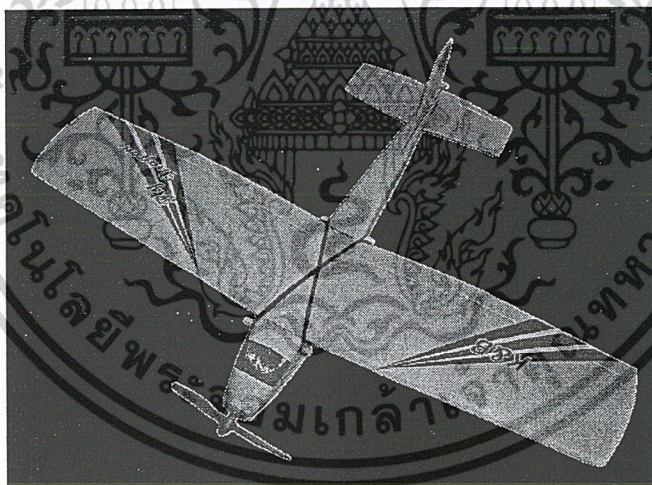
# บทที่ 1

## บทนำ

มนุษย์มีความใฝ่ฝันที่จะบินได้ จึงพยายามหาวิธีที่จะบินโดยการลองผิดลองถูก จนสามารถบินได้โดยการใช้เครื่องมือต่างๆมาช่วย เช่น การใช้บอลลูกนกอากาศร้อน , เรือเหาะ , เครื่องร่อน และสามารถสร้างอากาศยานในปัจจุบัน ที่มีรูปแบบและการใช้งานที่แตกต่างกันไป

การควบคุมอากาศยาน เป็นการควบคุมที่น่าสนใจในการศึกษาถึงลักษณะการเอียงและการก้มเงงของอากาศยาน จึงได้ทำการศึกษาลักษณะดังกล่าวกับอากาศยานจำลอง โดยอาศัยคอมพิวเตอร์ในการควบคุม

ในการควบคุมอากาศยานจำลองนั้นจะเป็นแบบ 2 มิติ ระบบจะประกอบด้วยระบบทางไฟฟ้า ระบบทางกล และระบบทางด้านอากาศพลศาสตร์รวมอยู่ในระบบเดียวกัน เป็นระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้น มีการรบกวนกันระหว่างแกนปีกเงยและแกนส่าย จึงเหมาะสมที่จะทำการศึกษาระบบดังกล่าวนี้ โดยจะได้้นำความรู้ทางทฤษฎีมาประยุกต์ใช้ในการแก้ปัญหาในทางปฏิบัติ เพื่อเสริมความเข้าใจทางด้านทฤษฎี และมองเห็นภาพในการทำงานกับระบบจริง



รูปที่ 1.1 แสดงอากาศยานจำลอง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ในการทำโครงการนี้มีจุดประสงค์ เพื่อนำความรู้ทางด้านระบบควบคุม ไปประยุกต์ใช้งาน ในการแก้ปัญหาต่างๆ ที่เกิดขึ้นกับระบบจริงได้ และทำให้เกิดความเข้าใจในระบบควบคุมมากขึ้น

ในปฏิญญาพันธบัตรฉบับนี้ จะกล่าวถึงโครงสร้างทางกลของอากาศยานจำลอง วงจร อิเล็กทรอนิกส์ต่างๆ ที่ใช้ในการควบคุมความเร็วมอเตอร์ , ควบคุมตำแหน่งการหมุนมอเตอร์ และ วัตถุประสงค์สำคัญที่ใช้ในการควบคุมกับคอมพิวเตอร์ การออกแบบตัวควบคุม การทดลองและ สรุปผลการทดลอง



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## บทที่ 2

### ทฤษฎีและหลักการ

ในบทนี้จะกล่าวถึงทฤษฎีและหลักการต่างๆ ที่เกี่ยวข้องกับโครงการซึ่งประกอบไปด้วย ทฤษฎีของมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง วงจรขั้วมอเตอร์ วงจรกำเนิดสัญญาณสามเหลี่ยม รวมทั้ง การหาสมการการเคลื่อนที่ของอากาศยานจำลอง การประมาณระบบเชิงเส้น การหาค่าพารามิเตอร์โดยวิธีกำลังสองน้อยที่สุด และทฤษฎีกำลังสองน้อยที่สุด

#### 2.1. อากาศพลศาสตร์เบื้องต้น

##### 2.1.1 บรรยากาศ

ในชั้นความสูงของบรรยากาศมาตรฐาน ที่จะนำมาเกี่ยวข้องกับการบินในที่นี้ จะกล่าวได้ว่า สามารถแยกออกได้เป็น 2 ชั้น คือ ชั้นต่ำสุดของบรรยากาศเรียกว่า Troposphere นับจากระดับน้ำทะเลถึง 11,000 เมตร เป็นชั้นที่ถือว่า มีอัตราอุณหภูมิเปลี่ยนแปลง (Lapse rate : L) ที่ลดลงที่คงที่ และเหนือชั้นนี้ขึ้นไปจนถึงระดับประมาณ 25,000 เมตร เรียกว่า ชั้น Stratosphere ชั้นนี้ให้ถือว่าเป็นว่ามีอุณหภูมิกึ่งที่รอยต่อระหว่างชั้นทั้งสองนี้เรียกว่า Tropopause สมรรถนะของอากาศยานจะขึ้นอยู่กับคุณสมบัติต่างๆ ของบรรยากาศ ดังนี้คือ อุณหภูมิ(T) ,ความดัน(P) ,ความหนาแน่น( $\rho$ ) และความหนืด( $\nu$ )

ค่าคุณสมบัติของบรรยากาศที่ระดับน้ำทะเลจากมาตรฐาน ISA ซึ่งเป็นดังนี้

อุณหภูมิ	$T_o = +15^\circ C = 288.16K$
ความดัน	$P_o = 101,325N/m^2$
ความหนาแน่น	$\rho_o = 1,2256kg/ms$
Absolute coefficient of viscosity	$\mu_o = 7.783 \times 10^{-5} kg/ms$
Kenematic coefficient of viscosity	$\nu = 1.455 \times 10^{-5} m^2/s$
Lapse rate (L)	$L = 0.0065K/m$
Gas constant (R)	$R = 287.26J/kg.k$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 2.1.2 ความหนาแน่นสัมพัทธ์

จะมีความสัมพันธ์ในการศึกษาทางอากาศพลศาสตร์ ใช้สัญลักษณ์เป็น  $\sigma$

$$\sigma = \frac{\text{ความหนาแน่นอากาศที่ระดับความสูงใดๆ}}{\text{ความหนาแน่นอากาศที่ระดับน้ำทะเลตามมาตรฐานISA}}$$

### 2.1.3 การเปลี่ยนแปลงของความหนืด

ความหนืดของอากาศที่อยู่ในช่วงระดับใด ๆ ตั้งแต่จากระดับน้ำทะเลจนถึงชั้น Stratosphere จะคำนวณโดยประมาณได้โดยใช้สมการของราเลย์ห์ (Rayleigh's Formula) คือ

$$\frac{\mu_2}{\mu_1} = \left( \frac{T_2}{T_1} \right)^{3/4}$$

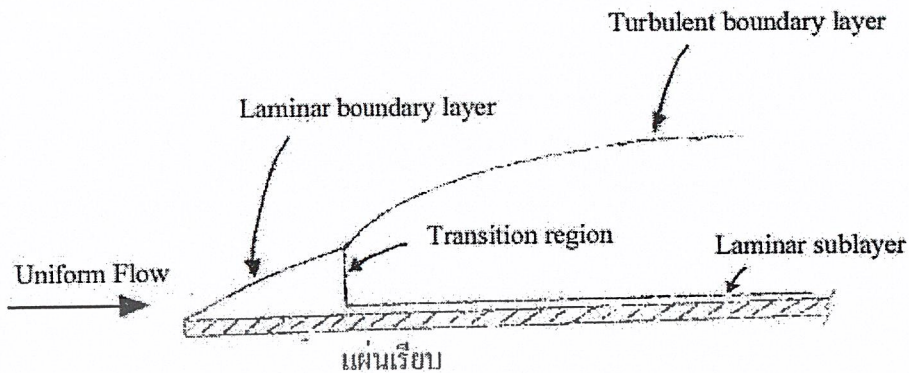
ในเมื่อ  $\mu$  เป็นสัมประสิทธิ์ความหนืดสมบูรณ์ (Absolute coefficient of viscosity) และ T เป็นอุณหภูมิสัมบูรณ์ ที่อุณหภูมิอากาศ  $0^\circ\text{C}$  (273 K) อากาศมี  $\mu$  เป็น  $1.714 \times 10^{-5}$  kg/m.s

### 2.1.4 ชนิดของการไหล

การไหลของอากาศผ่านวัตถุ อาจจะเป็นการไหลแบบ Steady หรือ Unsteady ก็ได้ ซึ่งการไหลแบบ Steady นั้น ลักษณะทางกายภาพของอนุภาคเล็ก ๆ ของอากาศ เช่น ความเร็ว ทิศทาง ความดัน ฯลฯ จะเปลี่ยนไปได้เมื่ออนุภาคเคลื่อนที่ผ่านวัตถุ ณ ที่ตำแหน่งต่าง ๆ แต่ลักษณะทางกายภาพของอนุภาคใหม่ที่เคลื่อนที่มายังตำแหน่งเดิมที่อ้างอิงกับฐานอ้างอิงบนวัตถุนั้น จะยังคงเหมือนเดิมเหมือนกับเมื่ออนุภาคเก่าที่ผ่านไปแล้วนั้น ยังอยู่ที่ตำแหน่งเดิมนั้น ส่วนการไหลแบบ Unsteady จะตรงข้ามกับ Steady กล่าวคือ อนุภาคใหม่มีลักษณะทางกายภาพเปลี่ยนไป เมื่อเคลื่อนที่มายู่ที่ตำแหน่งเดิมที่ที่ซึ่งอนุภาคอันก่อนเคยอยู่ที่ตำแหน่งนั้น

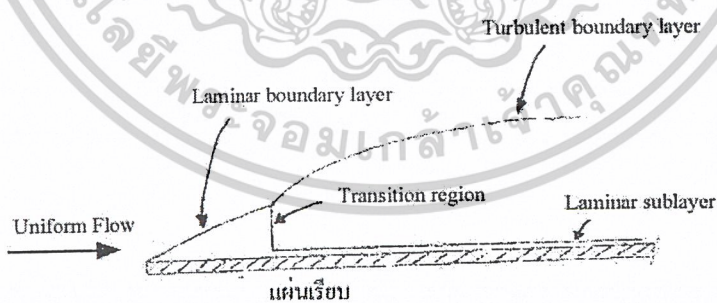
นอกจากนี้ เราอาจจะพิจารณาการไหลออกไปอีกได้ว่า การไหลเป็นการไหลแบบ Laminar หรือ Turbulent ในการไหลแบบ Laminar นั้น ของไหลที่ไหลแต่ละชั้นบาง ๆ (Layer) ที่ยึดติดกัน ถึงแม้จะมีความเร็วต่างกันเพราะเกิดมี Viscous frictional force ก็ตาม ต่างก็จะไหลอยู่ในชั้นของตัวเองไม่มีการไหลเข้าไปผสมในชั้นอื่น ๆ ส่วนการไหลแบบ Turbulent จะเป็นการไหลซึ่งอนุภาคเคลื่อนที่อลวนไปในทิศทางต่าง ๆ กัน โดยอาจจะกระโดดไปไหลในชั้นอื่น ๆ กลับไปกลับมา

### 2.1.5 ชั้นของการไหล (Boundary Layer)



รูปที่ 2.1 Boundary layer บนแผ่นเรียบ

เมื่ออากาศไหลผ่านมากระทบที่ชายหน้าของแผ่นราบก็จะเริ่มเกิด Boundary Layer ที่ขอบหน้าสุด แล้วความหนาจะเพิ่มขึ้นเรื่อยๆ จะพบอีกอย่างว่า Boundary Layer มีได้สองรูปแบบคือ Laminar และ Turbulent ลักษณะการไหลเมื่อเกิดเป็น Boundary Layer ที่ตำแหน่งต่างๆ ลึกเข้าไปตามแนวแผ่นราบเมื่อนับจากชายหน้านั้น อาจเป็น Laminar หรือ Turbulent ย่อมขึ้นอยู่กับความหนาแน่นของของไหล, ความหนืด, ความเร็วของของไหล, ระยะทางจากชายหน้า เป็นต้น ของไหลอาจจะไหลลึกเข้าไปในรูป Laminar แล้วยังไม่ทันเกิด Boundary layer ที่สมบูรณ์ก็อาจจะเปลี่ยนเป็น Turbulent Boundary layer อยู่ในแนวการไหลชั้นชิดติดผิว ซึ่งจะเป็นชั้นที่บางมาก และสังเกตได้อีกอย่างว่ายังมีบริเวณต่อระหว่างการไหล Laminar กับการไหลแบบ Turbulent อยู่ซึ่งเรียกว่าเป็น Transition region เป็นที่ซึ่งการไหลแบบ Laminar จะเริ่มแปรปรวนเปลี่ยนเป็น Turbulent ในที่สุด



รูปที่ 2.2 Velocity profile

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากรูปที่ 2.2 จะเห็นว่า Velocity gradient ที่ใกล้ ๆ ผิวของกรณีการไหลแบบ Turbulent จะสูงกว่าการไหลแบบ Laminar ซึ่งนี่จะเป็นผลให้เกิดแรงเสียดทานที่ผิว (Skin friction) ของการไหลแบบ Turbulent จะสูงกว่าการไหลแบบ Laminar แม้ว่าจะเป็นการไหลที่อากาศนอกขอบเขต Boundary layer จะมีความเร็วเท่ากันก็ตาม นี่เป็นเหตุผลอันหนึ่งที่จะต้องพยายามในการให้มีการไหลผ่านอากาศยานเป็นแบบ Laminar ให้มากที่สุด

## 2.1.6 รูปทรงของอากาศยานและปีก

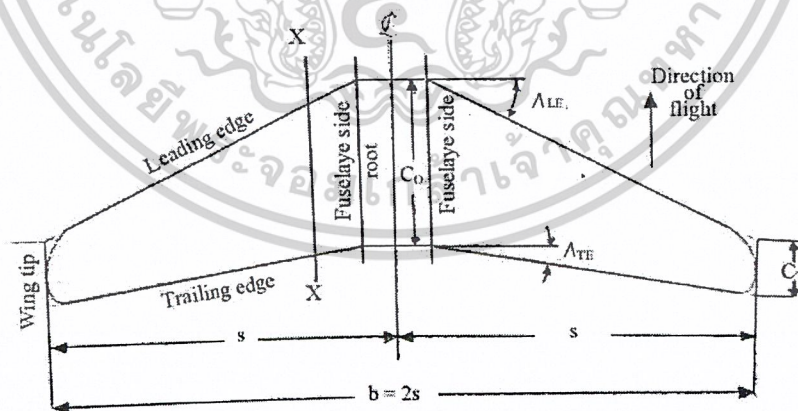
### 2.1.6.1 รูปแปลนปีก (Planform)

คือรูปทรงของปีกที่มองจากเบื้องบนมายังผิวบนของปีก ในรูปที่ 2.3 จะแสดงเป็นลักษณะแปลนปีกแบบมีมุมลู่อหลัง (Sweep-back)

กางปีก (Wing span)  $b$  เป็นระยะทางวัดจากปลายปีก (Wing tip) จากปลายข้างหนึ่งถึงปลายอีกข้างหนึ่ง

คอร์ด (Chord) จากรูปที่ 2.3 จะเห็นว่ามียู่สองค่าคือ  $C_T$  เป็นคอร์ดของปลายปีก (Tip) และ  $C_o$  เป็นคอร์ดที่โคนปีก (Boot) ค่า  $C_o$  มักจะนิยมใช้โดยวัดที่ตำแหน่งปีกชนกับลำตัว โดยวัดจากชายหน้าของปีก (Leading edge) ไปยังชายหลังของปีก (Trailing edge) โดยทั่วไปจะกำหนดให้  $C_T / C_o$  ว่าเป็นอัตราส่วนความเร็ว (Taper ratio),  $\lambda < 1$

พื้นที่ปีก (Wing area) ถ้าคิดรวมพื้นที่ของปีกไปถึงส่วนที่เป็นของลำตัว (หรือของกระเปาะเครื่องยนต์) ด้วย จะเรียกพื้นที่ปีกรวม (Gross wing area),  $S_G$  ถ้าจะเรียกโดยไม่ระบุใด ๆ ว่าพื้นที่ปีก  $S$  แล้ว ก็มักจะหมายถึงพื้นที่ปีกรวม แต่ถ้าระบุว่าเป็นพื้นที่ปีกสุทธ (Nett wing area),  $S_N$  จะหมายถึงพื้นที่ของเนื้อที่ปีกจริง โดยหักพื้นที่แปลนลำตัวหรือกระเปาะเครื่องยนต์ออก



รูปที่ 2.3 แสดงค่าต่างๆ ของปีก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

คอร์ดเฉลี่ย (Mean chord) ซึ่งจะเรียกว่าเป็น Standard mean chord หรือ Geometric mean chord โดยที่ในที่นี้ให้สัญลักษณ์เป็น  $\bar{C}$  จะกำหนดได้เป็นดังนี้

$$\bar{C} = \frac{S_G \& S_N}{b}$$

ทั้งนี้จะต้องระบุให้ชัดเจนว่าจะใช้ค่า  $S_G$  หรือ  $S_N$

ความหมายของ  $\bar{C}$  ยังอาจจะเขียนได้เป็นดังนี้

$$\bar{C} = \frac{\int_{-s}^{+s} C dy}{\int_{-s}^{+s} dy}$$

โดยที่  $y$  เป็นระยะทางวัดจาก Center line ของเครื่องบินไปยังปลายปีกข้างหนึ่ง ค่า Standard mean chord นี้จะเรียกย่อเป็น SMC

มีกำหนดให้ค่าคอร์ดเฉลี่ยอีกอย่างหนึ่งเรียกว่า Aerodynamic mean chord เรียกย่อเป็น AMC และถ้าให้สัญลักษณ์เป็น  $\bar{C}_A$  แล้วจะเขียนได้เป็นดังนี้

$$\bar{C}_A = \frac{\int_{-s}^{+s} C^2 dy}{\int_{-s}^{+s} C dy}$$

อัตราส่วนสนทรรต (Aspect ratio) เป็นการแสดงความแคบของแปลนปีกเมื่อเทียบกับคอร์ด สัญลักษณ์ AR และเขียนได้เป็นดังนี้

$$AR = \frac{b}{\bar{C}}$$

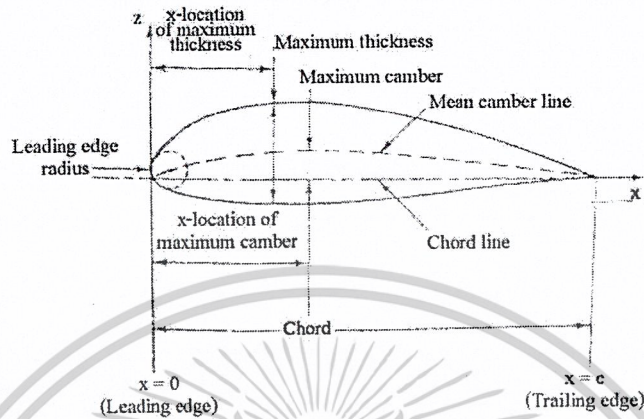
ซึ่งถ้าคูณเศษและส่วนด้วยกางปีก  $b$  แล้วจะได้

$$AR = \frac{b^2}{b\bar{C}} = \frac{(\text{กางปีก})^2}{(\text{พื้นที่ปีก})}$$

การถูหลัง (Sweep-back) มุมถูของปีกซึ่งวัดจากเส้นตามแนวรูปแปลนของปีกกับเส้นตั้งฉากจากเส้น Center line (ตามรูปที่ 2.3) จะมีการวัดได้ที่หลายตำแหน่ง เช่นวัดที่ชายหน้าปีกเรียกเป็น  $A_{L.E}$  วัดที่ชายหลังเรียกเป็น  $A_{T.E}$  ตามปกติหากไม่ระบุเป็นที่แน่นอนแล้วการถูของปีก

โดยทั่วไปนิยมบอกโดยใช้มุมที่เส้น 25% คอร์ดนับจากชายหน้ากระทำกับเส้นตั้งฉากดังกล่าว ค่าของมุมที่วัดที่เส้น 25% นี้เรียกเป็น  $A_1$

### 2.1.6.2 รูปทรงของภาคตัดปีก (Airfoil section geometry)



รูปที่ 2.4 ภาคตัดปีก

ถ้าหากปีกที่วางอยู่ในระดับถูกตัดด้วยระนาบ X (รูปที่ 2.4) ซึ่งเป็นระนาบในแนวตั้งขนานไปกับเส้น Center line ของเครื่องบิน รูปของภาคตัดปีกที่ได้ อาจจะเป็นไปตามรูปที่ 2.4 ซึ่งในรูปจะแสดงเป็นปีกที่มีความโค้งผิวนบนและผิวล่างไม่เท่ากัน

สำหรับปีกใช้ในความเร็วดำกว่าเสียงจะมีภาคตัดปีกที่มีขอบหน้าหรือชายหน้าที่มนโค้ง ความหนาของภาคตัดจะค่อย ๆ หนาขึ้น จนถึงมีความหนาสูงที่ตำแหน่งหนึ่ง โดยทั่วไปแล้วจะหนาสุดอยู่ที่ตำแหน่งประมาณ  $\frac{1}{4}$  ถึง  $\frac{1}{2}$  ของความยาวทั้งหมดของภาคตัด และเลยจากความหนาสุดนี้ไปก็จะเรียวยาวลงจนถึงชายหลังของภาคตัด ส่วนมากมักจะเป็นปลายแหลมและถ้ามีความโค้งมนก็จะมีการโค้งมนของชายหน้ามีผลต่อลักษณะการร่วงหล่น (Stall) ของปีก

**เส้นคอร์ด (Chord line)** เส้นตรงที่เชื่อมต่อระหว่างชายหน้ากับชายหลังของปีกจะเรียกว่าเส้นคอร์ด (Chord line) เส้นคอร์ดของภาคตัดของปีกที่ตำแหน่งต่าง ๆ ตามแนวแกนปีกอาจจะไม่อยู่ในแนวขนานกันตลอดและเส้นคอร์ดของภาคตัดก็อาจจะไม่อยู่ในแนวขนานกับแกนลำตัวเครื่องบินก็ได้ ทั้งนี้แล้วแต่การออกแบบของเครื่องบินนั้น ๆ

**เส้นแกมเบอร์ (Camber line)** เมื่อลากเส้นจากผิวบนของภาคตัดปีกไปยังผิวล่างของภาคตัดปีก โดยตั้งฉากกับเส้นคอร์ดแล้วเส้นที่ลากนี้จะแบ่งครึ่งได้จุด ๆ หนึ่ง จุดแบ่งครึ่งของเส้นที่ลากหลาย ๆ เส้นตามระยะทางเส้นคอร์ดจะมีเส้นทาง (Locus) เป็นเส้นหนึ่ง เรียกว่าเส้นแกมเบอร์

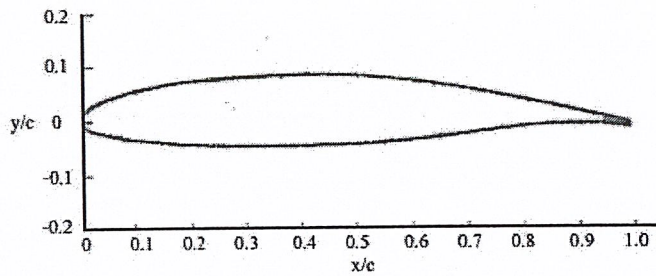
(Camber line) หากเป็นภาคตัดปีกแบบสมมาตรแล้ว เส้นแคมเบอร์ก็จะทับกับเส้นคอร์ด เส้นแคมเบอร์มีความสำคัญต่อลักษณะของอากาศพลศาสตร์ของภาคตัดปีก ปีกที่มีแคมเบอร์คือปีกที่ไม่สมมาตรนี้จะให้แรงยกอยู่แม้ว่ามุมปะทะจะเป็นศูนย์ก็ตาม(มุมปะทะคือมุมที่เส้นคอร์ดทำกับแนวการไหลของกระแสอากาศอิสระ) ปีกที่มีแคมเบอร์มากโดยทั่วไปก็ให้แรงยกสูง แต่ก็เหมาะกับการบินที่ความเร็วต่ำ

ความสูงของเส้นแคมเบอร์จากเส้นคอร์ดอาจจะเปลี่ยนไปตามตำแหน่งในแนวแกน x ค่าสูงสุดของความสูงในที่นี้จะให้สัญลักษณ์เป็น  $\delta$  และจะให้เป็น  $\frac{100\delta}{C}$  % ซึ่งเรียกว่าเปอร์เซ็นต์แคมเบอร์ (Percentage camber) ของภาคตัด ภาคตัดปีกตามปกติจะมีค่า  $\delta$  ตั้งแต่ 0 (คือปีกสมการ) จนถึง 5% ของปีกที่มีแคมเบอร์สูง

การเรียกชื่อภาคตัดปีก รูปทรงของภาคตัดปีกได้พัฒนาขึ้นมาโดยการทดลองในห้องปฏิบัติการทำให้ได้ภาคตัดที่เหมาะสมรูปแบบต่าง ๆ มากมาย แต่ที่นิยมใช้อย่างแพร่หลายคือภาคตัดปีกของ NACA, NACA มีภาคตัดปีกแบบกำหนดชื่อด้วยกลุ่มเลขสี่ตัว กลุ่มเลขห้าตัว และกลุ่มเลขหกตัว

ส่วนมากผู้ผลิตรายใหญ่ ๆ มักจะต่างทดลองปรับปรุงออกแบบภาคตัดปีกเองจากพื้นฐานของข้อมูล NACA ที่มีอยู่เพื่อให้ได้ปีกที่มีคุณลักษณะที่เหมาะสมที่สุดยกตัวอย่างเช่น กลุ่มของภาคตัดที่เรียกว่า Peaky airfoils ซึ่งใช้กันมากในเครื่องบินโดยสารปัจจุบันที่มีความเร็วใกล้ความเร็วเสียง นอกจากนี้ยังมีการออกแบบภาคตัดที่เรียกว่า Supercritical airfoil ซึ่งเป็นปีกที่นำสนใจมากกว่าจะถูกนำมาใช้ต่อไป เพราะให้ค่า  $M_{D.V.}$  (Drag divergence Mach number) ที่สูงกว่าภาคตัดปีกแบบอื่น ๆ กล่าวคือ สามารถใช้งานที่ความเร็วกระแสอิสระได้สูงกว่าปีกแบบอื่น ปีกแบบ Supercritical ให้ค่า  $M_{D.V.}$  สูงกว่าปีกแบบดีที่สุดที่ใช้อยู่ในปัจจุบันประมาณ 0.006 และสูงกว่าปีกกลุ่มเลขหกตัวประมาณ 0.09 การใช้ปีกแบบ Supercritical นี้กับเครื่องบินทำให้สามารถใช้ในการบินที่ความเร็วสูงกว่าและประหยัดเชื้อเพลิงกว่า

จากผลของการศึกษาในเรื่องของปีกแบบ Supercritical ทำให้ NASA ได้พัฒนากลุ่มภาคตัดปีกพิเศษขึ้นมาใหม่ เหมาะสำหรับเครื่องบินใช้งานทั่วไปความเร็วต่ำ ซึ่งปีกที่ได้จะเป็นปีกที่มีสัมประสิทธิ์แรงยกที่สูงในขณะที่แรงต้านต่ำกว่าปีกแบบอื่น ๆ

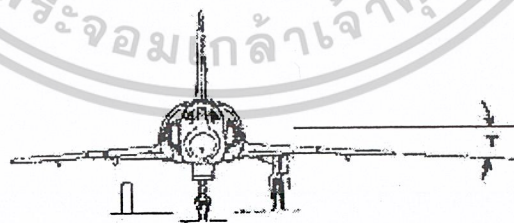


รูปที่ 2.5 NASA GAW-2 airfoil

คุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของภาคตัดปีก คุณลักษณะทางอากาศพลศาสตร์ของภาคตัดปีกที่ได้ออกแบบรูปทรงขึ้นมาจะสามารถหาออกมาได้ทั้งโดยวิธีการทดลองและวิธีการคำนวณ การทดลองถึงคุณลักษณะดังกล่าวของภาคตัดปีกจะกระทำโดยใช้อุโมงค์ลม ซึ่งข้อมูลทางอากาศพลศาสตร์ของอากาศยานทั้งหมดจะได้แน่นอนแม่นยำดีนั้นย่อมมาจากการทดลองแบบจำลองของอากาศยานนั้นในอุโมงค์ลมเท่านั้น

#### 2.1.6.3 มุมยกของปีก (Dihedral angle)

เมื่อเครื่องบินถูกมองจากด้านหน้าจะเห็นว่าปีกทั้งสองข้างมักจะทำมุมกับแนวเส้นระดับ กล่าวคือ โดยปีกที่ติดกับลำตัวจะอยู่ที่ต่ำกว่าปลายปีก ในลักษณะเช่นนี้เรียกว่าปีกมีมุมยกเป็นบวก Dihedral แต่เครื่องบินบางแบบปลายปีกกลับจะต่ำกว่าโคนปีก แบบนี้เรียกว่าปีกแบบมีมุมยกเป็นลบ Anhedral ตามรูปที่ 2.6 จะแสดงมุมยกที่เป็นลบ ซึ่ง  $2^\circ \Gamma$  เรียกว่า Anhedral angle



รูปที่ 2.6 แสดงมุมยกของปีกที่เป็นลบ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

#### 2.1.6.4 การบิดของปีก (Twist)

เมื่อเครื่องบินทำการบินอยู่นั้น ปีกจะถูกออกแบบสร้าง โดยที่จะทำให้เส้นคอร์ด์ของภาคตัดปีกที่ตำแหน่งต่าง ๆ ตามแนวกางปีกมิได้มีแนวขนานกันตลอดไปกับแนวการบิน แต่จะทำมุมปะทะต่าง ๆ กันออกไปตามแนวกางปีก ทั้งนี้เพื่อผลในเรื่องของการกระจายแรงยกให้ทั่วตลอดทั้งปีก มุมที่ลาดตัดปีกที่ตำแหน่งตามแนวการบินนั้น จะเรียกว่าเป็นมุมปะทะทางเรขาคณิต (Geometric angle of incidence,  $\alpha$ ) กล่าวได้ว่าการบิดของปีกทำให้ภาคตัดปีกที่ตำแหน่งใด ๆ ตามแนวการบินจะมีมุม  $\alpha$  นี้ไม่เหมือนกันเลย ปีกของเครื่องบินความเร็วต่ำกว่าเสียงจะเป็นปีกแบบที่มีภาคตัดปีกทำมุม  $\alpha$  ลดลงไปเรื่อยจากโคนปีกไปยังปลายปีก ซึ่งปีกแบบนี้เรียกว่ามี Wash-out

ถ้ามุม  $\alpha$  เพิ่มขึ้นไปตามแนวจากโคนปีกไปยังปลายปีกแล้ว ปีกแบบนี้จะเรียกว่ามี Wash-in รูปที่ 2.7 แสดงลักษณะการบิดของปีกที่มี Wash-out



รูปที่ 2.7 แสดงค่าต่างๆ ในการบิดของปีก

#### 2.1.7 อุปกรณ์เพิ่มแรงยกของปีก

อุปกรณ์เพิ่มแรงยกอาจจะแบ่งออกได้เป็น 2 กลุ่มดังนี้

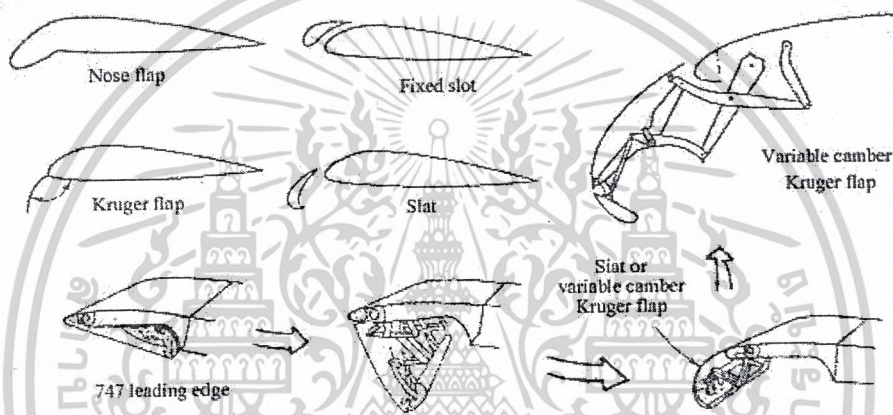
1. กลุ่มที่ใช้ลักษณะการเปลี่ยนรูปทรงของภาคตัดปีก
2. กลุ่มที่ใช้การควบคุมลักษณะการไหลของอากาศชั้นขีดผิว

อุปกรณ์เพิ่มแรงยกส่วนมากติดตั้งอยู่ได้ 2 ตำแหน่งของปีก คือชายหน้าปีกและชายหลังปีก ซึ่งมีการออกแบบแตกต่างกันออกไปและประสิทธิภาพในการเพิ่มแรงยกก็ต่างกันออกไป

**2.1.7.1 อุปกรณ์เพิ่มแรงยกที่ชายหน้า** อุปกรณ์เพิ่มแรงยกที่ชายหน้าชนิดต่าง ๆ จะแสดงได้ดังรูปที่ 2.8 ซึ่งจะเห็นว่าแบบ Nose flap ซึ่งจะเป็นแบบธรรมดาที่หุบชายปีกหน้าลงและ Flap แบบ Kruger ธรรมดาที่จะเป็นการหมุนส่วนผิวล่างมาข้างหน้าของชายหน้าปีกโดยจุดหมุนธรรมดาอันหนึ่ง Flap ชายหน้าทั้งสองแบบที่กล่าวมานี้เป็นการเปลี่ยนแคมเบอร์ของภาคตัดปีกเฉพาะที่ชายหน้าปีกเท่านั้น ส่วนแบบ Fixed – slot จะเป็นการช่วยควบคุมลักษณะการไหลของอากาศชั้นขีดผิว

ให้ดีขึ้น และแบบ Slat จะเป็นแบบที่ทำให้เกิดทั้งการช่วยควบคุมการไหลของอากาศชั้นชิดผิวที่ชายหน้าของปีกและเป็นการเปลี่ยนแอมเบอร์ของปีกด้วย การใช้ Slat เป็นอุปกรณ์ที่ดีที่สุดที่ช่วยให้เกิดแรงยกเพิ่มขึ้นได้ดีกว่าแบบอื่น ๆ เท่าที่กล่าวมา การเลือกขนาดของมุมและตำแหน่งที่ดีที่สุดของ Slat ของปีกเครื่องบินแต่ละชนิดจะกระทำโดยผลการทดลองจากอุโมงค์ลมเท่านั้น

นอกจากนั้นยังอาจจะมีการออกแบบปรับปรุงอุปกรณ์ชายหน้าให้ดีขึ้นอีก เช่น Flap ชายหน้าแบบ Variable camber Kruger ซึ่งให้กับเครื่องบิน Boeing 747 ซึ่ง Flap แบบนี้จะมีหลักการของ Flap แบบ Kruger แบบธรรมดา มาปรับปรุงกลายเป็นแบบ Slat ไปด้วย โดยใช้กลไกข้อต่อ (Linkage) ประกอบเข้ากับผิว Fiberglass ซึ่งถูกตัดให้โค้งงอไปด้วยเมื่อกางก่อให้เกิดผิวที่โค้งงอของ Slat ที่เหมาะสมได้ประสิทธิภาพทางอากาศพลศาสตร์ที่ดีที่สุด



รูปที่ 2.8 อุปกรณ์เพิ่มแรงยกที่ชายหน้าชนิดต่าง ๆ

#### 2.1.7.2 อุปกรณ์เพิ่มแรงยกที่ชายหลัง

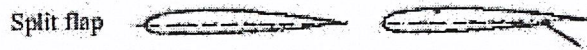
1. Flap ธรรมดา (Plain flap) : Flap แบบนี้เมื่ออยู่ในตำแหน่งกางแล้วมีผลให้เกิดการเปลี่ยนแอมเบอร์ที่ชายหลังของปีก

Plain flap 

รูปที่ 2.9

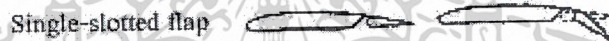
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2. Flap แยก (Split flap) : Flap แบบนี้ทำให้เกิดการเปลี่ยนแปลงของแอมเบอร์โดยเฉลี่ยที่ชายหลังของปีก เช่นเดียวกับ Flap ธรรมดา, Flap แยกมีแรงต้านเกิดขึ้นที่สูงกว่าเพราะการเกิดอากาศไหลแบบ Turbulent ด้านหลัง Flap แต่ก็มีคามง่ายในการสร้าง



รูปที่ 2.10

3. Flap มี Slot เดี่ยว (Single-slotted flap) : เมื่อกางออกจะมีช่อง (Slot) ทำให้ลมด้านผิวล่างของปีกสอดผ่านเข้าไปช่วยเสริมกระแสลมที่ด้านบนปีก โดยเฉพาะอย่างยิ่ง Flap เป็นการช่วยควบคุมลักษณะการไหลของอากาศชั้นขีดผิวบริเวณเหนือผิว Flap Flap แบบนี้เปลี่ยนทั้งแอมเบอร์ชายหลังปีกและมี Slot ช่วยเรื่องการไหลของอากาศขีดผิว



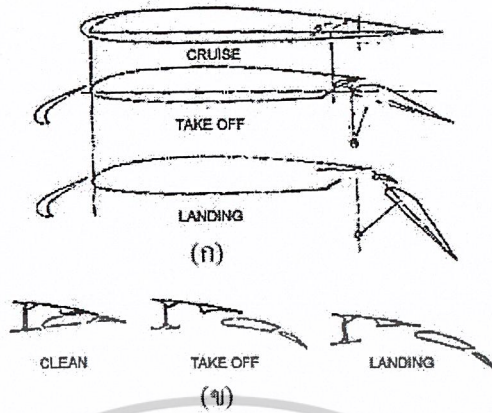
รูปที่ 2.11

4. Flap แบบ Fowler (Fowler Flap) : เป็น Flap แบบมี Slot เดี่ยว พร้อมทั้งมีการขยายเส้นคอร์ดไปด้วย จะได้สัมประสิทธิ์แรงยกที่ดีกว่า Flap มี Slot เดี่ยว



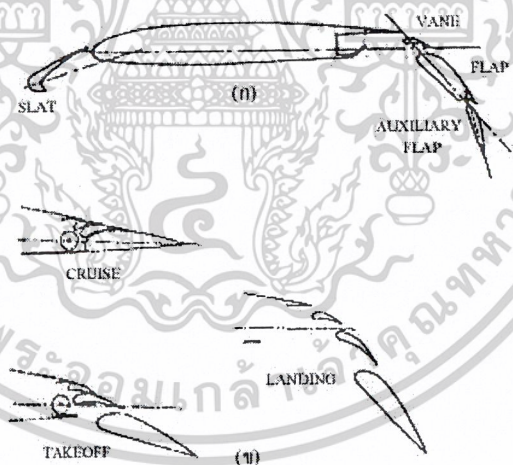
รูปที่ 2.12

5. Flap มี Slot คู่ (Double-slotted flap) : มีช่อง (Slot) เพิ่มขึ้น โดยมีแบ่ง Flap ออกเป็น 2 ส่วน เป็นทั้งทำให้ช่วยในการควบคุมการไหลชั้นขีดผิวและขยายเส้นคอร์ด



รูปที่ 2.13

6. Flap มี 3 Slot (Triple-slotted flap) : เป็น Flap ที่ถูกออกแบบมาคล้ายกับแบบมี Slot คู่ ประสิทธิภาพจะสูงที่สุด ซึ่งอาจจะออกแบบแตกต่างกันไปในเครื่องบินต่างแบบ โดยพิจารณาได้จากรูป 14 (ก) และ 14 (ข) ซึ่งจะเห็นว่าตัว Auxiliary flap อาจจะสร้างให้มีขนาดใหญ่เป็น Flap หลัก หรือ Vane ตัวกลางกลายเป็น Flap หลักก็ได้



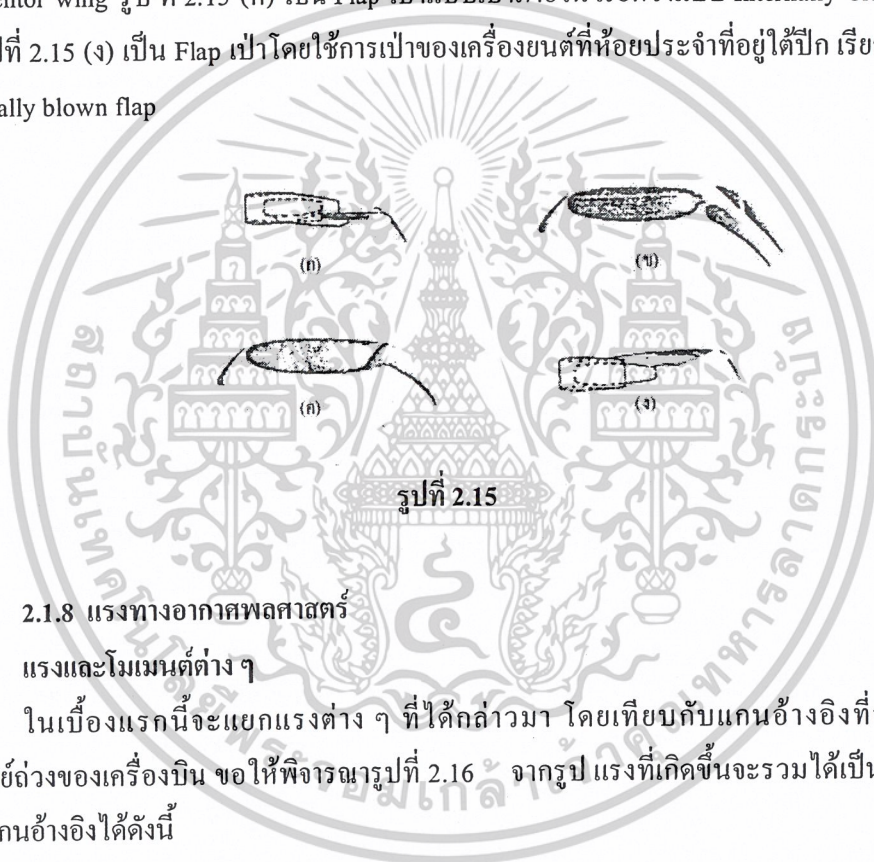
รูปที่ 2.14

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 2.1.7.3 ระบบเพิ่มแรงยกโดยใช้กำลังขับ (Propulsive lift system)

ระบบนี้จะเป็นระบบที่ต่างออกไปจากระบบที่กล่าวมาในหัวข้อก่อน ๆ โดยที่วาระบบเพิ่มแรงยกโดยใช้กำลังขับกำลังจากต้นกำลังอันหนึ่งหรืออาจจะดึงเอากำลังบางส่วนจากเครื่องยนต์มาทำให้เกิดแรงยกเพิ่มขึ้น

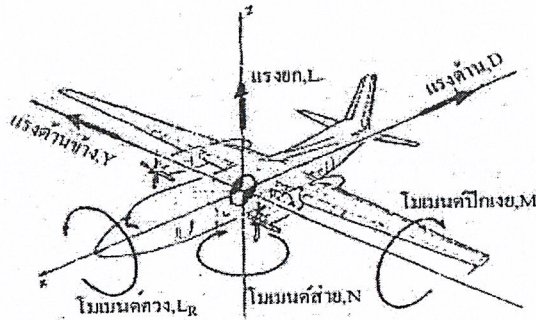
ตามรูปที่ 2.15 (ก) แสดงการออกแบบที่ติดตั้งเครื่องยนต์ที่จะผ่านกระแสเจ็ทผ่านเหนือปีกและออกแบบ Flap ที่เหมาะสมทำให้ได้แรงยกสูงขึ้น Flap แบบที่ใช้เป็นแบบหนึ่งของ Flap แบบเป่า เรียกว่า Upper surface blown flap ส่วนรูปที่ 2.15 (ข) เป็นปีกที่ประกอบด้วย Flap 2 ชั้นซ้อน มีท่อลมส่งลมผ่านระหว่างกลาง เป็นการกระตุ้นให้เกิดการไหลดี ปีกที่ใช้แบบนี้เรียกว่าเป็นแบบ Augmentor wing รูปที่ 2.15 (ค) เป็น Flap เป่าแบบเป่าภายใน เรียกว่าแบบ Internally blown flap และรูปที่ 2.15 (ง) เป็น Flap เป่าโดยใช้การเป่าของเครื่องยนต์ที่ห้อยประจำที่อยู่ใต้ปีก เรียกว่าแบบ Externally blown flap



### 2.1.8 แรงทางอากาศพลศาสตร์

แรงและโมเมนต์ต่าง ๆ

ในเบื้องต้นนี้จะแยกแรงต่าง ๆ ที่ได้กล่าวมา โดยเทียบกับแกนอ้างอิงที่ลากผ่านจุดศูนย์กลางของเครื่องบิน ขอให้พิจารณารูปที่ 2.16 จากรูป แรงที่เกิดขึ้นจะรวมได้เป็นแรงตามแนวแกนอ้างอิงได้ดังนี้



รูปที่ 2.16

1. แรงยก (Lift),  $L$  เป็นแรงต่าง ๆ ที่เกิดขึ้นเนื่องจากการบินผ่านอากาศอยู่ในแนวแกน  $Z$  ดิ่งขึ้นไป ซึ่งแรงนี้จะตั้งฉากกับแนวการบิน (หรือแกน  $X$ ) แรงยกที่ได้จะเกิดจากผลต่างความดันที่ได้ที่พื้นผิวของเครื่องบิน

2. แรงต้าน (Drag),  $D$  เป็นแรงต่าง ๆ ที่รวมแล้วเกิดในแนวแกน  $X$  แต่มีทิศทางตรงข้ามกับแนวการบินของเครื่องบิน แรงต้านนี้เป็นผลเนื่องจากแรงดันบนผิวของเครื่องบินและแรงต้านของผิวเนื่องจากอากาศที่มีความหนืดอยู่ไหลผ่านผิว

3. แรงด้านข้าง (Side force),  $Y$  เป็นแรงใด ๆ ที่ประกอบขึ้นมามีทิศทางตั้งฉากกับทั้งแรงยกและแรงต้าน กล่าวคือเป็นแรงตามแนวแกน  $Y$  จะถือให้ว่าแรงด้านข้างนี้เป็นบวกเมื่อกระทำต่อเครื่องบินมาจากทางด้านขวามือของนักบิน

ซึ่งก็จะแยกชนิดของโมเมนต์ได้เป็น 3 อย่าง เมื่อเทียบกับแกนอ้างอิง เป็นดังนี้

1. โมเมนต์ปีกเงย (Pitching moment),  $M$  เป็นโมเมนต์รอบแกนอ้างอิง  $Y$  เกิดจากผลของแรงลัพธ์ของแรงยกและแรงต้านที่มีต่อเครื่องบิน กำหนดให้ว่าโมเมนต์  $M$  นี้เป็นบวกถ้าทำให้เครื่องบินจะเกิดการเงยหัวขึ้น

2. โมเมนต์ควง (Rolling moment),  $L_r$  เป็นโมเมนต์รอบแกนอ้างอิง  $X$  มักจะเกิดจากผลต่างของแรงยกที่ผิวเครื่องบินซีกซ้ายและขวาของนักบิน ซึ่งอาจจะเกิดขึ้นได้โดยการตั้งใจกระทำ เช่นการใช้ปีกเล็กเอียง หรือแผ่นทำลายแรงยก เป็นต้น กำหนดให้ว่าโมเมนต์  $L_r$  เป็นบวกหากทำให้ปีกด้านขวามือของนักบินเอียงลงไป

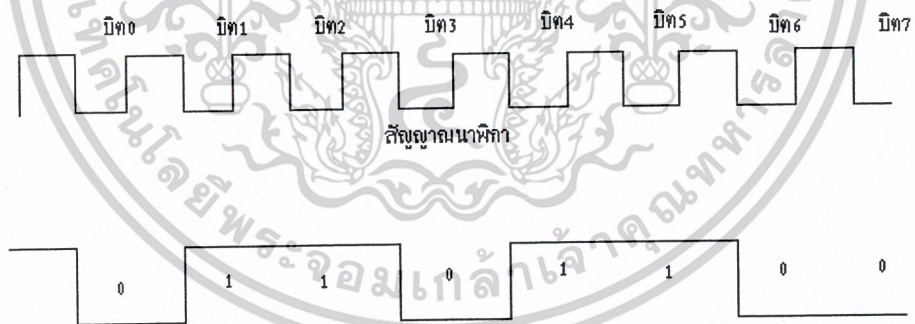
3. โมเมนต์ส่าย (Yawing moment),  $N$  เป็นโมเมนต์รอบแกนอ้างอิง  $Z$  กำหนดให้ว่าโมเมนต์  $N$  เป็นบวก หากจะทำให้หัวเครื่องส่ายไปทางด้านขวามือของนักบิน

ขนาดของแรงและ โมเมนต์ที่เกิดขึ้นต่อเครื่องบินนั้นจะขึ้นอยู่กับตัวแปรหลาย ๆ อย่าง ซึ่งพอจะสรุปได้ดังนี้

1. รูปทรงของเครื่องบิน
2. มุมปะทะ
3. ขนาดของเครื่องบิน เช่นว่าเป็นขนาดตัวจริงหรือแบบจำลองย่อส่วน เป็นต้น
4. ความเร็วของกระแสอากาศอิสระที่เข้าหาเครื่องบิน
5. ความหนาแน่นของอากาศขณะนั้น
6. ค่า Reynolds number (ซึ่งเป็นผลจากความหนืดของอากาศ)
7. Mach number (ซึ่งจะเป็นผลมาจากการยุบตัวของอากาศ)

## 2.2 การเชื่อมต่อคอมพิวเตอร์กับอุปกรณ์ภายนอกโดยผ่านพอร์ตอนุกรม

การสื่อสารแบบอนุกรมนั้นแบ่งออกได้เป็น 2 แบบคือการสื่อสารอนุกรมแบบซิงโครนัส และการสื่อสารแบบอะซิงโครนัส การสื่อสารแบบซิงโครนัสจะมีสัญญาณนาฬิกา ร่วมอยู่กับการรับและส่งสัญญาณด้วย การติดต่อกันแบบนี้จะต้องใช้สายในการเชื่อมต่ออย่างน้อยที่สุด 3 เส้นคือ สัญญาณนาฬิกา ข้อมูล และ กราวด์ ข้อดีของการส่งแบบนี้ สามารถควบคุมให้เครื่องส่งและเครื่องรับทำงานได้พร้อมกันอย่างถูกต้องและทางเครื่องรับสามารถแปลรหัสข่าวสารได้ถูกต้องตรงตามคำสั่ง การส่งสัญญาณแบบนี้มีใช้ทั่วไปในเครื่องรับส่งที่มีความเร็วสูง

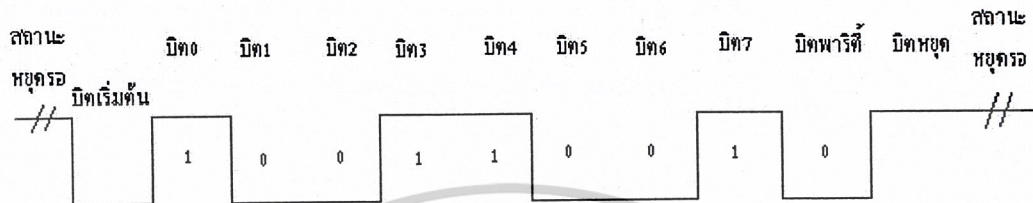


รูปที่ 2.17 รูปการส่งแบบซิงโครนัส

62116

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การสื่อสารข้อมูลแบบอะซิงโครนัส คือการรับส่งข้อมูลไปในสายโดยไม่จำเป็นต้องมีสัญญาณนาฬิกาพร้อม แต่จะใช้การกำหนดค่าสัญญาณนาฬิกาทั้งค่ารับและค่าส่งให้มีค่าเท่ากัน ซึ่งเรียกสัญญาณนาฬิกาที่ว่า อัตราการถ่ายข้อมูล หรือ บอดเรต (baudrate) มีหน่วยเป็น บิตต่อวินาที (bit per secone :bps)



รูปที่ 2.18 รูปการส่งแบบอะซิงโครนัส

#### มาตรฐานพอร์ตอนุกรมแบบ RS232

มาตรฐานการเชื่อมต่อแบบอนุกรม RS-232 เป็นมาตรฐานอุตสาหกรรมที่ออกแบบมาเพื่อใช้ในการสื่อสารข้อมูลอนุกรมอะซิงโครนัสทิศทาง โดยได้กำหนดรูปแบบของอุปกรณ์เชื่อมต่อข้อมูล (Data Terminal Equipment : DTE) กับวงจรข้อมูลปลายทาง (Data Circuit Terminating : DCE) ไว้ว่า อุปกรณ์ DTE ต้องเป็นอุปกรณ์ที่มีการประมวลผลในตัว ส่วนอุปกรณ์ DCE จะทำหน้าที่เป็นเพียงตัวรับข้อมูลที่ส่งมาจาก DTE เท่านั้น

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

ระดับแรงดันที่ใช้งานสำหรับพอร์ตอนุกรม RS232 ได้ระบุช่วงระดับแรงดัน สำหรับการทำงานของพอร์ตอนุกรมไว้ว่า ที่ลอจิก “ 0 ” จะมีระดับสัญญาณ +3V ถึง +15V ส่วนลอจิก “ 1 ” จะมีระดับสัญญาณ -3V ถึง -15V ระดับสัญญาณนี้ทำให้ไม่สามารถที่จะนำขาเอาต์พุตใดๆต่อเข้ากับลอจิกเกตใช้งานได้โดยตรง จะต้องผ่านวงจรเพื่อเปลี่ยนระดับแรงดันเสียก่อน โดยปกติจะใช้ ไอซี จำพวก RS232 ซึ่งจะทำหน้าที่แปลงระดับแรงดันของ RS 232 ให้อยู่ในระดับที่ที่แอล โดยลอจิก “ 0 ” ซึ่งเดิมมีระดับสัญญาณ +3V ถึง +15V จะถูกแปลงเป็น 0V ส่วนลอจิก “ 1 ” ซึ่งมีระดับสัญญาณ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

-3V ถึง -15V จะเปลี่ยนเป็น +5V ทั้งนี้เพื่อให้สามารถเชื่อมต่อกับอุปกรณ์ดิจิทัลอื่นที่ใช้ระดับแรงดันที่ที่แอลได้

### 2.3 ไมโครคอนโทรลเลอร์ (Microcontroller)

เป็นอุปกรณ์ไอซี (IC: Integrated Circuit) ที่สามารถโปรแกรมการทำงานได้ซับซ้อน สามารถรับข้อมูลในรูปสัญญาณดิจิทัลเข้าไปทำการประมวลผล แล้วส่งผลลัพธ์ข้อมูลดิจิทัลออกมาเพื่อนำไปใช้งานตามที่ต้องการได้

ไมโครคอนโทรลเลอร์ภายในชิปจะมีหน่วยความจำ, Port อยู่ในชิปเพียงตัวเดียวซึ่งอาจจะเรียกได้ว่าเป็นคอมพิวเตอร์ชิปเดี่ยว ไมโครคอนโทรลเลอร์เป็นไมโครโปรเซสเซอร์ชนิดหนึ่ง เช่นเดียวกับหน่วยประมวลผลกลาง (CPU: Central Processing Unit) ที่ใช้ในคอมพิวเตอร์ แต่ได้รับการพัฒนาแยกออกมาภายหลังเพื่อนำไปใช้ในวงจรทางด้านงานควบคุม คือ แทนที่ในการใช้งานจะต้องต่อวงจรภายนอกต่าง ๆ เพิ่มเติมเช่นเดียวกับไมโครโปรเซสเซอร์ ก็จะทำให้การรวมวงจรที่จำเป็น เช่น หน่วยความจำ, ส่วนอินพุต/เอาต์พุต บางส่วนเข้าไปในตัว ไอซีเดียวกัน และเพิ่มวงจรบางอย่างเข้าไปด้วยเพื่อให้มีความสามารถเหมาะสมกับการใช้งานควบคุม เช่น วงจรตั้งเวลา, วงจรการสื่อสารอนุกรม วงจรแปลงสัญญาณอนาล็อกเป็นดิจิทัล เป็นต้น สรุปคือ เอิร์ด

$$\text{Microcontroller} = \text{Microprocessor} + \text{Memory} + \text{I/O}$$

ไมโครคอนโทรลเลอร์สามารถนำไปประยุกต์ใช้งานอย่างกว้างขวาง โดยมักจะเป็นการนำไปใช้ฝังในระบบของอุปกรณ์อื่น ๆ (Embedded Systems) เพื่อใช้ควบคุมการทำงานบางอย่าง เช่น ใช้ในรถยนต์, เตารอบไมโครเวฟ, เครื่องปรับอากาศ, เครื่องซักผ้าอัตโนมัติ เป็นต้น เพราะว่าไมโครคอนโทรลเลอร์มีข้อดีเหมาะสมต่อการใช้งานควบคุมหลายประการ เช่น

- ชิพไอซีและระบบที่ได้มีขนาดเล็ก
- ระบบที่ได้มีราคาถูกกว่าการใช้ชิพไมโครโปรเซสเซอร์
- วงจรที่ได้จะมีความซับซ้อนน้อย ช่วยลดข้อผิดพลาดที่อาจจะเกิดขึ้นได้ในการต่อวงจร
- มีคุณสมบัติเพิ่มเติมสำหรับงานควบคุม โดยเฉพาะซึ่งใช้งานได้ง่าย
- ช่วยลดระยะเวลาในการพัฒนาระบบได้

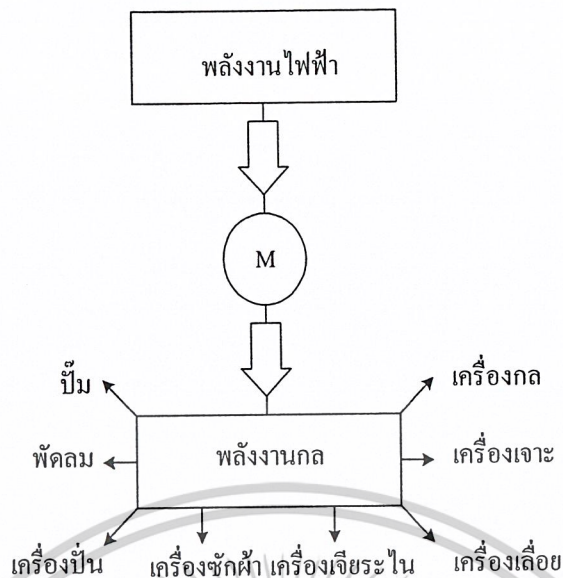
ไมโครคอนโทรลเลอร์มีหลายยี่ห้อ หลายตระกูล และหลายเบอร์ด้วยกัน ซึ่งแต่ละเบอร์ก็จะมีโครงสร้างภายในและความสามารถในการทำงานที่แตกต่างกัน ทำให้เลือกใช้กับงานได้อย่างเหมาะสม

### คุณสมบัติทั่วไปของ IC 16F877

- 35 Instruction คำสั่ง
- ปฏิบัติคำสั่งทั่วไปใน Cycle เดียว และ 2 Cycle ในคำสั่งการกระโดด
- ทำงานที่ความถี่สูงสุด 20 MHz (16F877-20/P)
- หน่วยความจำโปรแกรม 8 K(14 Bit Words)
- หน่วยความจำข้อมูล (RAM) 368 Byte
- EEPROM 256 Byte
- สามารถตอบสนองอินเทอร์รัพท์ 14 แหล่ง
- STACK 8 ระดับ
- สามารถเลือกโหมดของสัญญาณนาฬิกาได้
- กระแสทั้งซิงค์ และ ซอร์สของพอร์ต คือ 25 mA
- Timer/Counter 3 ตัว Timer0, Timer1 และ Timer2
- โมดูล Capture/Compare/PWM จำนวน 2 ชุด
- Analog to Digital Converter 10Bit 8 Channel
- พอร์ต I/O จำนวน 5 พอร์ต A,B,C,D และ E รวมทั้งสิ้น 33 Bit

### 2.4 มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง

มอเตอร์ไฟฟ้า คือ ตัวเปลี่ยนพลังงานไฟฟ้า ให้เป็นพลังงานกลเพื่อนำพลังงานกลที่ได้ไปขับเคลื่อนสิ่งต่างๆ ตามต้องการ แรงทางกลที่เกิดขึ้นก็อาศัยหลักการที่ว่าเมื่อมีกระแสไหลในตัวนำ ซึ่งอยู่ในสนามแม่เหล็กย่อมทำให้เกิดแรงขึ้น แสดงดังรูปที่ 2.19



รูปที่ 2.19 แสดงการเปลี่ยนพลังงานทางไฟฟ้าเป็นพลังงานทางกล

#### 2.4.1 แรงบิดและกำลังงาน

แรงบิด (Torque) คือ การหมุนหรือการบิดของโมเมนต์ของแรงๆหนึ่ง ที่กระทำรอบแกนแกนหนึ่ง มีขนาดเท่ากับ ผลคูณของแรงกับรัศมี

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

$$T = Fr$$

เมื่อ  $T$  คือ แรงบิด หน่วยเป็นนิวตันเมตร ( $N \cdot m$ )

$F$  คือ แรงที่กระทำ หน่วยเป็นนิวตัน ( $N$ )

$r$  คือ ระยะเวลา หน่วยเป็นเมตร ( $m$ )

งานที่ทำได้จากหนึ่งรอบแรงนี้

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

$$W = F2\pi r$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

งานที่ทำต่อวินาที

$$W = F2\pi rs$$

$$2\pi s = \theta$$

$$W = T\theta$$

โดยกำลังงาน (Power) ที่เกิดขึ้น สามารถคำนวณได้จาก

$$P = T\theta$$

#### 2.4.2 แรงบิดที่เกิดขึ้นในอาร์เมเจอร์

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

$$P_m = T_m 2\pi s$$

เมื่อ  $P_m$  คือ กำลังงานที่เกิดขึ้นที่อาร์เมเจอร์ หน่วยเป็นวัตต์ ( $w$ )

เรารู้ว่ากำลังไฟฟ้าที่เปลี่ยนไปเป็นกำลังกลในอาร์เมเจอร์ คือ

$$P = E_g I_a$$

จะได้

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

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

$$T_m = K_f \phi I_a$$

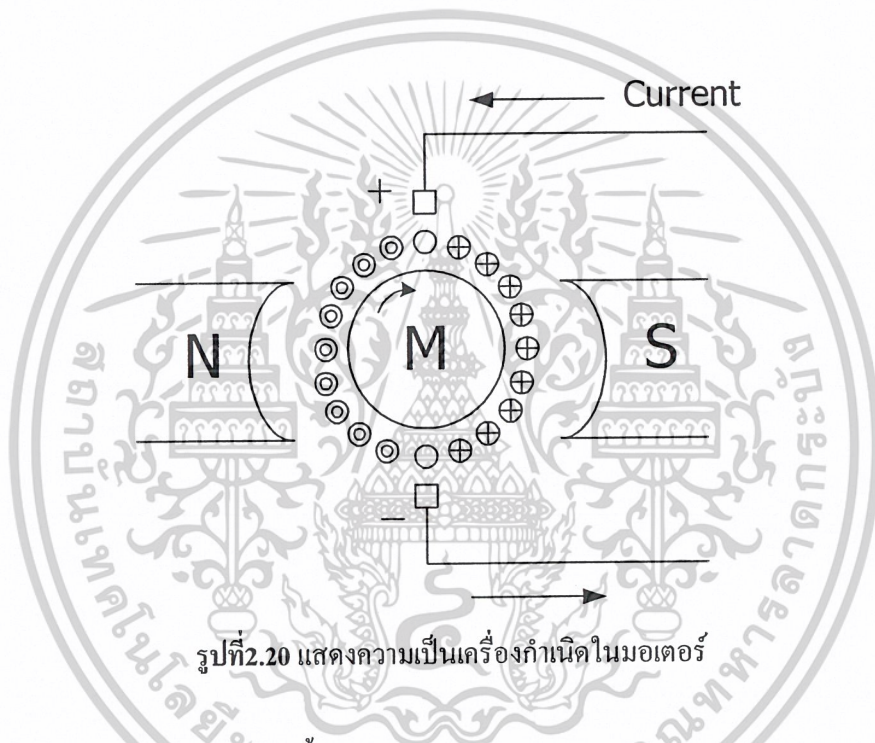
เมื่อ  $K_f$  คือ ค่าคงที่แรงบิดในมอเตอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 2.4.3 แรงดันไฟฟ้าต้านกลับ

พิจารณามอเตอร์ดังรูปที่ 2.20 ขณะที่อาร์เมเจอร์หมุนในสนามแม่เหล็ก ทำให้มีแรงดันไฟฟ้าเหนี่ยวนำเกิดขึ้นบนตัวนำอาร์เมเจอร์ ตามกฎมือขวาของเฟลมมิ่ง ซึ่งมีทิศทางการไหลของกระแสเหนี่ยวนำตรงกันข้ามในลักษณะที่ต่อต้านการไหลของกระแสอาร์เมเจอร์

ด้วยเหตุที่แรงดันไฟฟ้าเหนี่ยวนำที่เกิดขึ้นบนตัวนำอาร์เมเจอร์ดังรูปที่ 2.20 ทำให้เกิดกระแสไฟฟ้าเหนี่ยวนำ ในทิศทางตรงกันข้าม ทำให้เกิดแรงดันไฟฟ้าเหนี่ยวนำขึ้นจึงเรียกว่า “แรงดันไฟฟ้าต้านกลับ” (Back หรือ Counter Electromotive Force)



ดังนั้นจะได้ความสัมพันธ์ดังต่อไปนี้

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

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

$$E_g = K \phi n$$

เมื่อ  $K$  คือ ค่าคงที่ของมอเตอร์

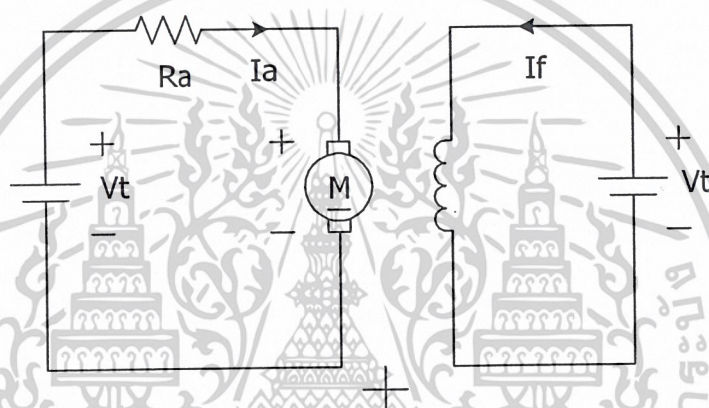
$P$  คือ จำนวนขั้วแม่เหล็ก หน่วย เป็น pole

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- $E_g$  คือ แรงดันไฟฟ้าต้านกลับ หน่วย เป็น  $V$   
 $\phi$  คือ เส้นแรงแม่เหล็กต่อขั้ว หน่วย เป็น  $Wb$   
 $n$  คือ จำนวนรอบที่มอเตอร์หมุน หน่วย เป็น  $rpm$   
 $Z$  คือ จำนวนตัวนำบนอาร์เมเจอร์ หน่วย เป็น ตัวนำ  
 $a$  คือ จำนวนวงจรไฟฟ้าคู่ขนานบนอาร์เมเจอร์หน่วย เป็น วงจร

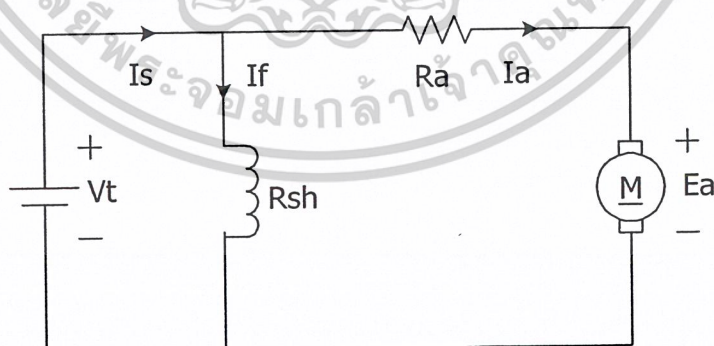
#### 2.4.4 การแบ่งชนิดของมอเตอร์กระแสตรงตามลักษณะการกระตุ้น

- มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบแยกขดกระตุ้น (Separately Exited Motor) แสดงดังรูปที่ 2.21



รูปที่ 2.21 วงจรมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบแยกขดกระตุ้น

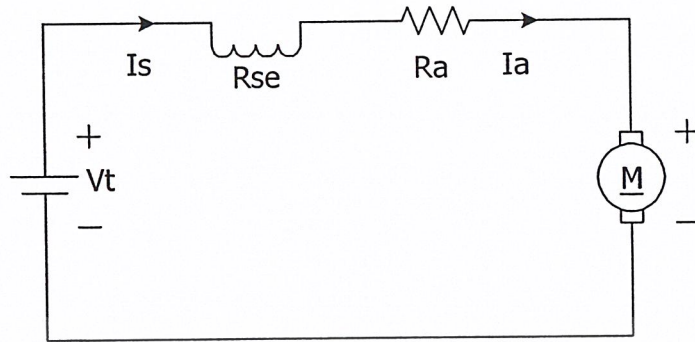
- มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบกระตุ้นด้วยตัวเอง (Self Exited Motor)  
 - มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบขนาน (Shunt Motor) แสดงดังรูปที่ 2.22



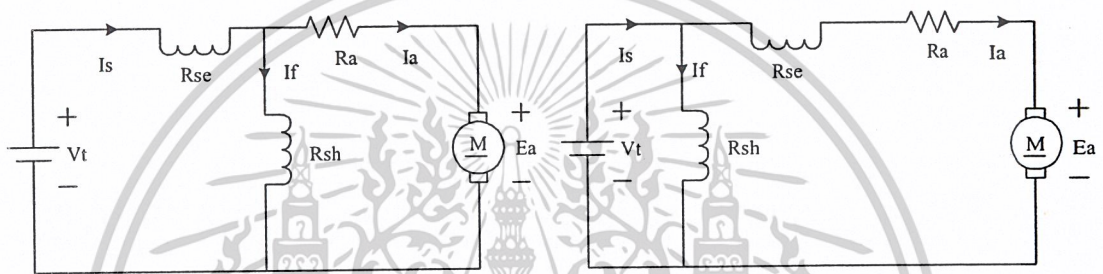
รูปที่ 2.22 แสดงวงจรมอเตอร์ไฟฟ้าแบบขนาน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบอนุกรม (Series Motor) แสดงดังรูปที่ 2.23



รูปที่ 2.23 แสดงวงจรมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบอนุกรม



(ก) แบบขดลวดขนานสั้น (Short Shunt)

(ข) แบบขดลวดขนานยาว (Long Shunt)

รูปที่ 2.24 แสดงวงจรมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบผสม

#### 2.4.5 คุณลักษณะของมอเตอร์

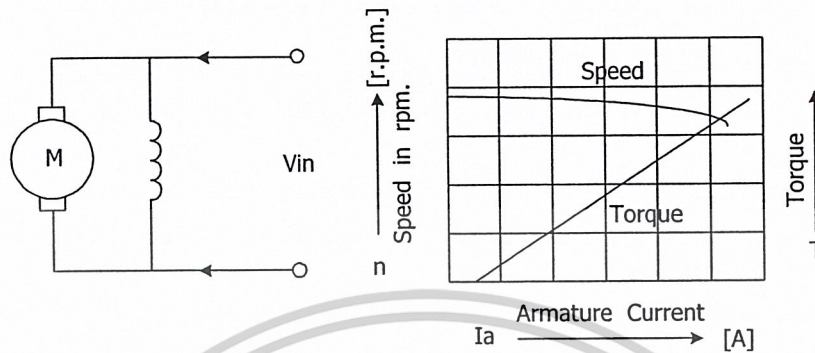
Performance Curve คือกราฟหรือเส้นโค้ง ที่แสดงคุณลักษณะประจำตัวต่างๆ ของมอเตอร์ แต่ละแบบ โดยแสดงความสัมพันธ์ต่างๆ เปรียบเทียบกับกำลังม้าที่มอเตอร์จ่ายออกมา อาทิเช่น ความเร็วกับแรงม้า ประสิทธิภาพกับแรงม้า เป็นต้น ในที่นี้จะกล่าวแยกไปตามแบบของมอเตอร์ที่ใช้ดังนี้

##### 2.4.5.1 มอเตอร์แบบขนาน

มอเตอร์แบบนี้มีคุณลักษณะประจำตัวที่สำคัญ อยู่ 4 อย่าง คือ แรงบิด กระแส ความเร็ว และประสิทธิภาพ ลักษณะประจำตัวเหล่านี้กับกำลังม้าที่มอเตอร์ส่งออกไปแสดงดังรูปที่ 2.25

จากรูปที่ 2.25 พบว่าในขณะที่มอเตอร์ไม่ได้รับการทางกล (Mechanical Load) นั้น จะมีค่าความเร็วที่ต่ำๆ หนึ่ง และความเร็วของมอเตอร์จะไม่วิ่งเตลิดไป (Run Away) จากความเร็วปกติ เมื่อทำการตัดภาระทางกลออกไปทันที อย่างไรก็ตามความเร็วของมอเตอร์ขณะไม่มีภาระและขณะ

มีภาระเต็มที่นั่นไม่แตกต่างกันไปมากนัก ฉะนั้นจึงถือว่ามอเตอร์มีความเร็วคงที่ อย่างไรก็ตามก็ดี ความเร็วในช่วงที่นำไปใช้งานนี้ สามารถปรับให้เร็วได้ โดยการต่อความต้านทานอนุกรมเข้ากับ สนามขนาบ (Shunt Field)



รูปที่ 2.25 แสดงคุณลักษณะของมอเตอร์แบบขนาบ

จากรูปที่ 2.25 พบว่ามอเตอร์จะกินกระแสไฟจำนวนหนึ่งในขณะที่มอเตอร์ยังไม่จ่ายโหลดออกไป ทั้งนี้เพราะต้องนำกำลังไฟจำนวนหนึ่งไปจ่ายให้ส่วนสูญเสียกำลังคงที่นั่นเอง

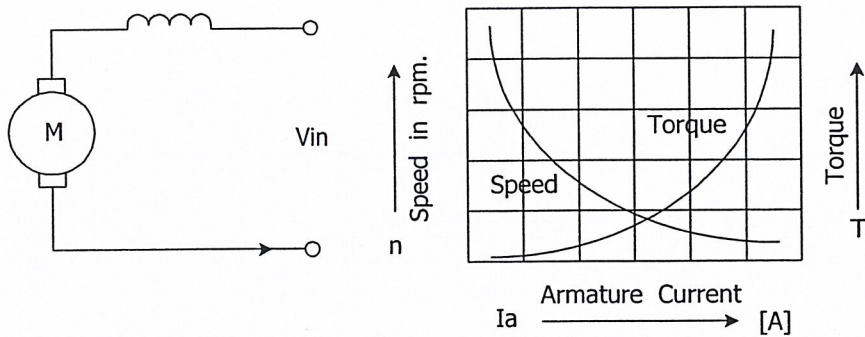
ในการให้มอเตอร์เริ่มหมุน (Starting) ภาระหรือโหลดของมอเตอร์แบบนี้จะพบว่ามอเตอร์แบบขนาบนี้มีแรงบิดหมุนต่ำกว่าแบบอื่น (มอเตอร์แบบอนุกรมหรือแบบผสม) นั่นคือมีแรงเริ่มหมุนต่ำ ซึ่งไม่ได้หมายความว่ามอเตอร์แบบขนาบนี้จะไม่สามารถเริ่มหมุนภาระทางกลที่หนักๆ ได้ แต่หมายความว่ามอเตอร์แบบอนุกรมหรือแบบผสมนั้น สามารถที่จะทำให้ภาระทางกลที่หนักๆ หมุนได้ โดยที่กินกระแสไฟขณะที่ทำให้เริ่มหมุนน้อยกว่านั่นก็คือ การเสียมราคาของมอเตอร์แบบขนาบจะมีการเสียมราคามากกว่า ถ้าหากนำไปใช้หมุนภาระที่หนักๆ หมุนขณะที่เริ่มต้น

#### 2.4.5.2 มอเตอร์แบบอนุกรม

Performance Curve ของมอเตอร์แบบนี้แสดงดังรูปที่ 2.26 มีเส้นกราฟต่างๆ ในทำนองเดียวกันกับ Performance Curve ของมอเตอร์แบบขนาบนั่นเอง แต่มอเตอร์แบบอนุกรมนี้ จะมีเส้นกราฟแสดงให้เห็นชัดว่าความเร็วจะลดลงอย่างมากเมื่อต้องจ่ายกำลังออกไปมาก ส่วนในขณะที่ไม่ได้จ่ายกำลังนั้น ความเร็วของมันจะเพิ่มสูงขึ้นอย่างรวดเร็ว เมื่อเปรียบเทียบกับตอนที่จ่ายกำลังไฟเต็มๆ นั่นคือ ความเร็วจะไม่คงที่และจะเปลี่ยนแปลงไปมาก เมื่อต้องจ่ายกำลังกลมาก ฉะนั้นจึงไม่นิยมใช้กับโหลดที่ต้องการให้มีค่าความเร็วคงที่หรือค่อนข้างสม่ำเสมอ

สำหรับกระแสค่าหนึ่งที่มีมอเตอร์แบบนี้ใช้ในการทำให้เริ่มหมุนนั้นจะปรากฏว่าให้แรงบิดเริ่มแรกมากกว่ามอเตอร์แบบขนาบที่ค่ากระแสเดียวกัน ดังนั้นจึงนิยมใช้ในกรณีที่ต้องการโหลดเริ่มแรกที่หนักๆ ดังนั้นจึงเป็นเอกลักษณ์หรือข้อเด่นของมอเตอร์ชนิดนี้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.26 แสดงคุณลักษณะของมอเตอร์แบบอนุกรม

#### 2.4.6 การเปรียบเทียบคุณลักษณะของมอเตอร์

เครื่องกลไฟฟ้าที่มีโครงร่างโครงเดียวกันนั้นย่อมมี Magnetization Curve อันเดียวกัน แม้ว่าเครื่องกลไฟฟ้านั้นจะเป็นมอเตอร์แบบอนุกรม ขนาน หรือผสมก็ตาม

##### 2.4.6.1 การเปรียบเทียบของมอเตอร์แบบขนานกับแบบอนุกรม

มอเตอร์แบบขนาน คุณลักษณะประจำตัวของมอเตอร์แบบนี้สรุปได้ดังนี้

ก.) มอเตอร์แบบนี้ถือว่ามีความเร็วคงที่อย่างพอเพียงในการใช้งาน

ข.) แรงบิดเริ่มแรกของมอเตอร์แบบนี้ไม่สูงเหมือนกับมอเตอร์แบบอนุกรมเมื่อเปรียบเทียบในกรณีที่ต้องกินกระแสไฟเท่าๆกัน

##### การนำไปใช้งาน

\* ใช้กับงานที่ต้องการให้มีความเร็วคงที่โดยประมาณ จากช่วงที่ไม่ได้รับภาระทางกลจนถึงช่วงที่ได้รับภาระทางกลเต็มที่ (Full Load)

\* เมื่อต้องการ ไปหมุนหรือไปขับโหลด ณ ที่ความเร็วต่างๆ กัน โดยที่แต่ละความเร็วนั้นคงที่อยู่กับงานแบบหนึ่งเป็นเวลานานเท่าที่ต้องการใช้กับงานชนิดนั้น

มอเตอร์แบบอนุกรม คุณลักษณะประจำตัวของมอเตอร์แบบนี้สรุปได้ดังนี้

ก.) มีแรงบิดเริ่มแรกสูงมาก

ข.) มีความเร็วต่ำ เมื่อต้องการหมุนโหลดมากๆ และมีความเร็วสูงมากจนเป็นอันตรายกับตัวมอเตอร์เองเมื่อมีโหลดต่ำมากๆ

##### การนำไปใช้งาน

\* เมื่อต้องการ ใช้แรงบิดสูงๆ เช่น ใช้ในการขับรถราง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

\* เมื่อมอเตอร์สามารถต่อโดยตรงกับโหลด เช่น พัดลม ซึ่งความเร็วจะเพิ่ม ขึ้นได้ก็ต่อเมื่อแรงบิดเพิ่มขึ้น

\* ในกรณีที่โหลดนั้นไม่จำเป็นต้องให้ความเร็วคงที่ เมื่อได้รับโหลดมากขึ้นซึ่งเป็นตัว ทำให้ ความเร็วลดลงไปนั้น กลับกลายเป็นข้อดีของมอเตอร์เพราะว่ามอเตอร์จะไม่กินไฟเพิ่มขึ้น มาก ทั้งๆ ที่แรงบิดนั้นต้องใช้มาก

\* มอเตอร์แบบอนุกรมนี้ไม่ควรนำไปใช้กับโหลดที่มีโอกาสจะเกิดค่าโหลดน้อยๆ ขึ้น มา ดังนั้น จึงไม่ควรนำไปใช้กับปั๊มหนีศูนย์กลาง (Centrifugal Pump) หรือขับโหลดชนิดที่ใช้ สายพานเป็นตัวจุด เป็นต้น

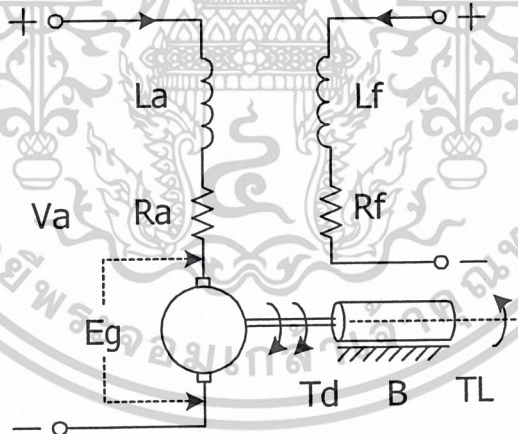
#### 2.4.6.2 คุณสมบัติพื้นฐานของมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง

วงจรเทียบเคียงของมอเตอร์แบบกระตุ้นภายนอกแสดงได้โดยรูปที่ 2.27 ซึ่งสามารถหาค่ากระแสที่ฟลักซ์ชั่วขณะได้จากสมการ

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

และหาค่ากระแสที่อาร์เมเจอร์ชั่วขณะได้จากสมการ

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



รูปที่ 2.27 แสดงวงจรเทียบเคียงของมอเตอร์แบบกระตุ้นภายนอก

แรงดันไฟฟ้าต้านกลับ ( $E_g$ ) หรือที่เรียกว่าแรงดันความเร็ว (Speed Voltage) มีค่าเป็น

$$E_g = K_e \omega I_f$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

และแรงบิดที่เพลาของมอเตอร์คำนวณได้จาก

$$T = K_t \omega I_f$$

โดยแรงบิดที่เพลาของมอเตอร์จะต้องเท่ากับโหลดของแรงบิด อธิบายได้ดังสมการ

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

เมื่อ  $\omega$  คือ ความเร็วมอเตอร์ ( $rad/s$ )

$B$  คือ Viscous friction constant ( $N - m/(rad/s)$ )

## 2.5 ชุดขับเคลื่อนโดยวงจรพัลส์วิตที่โมดูละชั้น (Pulse Width Modulation, PWM)

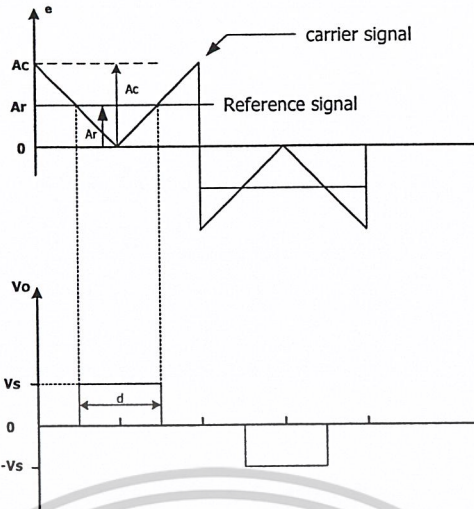
ในการควบคุมความเร็วมอเตอร์หรือวงจรสวิตชิงซ์พหลาย ที่ควบคุมแรงดันคงที่นิยมใช้ในเทคนิคการควบคุมความกว้างของพัลส์ (PWM) ซึ่งเป็นการควบคุมโดยเปลี่ยนแปลงช่วงเวลาทีอุปกรณ์สวิตซ์อิเล็กทรอนิกส์ เช่นทรานซิสเตอร์, เพาเวอร์มอสเฟต, ไอจีบีที (IGBT) หรืออื่นๆ นั้น นำกระแส

ลักษณะของ PWM โดยทั่วไปมีอยู่ 3 ลักษณะคือ

- เปลี่ยนแปลงทั้งความถี่และความกว้างของพัลส์ (Variation of Both Frequency and Pulse Width)
- เปลี่ยนความถี่ โดยความกว้างของพัลส์คงที่ (Constant Pulse with Variable Frequency)
- เปลี่ยนความกว้าง โดยความถี่คงที่ (Constant Frequency with Variable Pulse)

### 2.5.1 การมีอดดูเลทตามความกว้างของพัลส์แบบเดี่ยว

การควบคุมการมีอดดูเลทตามความกว้างของพัลส์แบบเดี่ยว (Single Pulse Width Modulation) เป็นการควบคุมความกว้างของพัลส์แรงดันเอาต์พุตของอินเวอร์เตอร์จำนวน 1 พัลส์ต่อครึ่งไซเคิล



รูปที่ 2.28 การมอดูเลตตามความกว้างของพัลส์แบบเดียว

จากรูปที่ 2.28 แสดงการกำเนิดสัญญาณทริกเกอร์ที่เกท และแรงดันเอาต์พุตของอินเวอร์เตอร์แบบบริดจ์เฟสเดียว สังเกตว่าสัญญาณทริกเกอร์ที่เกทเหล่านี้เกิดจากบริเวณจุดตัดกันระหว่างสัญญาณอ้างอิง (Reference Signal) รูปสี่เหลี่ยมขนาด  $A_r$  กับสัญญาณพาหะ (Carrier Signal) รูปสามเหลี่ยมขนาด  $A_c$  [การเปรียบเทียบของสัญญาณนี้อาศัยไอซี (IC) หรือวงจรสำหรับทำหน้าที่เป็นวงจรเปรียบเทียบ] โดยมีความถี่ของรูปคลื่นพาหะเป็นตัวกำหนดความถี่ของแรงดันเอาต์พุต

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

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

ค่า  $rms$  ของแรงดันเอาต์พุตหาได้จาก

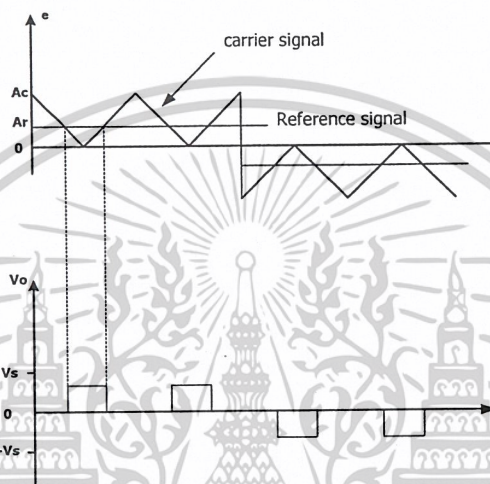
$$V_o = \left[ \frac{2}{2\pi} \int_{(\pi-\delta)/2}^{(\pi+\delta)/2} V_s^2 d(\omega t) \right]^{1/2} = V_s \sqrt{\frac{\delta}{\pi}}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## 2.5.2 การมอดูเลตตามความกว้างพัลส์แบบหลายพัลส์

การมอดูเลตตามความกว้างพัลส์แบบหลายพัลส์ (Multiple Pulse Width Modulation) หรือ Uniform Pulse Width Modulation (PRWM) เป็นการทำให้จำนวนพัลส์ในแต่ละครึ่งไซเคิลของรูปคลื่นแรงดันเอาต์พุตมีจำนวนมากขึ้นกว่าเดิมและลดองค์ประกอบฮาร์โมนิกในรูปคลื่นแรงดันเอาต์พุต

สัญญาณทริกเกอร์ที่เกท สำหรับใช้ในการเปิด และปิดทรานซิสเตอร์ของการมอดูเลตประเภทนี้เกิดจากบริเวณจุดตัดระหว่างสัญญาณอ้างอิงกับสัญญาณพาหะ ดังรูป 2.29



รูปที่ 2.29 แสดงการมอดูเลตตามความกว้างของพัลส์แบบหลายพัลส์

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  $\pi/P$  และแรงดันเอาต์พุตเปลี่ยนจาก 0 ถึง  $V_s$

ถ้า  $\delta$  เป็นความกว้างของแต่ละพัลส์ หาค่า  $rms$  ของแรงดันเอาต์พุต ได้จาก

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

### 2.5.3 การมอดูเลตตามความกว้างของพัลส์แบบไซน์

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

สัญญาณทริกเกอร์ที่เกทซึ่งเกิดจากการเปรียบเทียบของสัญญาณอ้างอิง (รูปคลื่นไซน์) กับสัญญาณพาหะ (สามเหลี่ยม) แสดงดังรูปที่ 2.30



รูปที่ 2.30 แสดงการมอดูเลตตามความกว้างของพัลส์แบบไซน์

สัญญาณอ้างอิงมี 2 สัญญาณและมีมุมเฟสต่างกัน 180 องศา เป็นการยืนยัน หลักการที่ว่า ทรานซิสเตอร์ที่อยู่ในสาขาเดียวกันนั้น ไม่สามารถนำกระแสในเวลาเดียวกันได้ นอกจากนั้นยังแสดงให้เห็นว่าเกิดสัญญาณทริกเกอร์ที่เกทและรูปคลื่นแรงดันเอาต์พุตได้อย่างไร

สัญญาณทริกเกอร์ที่เกิดจากสัญญาณพาหะทิศทางเดียว ซึ่งจะสร้างสัญญาณทริกเกอร์ที่เกท และแรงดันเอาต์พุตคล้ายกับรูปที่ 2.30 ค่า  $rms$  ของแรงดันเอาต์พุตแปรค่าได้ตั้งแต่ 0 ถึง  $V_s$

โดยการปรับค่า  $M$  จาก 0 ถึง 1 นอกจากนี้ถ้ากำหนดให้  $\delta_m$  เป็นความกว้างของพัลส์ลำดับที่  $m$  ก็จะสามารถหาค่า ของแรงดันเอาต์พุต ได้จากสมการ ดังนี้คือ

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

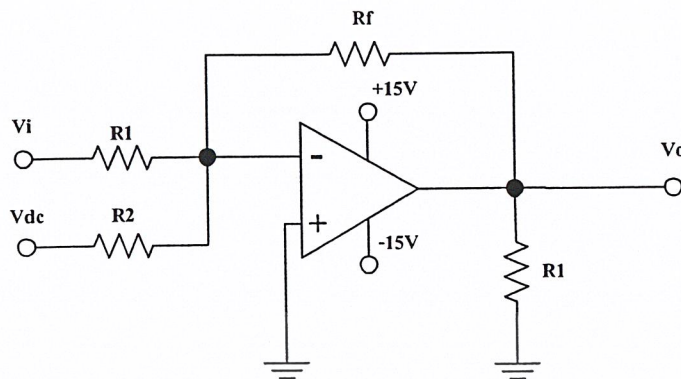
#### # 2.5.4 ลิเนียร์เพาเวอร์แอมพลิฟาย

ลิเนียร์เซอร์โวแอมพลิฟาย (Linear Power Amplifier) โดยปกติสร้างขึ้นเพื่อใช้เป็นอุปกรณ์ขยายแบบลิเนียร์เช่นเดียวกับออปแอมป์ หรือดิฟเฟอเรนเชียลแอมพลิฟาย ที่ใช้ไปกระตุ้นภาคเพาเวอร์ให้ขับมอเตอร์ ภาคเพาเวอร์จะมีการป้อนกลับแบบวงรอบปิด เพื่อให้พารามิเตอร์ที่ต้องการ ได้แก่ มอเตอร์โวลต์เตจ กระแสของมอเตอร์ หรือพารามิเตอร์ทั้งคู่มิมีความเป็นเชิงเส้น นอกจากนั้นออปแอมป์ยังมักใช้เป็นเสมือนการชดเชย หรือใช้เป็นซมมิ่งแอมพลิฟายทำหน้าที่เหมือนกับจุดรวมของสัญญาณอ้างอิงและสัญญาณป้อนกลับของระบบ และสร้างสัญญาณเออร์เรอร์ซึ่งจะถูกขยายโดยภาคเพาเวอร์เพื่อไปแก้พารามิเตอร์ที่ต้องการบังคับให้มีค่าที่ถูกต้อง

ลิเนียร์แอมพลิฟายจะเป็นตัวควบคุมแรงดันหรือกระแสของมอเตอร์ โดยการบังคับขนาดแรงดันที่จ่ายให้ดับมอเตอร์ ดังนั้นมันจะเป็นตัวที่ลดแรงดันเอาไว้ ซึ่งเท่ากับผลต่างของแหล่งจ่ายแรงดันกับแรงดันที่มอเตอร์ใช้งานจริงในขณะที่มีกระแสที่เหมาะสมไหลผ่าน กำลังงานจะสูญเสียในเอาต์พุตทรานซิสเตอร์เป็นจำนวนมาก โดยเฉพาะขณะที่มอเตอร์วิ่งที่ความเร็วต่ำแรงบิดสูง เพราะขณะนั้น แรงดันย้อนกลับของมอเตอร์ต่ำกระแสจึงสูง เป็นความแตกต่างที่เห็นได้ชัดเมื่อเทียบกับสวิทซ์แอมพลิฟาย สวิทซ์แอมพลิฟายควบคุมโวลต์เตจของมอเตอร์โดยปรับ Duty Cycle ของโวลต์เตจที่จ่ายกับมอเตอร์และให้มันทำงานทุกๆ ภาวะอิมตัวหรือที่ภาวะออฟ ดังนั้นการสูญเสียของกำลังงานจะน้อยในแต่ละภาวะทำให้ประสิทธิภาพการทำงานสูงขึ้นอย่างไรก็ตาม สวิทซ์แอมพลิฟายก็สร้างปัญหาใหม่ขึ้นมาอีก เพื่อหลีกเลี่ยงการสูญเสีย

## 2.6 การปรับแต่งสัญญาณ

เนื่องจากสัญญาณพัลส์วิตช์โมดูละชั้นที่ออกจากคอนโทรลเลอร์นั้นเป็นสัญญาณที่มีค่าเฉลี่ยไฟฟ้าขนาด  $0\text{ V}$  ถึง  $5\text{ V}$  แต่ต้องการสัญญาณที่ไปควบคุมในช่วง  $-10\text{ V}$  ถึง  $+10\text{ V}$  ดังนั้นจึงต้องทำการปรับสัญญาณดังกล่าวโดยจะใช้วงจรปรับ Zero-Span



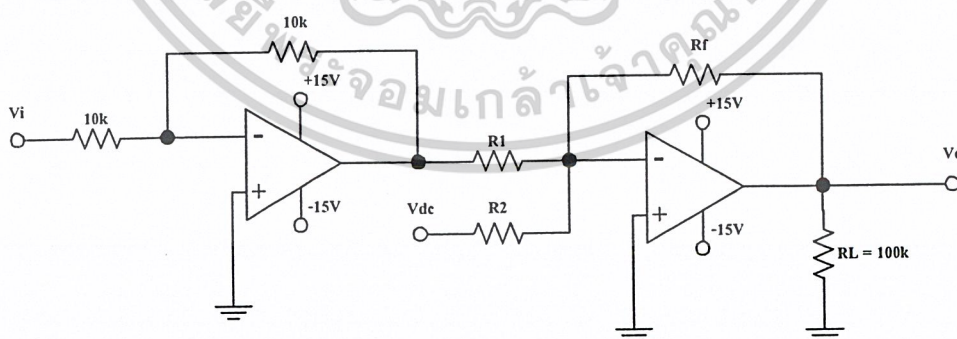
รูปที่ 2.31 แสดงวงจรรวมสัญญาณ

จากรูปที่ 2.31 จะได้ความสัมพันธ์ระหว่างอินพุตกับเอาต์พุต เป็นสมการ

$$-V_o = \left(\frac{R_f}{R_1}\right) V_i + \left(\frac{R_f}{R_2}\right) V_{dc}$$

จะเห็นว่าเมื่อเปรียบเทียบกับสมการเส้นตรง  $y = mx + b$  แล้ว เทอม  $y$  คือ แรงดันเอาต์พุต  $V_o$ , เทอม  $x$  คือ แรงดันอินพุต  $V_i$ , เทอม  $m$  คือ อัตราขยายของวงจร  $\frac{R_f}{R_1}$  และเทอม  $b$  คือ  $\frac{R_f}{R_2} V_{dc}$

จากวงจรพื้นฐานดังกล่าวสามารถนำมาใช้เป็นวงจรปรับ Zero-Span ได้โดยต่อเข้ากับวงจรอินเวรติ่งแอมพลิฟาย มีอัตราขยายเท่ากับ  $-1$  จะได้วงจร ดังรูปที่ 2.32



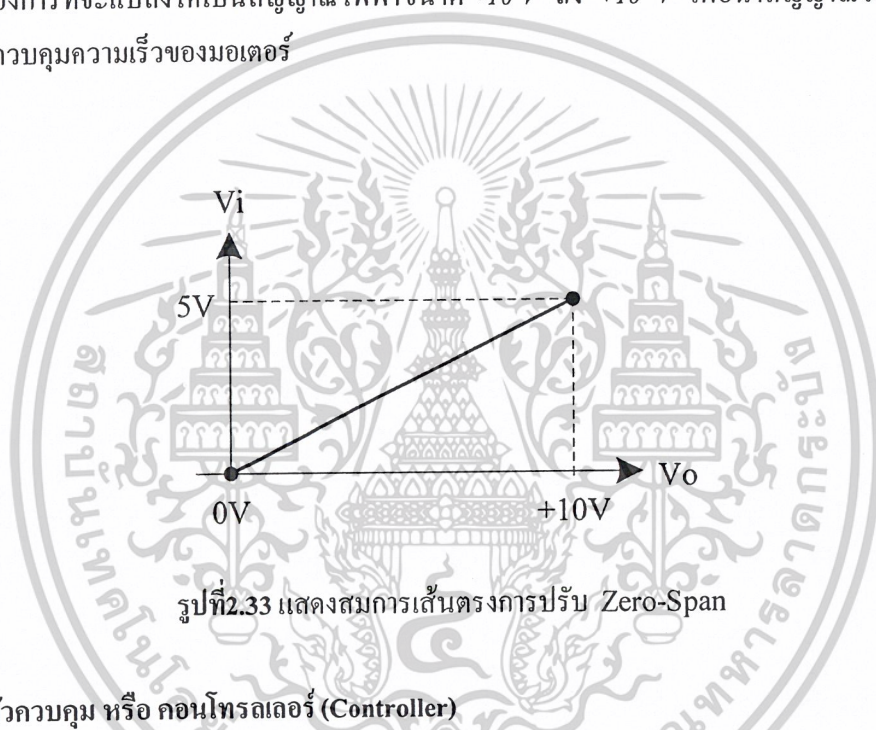
รูปที่ 2.32 แสดงวงจรรวมสัญญาณต่อกับวงจรอินเวรติ่งแอมพลิฟาย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ซึ่งจากรูปที่ 2.32 จะ ได้ความสัมพันธ์ระหว่างอินพุตกับเอาต์พุต เป็นสมการ

$$V_o = -\left(\frac{R_f}{R_1}\right)(-V_i) - \left(\frac{R_f}{R_2}\right)V_{dc}$$

สัญญาณจากพัลส์วิดท์โมดูเลชั่นเมื่อเฉลี่ยแรงดันเป็นสัญญาณไฟฟ้าจะมีขนาด  $0\text{ V}$  ถึง  $5\text{ V}$  ต้องการที่จะแปลงให้เป็นสัญญาณไฟฟ้าขนาด  $-10\text{ V}$  ถึง  $+10\text{ V}$  เพื่อนำสัญญาณไฟฟ้าที่ได้ไปใช้ควบคุมความเร็วของมอเตอร์



รูปที่ 2.33 แสดงสมการเส้นตรงการปรับ Zero-Span

## 2.7 ตัวควบคุม หรือ คอนโทรลเลอร์ (Controller)

คอนโทรลเลอร์เป็นส่วนประกอบหนึ่งในระบบควบคุมแบบป้อนกลับ ซึ่งจะมีสัญญาณความคิดพลาดเป็นอินพุตและมีเอาต์พุตเป็นอินพุตของหน่วยแก้ไข (Corrective element) ส่วนนี้จะกล่าวถึงวิธีการเลือกใช้คอนโทรลเลอร์ที่เหมาะสมกับระบบควบคุมแบบป้อนกลับ และวิธีการหาพารามิเตอร์ที่เหมาะสมสำหรับคอนโทรลเลอร์ โดยที่ความสัมพันธ์ระหว่างอินพุตและเอาต์พุตของคอนโทรลเลอร์เรานิยมเรียกว่า กฎการควบคุม (control Law) โดยจะมี 3 รูปแบบ คือ

1. การควบคุมแบบสัดส่วน (Proportional Control)
2. การควบคุมแบบปริพันธ์ (Integral Control)
3. การควบคุมแบบอนุพันธ์ (Derivative Control)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ในระบบบางประเภท เรามีความจำเป็นที่ต้องปรับปรุงสมรรถนะของระบบควบคุม ซึ่งสามารถทำได้โดยการใช้ส่วนประกอบอื่นเพิ่มเติมเข้ากับระบบควบคุม การที่เราปรับเปลี่ยนสมรรถนะของระบบควบคุมย้อนกลับแบบนี้เราเรียกว่า การชดเชย (Compensation)

### 2.7.1 การควบคุมแบบสัดส่วน

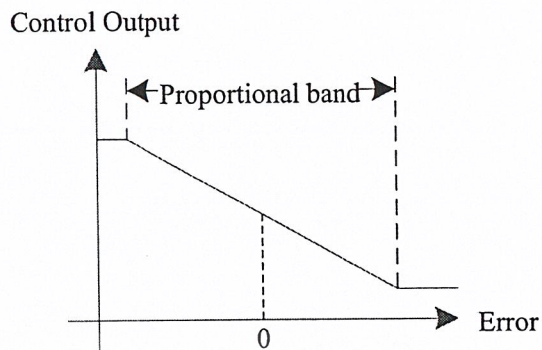
ในระบบควบคุมแบบสัดส่วน เราจะได้ว่าเอาต์พุตของคอนโทรลเลอร์จะเป็นสัดส่วนกับอินพุตของคอนโทรลเลอร์ และถ้าเรากำหนดสัญญาณอินพุตที่ให้กับคอนโทรลเลอร์เป็นค่าความผิดพลาด( $e$ ) ซึ่งเป็นฟังก์ชันของเวลาเราจะได้

$$\text{Output} = K_p e \quad (2.1)$$

เมื่อ  $K_p$  เป็นค่าคงที่เรียก อัตราขยายแบบสัดส่วน (Proportional gain) เราจะพบว่าเอาต์พุตที่ออกจากคอนโทรลเลอร์แบบสัดส่วน จะขึ้นกับขนาดของความผิดพลาดในขณะที่เรากำลังพิจารณา ทำให้ฟังก์ชันถ่ายโอนของคอนโทรลเลอร์จะมีค่าเป็น  $G_c(s)$

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

ดังนั้นการควบคุมด้วยคอนโทรลเลอร์แบบนี้ก็จะเป็นเพียงการขยายสัญญาณความผิดพลาดเท่านั้น การที่เราได้สัญญาณความผิดพลาดขนาดใหญ่ที่เวลาหนึ่ง จะทำให้เกิดเอาต์พุตที่มีขนาดใหญ่จากคอนโทรลเลอร์ในเวลานั้น อย่างไรก็ตามการที่เรากำหนดให้อัตราขยายคงที่นั้นในทางปฏิบัติเราอาจจะกำหนดไว้ในบางช่วงของสัญญาณความผิดพลาดเท่านั้น เราอาจกำหนดให้คอนโทรลเลอร์ของเรามีค่าเอาต์พุตไม่น้อยกว่าค่าหนึ่งและไม่มากเกินไปกว่าค่าหนึ่งก็ได้ ซึ่งการกำหนดช่วงจำกัดของเอาต์พุตจะมีลักษณะดังรูปที่ 2.34 และการกำหนดเอาต์พุตของระบบควบคุมแบบสัดส่วน ช่วงที่มีการกำหนดสัดส่วนนี้เราจะเรียกว่า proportional band.

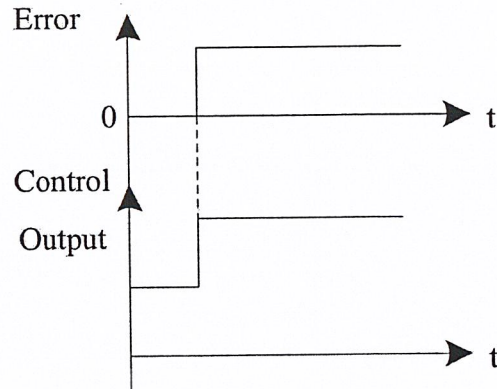


รูปที่ 2.34 การกำหนดช่วงจำกัดของเอาต์พุต

การกำหนดช่วงของสัดส่วนนี้ จะช่วยให้สัญญาณเอาต์พุตมีค่าจำกัดไม่ไปสู่ค่าอนันต์ ทั้งทางด้านบวกและทางด้านลบ และเมื่อคอนโทรลเลอร์มีเอาต์พุตสูงที่สุดที่เป็นไปได้ค่าหนึ่งแล้ว เราก็นิยมที่จะกำหนดเอาต์พุตค่าใด ๆ เป็นร้อยละของค่าสูงสุดที่เป็นไปได้ ดังนั้นการเปลี่ยนแปลงค่าเอาต์พุตของคอนโทรลเลอร์ 100% ก็หมายถึงว่าเอาต์พุตจะเปลี่ยนจากค่าต่ำสุดที่เป็นไปได้ ไปเป็นค่าสูงสุดที่เป็นไปได้ ซึ่งจะทำให้เราได้ว่า

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

เนื่องจากเอาต์พุตของคอนโทรลเลอร์จะเป็นสัดส่วนกับอินพุต ดังนั้น ถ้าหากสัญญาณอินพุตมีลักษณะเป็นขั้นบันได สัญญาณเอาต์พุตที่ได้ก็จะมีลักษณะเป็นขั้นบันไดเช่นกัน โดยลักษณะของกราฟแสดงสัญญาณอินพุตและสัญญาณเอาต์พุตจะมีสัดส่วนที่แน่นอนค่าหนึ่งตามรูปที่ 2.35 โดยรูปนี้แสดงถึงการตอบสนองของคอนโทรลเลอร์ เมื่ออินพุตอยู่ในช่วงของสัดส่วน

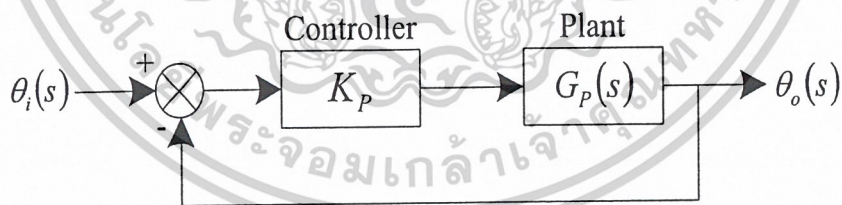


รูปที่ 2.35 การตอบสนองของคอนโทรลเลอร์แบบสัดส่วน

ในทางปฏิบัติระบบควบคุมแบบสัดส่วนนี้ จะมีลักษณะเหมือนกับเครื่องขยายสัญญาณรูปแบบหนึ่ง ซึ่งอาจจะเป็นในลักษณะของอุปกรณ์ไฟฟ้า หรืออาจจะเป็นเครื่องขยายสัญญาณเชิงกล เช่น กานท์ก็ได้ ลักษณะของระบบที่ควบคุมแบบสัดส่วนจะมีลักษณะดังที่แสดงในรูปที่ 2.36 และจะทำให้ได้ฟังก์ชันถ่ายโอนระบบเปิดเป็น

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

เมื่อ  $G_p(s)$  เป็นฟังก์ชันถ่ายโอนของระบบ



รูปที่ 2.36 การควบคุมแบบสัดส่วน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ข้อเสียประการสำคัญของระบบควบคุมที่คอนโทรลเลอร์คือไม่ได้มีการเพิ่มเทอม  $\frac{1}{s}$  (หรือการเพิ่มปริพันธ์) ในส่วนเส้นทางไปหน้า (Forward path) ซึ่งหมายความว่า ถ้าระบบเป็นระบบชนิดศูนย์ (Type 0) คอนโทรลเลอร์จะไม่ได้เปลี่ยนแปลงชนิดของระบบ ทำให้ระบบเป็นชนิดศูนย์เหมือนเดิม และทำให้เกิดความผิดพลาดที่สภาพคงตัว เนื่องจากคอนโทรลเลอร์ไม่ได้ทำการเพิ่มโพล (Pole) หรือศูนย์ (Zero) ใหม่ให้กับระบบเพียงแค่เปลี่ยนตำแหน่งของโพลหรือศูนย์เท่านั้น เนื่องจากระบบควบคุมแบบป้อนกลับหนึ่งหน่วยตามรูปที่ 2.36 จะมีฟังก์ชันถ่ายโอนของระบบเป็น

$$G(s) = \frac{K_p G_p(s)}{1 + K_p G_p(s)} \quad (2.5)$$

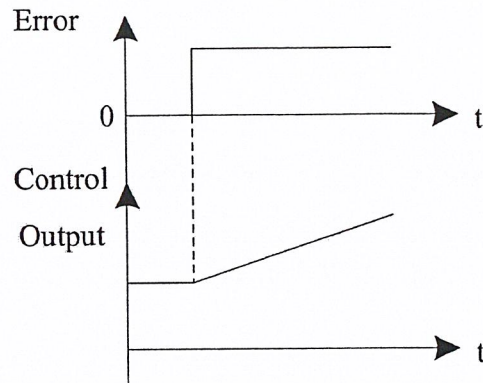
และสมการคุณลักษณะจะเป็น  $(1 + K_p G_p(s))$  และมีรากเปลี่ยนไปตามค่าของ  $K_p$

### 2.7.2 การควบคุมแบบปริพันธ์

ในระบบควบคุมแบบปริพันธ์เอาต์พุตของคอนโทรลเลอร์จะเป็นสัดส่วนกับปริพันธ์ของสัญญาณผิดพลาดเทียบกับเวลาหรือ

$$\text{Output} = K_i \int e dt \quad (2.6)$$

เมื่อ  $K_i$  เป็นค่าคงที่เรียกว่า อัตราขยายปริพันธ์ (Integral gain) ซึ่งจะมีหน่วยเป็น  $\frac{1}{\text{sec}}$  รูปที่ 2.37 แสดงลักษณะการตอบสนองของการควบคุมแบบปริพันธ์ เมื่อได้รับสัญญาณความผิดพลาดแบบขั้นบันได ค่าปริพันธ์ระหว่างเวลา  $t$  และ 0 จะหมายถึงพื้นที่ใต้กราฟของสัญญาณความผิดพลาดจากเวลา 0 ถึง  $t$  ดังนั้นเนื่องจากระบบมีการมีสัญญาณความผิดพลาดแบบขั้นบันไดเอาต์พุตที่ออกจากคอนโทรลเลอร์จะมีค่ามากขึ้นเรื่อยๆ ด้วยอัตราที่คงที่ ทำให้เอาต์พุตที่เวลาใดๆ จะเป็นสัดส่วนกับความผิดพลาดที่เกิดขึ้น



รูปที่ 2.37 การตอบสนองของคอนโทรลเลอร์แบบปริพันธ์

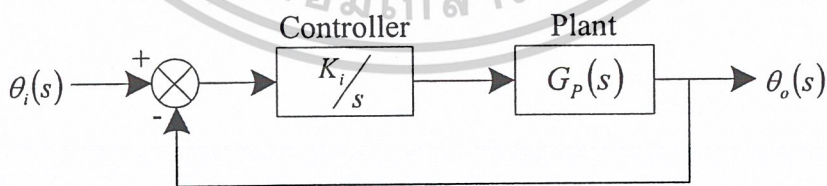
เปลี่ยนรูปลาปลาซของสมการ 2.6 จะทำให้เราได้ฟังก์ชันถ่ายโอนของคอนโทรลเลอร์เป็น

$$G_c(s) = \frac{\text{Output}(s)}{e(s)} = \frac{K_i}{s} \quad (2.7)$$

ลักษณะของระบบที่ควบคุมแบบปริพันธ์จะมีลักษณะดังที่แสดงในรูปที่ 2.38 และจะทำให้ได้ฟังก์ชันถ่ายโอนระบบเปิดเป็น

$$G_o(s) = \frac{K_i}{s} G_p(s) \quad (2.8)$$

เมื่อ  $G_p(s)$  เป็นฟังก์ชันถ่ายโอนของระบบ



รูปที่ 2.38 การควบคุมแบบปริพันธ์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ระบบควบคุมแบบป้อนกลับหนึ่งหน่วยตามรูปที่ 2.38 จะมีฟังก์ชันถ่ายโอนของระบบเป็น

$$G(s) = \frac{K_i}{s} \frac{G_p(s)}{1 + \frac{K_i}{s} G_p(s)} \quad (2.9)$$

เราสามารถพิจารณาถึงข้อได้เปรียบของการควบคุมแบบปริพันธ์ได้จากสมการ 2.9 ซึ่งเราจะเห็นว่าระบบควบคุมแบบปริพันธ์จะเพิ่มจำนวนโพลให้กับระบบควบคุม และเพิ่มชนิดของระบบจากชนิดศูนย์เป็นชนิดหนึ่ง ซึ่งทำให้ระบบมีความผิดพลาดที่สถานะคงตัวเป็นศูนย์เทียบต่อสัญญาณอินพุตขั้นบันได อย่างไรก็ตามการเพิ่มโพลที่  $s = 0$  และไม่มีการเพิ่มศูนย์ให้กับระบบควบคุม จะทำให้ความแตกต่างระหว่างจำนวนโพล ( $n$ ) และจำนวนศูนย์ ( $m$ ) เพิ่มขึ้นอีกหนึ่ง ซึ่งจะมีผลให้ asymptote angles ของทางเดินรากลดลง และจุดตัดจะเคลื่อนไปทางครึ่งขวาของ  $s$ -plane มากขึ้นมีผลทำให้ความเสถียรสัมพัทธ์ของระบบลดลง

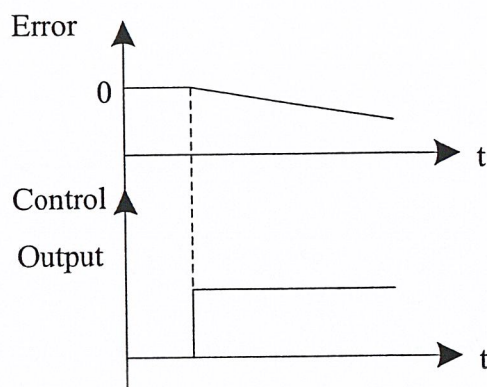
$$\text{Asymptote angle} = \pm \frac{\pi}{n-m}, \frac{3\pi}{n-m}, \dots \quad (2.10)$$

### 2.7.3 การควบคุมแบบอนุพันธ์

การควบคุมอีกแบบหนึ่งก็คือการควบคุมแบบอนุพันธ์ การควบคุมแบบนี้เอาต์พุตจะเป็นสัดส่วนกับอัตราการเปลี่ยนแปลงของความผิดพลาดเทียบกับเวลา นั่นคือ

$$\text{Output} = K_d \frac{de}{dt} \quad (2.11)$$

เมื่อ  $K_d$  คืออัตราขยายอนุพันธ์ (Derivative gain) และมีหน่วยเป็นวินาที



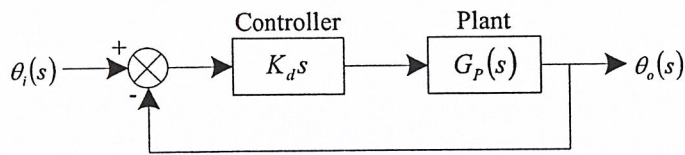
รูปที่ 2.39 การตอบสนองของคอนโทรลเลอร์แบบอนุพันธ์

รูปที่ 2.39 แสดงสิ่งที่เกิดขึ้นเมื่อสัญญาณความผิดพลาดเป็นสัญญาณแบบทางลาด (Ramp) เมื่อเริ่มได้รับสัญญาณความผิดพลาด และไม่ใช้ค่าของความผิดพลาดซึ่งทำให้เราได้สัญญาณส่งออกจากคอนโทรลเลอร์มีค่ามากกว่าก่อนที่จะเกิดความผิดพลาดขึ้นมาจริงๆ อย่างไรก็ตามหากความผิดพลาดมีค่าคงที่ก็จะไม่มีการสะสมค่าความผิดพลาดแม้ว่าค่าความผิดพลาดจะมีมากก็ตาม ทำให้การควบคุมแบบอนุพันธ์นี้ไม่อ่อนไหวต่อค่าความผิดพลาดที่คงที่หรือเปลี่ยนแปลงอย่างช้า ๆ ซึ่งผลที่ตามมาการควบคุมแบบนี้จะไม่ใช้เพียงตัวเดียว แต่มักจะใช้ควบคู่กับการควบคุมแบบอื่น เปลี่ยนรูปลาปลาซสมการ 2.11 เพื่อที่จะหาฟังก์ชันถ่ายโอนของคอนโทรลเลอร์ ซึ่งจะเป็น

$$G_C(s) = K_d s \quad (2.12)$$

ดังนั้นสำหรับระบบควบคุม ดังที่แสดงในรูปที่ 2.40 การที่มีการควบคุมแบบอนุพันธ์จะทำให้เราได้ฟังก์ชันถ่ายโอนเป็น

$$G(s) = \frac{K_d s G_p(s)}{1 + K_d s G_p(s)} \quad (2.13)$$



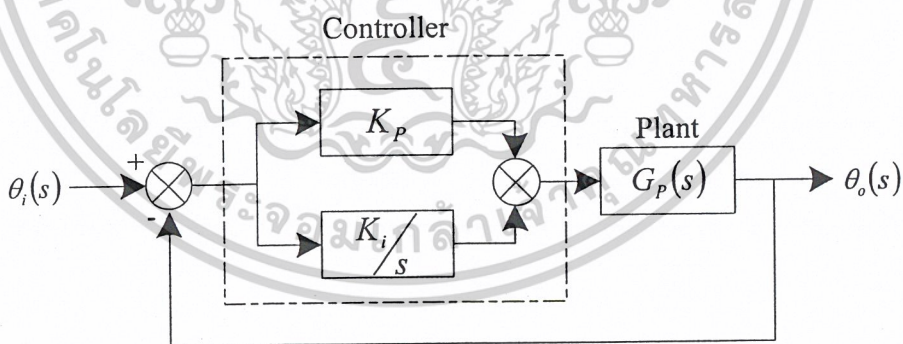
รูปที่ 2.40 ระบบควบคุมแบบอนุพันธ์

ถ้าหากว่าระบบเป็นแบบชนิดหนึ่งหรือสูงกว่า การควบคุมแบบอนุพันธ์จะลด  $S$  ในเทอม ส่วนลง และลดชนิดของระบบลงหนึ่ง อย่างไรก็ตามเราได้กล่าวก่อนหน้านี้แล้วว่า การควบคุมแบบอนุพันธ์นี้มักจะไม่ใช่เพียงลำพังแต่เราจะใช้ร่วมกับการควบคุมแบบอื่น เพราะเมื่อเราใช้การควบคุมแบบอนุพันธ์จะทำให้เราเพิ่มความเร็วในการตอบสนองของระบบต่อความผิดพลาดที่เกิดขึ้น

ในทางปฏิบัติการนำหลักการควบคุมแบบอนุพันธ์ไปใช้นั้นค่อนข้างจะลำบาก ดังนั้นในทางปฏิบัติโดยทั่วไปจะเป็นการประมาณการควบคุมแบบอนุพันธ์ โดยใช้การชดเชยนำหน้า (Lead compensator) ซึ่งจะกล่าวถึงต่อไป

#### 2.7.4 การควบคุมแบบสัดส่วนร่วมกับปริพันธ์ (Proportional plus Integral Control, PI)

การที่ระบบควบคุมมีความเสถียรสัมพัทธ์ลดลง เมื่อเราใช้การควบคุมแบบปริพันธ์ สามารถที่จะแก้ไขได้ในระดับหนึ่ง โดยการ ใช้การควบคุมแบบสัดส่วนร่วมกับแบบปริพันธ์ ซึ่ง ลักษณะของระบบควบคุมจะเป็นตามรูปที่ 2.41

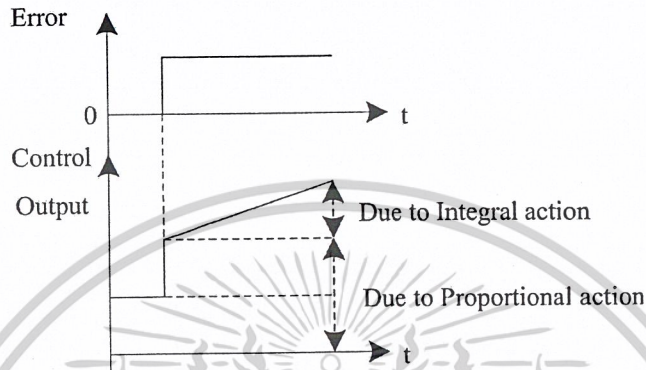


รูปที่ 2.41 ระบบควบคุมแบบพีไอ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สำหรับระบบดังกล่าวจะมีเอาต์พุตของคอนโทรลเลอร์เป็น

$$\text{Output} = K_p e + K_i \int e dt \quad (2.14)$$



รูปที่ 2.42 การตอบสนองของคอนโทรลเลอร์แบบพีไอ

รูปที่ 2.42 แสดงเอาต์พุตของคอนโทรลเลอร์ที่ได้รับเมื่อมีอินพุตเป็นสัญญาณความผิดพลาดแบบขั้นบันได ถ้าเราเปลี่ยนรูป Laplace ของสมการ 2.14 เราจะได้ฟังก์ชันถ่ายโอนของคอนโทรลเลอร์แบบพีไอ เป็น

$$\begin{aligned} G_O(s) &= K_p + \frac{K_i}{s} \\ &= \frac{sK_p + K_i}{s} \\ &= K_p \frac{(s + K_i/K_p)}{s} \end{aligned} \quad (2.14)$$

เราให้ค่าเวลาที่ปริพันธ์ (Integral time constant) เป็น

$$\tau_i = \frac{K_p}{K_i} \quad (2.15)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ดังนั้นเราจะได้

$$G_C(s) = \frac{K_p [s + (1/\tau_i)]}{s} \quad (2.16)$$

และจะทำให้เราได้ฟังก์ชันถ่ายโอนระบบเปิดเป็น

$$\begin{aligned} G_O(s) &= G_C(s)G_P(s) \\ &= \frac{K_p [s + (1/\tau_i)]G_P(s)}{s} \end{aligned} \quad (2.17)$$

เราจะเห็นว่าเรามีศูนย์ที่  $s = 1/\tau_i$  และโพลที่  $s = 0$  เพิ่มให้กับฟังก์ชันถ่ายโอนของระบบเมื่อเราใช้การควบคุมแบบพีไอ การที่เราเพิ่มตัวประกอบ  $s$  เข้ากับเทอมส่วนของฟังก์ชันถ่ายโอนก็เสมือนกับเราเพิ่มแบบของระบบขึ้นไปหนึ่ง จึงทำให้ระบบนี้จะไม่มีความผิดพลาดที่สภาพคงตัวสำหรับอินพุตแบบขั้นบันได นอกจากนั้นการที่เราเพิ่มศูนย์ให้กับระบบไปพร้อม ๆ กัน ก็จะทำให้ความแตกต่างระหว่างจำนวนโพล  $n$  และจำนวนศูนย์  $m$  มีค่าคงที่ ดังนั้นมุมของ asymptote สำหรับทางเดินของรากมีค่าคงเดิม เพราะอย่างไรก็ตามจุดตัดของเส้น asymptotes บนแกนจริงจะเคลื่อนที่เข้าหาจุดกำเนิดมากขึ้นยังผลให้ความเสถียรของระบบลดลงบ้าง

$$\text{Intersection / point} = (\text{ผลรวมของโพล} - \text{ผลรวมของศูนย์}) / (n - m)$$

การเพิ่มโพลที่  $s = 0$  และศูนย์ ที่  $s = -1/\tau_i$  จะทำให้จุดต้องเปลี่ยนไปเท่ากับ  $\pm \frac{(1/\tau_i)}{(n-m)}$  ซึ่งจะทำให้มีค่าเป็นบวกมากขึ้น และจุดตัดจะเคลื่อนที่มาทางขวามือเข้าใกล้จุดกำเนิดมากขึ้น อย่างไรก็ตามการลดลงของความเสถียรสัมพัทธ์นี้จะน้อยกว่าการที่เราใช้การควบคุมแบบปริพันธ์เพียงอย่างเดียว ค่าของ  $K_p$  และ  $K_i$  จะเป็นค่าที่ใช้กำหนดตำแหน่งของศูนย์ และโพลของระบบโดยตำแหน่งของศูนย์จะกำหนดด้วยค่า  $K_p$  ในขณะที่  $K_i$  จะเป็นค่าที่ใช้กำหนดโพลระบบปิด

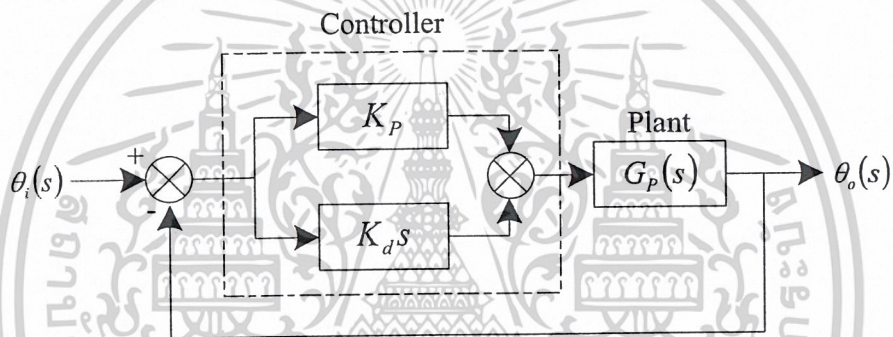
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 2.7.5 การควบคุมแบบสัดส่วนร่วมกับอนุพันธ์ (PD)

ถ้าการควบคุมแบบอนุพันธ์ใช้ร่วมกับการควบคุมแบบสัดส่วนดังที่แสดงในรูปที่ 2.43 เราจะได้ฟังก์ชันถ่ายโอนระบบเปิดเป็น

$$\begin{aligned} G_o(s) &= (K_p + K_d s)G_p(s) \\ &= K_d \left[ \frac{1}{\tau_d} + s \right] G_p(s) \end{aligned} \quad (2.17)$$

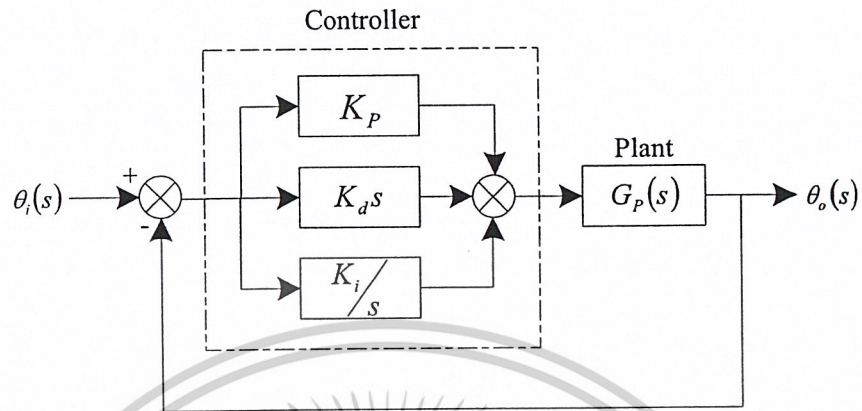
เมื่อ  $\tau_d = K_p / K_d$  คือ derivative time constant ซึ่งในการควบคุมแบบนี้ จะมีศูนย์เพิ่มขึ้นที่  $s = -1/\tau_d$  และจะเห็นว่าไม่มีการเปลี่ยนแปลงของระบบ ทำให้ไม่มีการเปลี่ยนแปลงค่าความผิดพลาดที่สภาวะคงตัว



รูปที่ 2.43 ระบบควบคุมแบบพีดี

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 2.7.6 การควบคุมแบบสัดส่วนร่วมกับปริพันธ์ และร่วมกับอนุพันธ์ (Proportional plus Integral plus Derivative Control , PID)



รูปที่ 2.44 บล็อกไดอะแกรมที่ประกอบด้วยพีไอดี

การควบคุมโดยใช้แบบสัดส่วนร่วมกับแบบปริพันธ์และร่วมกับแบบอนุพันธ์ หรือที่เรียกการควบคุมแบบ 3 เทอม (three-term control) ระบบจะมีลักษณะตามรูปที่ 2.44 จะทำให้เอาต์พุตของคอนโทรลเลอร์เมื่อรับอินพุตเป็นความผิดพลาด  $e$  ดังนี้

$$\text{Output} = K_p e + K_i \int e dt + K_d \frac{de}{dt} \quad (2.18)$$

ฟังก์ชันถ่ายโอนของคอนโทรลเลอร์จะเป็น

$$G_C(s) = K_p + \frac{K_i}{s} + K_d s \quad (2.19)$$

ซึ่งเราสามารถจัดรูปได้เป็น

$$G_C(s) = K_p \left[ 1 + \frac{K_i}{K_p s} + \frac{K_d s}{K_p} \right]$$

หรือ

$$G_C(s) = K_p \left( 1 + \frac{1}{\tau_i s} + \tau_d s \right) \quad (2.20)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ฟังก์ชันถ่ายโอนระบบเปิดของระบบที่แสดงในรูปที่ 2.44 จะเป็น

$$\begin{aligned}
 G_o(s) &= G_c(s)G_p(s) \\
 &= K_p \left( 1 + \frac{1}{\tau_i s} + \tau_d s \right) G_p(s) \\
 &= \frac{K_p (\tau_i s + 1 + \tau_i \tau_d s^2) G_p(s)}{\tau_i s}
 \end{aligned} \tag{2.21}$$

ดังนั้นการควบคุมแบบสัดส่วนร่วมกับปริพันธ์ และร่วมกับอนุพันธ์จะเพิ่มจำนวนศูนย์ให้กับระบบเท่ากับสอง และเพิ่มจำนวนโพลเท่ากับหนึ่ง และทำให้ชนิดของระบบเพิ่มขึ้นหนึ่ง



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### บทที่ 3

## การสร้างและออกแบบระบบควบคุมอากาศยานจำลอง

การสร้างและออกแบบนี้จะแบ่งออกเป็น 4 ส่วนใหญ่ ๆ ได้แก่

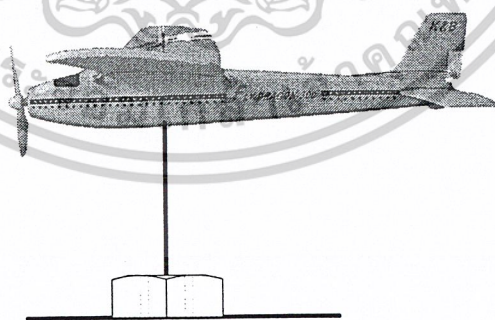
1. การออกแบบโครงสร้าง
2. การออกแบบวงจรควบคุม
3. การรวมโครงสร้าง
4. การออกแบบโปรแกรม

### 3.1 การออกแบบโครงสร้างของระบบควบคุมอากาศยานจำลอง

ในการออกแบบโครงสร้างจะต้องหาตัวเซนเซอร์ ที่จะนำมาใช้เป็นตัวส่งสัญญาณป้อนกลับที่สามารถวัดได้ 2 แกน ดังนั้นจึงได้นำเอาตัวควบคุมอนาล็อกของจอยเกม ที่มีความต้านทานปรับค่าได้ 2 ตัวติดอยู่มาใช้เป็นตัวเซนเซอร์ แต่เนื่องจากตัวเซนเซอร์มีแรงดันของสปริงที่อยู่ภายในซึ่งอาจจะทำให้ไม่สามารถวัดค่าการเคลื่อนที่ของอากาศยานจำลองได้ ดังนั้นจึงทำการปรับปรุงให้ตัวเซนเซอร์มีความคล่องตัวในการเคลื่อนที่ โดยการถอดสปริงที่อยู่ภายในตัวเซนเซอร์ออกก็จะได้เซนเซอร์ที่จะนำมาใช้เป็นตัววัดค่า

ในส่วนของโครงสร้างนั้นเราต้องการให้อากาศยานจำลองสามารถเคลื่อนที่ได้เหมือนจริงมากที่สุด แต่เนื่องจากทำการออกแบบได้ยาก และได้ทำการทดลองออกแบบดังนี้

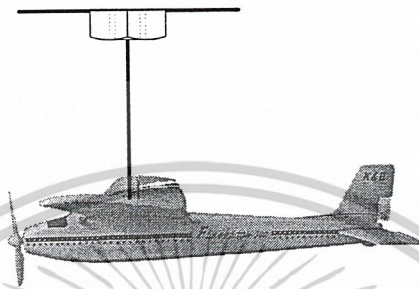
แบบแรกออกแบบให้ตัวเซนเซอร์อยู่ที่พื้น โดยที่อากาศยานจำลองอยู่ด้านบน เมื่อทำการทดลองแล้วผลปรากฏว่าอากาศยานจำลองไม่สามารถเคลื่อนที่ได้ตามต้องการ



รูปที่ 3.1 โครงสร้างแบบที่ 1

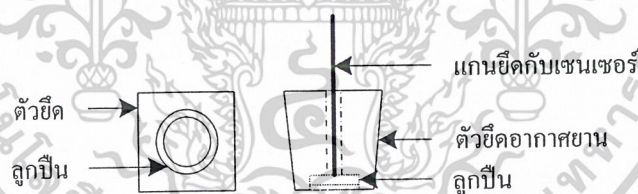
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

แบบที่สองออกแบบให้ตัวเซนเซอร์อยู่ที่ด้านบน โดยอากาศยานจำลองจะยึดกับตัวเซนเซอร์ และรอยตัวจากพื้น เพื่อให้ตัวอากาศยานจำลองอยู่ในแนวขนานกับพื้น และสามารถบังคับการเคลื่อนที่ได้ แต่ยังไม่สามารถหมุนรอบแกน Z ได้ เมื่อทำการทดลองแล้วตัวอากาศยานจำลองไม่สามารถเอียงตัวได้



รูปที่ 3.2 โครงสร้างแบบที่ 2

แบบที่สามเป็นการปรับปรุงจากแบบที่สอง โดยทำการใส่ลูกปืนที่จุดยึดระหว่างตัวอากาศยานจำลองกับตัวเซนเซอร์ เพื่อให้อากาศยานจำลองสามารถเอียงตัวได้



รูปที่ 3.3 ตัวยึดอากาศยานในแบบที่ 3

และได้มีการทดลองใช้โครงสร้างแบบที่สองมาทำการเปลี่ยนแกนที่ใช้ยึดเซนเซอร์กับอากาศยานจำลอง โดยเปลี่ยนจากแกนเหล็กมาเป็นเชือกเพื่อที่อากาศยานจำลองจะสามารถเคลื่อนที่ได้อย่างอิสระมากขึ้น แต่เมื่อทำการทดลองบิน ตัวเซนเซอร์ไม่สามารถวัดค่าที่เปลี่ยนไปได้ ดังนั้นจึงเปลี่ยนกลับไปใช้โครงสร้างแบบที่ 3

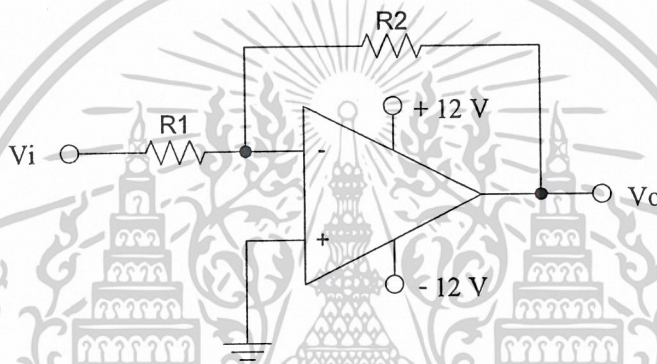
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.2 การออกแบบวงจรถวลของระบบควบคุมอากาศยานจำลอง

ในการทำงานของโครงสร้างจะใช้คอมพิวเตอร์ในการควบคุม ดังนั้นจะต้องมีวงจรที่ใช้แปลงสัญญาณอนาล็อกเป็นสัญญาณดิจิทัล และยังต้องควบคุมความเร็วมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงกับเซอร์โวมอเตอร์ ดังนั้นจึงเลือกใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์ (PIC 16F877) ในการติดต่อและควบคุม

#### 3.2.1 วงจรควบคุมความเร็วมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง

การควบคุมความเร็วมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงเนื่องจากสัญญาณที่ได้จากไมโครคอนโทรลเลอร์นั้น เป็นสัญญาณที่ค่าแรงดัน  $0\text{ V}$  ถึง  $5\text{ V}$  แต่สัญญาณที่ต้องการจะต้องมีค่าแรงดัน  $0\text{ V}$  ถึง  $10\text{ V}$  ดังนั้นจึงต้องทำการขยายแรงดันโดยการใช้วงจขยายสัญญาณ



รูปที่ 3.4 วงจรอินเวอร์ตติ้งแอมป์ฟลาย

การคำนวณหาค่าความต้านทาน  $R1$  และ  $R2$

กำหนดให้  $R1 = 10\text{ k}\Omega$  ที่  $V_i = 5\text{ V}$  จะต้องได้  $V_o = 10\text{ V}$

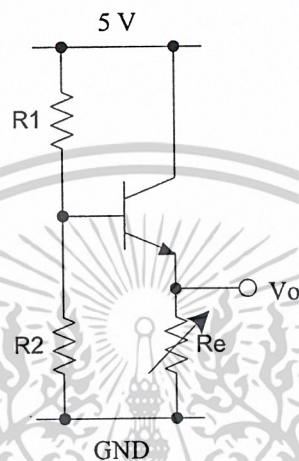
$$\therefore -\frac{V_i}{R1} = -\frac{V_o}{R2}$$

$$R2 = \frac{V_o}{V_i} R1 = 20\text{ k}\Omega$$

เนื่องจากค่าแรงดันที่ได้มีค่าเป็นลบดังนั้นจึงกลับสัญญาณให้เป็นบวก โดยการใช้วงจอินเวอร์ตติ้งแอมป์ฟลายที่มีอัตราขยายเท่ากับหนึ่ง คือมีค่า  $R1 = R2 = 10\text{ k}\Omega$

### 3.2.2 วงจรควบคุมตำแหน่งเซอร์โวมอเตอร์

เนื่องจากมอเตอร์ควบคุมตำแหน่งเป็นแบบสำเร็จรูป ต้องการแค่ไฟ 4.8 V ถึง 6 V , กราฟต์ และสัญญาณพัลส์วิทโมดูเลชัน ก็สามารถควบคุมตำแหน่งของเซอร์โวมอเตอร์ได้ แต่จากการทดลองจ่ายแรงดันที่ 5 V แล้วปรากฏว่าตัวของเซอร์โวมอเตอร์เกิดความร้อนมาก จึงทำการลดค่าแรงดันลงมา และทำการจ่ายกระแสที่พอต่อการทำงานของเซอร์โวมอเตอร์ ซึ่งวงจรที่ใช้ในการลดแรงดันลงมา และสามารถจำกัดกระแสได้จะใช้วงจรคอมมอนคอลเลกเตอร์



รูปที่ 3.5 วงจรคอมมอนคอลเลกเตอร์

การคำนวณหาค่า  $R_1$ ,  $R_2$  และ  $R_e$

ต้องการ  $V_{R_e} = 3.5 V$  และ  $I_E \cong 280 mA$

$$\therefore V_{R_2} = V_{R_e} + 0.7 = 4.2 V$$

$$R_e = \frac{V_{R_e}}{I_E} = 12.5 \Omega \approx 10 \Omega$$

เมื่อต้องการให้วงจรไม่ขึ้นกับอุณหภูมิ

$$R_e \gg \frac{R_1 // R_2}{\beta}$$

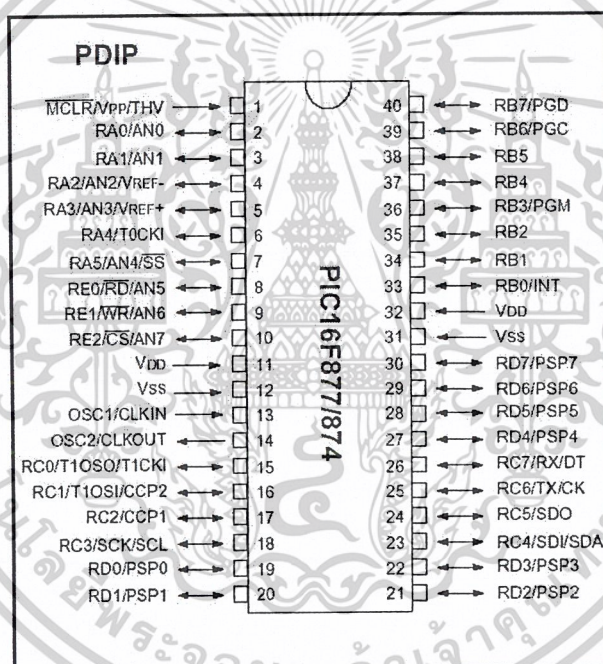
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เมื่อ  $\beta > 100$  และกำหนดค่า  $R1 = 10 \Omega$

$$\begin{aligned} \therefore V_{R2} &= \frac{R2}{R1 + R2} V_{CC} \\ R2 &= 52.5 \Omega \approx 50 \Omega \\ \therefore R_e &\gg \frac{10 // 50}{100} \gg 0.0833 \end{aligned}$$

### 3.2.3 วงจรสร้างสัญญาณพัลส์วิดท์โมดูเลชั่น

ไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC 16F877 ได้เตรียมโมดูล ไว้สำหรับการสร้างสัญญาณ PWM มาให้ 2 ชุดด้วยกันคือ CCP1 ที่ขาพอร์ต RC2/CCP1 และ CCP2 ที่ขาพอร์ต RC1/CCP2 ในวงจรดังรูป



รูปที่ 3.6 รูปขาต่าง ๆ ของ PIC 16F877/874

ซึ่งสัญญาณพัลส์วิดท์โมดูเลชั่นนี้ จะถูกนำไปใช้ควบคุมทั้งความเร็วของมอเตอร์ไฟฟ้า กระแสตรงและควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ แต่ค่าของความถี่ของสัญญาณพัลส์วิดท์โมดูเลชั่นที่ใช้ควบคุมของทั้ง 2 วงจรนี้ต่างกัน จึงต้องทำการคำนวณหาค่าของคาบเวลาที่เหมาะสม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.2.3.1 การสร้างสัญญาณพัลส์วิดท์โมดูเลชันสำหรับควบคุมความเร็วมอเตอร์ไฟฟ้า

กระแสดตรง

เนื่องจากการความถี่ที่ใช้ในการควบคุมความเร็วมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสดตรงที่สามารถทำให้ความเร็วที่เปลี่ยนไปมีเสถียรภาพที่ดี อยู่ในช่วง 50 กิโลเฮิร์ต และคริสตอลความถี่ 20 เมกกะเฮิร์ต ไทม์เมอร์ 2 มีค่าเป็น 1 จะสามารถหาค่า value ที่ความใช้ในการคำนวณคือ

$$\text{Duty Cycle} = \text{Value} \times 4 \times \left( \frac{1}{\text{Clock}} \right) \times t2\text{div}$$

$$\frac{1}{50 \times 10^3} = \text{Value} \times 4 \times \left( \frac{1}{20 \times 10^6} \right) \times 1$$

$$\text{Value} = 100$$

### 3.2.3.2 การสร้างสัญญาณพัลส์วิดท์โมดูเลชันสำหรับควบคุมเซอร์โว

เนื่องจากเซอร์โวมอเตอร์ที่ใช้ในระบบควบคุมอากาศยานจำลองนี้ จะต้องมีการส่งสัญญาณนาฬิกาไปควบคุมทุก ๆ 20 ms และช่วงการใช้งานอยู่ที่ 1-2 ms แต่จากการคำนวณ สามารถหาค่าที่ดีที่สุดได้ที่ 4.096 ms จึงจำเป็นต้องใช้คริสตอลที่ความถี่ 4 เมกกะเฮิร์ต และไทม์เมอร์ 2 เท่ากับ 16 จึงจะหาค่า value ที่ใช้ในการคำนวณคือ

$$\text{Duty Cycle} = \text{Value} \times 4 \times \left( \frac{1}{\text{Clock}} \right) \times t2\text{div}$$

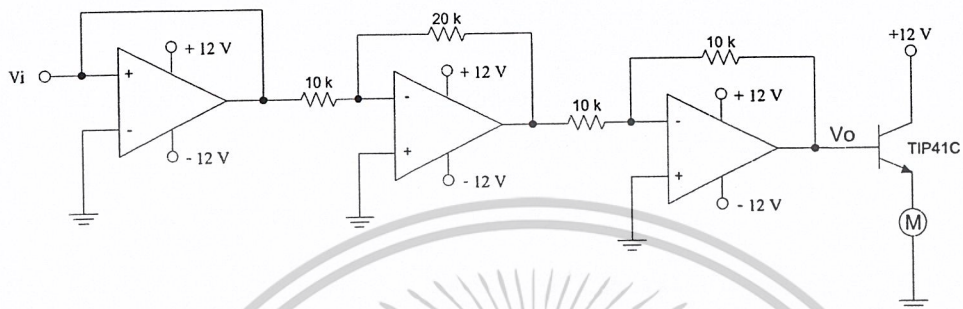
$$4.096 \times 10^{-3} = \text{Value} \times 4 \times \left( \frac{1}{4 \times 10^6} \right) \times 16$$

$$\text{Value} = 256$$

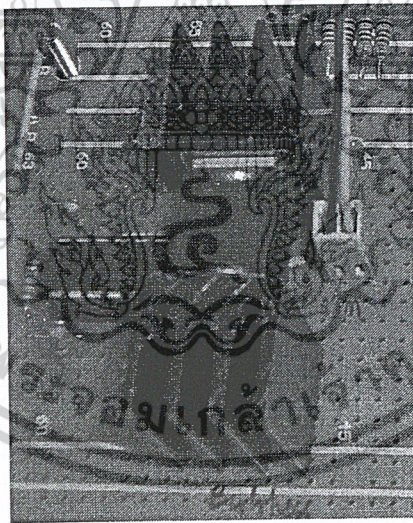
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.3 การรวมโครงสร้างของระบบควบคุมอากาศยานจำลอง

#### 3.3.1 วงจรควบคุมความเร็วมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง



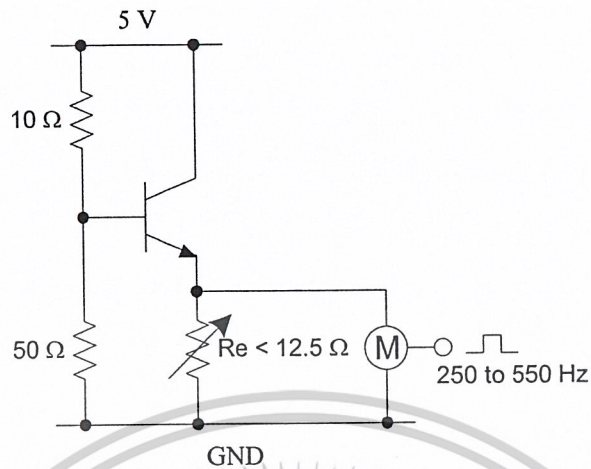
รูปที่ 3.7 วงจรควบคุมความเร็วมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง



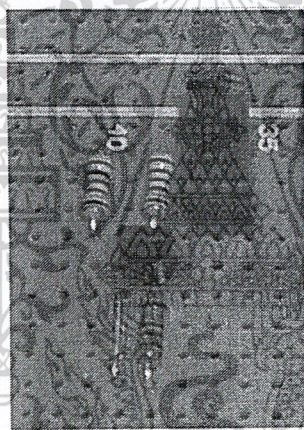
รูปที่ 3.8 วงจรควบคุมความเร็วมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.3.2 วงจรควบคุมเซอร์โวมอเตอร์



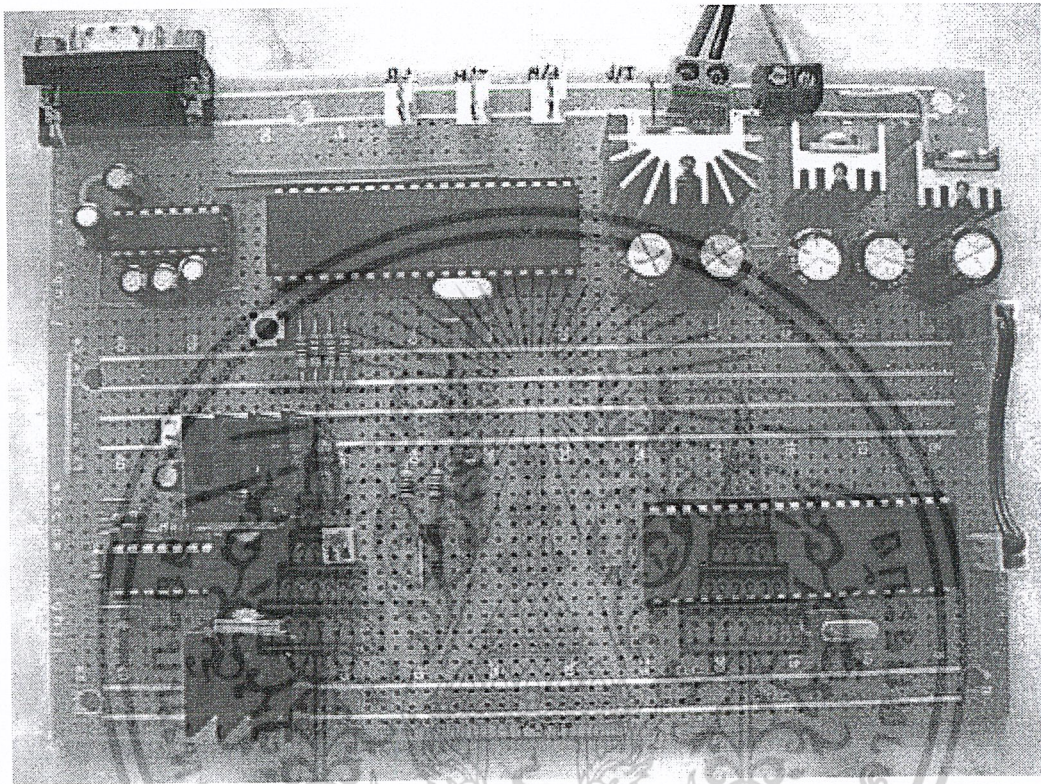
รูปที่ 3.9 วงจรควบคุมเซอร์โวมอเตอร์



รูปที่ 3.10 วงจรควบคุมเซอร์โวมอเตอร์

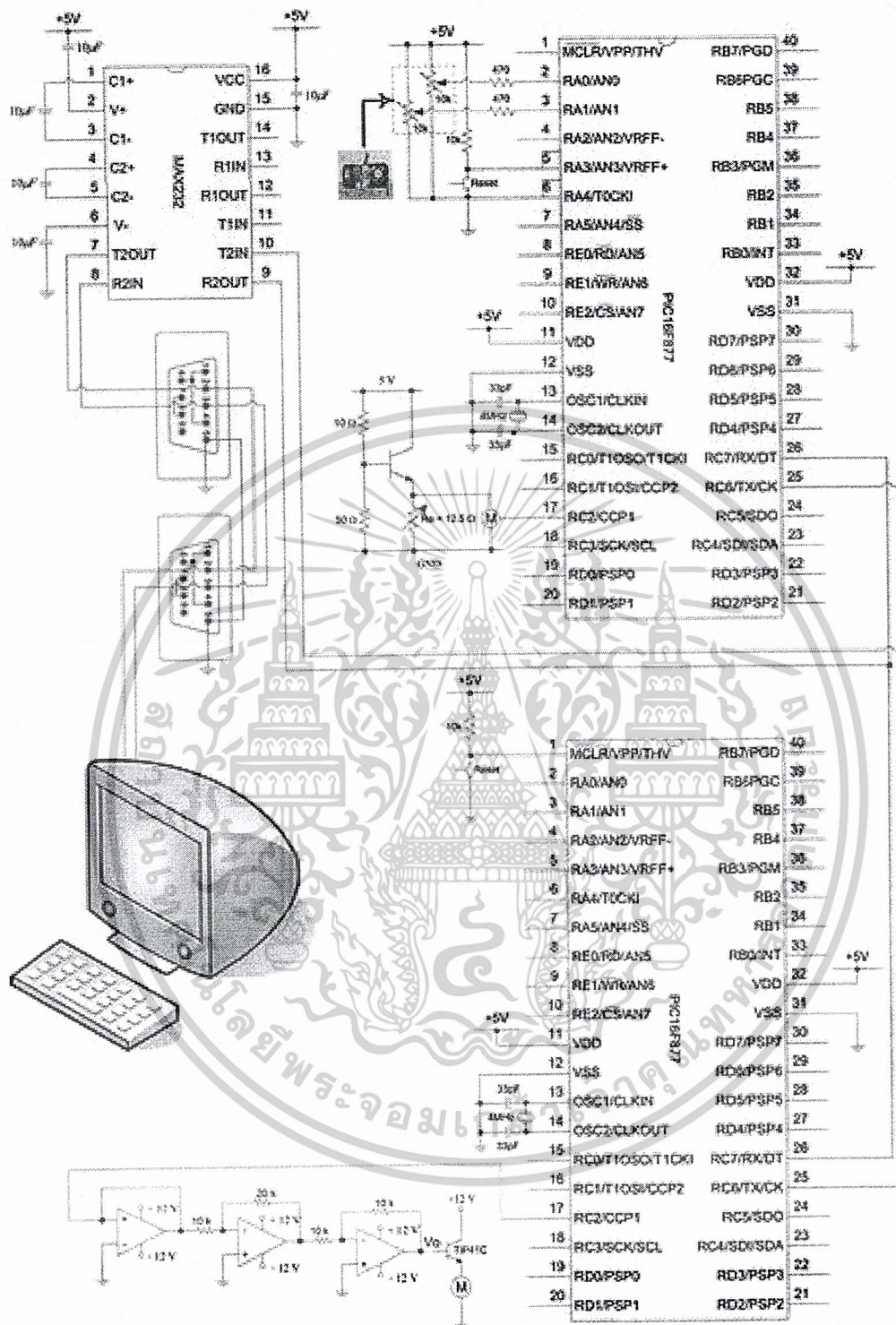
### 3.3.3 วงจรสร้างสัญญาณพัลส์วิดท์โมดูเลชั่น

จากรูปเป็นรูปวงจรสร้างสัญญาณพัลส์วิดท์โมดูเลชั่น ที่ใช้ควบคุมความเร็วมอเตอร์ไฟฟ้า กระแสตรงและที่ใช้ควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ และยังเป็นรูปวงจรสำเร็จที่นำมาเชื่อมต่อเข้ากับเครื่องคอมพิวเตอร์เรียบร้อยแล้ว



รูปที่ 3.11 วงจรสร้างสัญญาณพัลส์วืดท์โมดูเลชั่น

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.12 วงจรสร้างสัญญาณพัลส์วิดท์โมดูเลชั่น

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

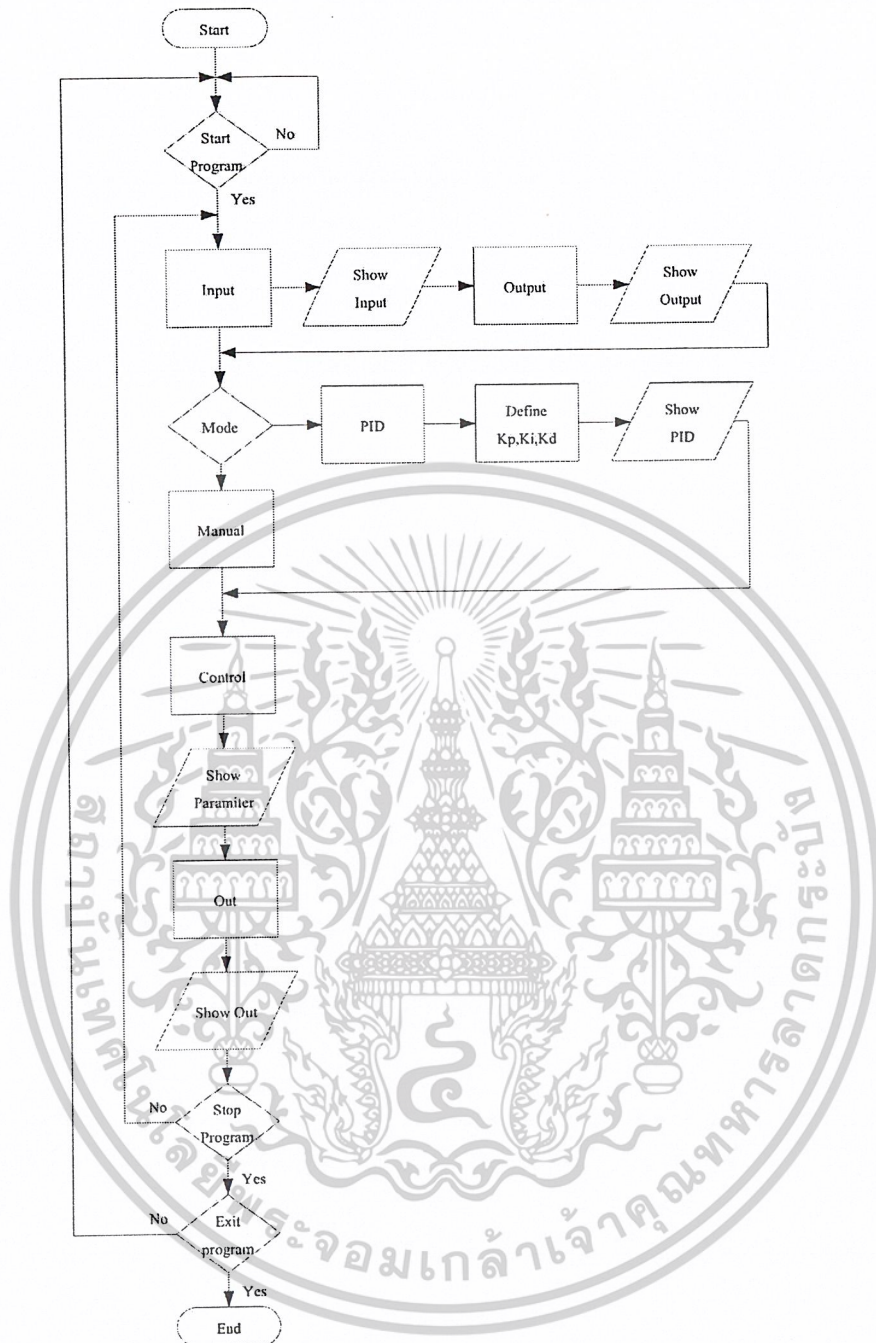
### 3.4 การออกแบบโปรแกรมโดยใช้ Visual Basic 6.0

แต่จากการทดลองวงจรแปลงค่าจากดิจิตอลเป็นอนาลอกโดยผ่านพอร์ตอนุกรมในเทอมที่ผ่านมา นั้น ยังไม่เพียงพอที่จะสามารถทำให้เราควบคุมการทำงานของเครื่องบินได้ ดังนั้นในเทอมนี้เราจะมาศึกษาวิธีการควบคุมเครื่องบินและการเขียนโปรแกรมการควบคุมโดยใช้โปรแกรม Visual Basic 6.0 ในการสร้างโปรแกรมนี้อขึ้นมา

#### 3.4.1 โพล์ซาร์ต

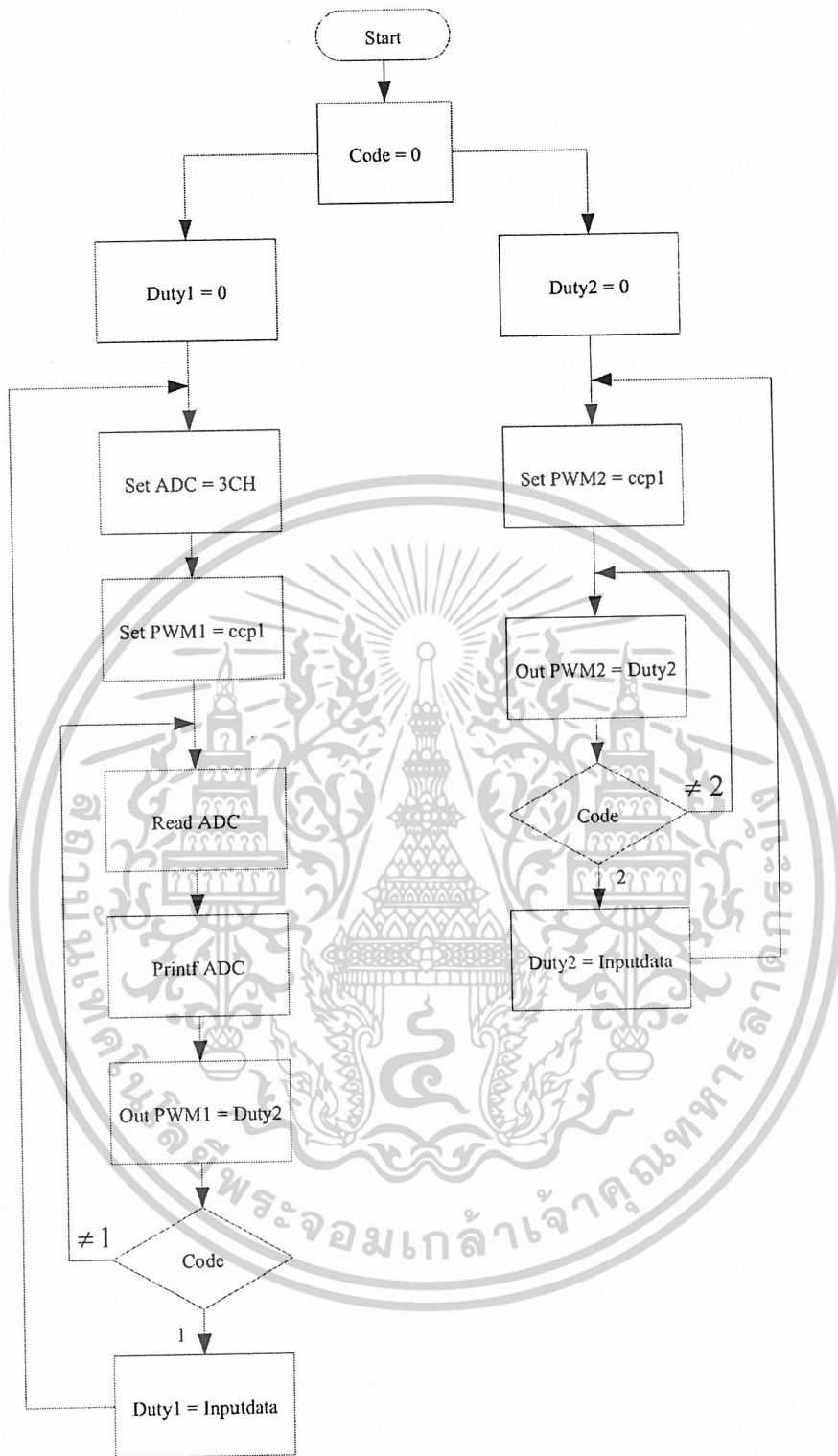
เพื่อให้การเขียนโปรแกรมทำได้ง่ายขึ้น เราควรที่จะใช้โพล์ซาร์ตเป็นส่วนหนึ่งในการทำงาน ซึ่งจะทำให้เราสามารถที่จะทำความเข้าใจในโปรแกรมที่ใช้ในการควบคุมเครื่องบินได้มากขึ้น จากรูป เป็นโพล์ซาร์ตอย่างง่ายของโปรแกรมที่ชื่อว่า Flight Control Simulate 1.0 และโพล์ซาร์ตของโปรแกรมในไมโครคอนโทรลเลอร์ที่ใช้ควบคุมความเร็วมอเตอร์กับเซอร์โวมอเตอร์ ตามลำดับ





รูปที่ 3.13 รูปโฟลว์ชาร์ตของโปรแกรม Flight Control Simulate 1.0

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

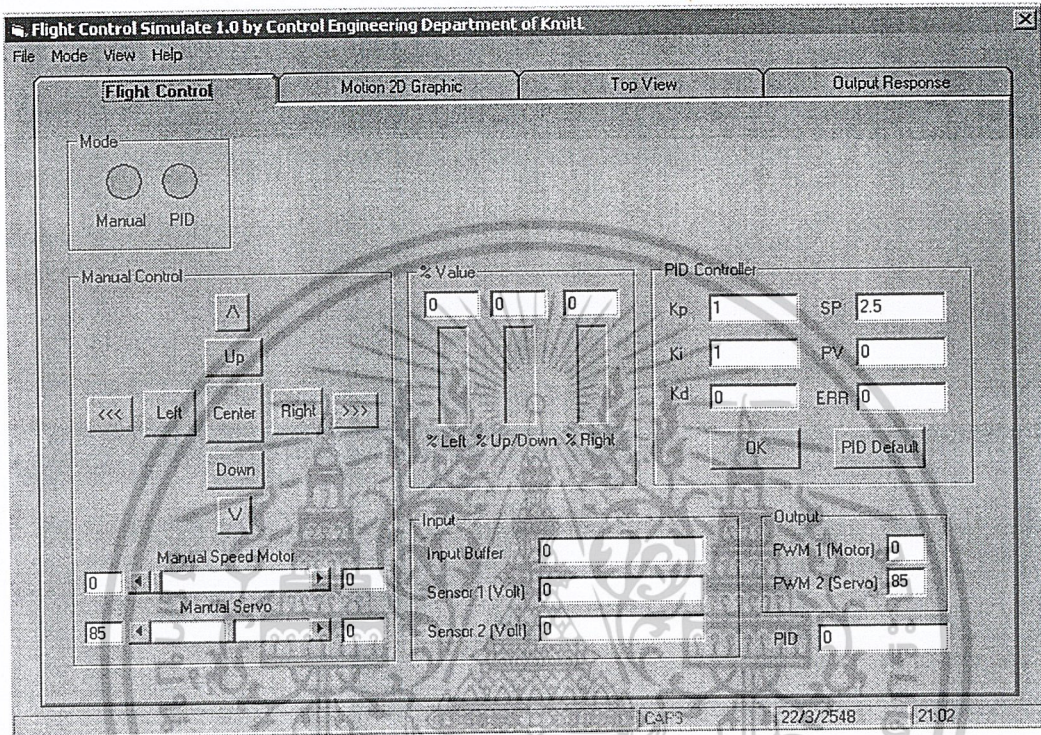


รูปที่ 3.14 รูปโฟลว์ชาร์ตของโปรแกรมในไมโครคอนโทรลเลอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.4.2 โปรแกรม Flight Control Simulate 1.0

โปรแกรม Flight Control Simulate 1.0 เป็นโปรแกรมที่ถูกสร้างขึ้นเพื่อใช้ในการควบคุมและจำลองลักษณะการบินของเครื่องบิน โดยจะทำการส่งค่าต่าง ๆ ผ่านพอร์ตอนุกรมและส่งต่อไปยังไมโครคอนโทรลเลอร์ เพื่อใช้ในการควบคุมเครื่องบิน โดยวิธีการใช้โปรแกรมมีดังนี้



รูปที่ 3.15 หน้าต่างหลักของโปรแกรม Flight Control Simulate 1.0

โปรแกรม Flight Control Simulate 1.0 นี้จะแบ่งหน้าต่างการแสดงผลได้ออกเป็น 4 ส่วน ดังนี้

1. หน้าต่าง Flight Control
2. หน้าต่าง 2D Graphic Motion
3. หน้าต่าง Top View
4. หน้าต่าง Output Response

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## 1. หน้าต่าง Flight Control

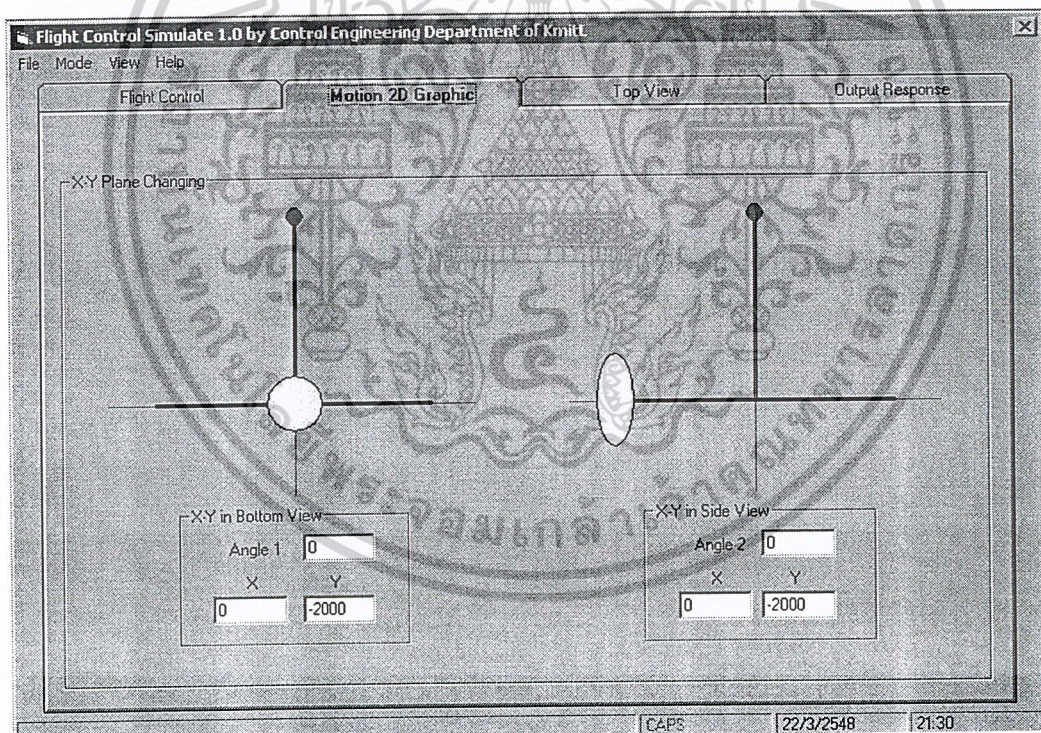
หน้าต่าง Flight Control นี้จะเป็นหน้าต่างที่ใช้ในการควบคุมระบบอากาศยานจำลอง และแสดงข้อมูลพารามิเตอร์ต่าง ๆ เช่น อินพุต เอาต์พุต ตำแหน่งการควบคุม ฯลฯ โดยสามารถแบ่งออกเป็น 2 โหมดหลัก ได้แก่

1.1 โหมด Manual Control สามารถที่จะควบคุมระบบอากาศยานจำลองได้โดยการกดปุ่ม เพื่อควบคุมไปยังตำแหน่งต่าง ๆ ได้ตามต้องการ

1.2 โหมด PID Control สามารถที่จะควบคุมระบบอากาศยานจำลองได้อัตโนมัติ โดยอาศัยการกำหนดค่า  $K_p$ ,  $K_i$ ,  $K_d$

นอกจากนี้ยังมีการแสดงสถานะต่าง ๆ ระหว่างการควบคุมอันได้แก่ ค่าอินพุตบัฟเฟอร์, อินพุตเซนเซอร์ 1, อินพุตเซนเซอร์ 2, เอาต์พุต PWM1, เอาต์พุต PWM2 และเปอร์เซ็นต์การเคลื่อนที่ของระบบอากาศยาน

## 2. หน้าต่าง 2D Graphic Motion

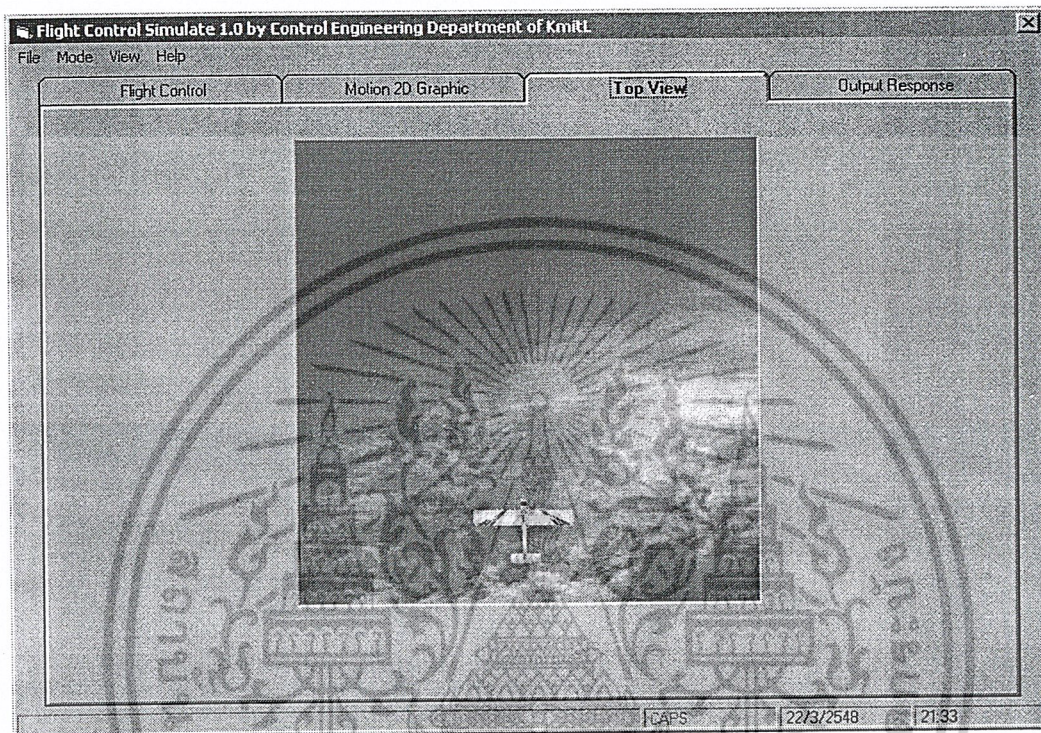


รูปที่ 3.16 หน้าต่าง 2D Graphic Motion

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

หน้าต่างหน้าต่าง 2D Graphic Motion นี้จะแสดงถึงมุมปีกเงยและมุมสายของระบบควบคุมอากาศยานจำลอง ในลักษณะของระนาบ X-Y ซึ่งจะสามารถทำให้เข้าใจได้ง่ายยิ่งขึ้น

### 3. หน้าต่าง Top View

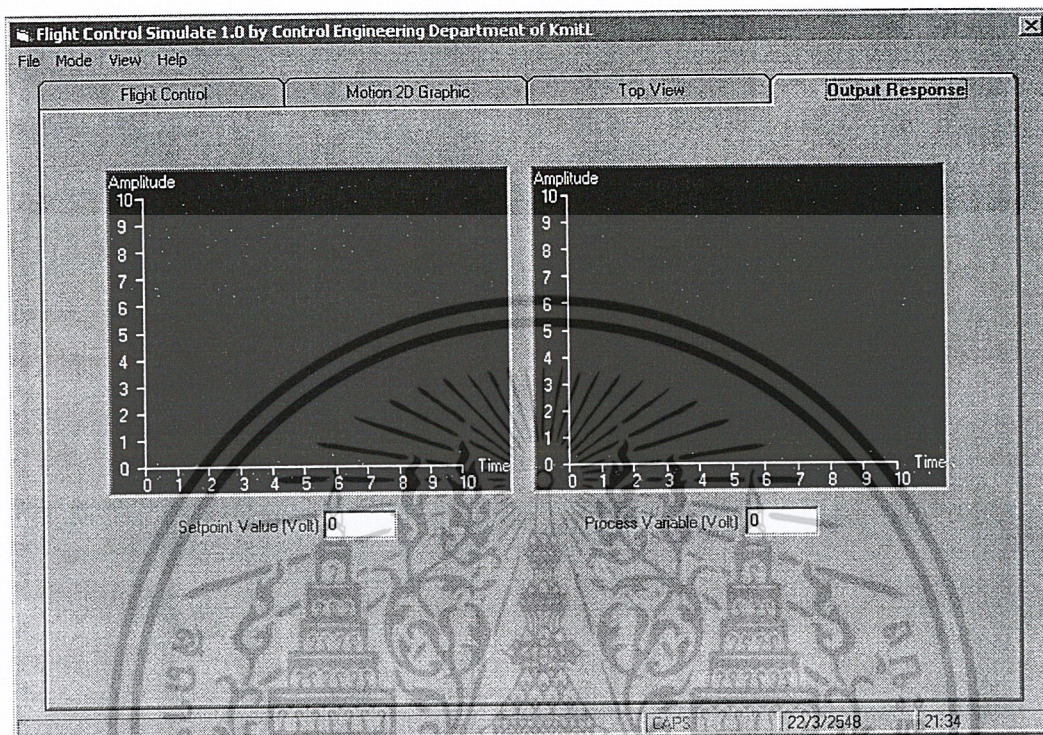


รูปที่ 3.17 หน้าต่าง Top View

หน้าต่าง Top View นี้ จะเป็นการแสดงผลของการควบคุมระบบอากาศยานจำลองในมุมมองที่มีการเคลื่อนที่ได้ไปทั้งทางซ้ายและทางขวา

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

#### 4. หน้าต่าง Output Response



รูปที่ 3.18 หน้าต่าง Output Response

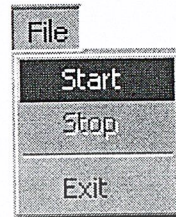
หน้าต่าง Output Response นี้ จะเป็นการแสดงค่าของสัญญาณเป้าหมาย และสัญญาณของกระบวนการการเปลี่ยนแปลง การแสดงผลนี้จะอยู่ในลักษณะการแสดงผลแบบเวลาจริงหรือ Real Time

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

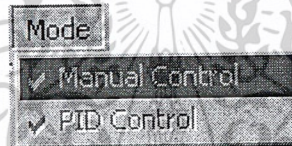
## เมนูการใช้งานของโปรแกรม Flight Control Simulate 1.0

สามารถแบ่งย่อยได้อีกเป็น 4 เมนูคือ

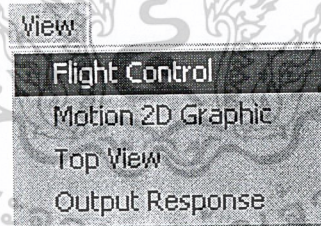
1. เมนูไฟล์ ซึ่งประกอบไปด้วยเมนูเริ่มต้นการทำงาน,หยุดการทำงาน และออกจากการโปรแกรม



2. เมนูโหมด ซึ่งประกอบไปด้วยเมนู Manual Control และเมนู PID Control

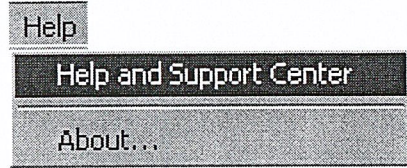


3. เมนูวิว (View) ประกอบไปด้วยเมนูย่อยซึ่งเป็นหน้าต่างการแสดงผลของการควบคุมได้แก่ Flight Control, 2D Graphic Motion, Top View และ Output Response



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4. เมนูช่วยเหลือ (Help) เป็นเมนูที่กล่าวถึงรายละเอียดย่อยซึ่งจะช่วยให้การใช้โปรแกรมเป็นไปได้ดีขึ้น จะประกอบไปด้วยเมนู Help and Support Center และ About



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

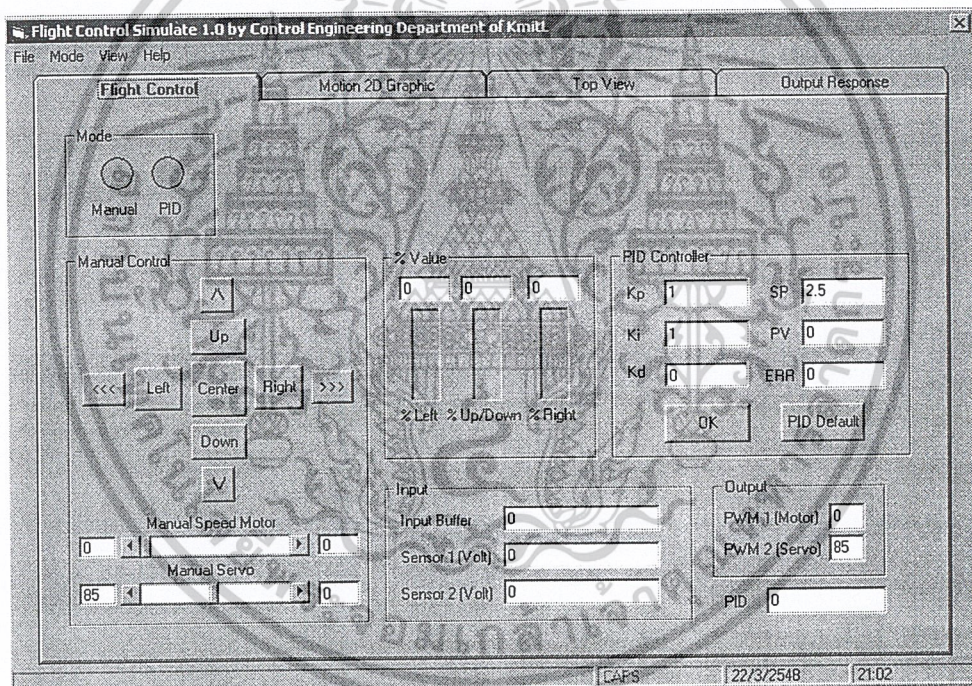
## บทที่ 4

### การทดลองและผลการทดลอง

เมื่อได้ทำการสร้างระบบควบคุมอากาศยานจำลองที่สมบูรณ์เรียบร้อยแล้ว ขั้นตอนต่อไป  
จึงจะเป็นขั้นตอนของการทดลองควบคุมอากาศยานจำลอง เพื่อให้ได้ทราบถึงผลตอบสนองของ  
ระบบที่ได้ศึกษามา และนำมาเปรียบเทียบกับ การทดลอง ตามขั้นตอนดังต่อไปนี้

#### 4.1 ขั้นตอนการทดลองและผลการทดลอง

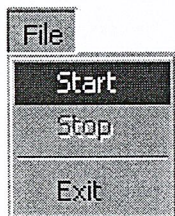
1. ติดตั้งอุปกรณ์ระบบควบคุมอากาศยานจำลองเข้ากับพอร์ตอนุกรมของ  
คอมพิวเตอร์
2. เปิดโปรแกรม Flight Control Simulate 1.0



รูปที่ 4.1 รูปโปรแกรม Flight Control Simulate 1.0

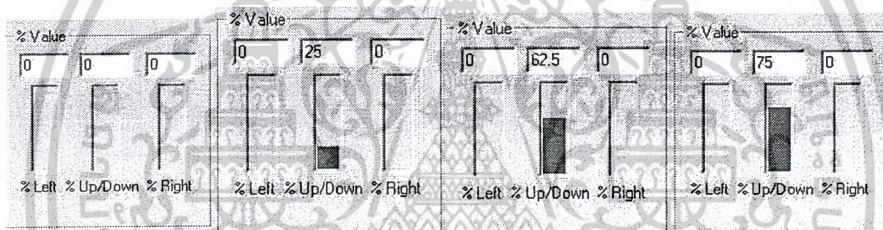
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3. เริ่มโปรแกรมโดยการกดปุ่ม Start เมื่อกดแล้วโปรแกรมจะทำการเลือกระบบให้เป็น Manual Control โดยอัตโนมัติ

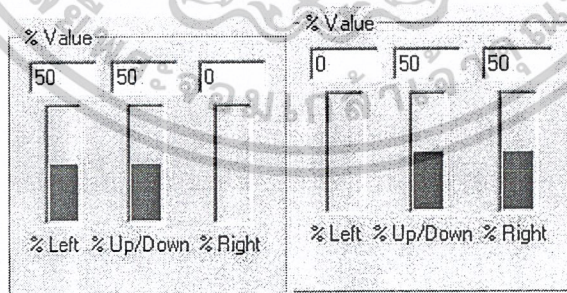


รูปที่ 4.2

4. จากนั้นเราสามารถควบคุมระบบอากาศยานจำลองได้ในโหมด Manual Control โดยกดปุ่ม ที่ Manual Control ได้ทันที และจากรูปจะเห็นได้ว่า สามารถที่จะควบคุมได้ทั้งการขึ้นและลง ซ้ายและขวา



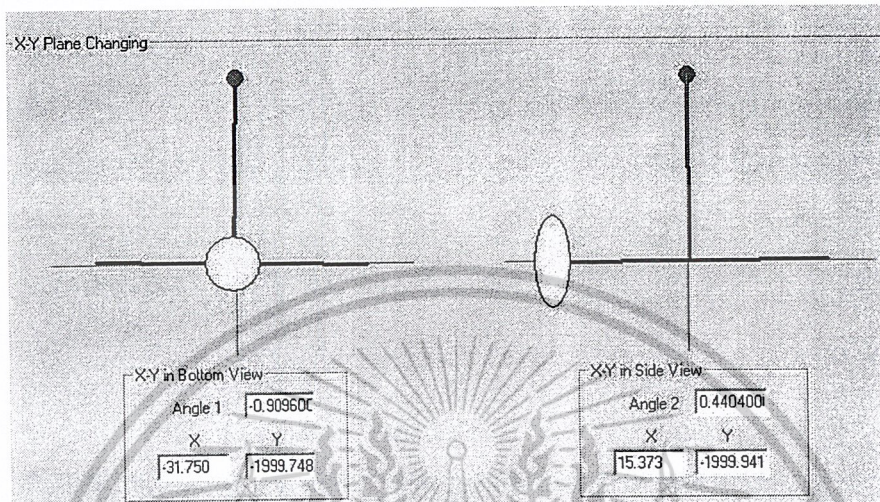
รูปที่ 4.3 รูปแสดงการขึ้นและลงที่คิดเป็น %



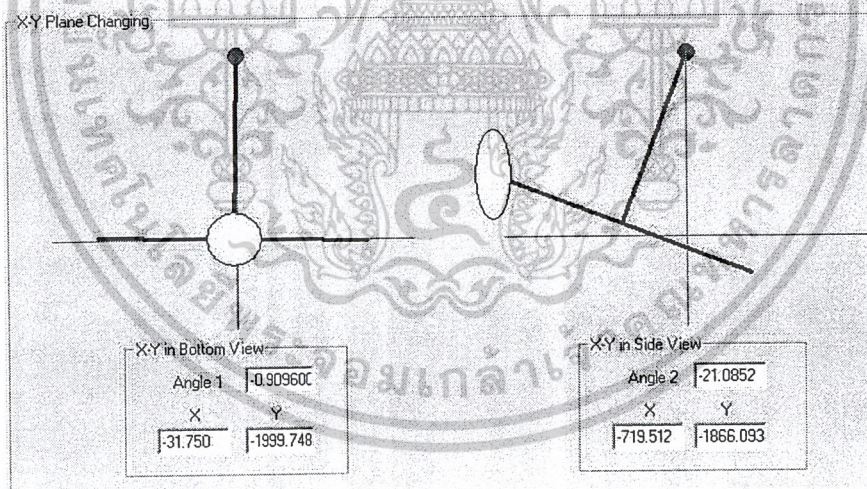
รูปที่ 4.4 รูปแสดงการเลี้ยวซ้ายและขวาที่คิดเป็น %

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

5. ที่แถบ 2D Graphic Motion จะแสดงถึงการเปลี่ยนแปลงของการเคลื่อนที่ของอากาศยานจำลอง โดยด้านซ้ายมือจะเป็นการมองจากข้างหลังและด้านขวามือจะเป็นการแสดงที่ด้านข้าง ซึ่งแถบ 2D Graphic Motion นี้ จะสามารถแสดงมุมต่าง ๆ ขนานกับพื้นดินได้

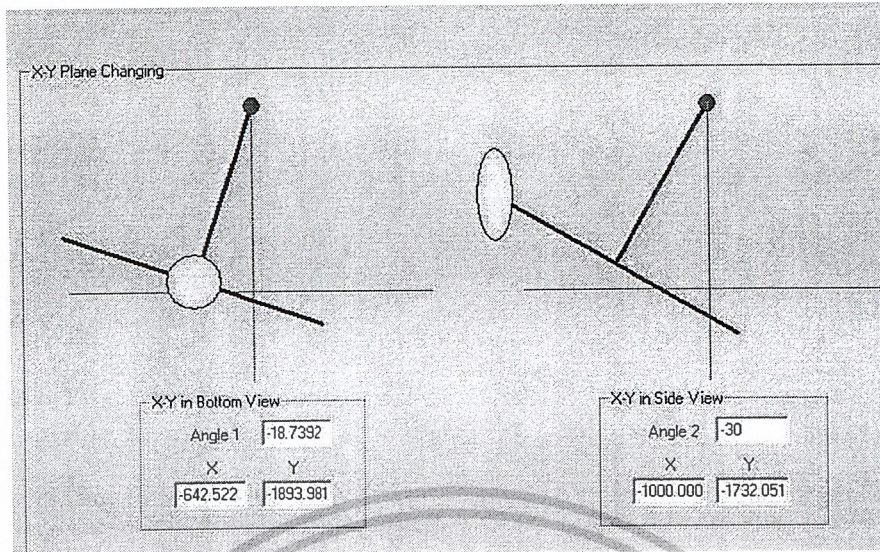


รูปที่ 4.5 รูปในขณะที่หยุดนิ่ง



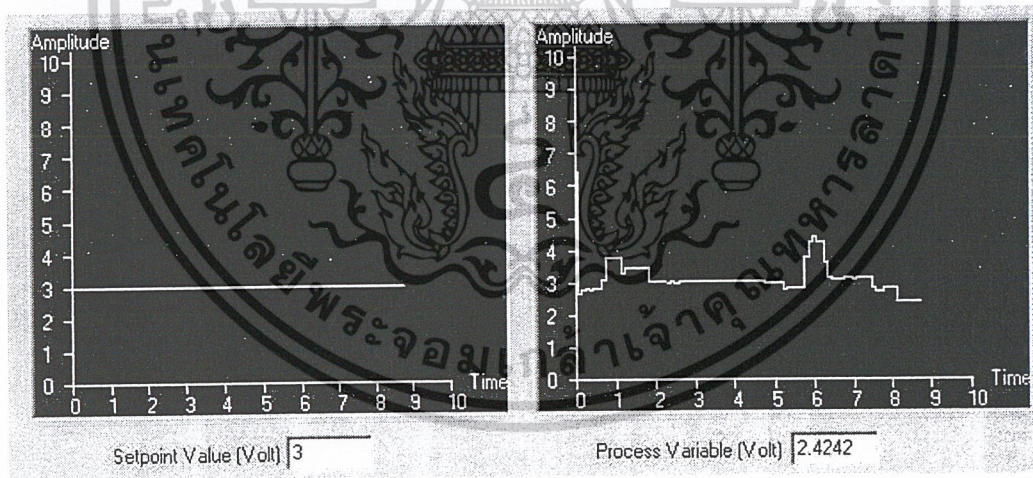
รูปที่ 4.6 รูปขณะที่บินตรง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



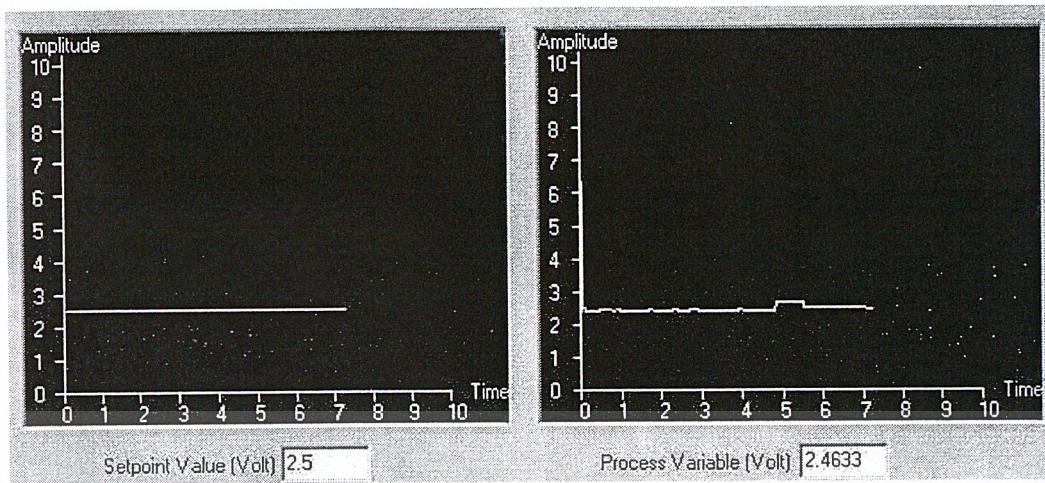
รูปที่ 4.7 รูปขณะที่ยกขึ้นและเอียงทางด้านซ้าย

6. ที่แถบ Out Response จะเป็นแถบที่แสดงถึงค่าเป้าหมายและค่าของเอาต์พุต เมื่อเลือกโหมดเป็น PID Control และแถบนี้ก็จะแสดงค่าแบบเวลาจริง จะเห็นได้ว่า ค่าของเอาต์พุตนี้พยายามที่จะรักษาระดับให้ได้ที่ค่าเป้าหมาย



รูปที่ 4.8 ที่ค่าเป้าหมายเป็น 3

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.9 ที่ค่าเป้าหมายเป็น 2.5



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## บทที่ 5

### สรุปผลของโครงการ

ปริญญานิพนธ์ฉบับนี้ได้ทำการศึกษาโครงสร้างของอากาศยานจำลอง, วงจรแปลงสัญญาณอนาล็อกเป็นดิจิทัล, การติดต่อสื่อสารข้อมูลผ่านพอร์ตอนุกรม, การควบคุมแรงดันโดยใช้พัลส์วิดท์โมดูเลชัน, การใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC 16F877 และการเขียนโปรแกรมควบคุมอุปกรณ์ภายนอกโดยใช้โปรแกรมวิซวลเบสิก ซึ่งเมื่อนำข้อมูลที่ได้ศึกษามาประกอบรวมกันและทำการทดลองของวงจรในแต่ละส่วนนั้น สามารถสรุปได้ดังนี้

1. โครงสร้างของอากาศยานจำลองนี้สามารถที่จะทำการเปลี่ยนแปลงมุมปีกงยได้ โดยการเพิ่มความเร็วของมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง และสามารถที่จะเปลี่ยนแปลงมุมสายได้โดยการควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ การควบคุมมอเตอร์ทั้งสองแบบนี้จะใช้สัญญาณพัลส์วิดท์โมดูเลชันจากตัวคอนโทรลเลอร์ PIC 16F877 และโปรแกรม Flight Control Simulate 1.0 เป็นตัวควบคุม โดยจะรับส่งข้อมูลผ่านพอร์ตอนุกรม
2. ไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC 16F877 นี้สามารถที่จะใช้งานการแปลงสัญญาณอนาล็อกเป็นดิจิทัลและการสร้างสัญญาณพัลส์วิดท์โมดูเลชันได้โดยการเขียนโปรแกรมควบคุมเป็นภาษาซีโดยใช้โปรแกรม CCS ซึ่งจะช่วยให้ง่ายต่อการเขียนโปรแกรมควบคุมไมโครคอนโทรลเลอร์และการพัฒนาต่อไป
3. ในระบบควบคุมอากาศยานจำลองนี้จะใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC 16F877 ทั้งหมด 2 ตัว เนื่องจากว่าการควบคุมมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงและเซอร์โวมอเตอร์นี้ จะต้องใช้สัญญาณพัลส์วิดท์โมดูเลชันที่ความถี่ต่างกัน คือที่ความถี่ 50 กิโลเฮิร์ต จะใช้สำหรับการควบคุมมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงจึงจะทำให้มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงมีการตอบสนองที่เสถียรภาพ และความถี่ 244 เฮิร์ต ก็จะใช้สำหรับการควบคุมเซอร์โวมอเตอร์ เนื่องจากเซอร์โวมอเตอร์จะต้องมีสัญญาณพัลส์ควบคุมอยู่ในช่วง 1-2 ms ในทุก ๆ 20 ms
4. ชุดขับของมอเตอร์กระแสตรงจะต้องเปลี่ยนค่าแรงดันที่ส่งมาจากไมโครคอนโทรลเลอร์ในช่วง 0-5 โวลต์ ไปเป็นช่วง 0 - 10 โวลต์ โดยจะใช้ฮอปแอมเบอร์ LM 324N ในการขยายแรงดันและใช้มอสเฟตเบอร์ เพื่อทำให้การขับมอเตอร์มีกำลังที่แรงมากขึ้น

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

5. การควบคุมเซอร์โวมอเตอร์สามารถทำได้โดยใช้สัญญาณพัลส์วิดท์โมดูเลชั่นและจ่ายแรงดันให้เซอร์โวมอเตอร์ให้อยู่ในช่วง 4.8-6 โวลต์ แต่จากการทดลองแล้วพบว่า สามารถจ่ายแรงดันให้เซอร์โวมอเตอร์แค่เพียง 3.5 โวลต์ ก็สามารถที่จะควบคุมได้ และไม่ทำให้เซอร์โวมอเตอร์ร้อน
6. โปรแกรม Flight Control Simulate 1.0 นี้ เป็นโปรแกรมที่ถูกสร้างขึ้นมาใช้ในการควบคุมระบบอากาศยานจำลองโดยเฉพาะ ไม่สามารถที่จะใช้ในระบอบอื่น ๆ ได้ โดยโปรแกรม Flight Control Simulate 1.0 นั้นถูกสร้างขึ้นมาจากโปรแกรมวิชวลเบสิกเวอร์ชันหก และจะใช้การรับส่งข้อมูลผ่านพอร์ตอนุกรม

### ปัญหาและอุปสรรคที่พบในโครงการ

เนื่องจากขีดจำกัดในด้านของเวลาและเรื่องของงบประมาณ จึงเป็นอีกปัจจัยหนึ่งที่ทำให้โครงการไม่สามารถที่จะทำงานได้อย่างถูกต้อง 100 % และจากการลงมือปฏิบัติในการสร้างระบบควบคุมอากาศยานนี้ ยังมีข้อบกพร่องอยู่หลายอย่างอันได้แก่

1. ปัญหาทางด้าน โครงสร้างของอากาศยานจำลองที่มีลักษณะของปีกที่ไม่สมดุลกัน โดยที่ปีกทางด้านซ้ายกินลมได้ดีกว่าปีกทางด้านขวา จึงทำให้อากาศยานจำลองเกิดการเอียงไปทางด้านขวา เมื่อทดลองบังคับแล้วพบว่าระบบไม่สามารถที่จะเข้าสู่เป้าหมายได้อย่างสมบูรณ์
2. การควบคุมในแบบพีไอดีนั้น เมื่อไมโครคอนโทรลเลอร์ทำการสร้างสัญญาณพัลส์วิดท์โมดูเลชั่นให้กับมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงและเซอร์โวมอเตอร์ จะเกิดการรบกวนกันขึ้นในบางครั้ง ซึ่งทำให้ระบบไม่มีความเสถียรภาพเท่าที่ควร
3. เนื่องจากไม่สามารถที่จะหาสมการคุณลักษณะของอากาศยานจำลองได้ จึงทำให้ไม่สามารถคำนวณหาค่าพารามิเตอร์ต่าง ๆ ที่ใช้ในการควบคุมแบบพีไอดี ได้อย่างเหมาะสม

จากการศึกษาโครงสร้างของอากาศยานจำลองนี้ ทำให้รู้ว่าลักษณะการเคลื่อนที่ของอากาศยานจำลองสามารถเปลี่ยนทิศทางการเคลื่อนที่ได้ 3 แกน ได้แก่ มุมปีกเงย, มุมส่าย และมุมควง แต่ระบบควบคุมอากาศยานจำลองที่ได้สร้างขึ้นมา สามารถศึกษาลักษณะการเคลื่อนที่ได้เพียง 2 แกน ได้แก่ มุมปีกเงย และ มุมส่าย เนื่องจากลักษณะการเปลี่ยนแปลงการเคลื่อนที่ของอากาศยานจำลองนี้จะสามารถเปลี่ยนได้โดยอาศัยแรงลมจากมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงด้านหน้าในการเปลี่ยนมุมปีกเงย และอาศัยเซอร์โวมอเตอร์ในการควบคุมการเปลี่ยนแปลงของมุมส่ายได้เท่านั้น ไม่สามารถที่จะเปลี่ยนมุมควงได้ เพราะโครงสร้างของอากาศยานจำลองนั้นถูกยึดติดอยู่กับแกนของเซนเซอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



## ภาคผนวก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



MICROCHIP

# PIC16F87X

## 28/40-Pin 8-Bit CMOS FLASH Microcontrollers

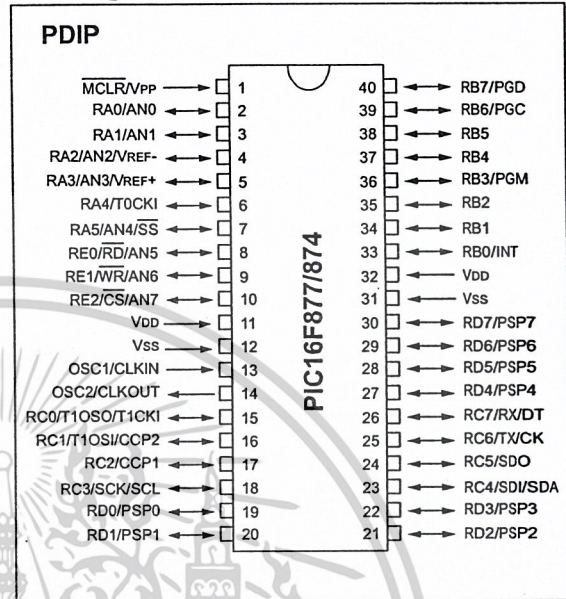
### Devices Included in this Data Sheet:

- PIC16F873
- PIC16F876
- PIC16F874
- PIC16F877

### Microcontroller Core Features:

- High performance RISC CPU
- Only 35 single word instructions to learn
- All single cycle instructions except for program branches which are two cycle
- Operating speed: DC - 20 MHz clock input  
DC - 200 ns instruction cycle
- Up to 8K x 14 words of FLASH Program Memory,  
Up to 368 x 8 bytes of Data Memory (RAM)  
Up to 256 x 8 bytes of EEPROM Data Memory
- Pinout compatible to the PIC16C73B/74B/76/77
- Interrupt capability (up to 14 sources)
- Eight level deep hardware stack
- Direct, indirect and relative addressing modes
- Power-on Reset (POR)
- Power-up Timer (PWRT) and  
Oscillator Start-up Timer (OST)
- Watchdog Timer (WDT) with its own on-chip RC  
oscillator for reliable operation
- Programmable code protection
- Power saving SLEEP mode
- Selectable oscillator options
- Low power, high speed CMOS FLASH/EEPROM  
technology
- Fully static design
- In-Circuit Serial Programming™ (ICSP) via two  
pins
- Single 5V In-Circuit Serial Programming capability
- In-Circuit Debugging via two pins
- Processor read/write access to program memory
- Wide operating voltage range: 2.0V to 5.5V
- High Sink/Source Current: 25 mA
- Commercial, Industrial and Extended temperature  
ranges
- Low-power consumption:
  - < 0.6 mA typical @ 3V, 4 MHz
  - 20 µA typical @ 3V, 32 kHz
  - < 1 µA typical standby current

### Pin Diagram



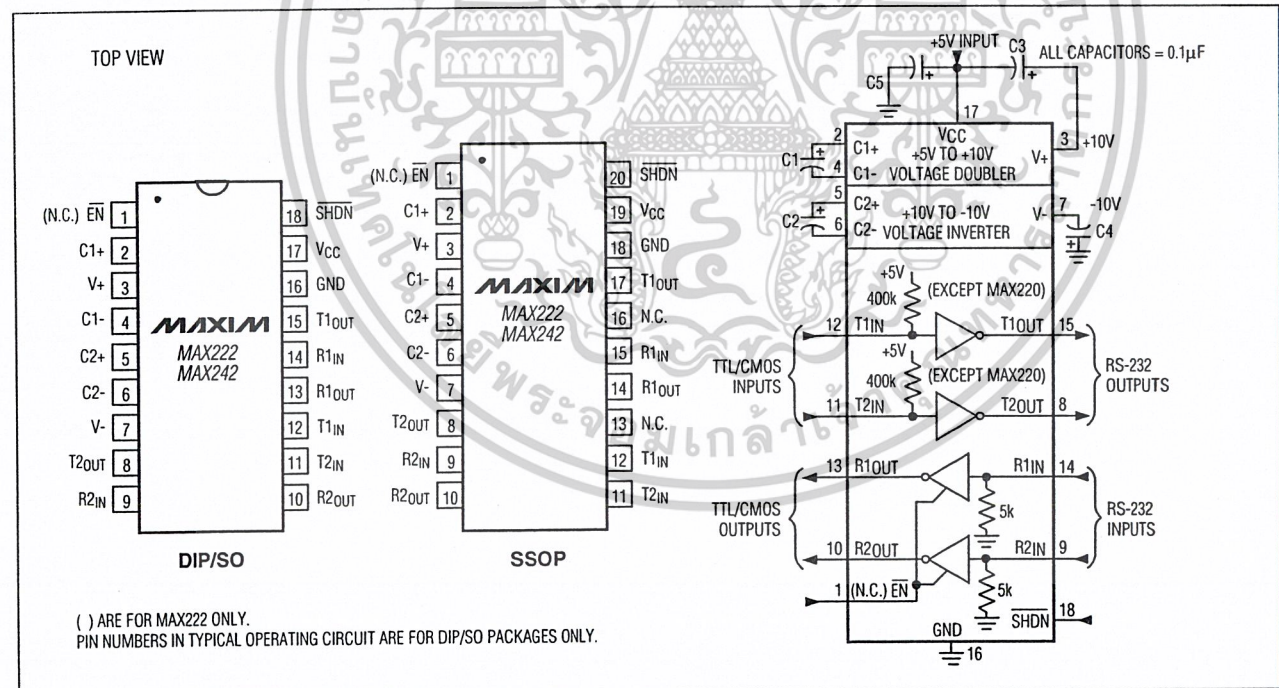
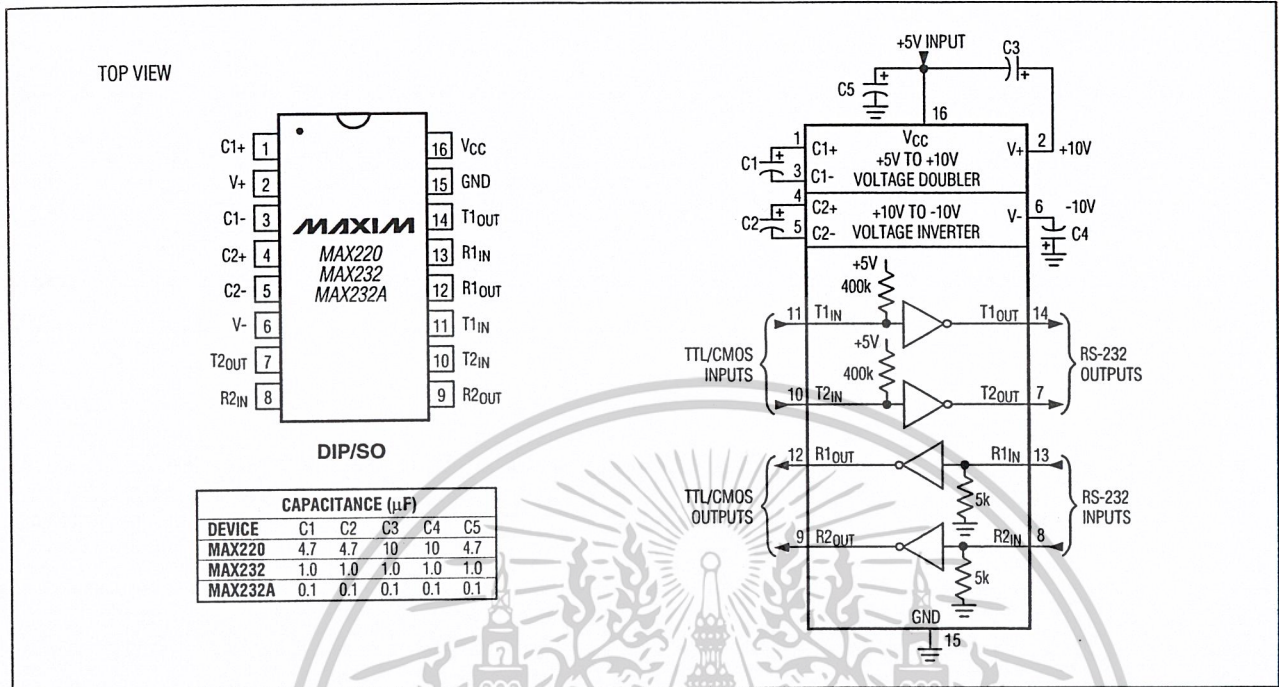
### Peripheral Features:

- Timer0: 8-bit timer/counter with 8-bit prescaler
- Timer1: 16-bit timer/counter with prescaler,  
can be incremented during SLEEP via external  
crystal/clock
- Timer2: 8-bit timer/counter with 8-bit period  
register, prescaler and postscaler
- Two Capture, Compare, PWM modules
  - Capture is 16-bit, max. resolution is 12.5 ns
  - Compare is 16-bit, max. resolution is 200 ns
  - PWM max. resolution is 10-bit
- 10-bit multi-channel Analog-to-Digital converter
- Synchronous Serial Port (SSP) with SPI™ (Master  
mode) and I<sup>2</sup>C™ (Master/Slave)
- Universal Synchronous Asynchronous Receiver  
Transmitter (USART/SCI) with 9-bit address  
detection
- Parallel Slave Port (PSP) 8-bits wide, with  
external RD, WR and CS controls (40/44-pin only)
- Brown-out detection circuitry for  
Brown-out Reset (BOR)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

# +5V-Powered, Multichannel RS-232 Drivers/Receivers

**MAX220-MAX249**



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## กิตติกรรมประกาศ

ปริญญาานิพนธ์ฉบับนี้สามารถสำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยดี เพราะได้รับความเมตตาเป็นอย่างสูงจาก รองศาสตราจารย์ สุเชียร เกียรติสุนทร อาจารย์ที่ปรึกษาที่ได้ให้คำแนะนำ ข้อคิดเห็น ความกรุณาเอื้อเฟื้ออุปการะที่จำเป็น และความช่วยเหลืออื่นๆ แก่คณะผู้จัดทำ

ขอขอบพระคุณ รองศาสตราจารย์ ดร.จกกล งามวิวิทย์, อาจารย์ถาวร เบญจนราษฎร์, อาจารย์ดอน อิศรากร และพี่สองเมือง นันทขว้าง ที่ได้ให้ความกรุณา และคำแนะนำที่เป็นประโยชน์ ตลอดจนให้ความอนุเคราะห์สถานที่ทำงาน ทำให้คณะผู้จัดทำมีความกระตือรือร้น และทำงานอย่างเป็นระบบมากขึ้น และยังขอขอบพระคุณคณาจารย์ทุกท่านที่ได้ประสิทธิ์ประสาทวิชาความรู้แก่คณะผู้จัดทำ

สุดท้ายนี้ผู้จัดทำขอกราบขอบพระคุณ บิดา มารดา ของคณะผู้จัดทำ ที่ได้ให้ความสนับสนุนให้โอกาสผู้จัดทำได้เล่าเรียนจนถึงทุกวันนี้ และเป็นกำลังใจแก่ผู้จัดทำตลอดมาอีกทั้งขอขอบคุณเพื่อน ๆ ที่คอยให้ความช่วยเหลือแก่ผู้จัดทำ จนทำให้ปริญญาานิพนธ์ฉบับนี้เสร็จสิ้น สมบูรณ์

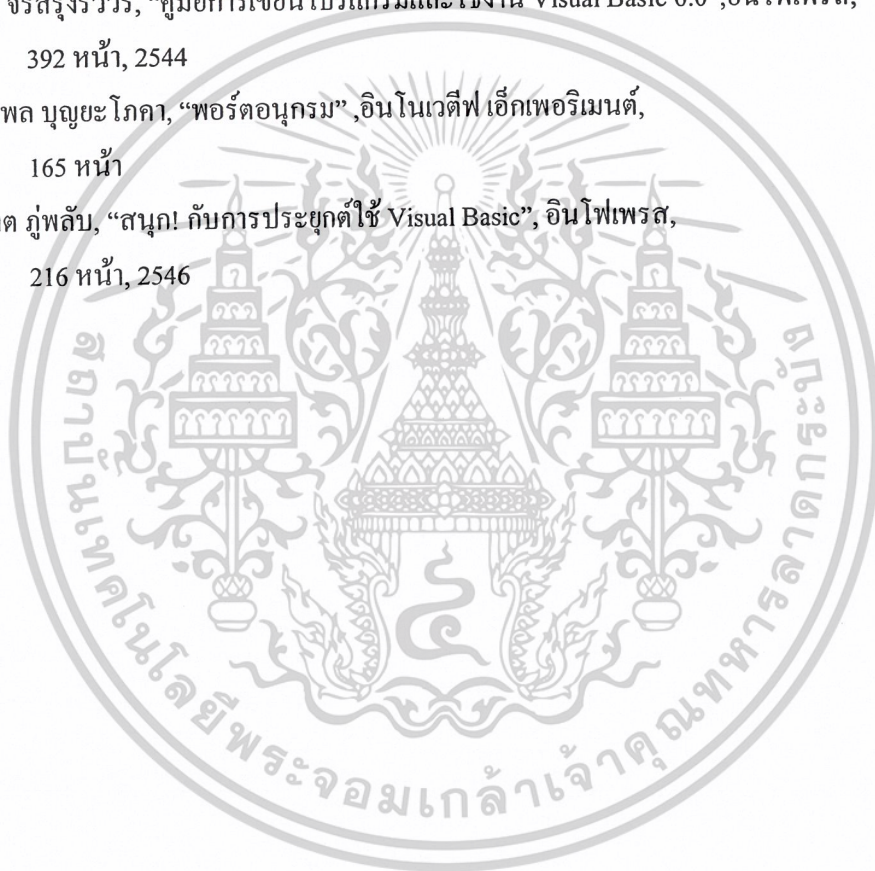


คณะผู้จัดทำ  
นายอารยะ ธรรมวรางกูร  
นายเอกตักขณ์ เจริญสุข

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## หนังสืออ้างอิง

1. ญัฐพล วงศ์สุนทรชัย และ ชัยวัฒน์ ลิ่มพรจิตรวิไล, “ปฏิบัติการไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC16F87X”, อินโนเวตีฟ เอ็ดจิวคัล, 324 หน้า
2. ประจัน พลังสันติกุล, “เรียนรู้และใช้งาน CCS C คอมไพเลอร์”, อินโนเวตีฟ เอ็ดจิวคัล, 312 หน้า
3. วันชัย คุณากรวงศ์, “การคำนวณวงจรทรานซิสเตอร์”, สำนักพิมพ์ฟิสิกส์เซ็นเตอร์, 336 หน้า
4. สัจจะ จรัสรุ่งรวิธร, “คู่มือการเขียนโปรแกรมและใช้งาน Visual Basic 6.0”, อินโฟเพรส, 392 หน้า, 2544
5. อรรถพล บุญยะโกคา, “พอร์ตอนุกรม”, อินโนเวตีฟ เอ็ดจิวคัล, 165 หน้า
6. อภิชาติ ภูพิลล, “สนุก! กับการประยุกต์ใช้ Visual Basic”, อินโฟเพรส, 216 หน้า, 2546



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้