

ระบบควบคุมเฮลิคอปเตอร์จำลองชนิดอิสระ 2 มิติ
2 DOF MODELED HELICOPTER CONTROL SYSTEM



โดย
นายภัทร สุทธิเชษฐ
นายสองเมือง นันทขว้าง

ปริญญานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต
สาขาวิศวกรรมระบบควบคุม
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ปีการศึกษา 2545

เลขหมู่.....
เลขทะเบียน **50212**
วัน,เดือน,ปี **27** **เม.ย.** **2547**

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

ขอสงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาติให้นำไปเผยแพร่โดยไม่ได้รับอนุญาต
อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของลิขสิทธิ์ทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ปริญญาโทปีการศึกษา 2545

ภาควิชาวิศวกรรมระบบควบคุม

คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เรื่อง ระบบควบคุมเฮลิคอปเตอร์จำลองชนิดอิสระ 2 มิติ
2 DOF Modeled Helicopter Control System

ผู้จัดทำ นายภัทร สุทธิเชษฐ์ 43015320
นายสองเมือง นันทขว้าง 43015332

.....*นางเบญจนาสุทธิ*.....อาจารย์ที่ปรึกษา
(อาจารย์ถาวร เบญจนาสุทธิ)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ระบบควบคุมเฮลิคอปเตอร์จำลองชนิดอิสระ 2 มิติ

2 DOF Modeled Helicopter Control System

โดย

นายภัทร สุทธิเชษฐ์ 43015320

นายสองเมือง นันทขว้าง 43015332

อาจารย์ที่ปรึกษา

อาจารย์ถาวร เบญจนราษฎร์

บทคัดย่อ

ปริญญานิพนธ์ฉบับนี้นำเสนอการศึกษา ขั้นตอนการสร้างและออกแบบระบบควบคุมเฮลิคอปเตอร์จำลองชนิดอิสระ 2 มิติ ซึ่งมีจุดมุ่งหมายในการศึกษาและนำความรู้ทางด้านระบบควบคุมไปใช้งานในการควบคุมมุมปีกงอ และมุมสายของเฮลิคอปเตอร์จำลอง

ขั้นตอนการศึกษาประกอบด้วยการวิเคราะห์พลวัตของระบบเฮลิคอปเตอร์จำลอง และประมาณค่าพารามิเตอร์บางตัวของเฮลิคอปเตอร์จำลอง จากนั้นทำการประมาณฟังก์ชันถ่ายโอนแบบเชิงเส้นด้วยวิธีกำลังสองน้อยที่สุด แล้วทำการออกแบบตัวควบคุมแบบ พี ไอ ดี อิสระจากกัน 2 แกน โดยมีพื้นฐานจากวิธีของ ซิกเลอร์ – นิโคล

ท้ายที่สุด ทำการทดลองจริงโดยเปรียบเทียบกับผลการจำลองระบบ พบว่าระบบสามารถติดตามสัญญาณอ้างอิงได้โดยไม่มีค่าความผิดพลาดที่สภาวะอยู่ตัว และสามารถกำจัดผลของสิ่งรบกวนได้

ABSTRACT

This thesis presents the study and implementation procedures of the 2 DOF modeled helicopter control system. The objective is to utilize the knowledge of control system design for controlling the pitch and yaw angles of the helicopter.

This project has been conducted as in the following steps. First the model has been implemented. The dynamic behaviors of the helicopter and related topics have been studied. Some parameters of the modeled helicopter can be estimated. For simplicity, the linear transfer function of each axis of the helicopter is then approximated by the identification technique. The PID control system for each axis is designed based originally on Ziegler – Nichols method.

The experimental results and simulation are compared and can be observed the capability of the control system to track the reference signal and reject the effect of disturbances.

กิตติกรรมประกาศ

ปริญญาานิพนธ์ฉบับนี้สามารถสำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยดี เพราะได้รับความเมตตาเป็นอย่างสูง จาก อาจารย์ถาวร เบญจนาสุทธี อาจารย์ที่ปรึกษาที่ได้ให้คำแนะนำ ข้อคิดเห็น ให้ความกรุณาเอื้อเฟื้อ อุปกรณ์ที่จำเป็น และความช่วยเหลืออื่นๆ แก่คณะผู้จัดทำ

ขอขอบพระคุณ รองศาสตราจารย์ ดร.จกมล งามวิวิทย์ ที่ได้ให้ความกรุณา และคำแนะนำที่เป็น ประโยชน์ ตลอดจนให้ความสนใจใฝ่ถามถึงความก้าวหน้าอย่างสม่ำเสมอ ทำให้ผู้จัดทำมีความ กระตือรือร้น และทำงานอย่างเป็นระบบมากขึ้น และยังขอขอบพระคุณคณาจารย์ทุกท่านที่ได้ประสิทธิ ประสาทวิชาความรู้แก่คณะผู้จัดทำ

ขอขอบพระคุณ พี่ ดอน อิศรากร ที่ได้คำแนะนำ และให้คำปรึกษา รวมถึงการให้ความสนใจ ใฝ่ถามถึงความคืบหน้าอย่างสม่ำเสมอ

สุดท้ายนี้ผู้จัดทำขอกราบขอบพระคุณ บิดา มารดา ของคณะผู้จัดทำ ที่ได้ให้ความสนับสนุนให้ โอกาสผู้จัดทำได้เล่าเรียนจนถึงทุกวันนี้ และเป็นกำลังใจแก่ผู้จัดทำตลอดมา อีกทั้ง ขอขอบคุณเพื่อนๆ โดยเฉพาะอย่างยิ่งนางสาว ปกร ล้อมเสถียร ที่คอยให้ความช่วยเหลือและเป็นกำลังใจแก่ผู้จัดทำ จนทำ ให้ปริญญาานิพนธ์ฉบับนี้เสร็จสิ้นสมบูรณ์

คณะผู้จัดทำ

นายภัทร สุทธิเชษฐ

นายสองเมือง นันทขว้าง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ

หน้า

บทคัดย่อ	i
กิตติกรรมประกาศ	ii
สารบัญ	iii
สารบัญภาพ	vi
สารบัญตาราง	viii
บทที่ 1 บทนำ	1
บทที่ 2 การออกแบบ	2
2.1 หลักการในการควบคุมเฮลิคอปเตอร์จำลองชนิดอิสระ 2 มิติ	2
2.2 โครงสร้างและส่วนประกอบของเฮลิคอปเตอร์จำลอง	3
2.3 จุดต่อของสายสัญญาณจากฐานไปยังตัวเฮลิคอปเตอร์	3
2.4 ชุดควบคุมการเคลื่อนที่ของมอเตอร์และมอเตอร์	4
2.4.1 คอมพิวเตอร์ส่วนบุคคล	4
2.4.2 วงจรเชื่อมต่อระหว่างคอมพิวเตอร์กับวงจรควบคุมมอเตอร์	4
2.4.3 วงจรขับมอเตอร์	5
2.4.4 ชุดเซ็นเซอร์วัดมุมปีกและมอเตอร์	5
2.5 การติดตั้งมอเตอร์ติดใบพัดของเฮลิคอปเตอร์จำลอง	7
บทที่ 3 ทฤษฎีและหลักการ	8
3.1 มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง	8
3.1.1 แรงบิดและกำลังงาน	8
3.1.2 แรงบิดที่เกิดขึ้นในอาร์เมเจอร์	9
3.1.3 แรงดันไฟฟ้าต้านกลับ	10
3.1.4 การแบ่งชนิดของมอเตอร์กระแสตรงตามลักษณะการกระตุ้น	11
3.1.5 คุณลักษณะของมอเตอร์	12
3.1.5.1 มอเตอร์แบบขนาน	12
3.1.5.2 มอเตอร์แบบอนุกรม	13
3.1.6 การเปรียบเทียบคุณลักษณะของมอเตอร์	14
3.1.6.1 การเปรียบเทียบของมอเตอร์แบบขนานกับแบบอนุกรม	14

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่ 16.1 การเปรียบเทียบของมอเตอร์แบบขนานกับแบบอนุกรมไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.1.6.2 คุณสมบัติขณะพื้นฐานของมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง	15
3.2 ชุดขับเคลื่อน	16
3.2.1 การมือคดูเลทตามความกว้างของพัลส์แบบเดี่ยว	16
3.2.2 การมือคดูเลทตามความกว้างพัลส์แบบหลายพัลส์	17
3.2.3 การมือคดูเลทตามความกว้างของพัลส์แบบไซน์	18
3.2.4 ลิเนียร์เพาเวอร์แอมพลิไฟ	19
3.3 สมการการเคลื่อนที่ของเฮลิคอปเตอร์จำลองชนิดอิสระ 2 มิติ	19
3.3.1 สมการของแรงที่เกิดจากการหมุนของใบพัดที่ติดกับมอเตอร์กระแสตรง	20
3.3.2 สมการการเคลื่อนที่ทางแนวตั้งของเฮลิคอปเตอร์จำลอง	21
3.3.2.1 แรงบิดที่เกิดจากการหมุนของใบพัด T_u	22
3.3.2.1 แรงบิดที่เกิดจากแรงดึงดูดของโลกกระทำกับมวลของเฮลิคอปเตอร์จำลอง T_m	24
3.3.2.2 แรงบิดด้านการเคลื่อนที่ T_f	27
3.3.2.3 แรงบิดที่เกิดจากแรงเหนี่ยวนำศูนย์ T_c	28
3.3.3 สมการเคลื่อนที่ทางแนวระนาบของเฮลิคอปเตอร์จำลอง	29
3.3.3.1 โมเมนต์ความเฉื่อย I_x	29
3.3.3.2 แรงบิดที่เกิดจากการหมุนของใบพัด T_f	30
3.4 การประมาณระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้นให้เป็นระบบที่เป็นเชิงเส้น	32
3.5 การประมาณค่าพารามิเตอร์โดยวิธีกำลังสองน้อยที่สุด	34
3.6 การประมาณค่าของพารามิเตอร์ทางแนวตั้งในสภาวะคงตัว	37
3.6.1 การประมาณหาค่าของ T_g และ k_h	38
3.6.2 การประมาณหาค่าพารามิเตอร์ k_1, a_1 และ b_1	39
3.7 การปรับแต่งสัญญาณ	41
3.8 วงจรกำเนิดสัญญาณสามเหลี่ยม	44
3.9 การปรับความกว้างของพัลส์โดยใช้สัญญาณอ้างอิงเป็นสัญญาณสามเหลี่ยม	48
บทที่ 4 การทดลอง	50
4.1 การทดลองระบบวงเปิดทางด้านแกนปีกเกย	50
4.2 การหาตัวควบคุมทางด้านแกนปีกเกย	52
4.3 การทดลองระบบเปิดทางด้านแกนสาย	56
4.4 การหาตัวควบคุมทางด้านแกนสาย	58
4.5 ทดลองระบบควบคุมทั้งสองแกน	60

เอกสารนี้เป็นเอกสารสงวนลิขสิทธิ์สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งไม่รับผิดชอบต่อผลเสียหายและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 5 สรุปลงและวิจารณ์	61
ภาคผนวก A การจำลองของระบบ	62
ภาคผนวก B เอกสารไอซี L298	65
เอกสารอ้างอิง	69



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญภาพ

รูปที่	หน้า
1.1 แสดงเฮลิคอปเตอร์จำลองชนิดอิสระ 2 มิติ	1
2.1 แสดงการทำงานของระบบควบคุมและบล็อกไดอะแกรมโดยรวมของระบบ	2
2.2 เฮลิคอปเตอร์จำลองชนิดอิสระ 2 มิติ	3
2.3 ชุดเชื่อมต่อสัญญาณแบบสลิปริง	3
2.4 แสดงรุ่นของวงจรเชื่อมต่อระหว่างคอมพิวเตอร์และวงจรควบคุมมอเตอร์	4
2.5 แสดงวงจรขับมอเตอร์	5
2.6 แสดงโพแทนทิโอเมเตอร์ที่ใช้วัดมุมสาย	6
2.7 แสดงโพแทนทิโอเมเตอร์ที่ใช้วัดมุมปีกงาย	6
2.8 แสดงการติดตั้งมอเตอร์ติดใบพัดที่ส่วนหัวของเฮลิคอปเตอร์จำลอง	7
2.9 แสดงการติดตั้งมอเตอร์ติดใบพัดที่ส่วนท้ายของเฮลิคอปเตอร์จำลอง	7
3.1 แสดงการเปลี่ยนพลังงานทางไฟฟ้าเป็นพลังงานทางกล	8
3.2 แสดงความเป็นเครื่องกำเนิดในมอเตอร์	10
3.3 วงจรมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบแยกขดกระตุ้น	11
3.4 แสดงวงจรมอเตอร์ไฟฟ้าแบบขนาน	11
3.5 แสดงวงจรมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบอนุกรม	12
3.6 แสดงวงจรมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบผสม	12
3.7 แสดงคุณลักษณะของมอเตอร์แบบขนาน	13
3.8 แสดงคุณลักษณะของมอเตอร์แบบอนุกรม	14
3.9 แสดงวงจรเทียบเคียงของมอเตอร์แบบกระตุ้นภายนอก	15
3.10 การมีอคติตามความกว้างของพัลส์แบบเดียว	16
3.11 แสดงการมีอคติตามความกว้างของพัลส์แบบหลายพัลส์	17
3.12 แสดงการมีอคติตามความกว้างของพัลส์แบบไซน์	18
3.13 แสดงแรงบิดต่างๆที่กระทำกับ เฮลิคอปเตอร์จำลองในแนวตั้ง	21
3.14 แสดงส่วนประกอบของแรงที่เกิดจากแรงดึงดูดของโลก	25
3.15 แสดงผลของน้ำหนักของคานเมื่อ $\theta_1 > 90^\circ$	26
3.16 แสดงผลของน้ำหนักของคานเมื่อ $\theta_1 < 90^\circ$	26
3.17 แสดงความสัมพันธ์ของแรงเสียดทานกับความเร่ง	27

3.18 แสดงลักษณะของการเกิดแรงบิด T_c	28
3.19 แสดงแรงบิดต่างๆที่กระทำกับการเคลื่อนที่ของแกนสาย	29
3.20 แสดงการเปลี่ยนแปลงของ I_r เมื่อ θ_1 เปลี่ยนแปลง	30
3.21 แสดงความสัมพันธ์ของ l_2 เมื่อ θ_1 เปลี่ยนแปลง	30
3.22 แสดงบล็อกไดอะแกรมสภาวะ	34
3.23 แสดงการทดลองหาค่า T_g	38
3.24 แสดงการถ่วงมวลเพื่อหาค่าพารามิเตอร์ T_g	39
3.25 แสดงวงจรรวมสัญญาณ	41
3.26 แสดงวงจรรวมสัญญาณต่อกับวงจรอินเวรต์ติงแอมพลิฟายเออร์	42
3.27 แสดงสมการเส้นตรงการปรับ Zero-Span	42
3.28 แสดงการต่อวงจรปรับ Zero-Span ซึ่งนำไปใช้งานจริง	43
3.29 แสดงการทำงานของวงจรกำเนิดสัญญาณสามเหลี่ยม	44
3.30 แสดงการทำงานของวงจรป้อนกลับแบบบวก	45
3.31 แสดงการทำงานของวงจรกำเนิดสัญญาณสามเหลี่ยม	47
3.32 แสดงวงจรกำเนิดสัญญาณสามเหลี่ยมที่ใช้ในระบบควบคุม	48
3.33 การเปรียบเทียบสัญญาณสามเหลี่ยมกับสัญญาณควบคุม	48
3.34 แสดงการทำงานของวงจรปรับความกว้างพัลส์ที่สัญญาณควบคุมค่าต่างกัน	49
4.1 ผลตอบสนองของระบบวงเปิด ต่อสัญญาณขั้นบันได ด้านแกนปิกเกย์	50
4.2 ผลตอบสนองของแบบจำลองอันดับสามเทียบกับผลทดลองวงเปิด ด้านแกนปิกเกย์	51
4.3 ผลตอบสนองของแบบจำลองอันดับเจ็ดเทียบกับผลทดลองจริง ด้านแกนปิกเกย์	52
4.4 ผลตอบสนองของระบบวงปิดของแบบจำลอง ณ จุดอัตราขยายวิกฤต ด้านแกนปิกเกย์	53
4.5 ผลตอบสนองของแบบจำลองระบบวงปิดที่ใช้ตัวควบคุมชนิด พี ไอ ดี ด้านแกนปิกเกย์	54
4.6 ผลตอบสนองของแบบจำลองที่ใช้ตัวควบคุมชนิด พี ไอ ด้านแกนปิกเกย์	55
4.7 ผลตอบสนองของแบบจำลองเทียบกับการทดลองที่ใช้ตัวควบคุมชนิด พี ไอ ด้านแกนปิกเกย์	55
4.8 ผลตอบสนองของแบบจำลองเทียบกับการทดลองที่ใช้ตัวควบคุมชนิด ไอ ด้านแกนปิกเกย์	56
4.9 ผลตอบสนองของระบบวงเปิด ต่อสัญญาณขั้นบันได ด้านแกนสาย	57
4.10 ผลตอบสนองของแบบจำลองเทียบกับผลทดลองวงเปิด ด้านแกนสาย	58
4.11 ผลตอบสนองของระบบวงปิดของแบบจำลอง ณ จุดอัตราขยายวิกฤต ด้านแกนสาย	59
4.13 ผลตอบสนองของการทดลองเปลี่ยนสัญญาณอ้างอิงพร้อมทั้งทั้งสองแกน	60

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
3.1 แสดงผลการทดลองการประมาณค่าของ T_g และ k_h	39
4.1 การหาค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมแบบพี ไอ ดี โดยวิธี ซิกเลอร์-นิโคล วิธีที่สอง	53

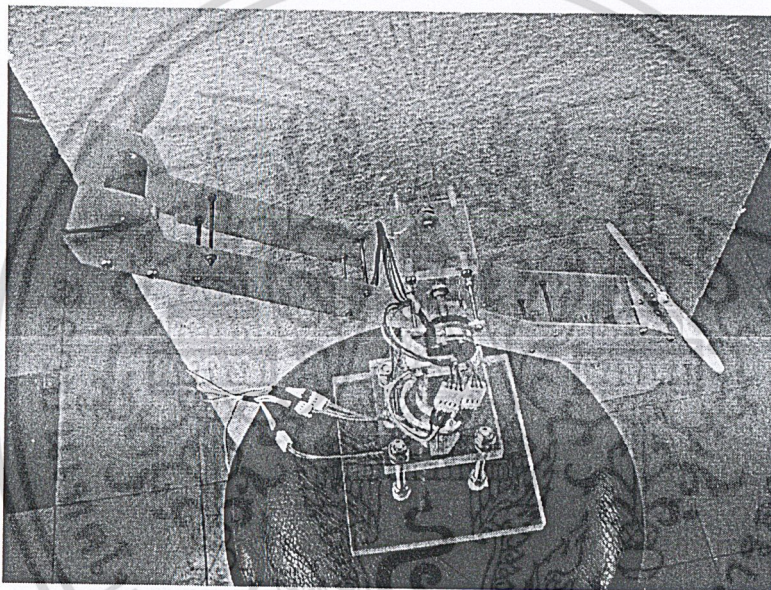


เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 1

บทนำ

เฮลิคอปเตอร์จำลองชนิดอิสระ 2 มิติ เป็นแบบจำลองที่น่าสนใจในการศึกษาและทดลองระบบประกอบด้วยระบบทางไฟฟ้า ทางกล และทางด้านอากาศยานศาสตร์ รวมอยู่ในระบบเดียวกัน เป็นระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้น มีการรบกวนกันระหว่างแกนปีกงยและแกนลำย จึงเหมาะสมที่จะทำการศึกษาระบบดังกล่าวนี้ โดยจะได้ นำความรู้ทางทฤษฎีมาประยุกต์ใช้ในการแก้ปัญหาในทางปฏิบัติ เพื่อเสริมความเข้าใจทางด้านทฤษฎี และมองเห็นภาพในการทำงานกับระบบจริง



รูปที่ 1.1 แสดงเฮลิคอปเตอร์จำลองชนิดอิสระ 2 มิติ

ในการทำโครงการนี้มีจุดประสงค์ เพื่อนำความรู้ทางด้านระบบควบคุม ไปประยุกต์ใช้งานในการแก้ปัญหาต่างๆ ที่เกิดขึ้นกับระบบจริงได้ และทำให้เกิดความเข้าใจในระบบควบคุมมากขึ้น

ในปฏิญานิพนธ์ฉบับนี้ จะกล่าวถึงโครงสร้างทางกลของตัวเฮลิคอปเตอร์จำลอง วงจรอิเล็กทรอนิกส์ต่างๆ ที่ใช้ในการขับเคลื่อนมอเตอร์และวัดค่าสัญญาณที่ใช้ในการควบคุม แผงวงจรที่ใช้ติดต่อกับคอมพิวเตอร์ ทฤษฎีและหลักการ การประมาณค่าแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของเฮลิคอปเตอร์จำลอง การออกแบบตัวควบคุม การทดลองและสรุปผลการทดลอง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

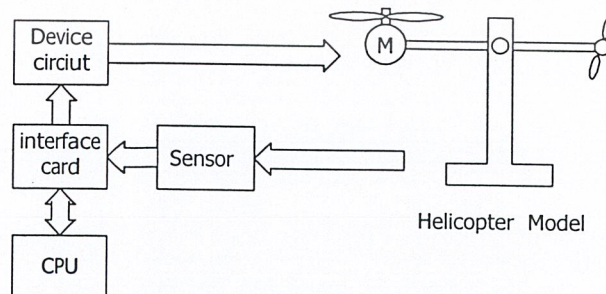
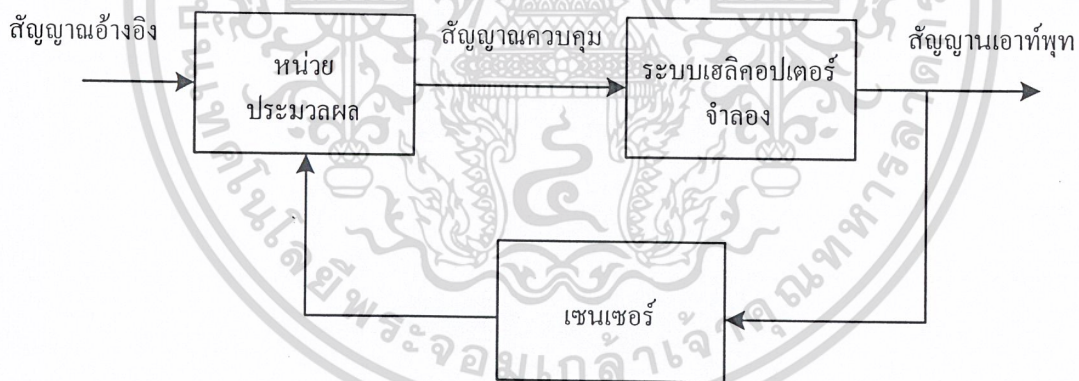
บทที่ 2

การออกแบบ

ในบทนี้จะกล่าวถึงการออกแบบโครงสร้างของเฮลิคอปเตอร์จำลอง และวงจรควบคุมการเคลื่อนที่ของแกนปีกและมวนสาย

2.1 หลักการในการควบคุมเฮลิคอปเตอร์จำลองชนิดอิสระ 2 มิติ

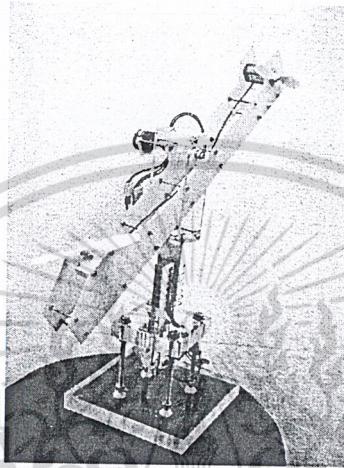
หลักการในการควบคุมเฮลิคอปเตอร์จำลองชนิดอิสระ 2 มิติ ให้เคลื่อนที่ไปยังมุมปีกและมวนสายที่กำหนด ซึ่งต้องควบคุมมอเตอร์เพื่อควบคุมการเคลื่อนที่ในแต่ละแกนให้เคลื่อนที่ไปยังตำแหน่งและมุมที่ต้องการได้ในเวลาอันสั้น การควบคุมการเคลื่อนที่ของมุดังกล่าว เกิดจากการทำงานร่วมกันของคอมพิวเตอร์ ชุดควบคุม และเซ็นเซอร์ โดยเซ็นเซอร์จะทำการวัดสัญญาณป้อนกลับค่าตำแหน่งของมุดังกล่าว มาคำนวณและสร้างสัญญาณควบคุมส่งไปยังชุดควบคุมเพื่อควบคุมให้เฮลิคอปเตอร์จำลองเคลื่อนที่ไปยังตำแหน่งและมุมที่เราต้องการโดยไม่มีค่าผิดพลาดหรือมีค่าผิดพลาดน้อยที่สุด การทำงานโดยรวมของระบบควบคุมแสดงได้ดังรูปที่ 2.1



เอกสารนี้รูปที่ 2.1 แสดงการทำงานของระบบควบคุมและบล็อกโคโตะแกรมโดยรวมของระบบ
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.2 โครงสร้างและส่วนประกอบของเฮลิคอปเตอร์จำลอง

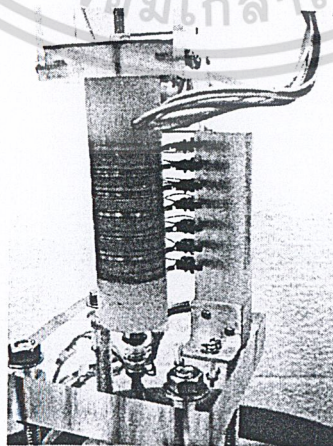
เฮลิคอปเตอร์จำลองที่ออกแบบไว้ทำด้วยแผ่นปริ้นท์ความยาว 40 เซนติเมตร ปลายด้านหนึ่งยึดติดด้วยมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงติดใบพัดในแนวแกนตั้ง ส่วนปลายอีกด้านหนึ่งยึดติดด้วยมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงติดใบพัดเช่นกันแต่ติดทางแนวแกนนอน และตัวโครงสร้างหลักทำด้วยแผ่นอะคริลิก มีความสูง โดยประมาณ 40 เซนติเมตร แสดงดังแสดงรูปที่ 2.2



รูปที่ 2.2 เฮลิคอปเตอร์จำลองชนิดอิสระ 2 มิติ

2.3 จุดต่อของสายสัญญาณจากฐานไปยังตัวเฮลิคอปเตอร์

เนื่องจากส่วนตัวเฮลิคอปเตอร์ต้องเคลื่อนที่ในแนวแกนนอนได้อย่างอิสระ การเชื่อมต่อสายไฟแบบปกติจะทำให้การเคลื่อนที่ในแนวแกนนอนของตัวเฮลิคอปเตอร์ไม่อิสระซึ่งมีผลต่อการควบคุม จึงต้องใช้จุดเชื่อมต่อแบบสลีปริง แบบเจ็ดหน้าห้าหลังเพราะต้องใช้สายสัญญาณในการวัดมุมปีกแยกกลับมาสามเส้น และสายสัญญาณในการควบคุมความเร็วของมอเตอร์สองตัว ตัวละสองเส้น แสดงในรูปที่ 2.3



รูปที่ 2.3 จุดเชื่อมต่อสัญญาณแบบสลีปริง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้เพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.4 ชุดควบคุมการเคลื่อนที่ของมูมปีกงยและมูมสาย

ชุดควบคุมการเคลื่อนที่ของมูมปีกงยและมูมสายประกอบไปด้วย ตัวควบคุม เซนเซอร์ วงจรขับมอเตอร์ และวงจรเชื่อมต่อระหว่างคอมพิวเตอร์กับอุปกรณ์ภายนอกดังนี้

2.4.1 คอมพิวเตอร์ส่วนบุคคล (Personal Computer, PC)

2.4.2 วงจรเชื่อมต่อระหว่างคอมพิวเตอร์กับวงจรควบคุมมอเตอร์ (Interface Card)

2.4.3 วงจรขับมอเตอร์ (Drive Circuit)

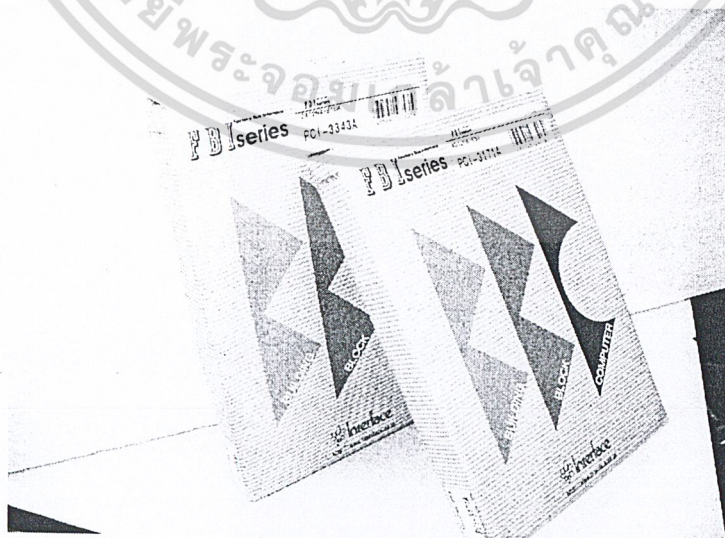
2.4.4 ชุดเซ็นเซอร์วัดมูมปีกงยและมูมสาย (Potentiometer)

2.4.1 คอมพิวเตอร์ส่วนบุคคล

คอมพิวเตอร์ที่เลือกใช้เป็นแบบที่เข้ากันได้กับของบริษัท IBM เนื่องจากเป็นคอมพิวเตอร์ส่วนบุคคลที่ทำได้ง่ายและนิยมใช้กันอย่างแพร่หลายในปัจจุบัน ใช้ควบคุมระบบโดยเขียนโปรแกรมด้วยภาษาวิซวลเบสิก (Visual Basic) ที่ถูกเขียนขึ้นโดยอาศัยทฤษฎีระบบควบคุม

2.4.2 วงจรเชื่อมต่อระหว่างคอมพิวเตอร์กับวงจรควบคุมมอเตอร์

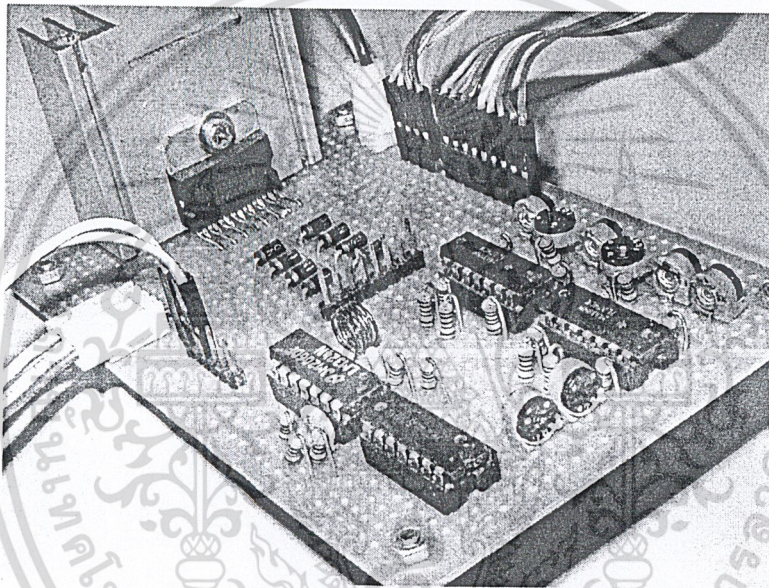
วงจรที่ทำหน้าที่ช่วยให้คอมพิวเตอร์สามารถติดต่อส่งสัญญาณควบคุม ซึ่งมีขนาด ± 1 (ไปยังวงจรควบคุมมอเตอร์โดยผ่านวงจรเชื่อมต่อแปลงสัญญาณดิจิทัลเป็นสัญญาณอนาลอก (Digital to Analog, D/A) รหัส PCI-3171 ซึ่งมีขนาด 12 บิต และรับสัญญาณจากเซ็นเซอร์มูมปีกงยและมูมสายซึ่งมีขนาด 0 - ผ่านวงจรเชื่อมต่อแปลงสัญญาณอนาลอกเป็นสัญญาณดิจิทัล (Analog to Digital, A/D) รหัส PCI-3343 ซึ่งมีขนาด 12 บิตเช่นกัน แสดงดังรูปที่ 2.4



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับภายในของภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกลเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
รูปที่ 2.4 แสดงรุ่นของวงจรเชื่อมต่อระหว่างคอมพิวเตอร์และวงจรควบคุมมอเตอร์
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.4.3 วงจรขับมอเตอร์

สัญญาณควบคุมมาจากวงจรเชื่อมต่อกับคอมพิวเตอร์จะถูกส่งให้กับวงจรขับมอเตอร์เพื่อใช้ในการควบคุมความเร็วของใบพัดเพื่อทำให้เกิดแรง แรงที่เกิดขึ้นจะทำให้เกิดการเคลื่อนที่ของมุมปีกเงยและมุมส่าย การขับมอเตอร์อาศัยหลักการพัลส์วิธโมดูเลชัน (Pulse Width Modulation, PWM) ดังจะอธิบายเพิ่มเติมต่อไปในบทที่ 3 วงจรประกอบด้วยส่วนของวงจรถูกกำเนิดสัญญาณสามเหลี่ยมเพื่อที่เป็นสัญญาณอ้างอิงในการปรับความกว้างของพัลส์ที่จ่ายให้กับมอเตอร์ และวงจรขับมอเตอร์จะใช้ไอซีเบอร์ L298 เพื่อไปขับมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง ดังแสดงในรูปที่ 2.5

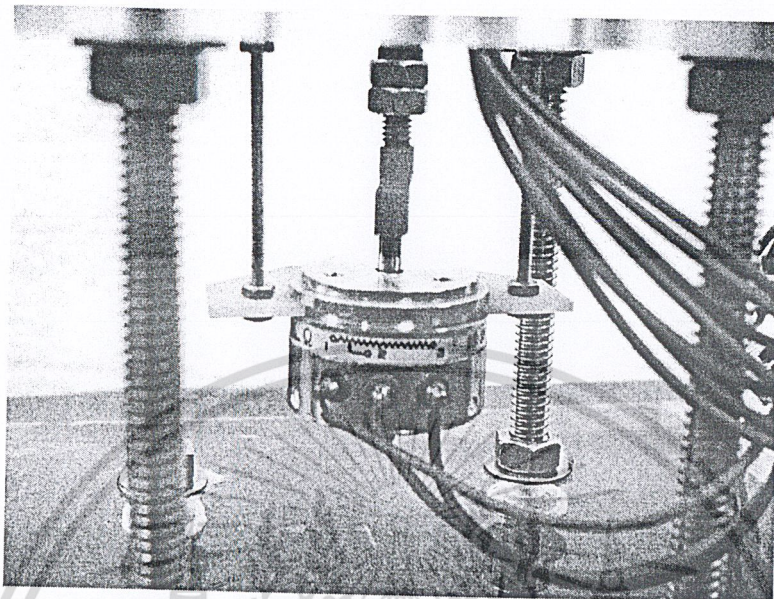


รูปที่ 2.5 แสดงวงจรขับมอเตอร์

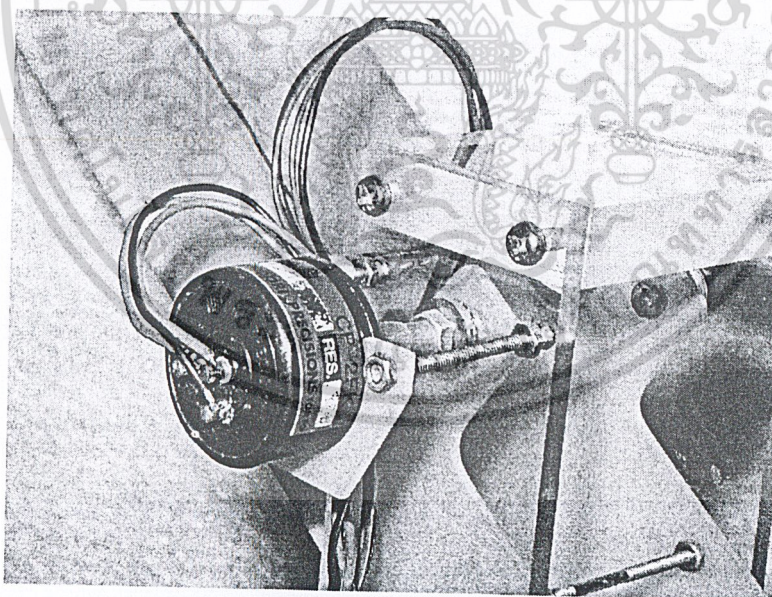
2.4.4 ชุดเซ็นเซอร์วัดมุมปีกเงยและมุมส่าย

เซ็นเซอร์เป็นส่วนประกอบที่สำคัญในระบบควบคุมที่มีการป้อนกลับเพราะสัญญาณที่ป้อนกลับผ่านมาจากเซ็นเซอร์นั้นสามารถนำมาวิเคราะห์หาคุณสมบัติของระบบและสามารถบอกสถานะของระบบขณะนั้นได้ว่าเป็นอย่างไร ซึ่งจะนำมาคำนวณหาสัญญาณควบคุมที่จะส่งออกไปควบคุมระบบ ดังนั้นถ้าสัญญาณป้อนกลับที่ได้มีความถูกต้องมากและผลของสัญญาณรบกวนน้อย ก็จะได้ค่าสัญญาณควบคุมที่สามารถควบคุมระบบให้เกิดประสิทธิภาพได้สูงสุด

ในโครงการนี้อาศัยโพเทนทิโอมิเตอร์ในการใช้วัดค่ามุมปีกเงยและมุมส่าย โดยโพเทนทิโอมิเตอร์เป็นตัวต้านทานปรับค่าได้ชนิดหนึ่งที่แกนกลางหมุนได้ทำให้ค่าความต้านทานเปลี่ยนแปลงไป โดยได้คิดไว้ดังแสดงในรูปที่ 2.6 และ 2.7 ข้างงานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.6 แสดงโพเทนทิโอมิเตอร์ที่ใช้วัดมุมสาย

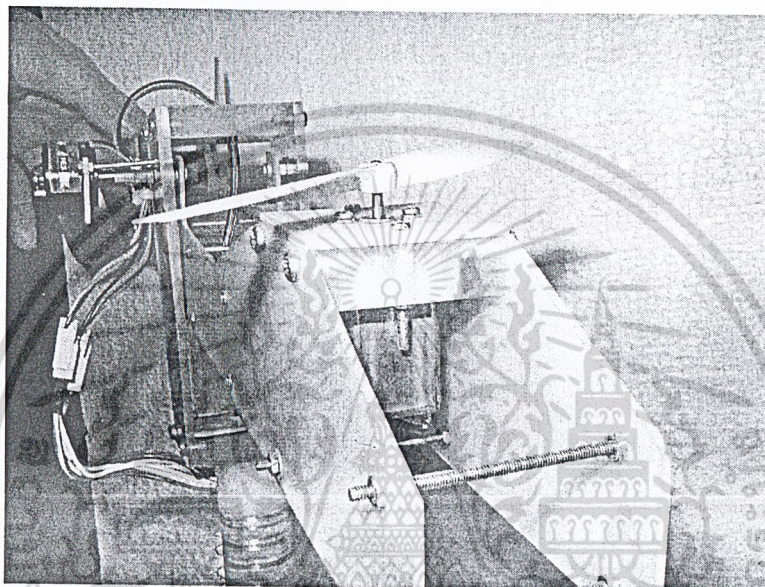


รูปที่ 2.7 แสดงโพเทนทิโอมิเตอร์ที่ใช้วัดมุมปีกงย

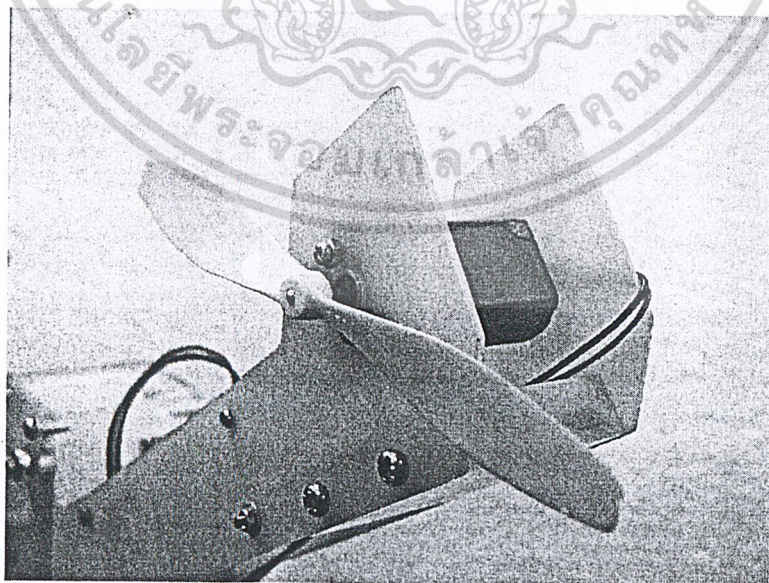
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.5 การติดตั้งมอเตอร์ตัดใบพัดของเฮลิคอปเตอร์จำลอง

จากโครงสร้างหลักของเฮลิคอปเตอร์จำลอง ต้องทำการติดตั้งมอเตอร์ตัดใบพัดที่ส่วนหัวและส่วนท้าย ซึ่งส่วนหัวนั้นจะติดตั้งมอเตอร์ตัดใบพัดในแนวตั้ง (ระนาบปีกงย) และติดตั้งมอเตอร์ตัดใบพัดที่ส่วนท้ายของเฮลิคอปเตอร์จำลองในแนวนอน (ระนาบสาย) ดังแสดงในรูปที่ 2.8 และ 2.9 ตามลำดับ



รูปที่ 2.8 แสดงการติดตั้งมอเตอร์ตัดใบพัดที่ส่วนหัวของเฮลิคอปเตอร์จำลอง



รูปที่ 2.9 แสดงการติดตั้งมอเตอร์ตัดใบพัดที่ส่วนท้ายของเฮลิคอปเตอร์จำลอง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์ไว้เพื่อใช้ในการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

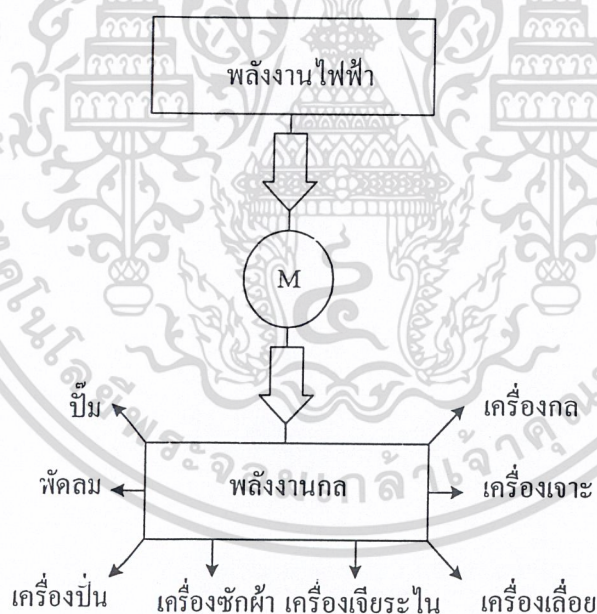
บทที่ 3

ทฤษฎีและหลักการ

ในบทนี้จะกล่าวถึงทฤษฎีและหลักการต่างๆ ที่เกี่ยวข้องกันกับโครงการซึ่งประกอบไปด้วยทฤษฎีของมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง วงจรขับมอเตอร์ วงจรกำเนิดสัญญาณสามเหลี่ยม รวมทั้งการหาสมการการเคลื่อนที่ของเฮลิคอปเตอร์จำลอง การประมาณระบบเชิงเส้น การหาค่าพารามิเตอร์โดยวิธีกำลังสองน้อยที่สุด และทฤษฎีกำลังสองน้อยที่สุด

3.1 มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง

มอเตอร์ไฟฟ้า คือ ตัวเปลี่ยนพลังงานไฟฟ้า ให้เป็นพลังงานกลเพื่อนำพลังงานกลที่ได้ไปขับเคลื่อนสิ่งต่างๆ ตามต้องการ แรงทางกลที่เกิดขึ้นก็อาศัยหลักการที่ว่าเมื่อมีกระแสไหลในตัวนำซึ่งอยู่ในสนามแม่เหล็กย่อมทำให้เกิดแรงขึ้น แสดงดังรูปที่ 3.1



รูปที่ 3.1 แสดงการเปลี่ยนพลังงานทางไฟฟ้าเป็นพลังงานทางกล

3.1.1 แรงบิดและกำลังงาน

แรงบิด (Torque) คือ การหมุนหรือการบิดของโมเมนต์ของแรงๆหนึ่ง ที่กระทำรอบแกนแกนหนึ่ง มีขนาดเท่ากับ ผลคูณของแรงกับระยะ ซึ่งงานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

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

$$T = Fr$$

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

F คือ แรงที่กระทำ หน่วยเป็นนิวตัน (N)

r คือ ระยะทาง หน่วยเป็นเมตร (m)

งานที่ทำได้จากหนึ่งรอบแรงนี้

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

$$W = F2\pi r$$

งานที่ทำต่อวินาที

$$W = F2\pi rs$$

$$2\pi s = \theta$$

$$W = T\theta$$

โดยกำลังงาน (Power) ที่เกิดขึ้น สามารถคำนวณได้จาก

$$P = T\theta$$

3.1.2 แรงบิดที่เกิดขึ้นในอาร์เมเจอร์

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

$$P_m = T_m 2\pi s$$

เมื่อ P_m คือ กำลังงานที่เกิดขึ้นที่อาร์เมเจอร์ หน่วยเป็นวัตต์ (w)

เรารู้ว่ากำลังไฟฟ้าที่เปลี่ยนไปเป็นกำลังกลในอาร์เมเจอร์ คือ

$$P = E_g I_a$$

จะได้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

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

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

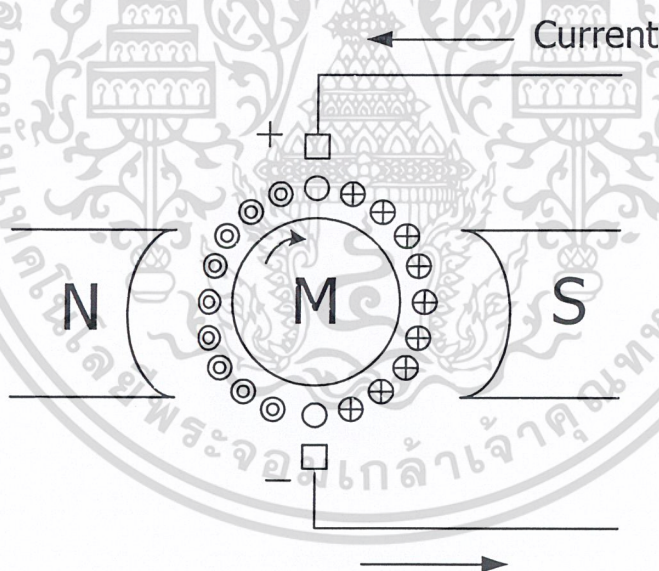
$$T_m = K_f \phi I_a$$

เมื่อ K_f คือ ค่าคงที่แรงบิดในมอเตอร์

3.1.3 แรงดันไฟฟ้าต้านกลับ

พิจารณามอเตอร์ดังรูปที่ 3.2 ขณะที่อาร์เมเจอร์หมุนในสนามแม่เหล็ก ทำให้มีแรงดันไฟฟ้าเหนี่ยวนำเกิดขึ้นบนตัวนำอาร์เมเจอร์ ตามกฎมือขวาของเฟลมมิ่ง ซึ่งมีทิศทางการไหลของกระแสเหนี่ยวนำตรงกันข้ามในลักษณะที่ต่อต้านการไหลของกระแสอาร์เมเจอร์

ด้วยเหตุที่แรงดันไฟฟ้าเหนี่ยวนำที่เกิดขึ้นบนตัวนำอาร์เมเจอร์ดังรูปที่ 3.2 ทำให้เกิดกระแสไฟฟ้าเหนี่ยวนำ ในทิศทางตรงกันข้าม ทำให้เกิดแรงดันไฟฟ้าเหนี่ยวนำขึ้นจึงเรียกว่า “แรงดันไฟฟ้าต้านกลับ” (Back หรือ Counter Electromotive Force)



รูปที่ 3.2 แสดงความเป็นเครื่องกำเนิดในมอเตอร์

ดังนั้นจะได้ความสัมพันธ์ดังต่อไปนี้

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

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

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

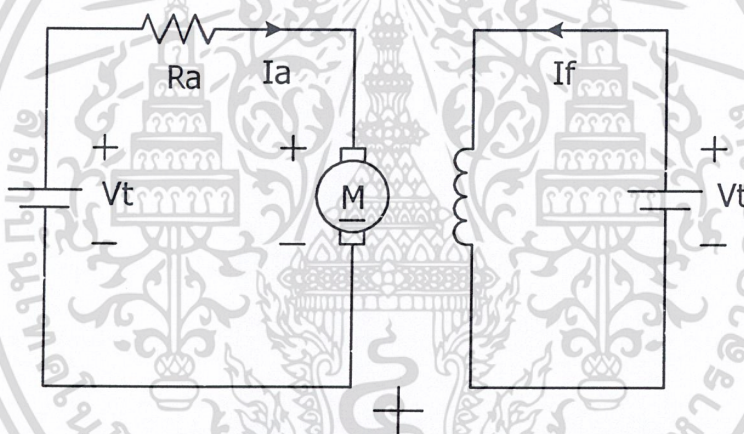
ไม่ว่ากรณี $E_g = K \phi n$ อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เมื่อ

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

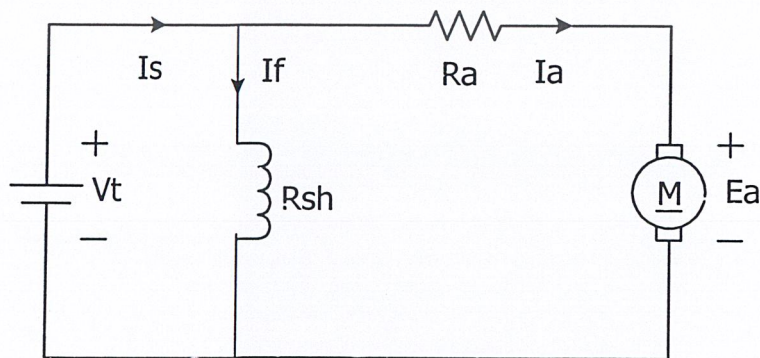
3.1.4 การแบ่งชนิดของมอเตอร์กระแสตรงตามลักษณะการกระตุ้น

- มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบแยกขดกระตุ้น (Separately Exited Motor) แสดงดังรูปที่ 3.3



รูปที่3.3 วงจรมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบแยกขดกระตุ้น

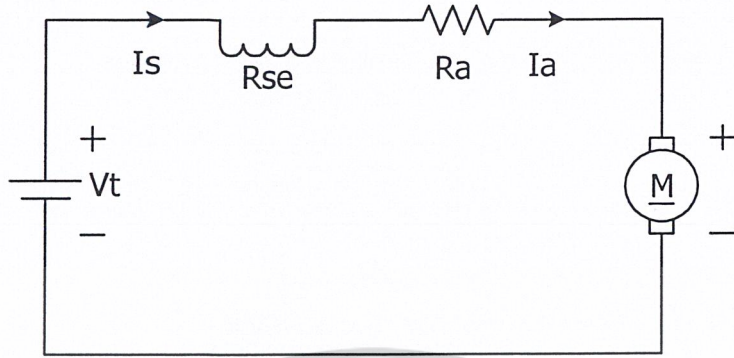
- มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบกระตุ้นด้วยตัวเอง (Self Exited Motor)
 - มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบขนาน (Shunt Motor) แสดงดังรูปที่ 3.4



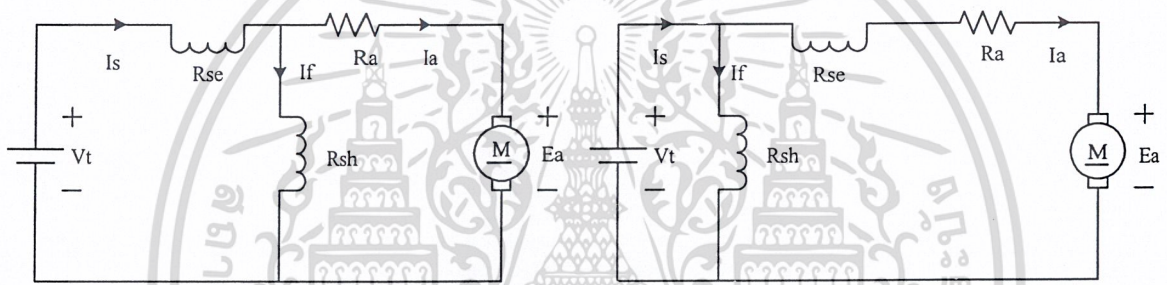
รูปที่3.4 แสดงวงจรมอเตอร์ไฟฟ้าแบบขนาน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งยังไม่มีเหตุผลที่แสดงเนื้อหา และข้อมูลของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบอนุกรม (Series Motor) แสดงดังรูปที่ 3.5



รูปที่ 3.5 แสดงวงจรมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบอนุกรม



(ก) แบบขดลวดขนานสั้น (Short Shunt)

(ข) แบบขดลวดขนานยาว (Long Shunt)

รูปที่ 3.6 แสดงวงจรมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบผสม

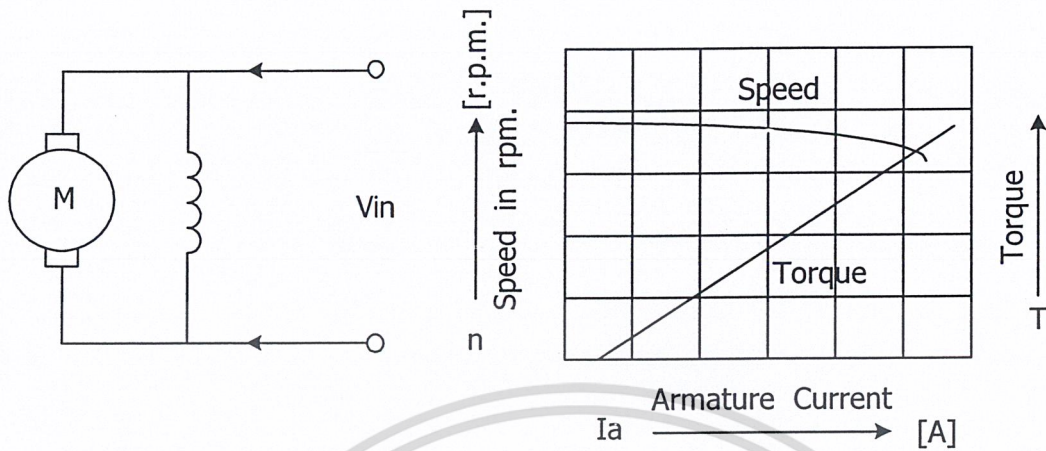
3.1.5 คุณลักษณะของมอเตอร์

Performance Curve คือกราฟหรือเส้นโค้ง ที่แสดงคุณลักษณะประจำตัวต่างๆ ของมอเตอร์แต่ละแบบ โดยแสดงความสัมพันธ์ต่างๆ เปรียบเทียบกับกำลังม้าที่มอเตอร์จ่ายออกมา อาทิเช่น ความเร็วกับแรงม้า ประสิทธิภาพกับแรงม้า เป็นต้น ในที่นี้จะกล่าวแยกไปตามแบบของมอเตอร์ที่ใช้ดังนี้

3.1.5.1 มอเตอร์แบบขนาน

มอเตอร์แบบนี้มีคุณลักษณะประจำตัวที่สำคัญๆ อยู่ 4 อย่าง คือ แรงบิด กระแส ความเร็วและประสิทธิภาพ ลักษณะประจำตัวเหล่านี้กับกำลังม้าที่มอเตอร์ส่งออกไปแสดงดังรูปที่ 3.7

จากรูปที่ 3.7 พบว่าในขณะที่มอเตอร์ไม่ได้รับการทางกล (Mechanical Load) นั้น จะมีค่าความเร็วที่ค่าๆ หนึ่ง และความเร็วของมอเตอร์จะไม่วิ่งเตลิดไป (Run Away) จากความเร็วปกติ เมื่อทำการตัดภาระทางกลออกไปทันที อย่างไรก็ตามความเร็วของมอเตอร์ขณะไม่มีภาระและขณะมีภาระเต็มทีนั้นไม่แตกต่างกันไปมากนัก ฉะนั้นจึงถือว่ามอเตอร์มีความเร็วคงที่ อย่างไรก็ตามก็ตีความเร็วในช่วงที่นำไปใช้งานนี้ สามารถปรับให้เร็วได้ โดยการต่อความต้านทานอนุกรมเข้ากับสนามขนาน (Shunt Field)



รูปที่ 3.7 แสดงคุณลักษณะของมอเตอร์แบบขนาน

จากรูปที่ 3.7 พบว่ามอเตอร์จะกินกระแสไฟจำนวนหนึ่งในขณะที่มอเตอร์ยังไม่จ่ายโหลดออกไป ทั้งนี้เพราะต้องนำกำลังไฟจำนวนหนึ่งไปจ่ายให้ส่วนสูญเสียกำลังคงที่นั่นเอง

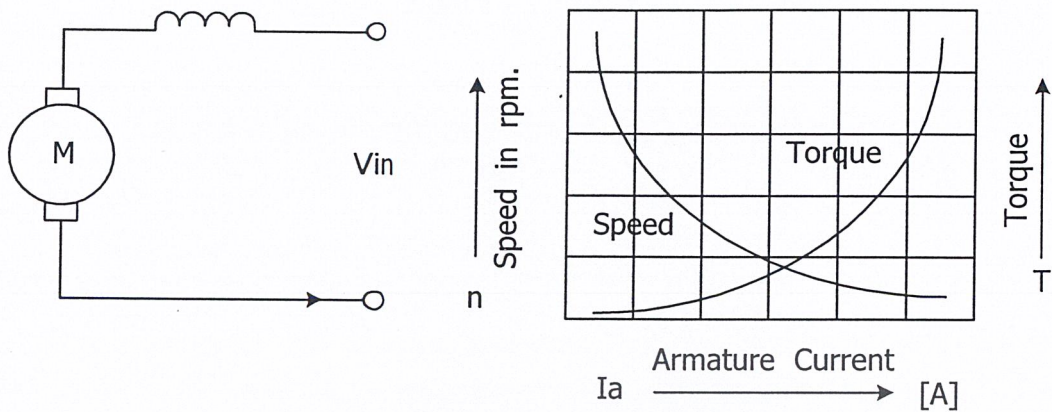
ในการให้มอเตอร์เริ่มหมุน (Starting) ภาระหรือโหลดของมอเตอร์แบบนี้จะพบว่ามอเตอร์แบบขนานนี้ มีแรงบิดหมุนต่ำกว่าแบบอื่น (มอเตอร์แบบอนุกรมหรือแบบผสม) นั่นคือมีแรงเริ่มหมุนต่ำ ซึ่งไม่ได้หมายความว่ามอเตอร์แบบขนานนี้จะไม่สามารถเริ่มหมุนภาระทางกลที่หนักๆ ได้ แต่หมายความว่ามอเตอร์แบบอนุกรมหรือแบบผสมนั้น สามารถที่จะทำให้ภาระทางกลที่หนักๆ หมุนได้ โดยที่กินกระแสไฟขณะที่ทำให้เริ่มหมุนน้อยกว่านั่นก็คือ การเลือกราคาของมอเตอร์แบบขนานจะมีการเลือกราคามากกว่า ถ้าหากนำไปใช้หมุนภาระที่หนักๆ หมุนขณะที่เริ่มต้น

3.1.5.2 มอเตอร์แบบอนุกรม

Performance Curve ของมอเตอร์แบบนี้แสดงดังรูปที่ 3.8 มีเส้นกราฟต่างๆ ในทำนองเดียวกันกับ Performance Curve ของมอเตอร์แบบขนานนั่นเอง แต่มอเตอร์แบบอนุกรมนี้ จะมีเส้นกราฟแสดงให้เห็นชัดว่าความเร็วจะลดลงอย่างมากเมื่อต้องจ่ายกำลังออกไปมาก ส่วนในกรณีที่ไม่ได้จ่ายกำลังนั้นความเร็วของมันจะเพิ่มสูงขึ้นอย่างรวดเร็ว เมื่อเปรียบเทียบกับตอนที่ต้องจ่ายกำลังไฟเต็มที่ นั่นคือ ความเร็วจะไม่คงที่และจะเปลี่ยนแปลงไปมาก เมื่อต้องจ่ายกำลังกลมาก ฉะนั้นจึงไม่นิยมใช้กับโหลดที่ต้องการให้มีค่าความเร็วคงที่หรือค่อนข้างสม่ำเสมอ

สำหรับกระแสค่าหนึ่งๆที่มอเตอร์แบบนี้ใช้ในการทำให้เริ่มหมุนนั้นจะปรากฏว่าให้แรงบิดเริ่มแรกมากกว่ามอเตอร์แบบขนานที่ค่ากระแสเดียวกัน ดังนั้นจึงนิยมใช้ในกรณีที่ต้องการจุดโหลดเริ่มแรกที่หนักๆ ดังนั้นจึงเป็นเอกลักษณ์หรือข้อเด่นของมอเตอร์ชนิดนี้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.8 แสดงคุณลักษณะของมอเตอร์แบบอนุกรม

3.1.6 การเปรียบเทียบคุณลักษณะของมอเตอร์

เครื่องกลไฟฟ้าที่มีโครงร่างโครงเดียวกันนั้นย่อมมี Magnetization Curve อันเดียวกัน แม้ว่าเครื่องกลไฟฟ้านั้นจะเป็นมอเตอร์แบบอนุกรม ขนาน หรือผสมก็ตาม

3.1.6.1 การเปรียบเทียบของมอเตอร์แบบขนานกับแบบอนุกรม

มอเตอร์แบบขนาน คุณลักษณะประจำตัวของมอเตอร์แบบนี้สรุปได้ดังนี้

- ก.) มอเตอร์แบบนี้ถือว่ามีความเร็วคงที่อย่างพอเพียงในการใช้งาน
- ข.) แรงบิดเริ่มแรกของมอเตอร์แบบนี้ไม่สูงเหมือนกับมอเตอร์แบบอนุกรมเมื่อเปรียบเทียบในกรณีที่ต้องกินกระแสไฟเท่าๆกัน

การนำไปใช้งาน

- * ใช้กับงานที่ต้องการให้มีความเร็วคงที่โดยประมาณ จากช่วงที่ไม่ได้รับภาระทางกลจนถึงช่วงที่ได้รับภาระทางกลเต็มที่ (Full Load)
- * เมื่อต้องการไปหมุนหรือไปขับโหลด ณ ที่ความเร็วต่างๆ กัน โดยที่แต่ละความเร็วนั้นคงที่อยู่กับงานแบบหนึ่งเป็นเวลานานเท่าที่ต้องการใช้กับงานชนิดนั้น

มอเตอร์แบบอนุกรม คุณลักษณะประจำตัวของมอเตอร์แบบนี้สรุปได้ดังนี้

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

การนำไปใช้งาน

- * เมื่อต้องการใช้แรงบิดสูงๆ เช่น ใช้ในการขับรถราง
- * เมื่อมอเตอร์สามารถต่อโดยตรงกับโหลด เช่น พัดลม ซึ่งความเร็วจะเพิ่มขึ้นได้ก็ต่อเมื่อแรงบิดเพิ่มขึ้น

- * ในกรณีที่โหลดนั้นไม่จำเป็นต้องให้ความเร็วคงที่ เมื่อได้รับโหลดมากขึ้นซึ่งเป็นตัว ทำให้ความเร็วลดลงไปนั้น กลับกลายเป็นข้อดีของมอเตอร์เพราะว่ามอเตอร์จะไม่กินไฟเพิ่มขึ้นมากทั้งๆ ที่แรงบิดนั้นต้องใช้มาก
- * มอเตอร์แบบอนุกรมนี้ไม่ควรนำไปใช้กับโหลดที่มีโอกาสจะเกิดค่าโหดน้อยๆ ขึ้น มาดังนั้นจึงไม่ควรนำไปใช้กับปั๊มหนีศูนย์กลาง (Centrifugal Pump) หรือขับโหลดชนิดที่ใช้สายพานเป็นตัวฉุด เป็นต้น

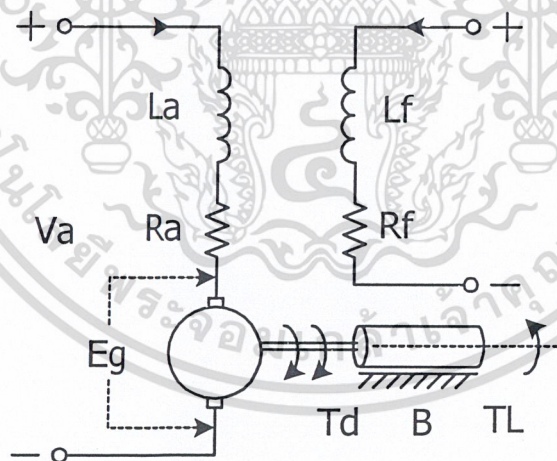
3.1.6.2 คุณลักษณะพื้นฐานของมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง

วงจรเทียบเคียงของมอเตอร์แบบกระตุ้นภายนอกแสดงได้โดยรูปที่ 3.9 ซึ่งสามารถหาค่ากระแสที่ฟิลด์ชั่วขณะได้จากสมการ

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

และหาค่ากระแสที่อาร์เมเจอร์ชั่วขณะได้จากสมการ

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



รูปที่ 3.9 แสดงวงจรเทียบเคียงของมอเตอร์แบบกระตุ้นภายนอก

แรงดันไฟฟ้าต้านกลับ (E_g) หรือที่เรียกว่าแรงดันความเร็ว (Speed Voltage) มีค่าเป็น

$$E_g = K_e \omega I_f$$

และแรงบิดที่เพลาของมอเตอร์คำนวณได้จาก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์หรือสงวนลิขสิทธิ์เพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$T = K_t \omega I_f$$

โดยแรงบิดที่เพลลาของมอเตอร์จะต้องเท่ากับโหลดของแรงบิด อธิบายได้ดังสมการ

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

เมื่อ ω คือ ความเร็วมอเตอร์ (rad/s)

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

3.2 ชุดขับเคลื่อน

วงจรมอดูเลชันพัลส์ (Pulse Width Modulation, PWM)

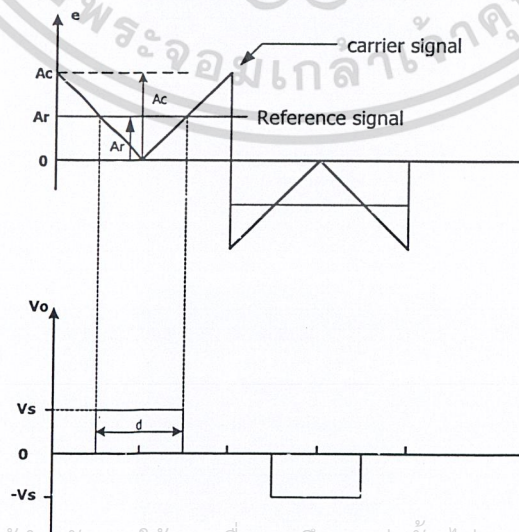
ในการควบคุมความเร็วมอเตอร์หรือวงจรมอดูเลชันพัลส์ซึ่งใช้พลาซ ที่ควบคุมแรงดันคงที่นิยมใช้ในเทคนิคการควบคุมความกว้างของพัลส์ (PWM) ซึ่งเป็นการควบคุมโดยเปลี่ยนแปลงช่วงเวลาที่อยู่บนพัลส์สวิตซ์อิเล็กทรอนิกส์ เช่น ทรานซิสเตอร์, เพาเวอร์มอสเฟต, ไอจีบีที (IGBT) หรืออื่นๆ นั้นนำกระแส

ลักษณะของ PWM โดยทั่วไปมีอยู่ 3 ลักษณะคือ

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

3.2.1 การมอดูเลตตามความกว้างของพัลส์แบบเดี่ยว

การควบคุมการมอดูเลตตามความกว้างของพัลส์แบบเดี่ยว (Single Pulse Width Modulation) เป็นการควบคุมความกว้างของพัลส์แรงดันเอาต์พุตของอินเวอร์เตอร์จำนวน 1 พัลส์ต่อครึ่งไซเคิล



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น **รูปที่ 3.10 การมอดูเลตตามความกว้างของพัลส์แบบเดี่ยว** เอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากรูปที่ 3.10 แสดงการกำเนิดสัญญาณทริกเกอร์ที่เกท และแรงดันเอาต์พุตของอินเวอร์เตอร์แบบบริดจ์เฟสเดียว สังเกตว่าสัญญาณทริกเกอร์ที่เกทเหล่านี้เกิดจากบริเวณจุดตัดกัน ระหว่างสัญญาณอ้างอิง (Reference Signal) รูปสี่เหลี่ยมขนาด A_c กับสัญญาณพาหะ (Carrier Signal) รูปสามเหลี่ยมขนาด A_r [การเปรียบเทียบของสัญญาณนี้อาศัยไอซี (IC) หรือวงจรสำหรับทำหน้าที่เป็นวงจรเปรียบเทียบ] โดยมีความถี่ของรูปคลื่นพาหะเป็นตัวกำหนดความถี่ของแรงดันเอาต์พุต

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

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

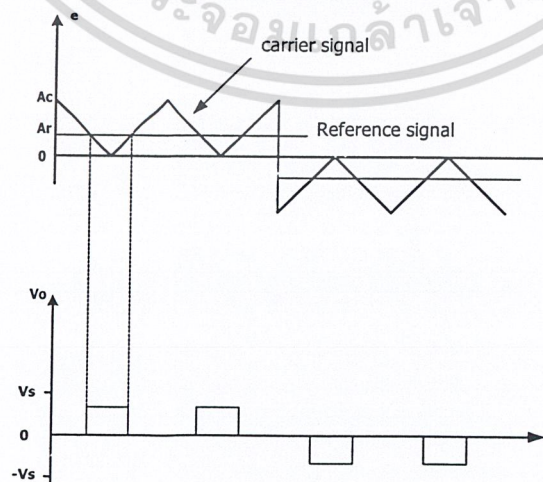
ค่า rms ของแรงดันเอาต์พุตหาได้จาก

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

3.2.2 การมีอดดูเลทตามความกว้างพัลส์แบบหลายพัลส์

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

สัญญาณทริกเกอร์ที่เกท สำหรับใช้ในการเปิด และปิดทรานซิสเตอร์ของการมีอดดูเลทประเภทนี้เกิดจากบริเวณจุดตัดระหว่างสัญญาณอ้างอิงกับสัญญาณพาหะ ดังรูป 3.11



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ **รูปที่ 3.11** แสดงการมีอดดูเลทตามความกว้างของพัลส์แบบหลายพัลส์ทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

หาจำนวนพัลส์ต่อครึ่งไซเคิล (P) ได้จาก

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

เมื่อ f_c คือ ความถี่ของสัญญาณพาหะ

f_o คือ ความถี่ของเอาต์พุต

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

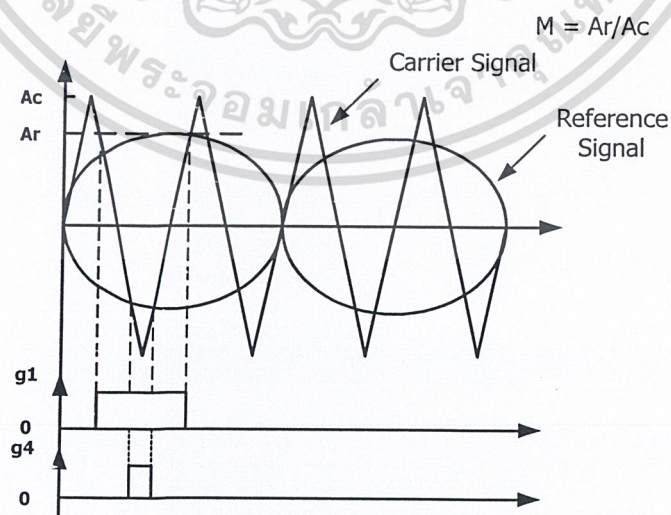
ถ้า δ เป็นความกว้างของแต่ละพัลส์ หาค่า *rms* ของแรงดันเอาต์พุต ได้จาก

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

3.2.3 การมอดูเลตตามความกว้างของพัลส์แบบไซน์

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

สัญญาณทริกเกอร์ที่เกทซึ่งเกิดจากการเปรียบเทียบของสัญญาณอ้างอิง (รูปคลื่นไซน์) กับสัญญาณพาหะ (สามเหลี่ยม) แสดงดังรูปที่ 3.12



รูปที่ 3.12 แสดงการมอดูเลตตามความกว้างของพัลส์แบบไซน์

เอกสารนี้เป็นเอกสารลิขสิทธิ์สงวนลิขสิทธิ์ของมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ ผู้ใช้สามารถนำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สัญญาณอ้างอิงมี 2 สัญญาณและมีมิมูเฟสต่างกัน 180 องศา เป็นการยืนยัน หลักการที่ว่า ทรานซิสเตอร์ที่อยู่ในสาขาเดียวกันนั้น ไม่สามารถนำกระแสในเวลาเดียวกันได้ นอกจากนั้นยังแสดงให้เห็นว่าเกิดสัญญาณทริกเกอร์ที่เกทและรูปคลื่นแรงดันเอาต์พุตได้อย่างไร

สัญญาณทริกเกอร์ที่เกิดจากสัญญาณพาหะทิศทางเดียว ซึ่งจะสร้างสัญญาณทริกเกอร์ที่เกทและแรงดันเอาต์พุตคล้ายกับรูปที่ 3.12 ค่า rms ของแรงดันเอาต์พุตแปรค่าได้ตั้งแต่ 0 ถึง V_s โดยการปรับค่า M จาก 0 ถึง 1 นอกจากนี้ถ้ากำหนดให้ δ_m เป็นความกว้างของพัลส์ลำดับที่ m ก็จะสามารถหาค่าของแรงดันเอาต์พุตได้จากสมการ ดังนี้คือ

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

3.2.4 ลิเนียร์เพาเวอร์แอมพลิไฟ

ลิเนียร์เซอร์โวแอมพลิไฟ (Linear Power Amplifier) โดยปกติสร้างขึ้นเพื่อใช้เป็นอุปกรณ์ขยายแบบลิเนียร์เช่นเดียวกับออปแอมป์ หรือดีไฟเฟอเรนเชียลแอมพลิไฟ ที่ใช้ไปกระตุ้นภาคเพาเวอร์ให้จับมอเตอร์ ภาคเพาเวอร์จะมีการป้อนกลับแบบวงรอบปิด เพื่อให้พารามิเตอร์ที่ต้องการ ได้แก่ มอเตอร์โวลต์เตจ กระแสของมอเตอร์ หรือพารามิเตอร์ทั้งคู่มิมีความเป็นเชิงเส้น นอกจากนั้นออปแอมป์ยังมักใช้เป็นเสมือนการชดเชย หรือใช้เป็นซัมมิ่งแอมพลิไฟทำหน้าที่เหมือนกับจตุรวมของสัญญาณอ้างอิงและสัญญาณป้อนกลับของระบบ และสร้างสัญญาณเออร์เรอร์ซึ่งจะถูกขยายโดยภาคเพาเวอร์เพื่อไปแก้พารามิเตอร์ที่ต้องการบังคับให้มีค่าที่ถูกต้อง

ลิเนียร์แอมพลิไฟจะเป็นตัวควบคุมแรงดันหรือกระแสของมอเตอร์ โดยการบังคับขนาดแรงดันที่จ่ายให้ดับมอเตอร์ ดังนั้นมันจะเป็นตัวที่ลดแรงดันเอาไว้ ซึ่งเท่ากับผลต่างของแหล่งจ่ายแรงดันกับแรงดันที่มอเตอร์ใช้งานจริงในขณะที่มีกระแสที่เหมาะสมไหลผ่าน กำลังงานจะสูญเสียในเอาต์พุต ทรานซิสเตอร์เป็นจำนวนมาก โดยเฉพาะขณะที่มอเตอร์วิ่งที่ความเร็วต่ำแรงบิดสูง เพราะขณะนั้น แรงดันย้อนกลับของมอเตอร์ต่ำกระแสจึงสูง เป็นความแตกต่างที่เห็นได้ชัดเมื่อเทียบกับสวิทช์แอมพลิไฟ สวิทช์แอมพลิไฟควบคุมโวลต์เตจของมอเตอร์โดยปรับ Duty Cycle ของโวลต์เตจที่จ่ายกับมอเตอร์ และให้มันทำงานทุกๆ ภาวะอิมตัวหรือที่ภาวะออฟ ดังนั้นการสูญเสียของกำลังงานจะน้อยในแต่ละภาวะ ทำให้ประสิทธิภาพการทำงานสูงขึ้นอย่างไรก็ตาม สวิทช์แอมพลิไฟก็สร้างปัญหาใหม่ขึ้นมาอีก เพื่อหลีกเลี่ยงการสูญเสีย

3.3 สมการการเคลื่อนที่ของเฮลิคอปเตอร์จำลองชนิดอิสระ 2 มิติ

เป็นสมการที่แสดงความสัมพันธ์ของตัวแปรแต่ละตัวในการเคลื่อนที่ของเฮลิคอปเตอร์จำลองมีเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นับค่าตอบแทนไปใช้ประโยชน์ใดๆ ความสัมพันธ์กันอย่างไร เช่น เมื่อป้อนแรงดันอินพุตที่มอเตอร์ แล้วจะทำให้มอเตอร์หมุนด้วยความเร็วไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งยังมีเหตุผลเปลี่ยนแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เท่าไร เกิดแรงจากการหมุนของใบพัดเท่าใด และแรงที่เกิดขึ้นนั้นทำให้มีการเคลื่อนที่ของมุมปีกเงยและมุมส่าย เท่าใด ซึ่งจะแบ่งสมการการเคลื่อนที่ของเฮลิคอปเตอร์จำลองออกเป็นสองสมการใหญ่ๆ ก็คือ สมการของแหล่งกำเนิดแรง คือ มอเตอร์และใบพัด ส่วนที่สองคือสมการของการเคลื่อนที่ของแกนทั้งสอง (แกนปีกเงยและแกนส่าย) เมื่อถูกระทำด้วยแรงจากใบพัดมอเตอร์ ซึ่งการที่จะสร้างสมการเหล่านี้เป็นเรื่องที่ยากมากที่จะทำให้สมบูรณ์ ดังนั้นจึงจะประมาณโดยคร่าวๆ

3.3.1 สมการของแรงที่เกิดจากการหมุนของใบพัดที่ติดกับมอเตอร์กระแสตรง

$$T = k_t \left(\frac{u}{R} - \frac{K_b}{R} \omega \right) - T_L$$

$$I \dot{\omega} = \frac{k_t}{R} (u - k_b \omega) - T_L$$

เมื่อ ω คือ ความเร็วเชิงมุมของการหมุนของมอเตอร์ (rad/s)

u คือ แรงดันไฟฟ้าที่จ่ายให้มอเตอร์ (V)

I คือ โมเมนต์ความเฉื่อย ($k_g - m$)

R คือ ความต้านทานในขดลวดของมอเตอร์ (Ω)

k_b คือ ค่าคงที่ของแรงดันย้อนกลับ

k_t คือ ค่าคงที่ของแรงบิด

T_L คือ แรงบิดต้านการหมุนที่เกิดขึ้นจากภาระ ($N - m$)

โดยแรงบิดต้านการหมุนที่เกิดจากภาระ T_L แยกออกได้เป็น 2 อย่าง คือ

- 1) เกิดจากแรงเสียดทานเชิงกลของมอเตอร์กระแสตรงเอง

$$T_{L \text{ mechanical}} = k_2 \omega$$

เมื่อ k_2 คือ ค่าคงที่ของความฝืดเชิงกล

- 2) เกิดจากแรงเสียดทานจากอากาศพลศาสตร์ที่ใบพัดทำกับอากาศ

$$T_{L \text{ aerodynamic}} = k_1 \omega^2$$

เมื่อ k_1 คือ ค่าคงที่ซึ่งเป็นผลของลักษณะของใบพัดและค่าความหนาแน่นของอากาศ

จะได้สมการใหม่คือ

$$I \dot{\omega} = \frac{k_t}{R} (u - k_b \omega) - (k_2 \omega + k_1 \omega^2)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใด ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จัดรูปใหม่ได้เป็น

$$\frac{I\dot{\omega}}{k_i} = \frac{1}{R}(u - k_b\omega) - \frac{k_2}{k_i}\omega - \frac{k_1}{k_i}\omega^2$$

$$\frac{RI}{k_i}\dot{\omega} = u - k_b\omega - \frac{Rk_2}{k_i}\omega - \frac{Rk_1}{k_i}\omega^2$$

$$Ir\dot{\omega} = u - a\omega^2 - b\omega$$

และให้

$$Ir = \frac{IR}{k_i}$$

$$a = \frac{k_1R}{k_i}$$

$$b = \frac{(k_b k_i + Rk_2)}{k_i}$$

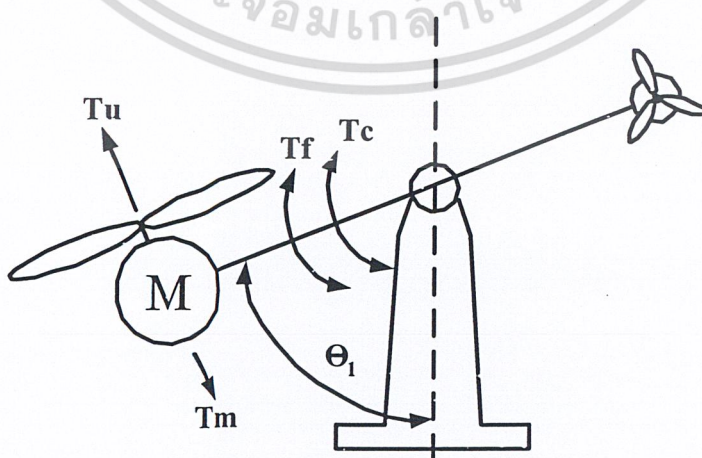
จะได้สมการของแรงที่เกิดจากการหมุนของใบพัดเป็น

$$ir\dot{\omega} = u - a\omega^2 - b\omega$$

3.3.2 สมการการเคลื่อนที่ทางแนวตั้งของเฮลิคอปเตอร์จำลอง

โดยพิจารณาแรงบิดต่างๆ ที่กระทำกับการเคลื่อนที่ของแกนปีกเฮลิคอปเตอร์จำลองดังรูปที่ 3.13 จะได้สมการแสดงความสัมพันธ์ของแรงบิดทั้งหมดคือ

$$I_m \ddot{\theta}_1 = T_u + T_c - T_f - T_m$$



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
รูปที่ 3.13 แสดงแรงบิดต่างๆ ที่กระทำกับ เฮลิคอปเตอร์จำลองในแนวตั้ง
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- เมื่อ θ คือ มุมปีกงาย (rad)
 T_u คือ แรงบิดที่เกิดจากการหมุนของใบพัด ($N-m$)
 T_f คือ แรงบิดด้านการเคลื่อนที่ ($N-m$)
 T_m คือ แรงบิดที่เกิดจากแรงดึงดูดของโลกกระทำกับมวลของ เฮลิคอปเตอร์จำลอง ($N-m$)
 T_c คือ แรงบิดที่เกิดจากแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลาง ($N-m$)
 I_m คือ โมเมนต์ความเฉื่อย ($kg-m$)

3.3.2.1 แรงบิดที่เกิดจากการหมุนของใบพัด T_u

เป็นการยากที่จะสร้างสมการของแรงที่เกิดจากการหมุนของใบพัด ซึ่งขึ้นอยู่กับลักษณะของใบพัดเอง เช่น ขนาดความยาวของใบพัด มุมเอียงของใบพัดที่ทำกับอากาศ รูปทรงของภาคตัดของใบพัด ความเร็วของการหมุนของใบพัด และตัวแปรสำคัญอีกอย่างหนึ่งก็คือ ความหนาแน่นของอากาศ ρ ที่ใบพัดนั้นหมุนอยู่ ดังจะพิจารณาได้ความสัมพันธ์โดยวิธีต่อไปนี้

พิจารณาใบพัด เส้นผ่านศูนย์กลาง D หน่วยเป็นเมตร (m) หมุนด้วยความเร็วรอบ ω ต่อวินาที ถูกขับด้วยแรงบิด Q หน่วยเป็นนิวตันเมตร ($N-m$) และให้แรงขับ T หน่วยเป็นนิวตัน (N) ใบพัดนี้ใช้ขับเคลื่อนอากาศที่มีความหนาแน่น ρ หน่วยเป็น kg/m^3 มีความหนืด ν หน่วยเป็น m^2/s และมี Modulus of bulk elasticity เป็น k หน่วยเป็น N/m^2 ใบพัดเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยความเร็ว V หน่วยเป็นเมตรต่อวินาที (m/s) จากความรู้ทางการวิเคราะห์ทางมิติจะสร้างความสัมพันธ์ของแรงขับว่าเกี่ยวข้องกับตัวแปรต่างๆว่าน่าจะเป็นไปได้ดังนี้

$$T = h(D, \omega, \rho, \nu, k, V) = CD^a \omega^b \rho^c \nu^d k^e V^f$$

โดยที่ C เป็นค่าคงที่ค่าหนึ่ง จะเขียนสมการในรูปของมิติได้ดังนี้

$$MLT^{-2} = L^a T^{-b} (ML^{-3})^c (L^2 T^{-1})^d (ML^{-1} T^{-2})^e (LT^{-1})^f$$

เทียบกำลังของหน่วยหลักจะได้ว่า

$$\begin{aligned} \text{มวล, } M & 1 = c + e \\ \text{ความยาว, } L & 1 = a - 3c + 2d - e + f \\ \text{เวลา, } T & 2 = b + d + 2e + f \end{aligned}$$

จากสมการทั้งสามข้างบนนี้เราสามารถหาค่าของ a, b และ c ในรูปของ d, e และ f ได้เป็น

$$a = 4 - 2e - 2d - f$$

เอกสารนี้ $b = 2 - d - 2e - f$ สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

แทนค่า a, b และ c นี้ลงในสมการ $T = CD^a \omega^b \rho^c v^d k^e v^f$ และจัดเรียงใหม่จะได้

$$\begin{aligned} T &= C D^{(4-2e-2d-f)} \omega^{(2-d-2e-f)} \rho^{(1-ec)} v^d k^e v^f \\ &= \frac{C \rho \omega^2 D^4 v^d k^e v^f}{D^{(2e+2d+f)} \omega^{(d+2e+f)} \rho^e} \\ &= C \rho \omega^2 D^4 \frac{v^d k^e v^f}{D^{2d} D^{2e} D^f \omega^d \omega^{2e} \omega^f \rho^e} \\ &= C \rho \omega^2 D^4 \cdot \frac{v^d}{D^{2d} \omega^d} \cdot \frac{k^e}{D^{2e} \omega^{2e} \rho^e} \cdot \frac{v^f}{D^f \omega^f} \\ &= C \rho \omega^2 D^4 \cdot \left(\frac{v}{D^2 \omega}\right)^d \cdot \left(\frac{k}{D^2 \omega^2 \rho}\right)^e \cdot \left(\frac{v}{D \omega}\right)^f \end{aligned}$$

- 1) พิจารณา $\frac{v}{D^2 \omega}$ เนื่องจาก $D\omega$ คือความเร็วของปลายใบพัด ดังนั้นความสัมพันธ์นี้คือ $\frac{v}{D\omega}$ ซึ่งก็คือส่วนกลับของ Reynolds number, R ดังนั้น R จะต้องพิจารณาว่าเป็นแฟกเตอร์ที่มีความสำคัญจะต้องเท่ากันระหว่างแบบจำลองกับตัวจริง

Kinematic Viscosity ν

$$\nu = \frac{\mu}{\rho}$$

เมื่อ μ คือ absolute viscosity
 ρ คือ ความหนาแน่น

Reynolds number R

$$R = \frac{\rho V D}{\mu}$$

เมื่อ V คือ ความเร็ว
 D คือ ระยะทาง

ดังนั้นได้ว่า

$$R = \frac{\rho V D}{\mu} = \frac{\rho V D}{\nu \rho} = \frac{V D}{\nu}$$

- 2) พิจารณา $\frac{k}{D^2 \omega^2 \rho}$ เมื่อ $\frac{k}{\rho} = a^2$ โดย a คือความเร็วของเสียงในอากาศขณะนั้นและ $D\omega$

เป็นความเร่งของปลายใบพัด ดังนั้นความสัมพันธ์คือ $\left(\frac{a}{v}\right)^2$ หรือ M นั่นเอง โดยที่ M คือ เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้เผยแพร่ไปยังบริษัทใด ๆ การค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Mach number ที่ปลายใบพัด ดังนั้นค่า M จะต้องเหมือนกันในการทดลองของตัวจำลองกับตัวจริงความเร็วเสียงในแก๊สใดๆ คือ

$$a = \sqrt{\frac{k}{\rho}}$$

- 3) $\frac{v}{\omega D}$ ในเมื่อ v คือความเร็วของใบพัดที่เคลื่อนที่ไปข้างหน้าและค่า $\frac{v}{\omega}$ ก็คือระยะการเคลื่อนไปข้างหน้าต่อการหมุนหนึ่งรอบค่า $\frac{v}{\omega D}$ เป็นค่าไร้มิติ ซึ่งจะกำหนดเรียกว่า Advance Ratio แทนด้วยสัญลักษณ์ J ดังนั้นจะได้สมการใหม่คือ

$$T = C \rho \omega^2 D^4 h(R, M, J)$$

ค่าคงที่ C รวมกับแฟคเตอร์ $h(R, M, J)$ ได้เป็น k_t ซึ่งคือสัมประสิทธิ์แรงขับ ดังนั้นสมการจะเขียนใหม่เป็น

$$T = k_t \rho \omega^2 D^4$$

ค่า k_t เป็นค่าไร้มิติ ขึ้นอยู่กับรูปแบบของใบพัดและขึ้นอยู่กับค่า R, M และ J ซึ่งค่าเหล่านี้จะหามาได้โดยการทดลองหรือโดยใช้ทฤษฎีขั้นสูงของ Blade Element Theory ซึ่งในขณะนี้ตัวแปรที่เราสามารถเปลี่ยนแปลงค่าได้ก็คือความเร็วของการหมุนของใบพัด ω และส่วนค่า ρ และ D คือเป็นค่าคงที่เพราะไม่สามารถเปลี่ยนแปลงได้ ดังนั้นจึงรวม ρ, D และ k_t เป็นค่าคงที่ค่าหนึ่งให้เป็นตัวแปร k จะได้ว่า

$$T = k |\omega| \omega$$

สมการแสดงแรงบิดที่เกิดขึ้นจากการหมุนด้วยความเร็ว ω_1 ของใบพัด

$$T_u = k_1 |\omega_1| \omega_1$$

3.3.2.1 แรงบิดที่เกิดจากแรงดึงดูดของโลกกระทำกับมวลของ เฮลิคอปเตอร์จำลอง T_m

แรงดึงดูดของโลกที่กระทำกับตัวเฮลิคอปเตอร์นั้นมีผลต่อการเคลื่อนที่ของเฮลิคอปเตอร์เช่นกัน

แสดงดังรูปที่ 3.14

จาก แรงบิด = แรงคูณระยะทาง

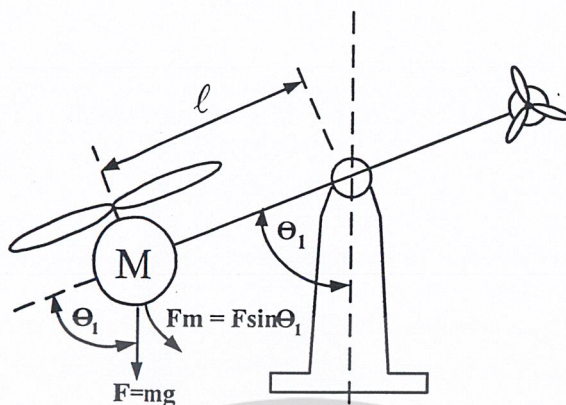
$$T = F \ell$$

และ แรง = มวลคูณความเร่ง

$$F = ma$$

$$F = mg$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารสงวนลิขสิทธิ์สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.14 แสดงส่วนประกอบของแรงที่เกิดจากแรงดึงดูดของโลก

แรงที่กระทำกับคาน l คือ F_m และแรงบิดที่กระทำกับคาน l คือ T_m แสดงได้โดย

$$F_m = F \sin \theta_1 = mg \sin \theta_1$$

$$T_m = T_g \sin \theta_1 = mg l \sin \theta_1$$

เมื่อ $T_g = mg l$ ซึ่งเป็นค่าคงที่

T = แรงบิด หน่วยเป็น (N-m)

F = แรง หน่วยเป็น (N)

l = ระยะทางจากจุดวัดแรงบิดกับจุดที่แรงกระทำกับคาน หน่วยเป็น (m)

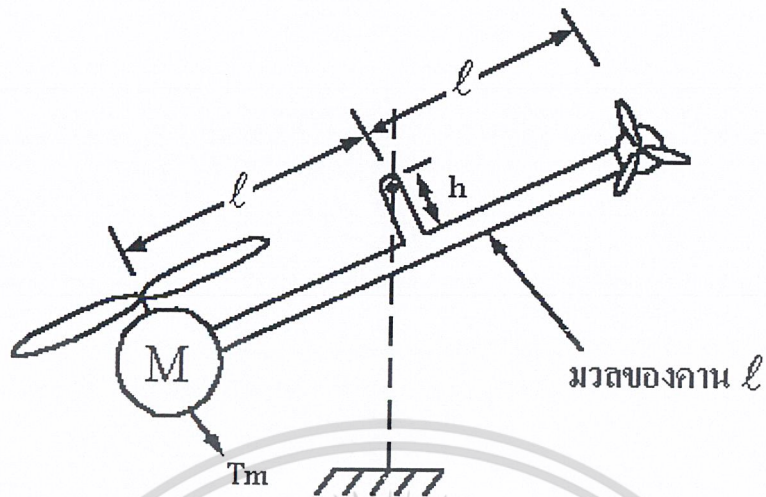
m = มวล หน่วยเป็น (kg)

g = ความเร่งของแรงดึงดูดของโลก (เท่ากับ 9.8 m/s^2)

แต่ความเป็นจริงสำหรับเฮลิคอปเตอร์จำลองที่ศึกษา มีระยะห้อย h ดังรูปที่ 3.15 ซึ่งจากการประมาณในช่วงแรกประมาณให้ระยะห้อย h เป็น "0" เพื่อให้ง่ายต่อการหาสมการการเคลื่อนที่ได้ง่าย แต่ในการพิจารณาของ T_m นี้ ระยะห้อย h ถึงแม้จะมีค่าน้อยแต่ก็ส่งผลต่อค่า T_m มาก ดังนั้นจึงจำเป็นต้องพิจารณาค่า h ด้วย

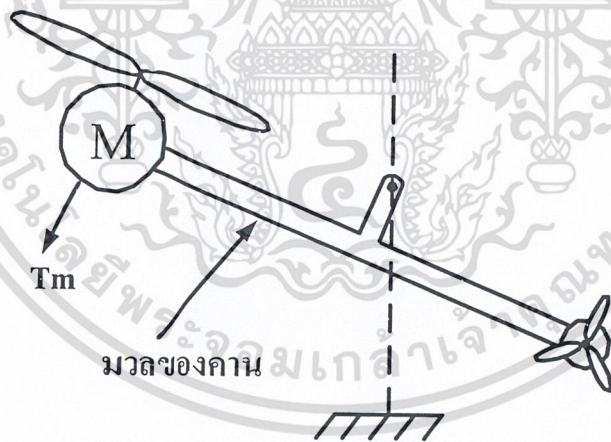
เมื่อ $\theta_1 = 90^\circ$ ค่า h จะไม่มีผล แต่จะมีผลต่อ T_m ก็ต่อเมื่อ $\theta_1 < 90^\circ$ และ $\theta_1 > 90^\circ$ ซึ่งเมื่อ $\theta_1 < 90^\circ$ จะทำให้ค่า T_m ลดลงเพราะมวลของคาน l มีน้ำหนัก และเมื่อ $\theta_1 > 90^\circ$ มวลของคาน l ดังกล่าวจะไปเพิ่มมวลให้กับคานด้านหลังทำให้ค่า T_m น้อยกว่าปกติดังรูปที่ 3.15

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.15 แสดงผลของน้ำหนักของแกนเมื่อ $\theta_1 > 90^\circ$

และในทางกลับกัน ถ้า $\theta_1 > 90^\circ$ จะทำให้ค่าของ T_m เพิ่มขึ้นมากกว่าปกติเพราะน้ำหนักของแกน l แสดงดังรูปที่ 3.16



รูปที่ 3.16 แสดงผลของน้ำหนักของแกนเมื่อ $\theta_1 < 90^\circ$

ดังนั้นจึงจำเป็นต้องเพิ่มฟังก์ชันเข้าไปโดยสังเกตจากพฤติกรรมของการเปลี่ยนแปลงของ T_m ที่เป็นผลมาจากน้ำหนักของแกน l ด้วย

จะสังเกตได้ว่า ที่ $\theta_1 = 90^\circ$ น้ำหนักของแกนไม่มีผล

ที่ $\theta_1 < 90^\circ$ T_m ลดลงเนื่องจากน้ำหนักแกน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่ $\theta_1 > 90^\circ$ T_m มากขึ้นเนื่องจากน้ำหนักแกน เท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ดังนั้น ฟังก์ชันที่เหมาะสมคือ

$$-k_h \cos \theta_1 \quad \text{เมื่อ } k_h \text{ เป็นค่าคงที่ค่าหนึ่ง}$$

ดังนั้นจะได้ $T_m = T_g \sin(\theta_1) - k_h \cos(\theta_1)$

3.3.2.2 แรงบิดต้านการเคลื่อนที่ T_f

แรงบิดต้านการเคลื่อนที่ T_f นี้แบ่งเป็น 2 แบบ คือ แรงเสียดทานเชิงกลและแรงต้านทานอากาศพลศาสตร์ ดังจะอธิบายต่อไปนี้

- แรงเสียดทานเชิงกล (Mechanical Friction) $T_{f \text{ mechanical}}$

แรงเสียดทานเชิงกลแบ่งออกเป็นสองแบบ คือ

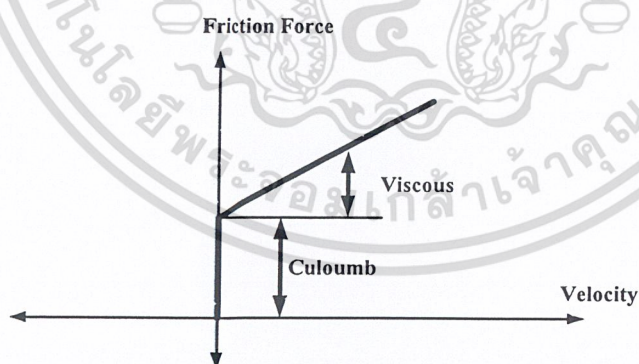
- แรงเสียดทานขณะเคลื่อนที่ (Viscous Friction) คือ F_v

$$F_v = -kV(t)$$

เมื่อ $V(t)$ คือ ความเร็วในการเคลื่อนที่

- แรงเสียดทานขณะอยู่กับที่ (Coulomb Friction) คือ F_c

$$F_c = -F_c \text{sign}(V(t))$$



รูปที่ 3.17 แสดงความสัมพันธ์ของแรงเสียดทานกับความเร็ว

ดังนั้น

$$T_{f \text{ mechanical}} = F_r + F_c$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นิยมนำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่าการณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดลอกและเผยแพร่โดยไม่ได้รับอนุญาตจากเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$= -kV(t) - F_c \text{sign}(V(t)) \quad \text{เมื่อ } \begin{matrix} k = \beta_{21} \\ F_c = T_{c1} \end{matrix}$$

$$= \beta_{21} \dot{\theta}_1 + T_{c1} \text{sign}(\dot{\theta}_1)$$

- แรงต้านทานอากาศพลศาสตร์ (Aerodynamic Damping) $T_{f_{aerodynamic}}$

เกิดจากการหมุนของใบพัดด้วยความเร็ว ω_1 ซึ่งทำให้เกิดแผ่นงานเสมือนขึ้นและเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงของ θ_1 ก็จะเหมือนว่ากำลังเคลื่อนที่งานเสมือนนั้นซึ่งผลของความหนืดของอากาศทำให้เกิดแรงต้านกระทำกับแผ่นงานเสมือนดังกล่าวซึ่งจะเขียนเป็นสมการได้ว่า

$$T_{f_{aerodynamic}} = \beta_{11} |\omega_1| \dot{\theta}_1$$

ดังนั้น จะได้สมการแรงบิดด้านการเคลื่อนที่คือ

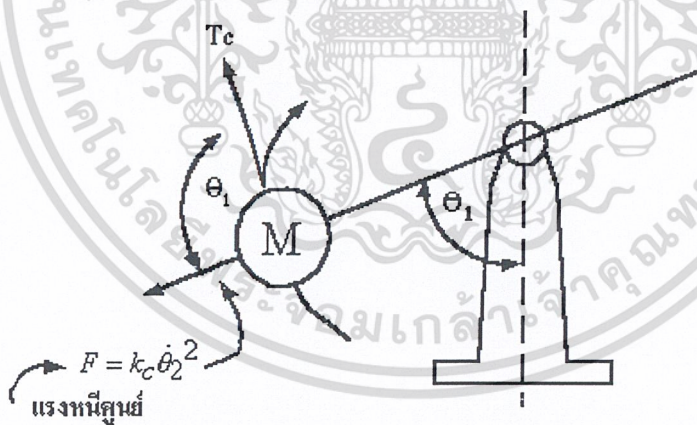
$$T_f = T_{f_{mechanical}} + T_{f_{aerodynamic}}$$

$$T_f = [\beta_{21} \dot{\theta}_1 + T_c \text{sign}(\dot{\theta}_1)] + \beta_{11} |\omega_1| \dot{\theta}_1$$

$$T_f = (\beta_{11} |\omega_1| + \beta_{21}) \dot{\theta}_1 + T_c \text{sign}(\dot{\theta}_1)$$

3.3.2.3 แรงบิดที่เกิดจากแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลาง T_c

เมื่อมีการเคลื่อนที่ในแนวแกนสายด้วยความเร็ว $\dot{\theta}_2$ ทำให้เกิดแรงเหวี่ยงหนีศูนย์กลางและแรง T_c จึงทำให้มุมในแนวแกนปีกแยกเคลื่อนที่เข้าหา 90° (คานจะขนานกับพื้นระนาบ) ซึ่งถือเป็นการรบกวนของการเคลื่อนที่ของ θ_2 ที่ส่งผลต่อการเคลื่อนที่ใน θ_1 ซึ่งจะแสดงดังรูปที่ 3.18



รูปที่ 3.18 แสดงลักษณะของการเกิดแรงบิด T_c

จะได้สมการดังนี้

$$T_c = k_c \dot{\theta}_2^2 \sin(2\theta_1)$$

จากสมการ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 $I_m \ddot{\theta}_1 = T_u + T_c - T_m - T_f$
 ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

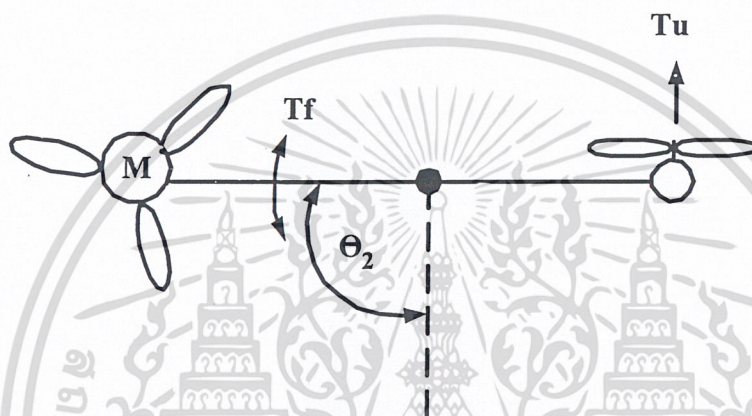
จะได้สมการการเคลื่อนที่ทางแนวตั้งของเฮลิคอปเตอร์จำลอง

$$I_m \ddot{\theta}_1 = k_1 \omega_1^2 - [(\beta_{11} |\omega_1| + \beta_{21}) \dot{\theta}_1 + T_{c1} \text{sign}(\dot{\theta}_1)] - [T_g \sin(\theta_1) - k_h \cos(\theta_1)] + k_c \dot{\theta}_2^2 \sin(2\theta_1)$$

$$I_{r1} \dot{\omega}_1 = u_1 - a_1 \omega_1^2 - b_1 \omega_1$$

3.3.3 สมการเคลื่อนที่ทางแนวระนาบของเฮลิคอปเตอร์จำลอง

โดยพิจารณาแรงบิดต่างๆที่กระทำกับการเคลื่อนที่ของแกนสาย แสดงดังรูปที่ 3.19



รูปที่ 3.19 แสดงแรงบิดต่างๆที่กระทำกับการเคลื่อนที่ของแกนสาย

จะได้สมการความสัมพันธ์ คือ

$$I_s(\theta_1) \ddot{\theta}_2 = T_u - T_f$$

เมื่อ θ_2 คือ มุมการเคลื่อนที่ในแนวแกนสายหน่วยเป็น (rad)

T_u คือ แรงบิดที่เกิดจากใบพัดหน่วยเป็น (N-m)

I_s คือ โมเมนต์ความเฉื่อยหน่วยเป็น (kg-m)

3.3.3.1 โมเมนต์ความเฉื่อย I_s

จะสังเกตเห็นได้ว่าเมื่อ $\theta_1 = 90^\circ$ จะทำให้ $I_s = I$ และเมื่อ θ_1 มากกว่าหรือน้อยกว่า 90° จะทำให้ I_s มีค่าน้อยกว่า I จะแสดงให้เห็นดังรูปที่ 3.20 ดังนั้นจะได้

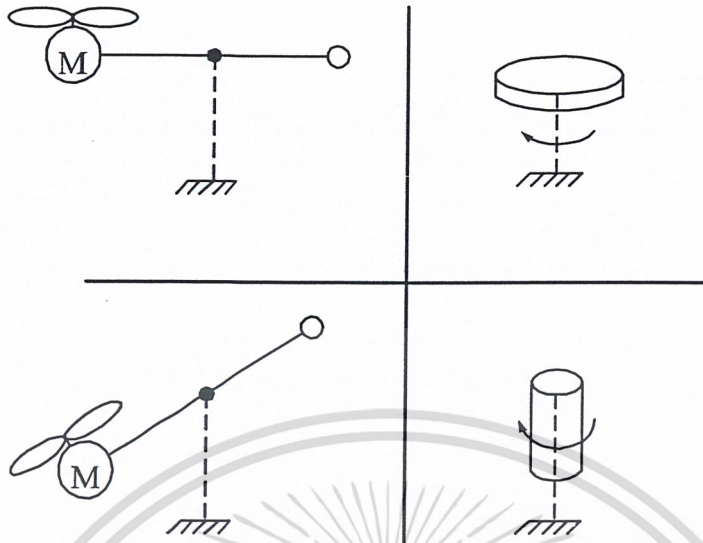
$$I_s(\theta_1) = \sin(\theta_1) I_m$$

และ

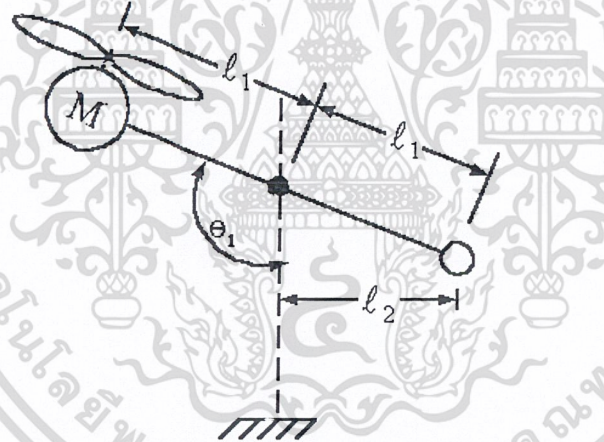
$$l_2 = l_1 \sin \theta_1$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า แสดงระยะ l_2 ดังรูปที่ 3.21

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.20 แสดงการเปลี่ยนแปลงของ I_s เมื่อ θ_1 เปลี่ยนแปลง



รูปที่ 3.21 แสดงความสัมพันธ์ของ l_2 เมื่อ θ_1 เปลี่ยนแปลง

3.3.3.2 แรงบิดที่เกิดจากการหมุนของใบพัด T_f

เนื่องจากใช้ใบพัดและมอเตอร์เหมือนกันและลักษณะการเคลื่อนที่เหมือนกันทั้งสองแกนจึงสามารถใช้สมการ T_f ของแนวตั้งแทนได้

$$T_f = (\beta_{12}|\omega| + \beta_{22})\dot{\theta}_2 + T_{c2}\text{sign}(\dot{\theta}_2)$$

จาก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 $I_s(\theta_1)\ddot{\theta}_2 = T_u - T_f$
 ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จะได้สมการการเคลื่อนที่ทางแนวระนาบของเฮลิคอปเตอร์จำลองคือ

$$\sin(\theta_1)I_m\ddot{\theta}_2 = \sin(\theta_1)k_2\omega_2^2 - [(\beta_{12}|\omega| + \beta_{22})\dot{\theta}_2 + T_{c2}\text{sign}(\dot{\theta}_2)]$$

และ

$$I_{r2}\dot{\omega}_2 = u_2 - a_2\omega_2^2 - b_2\omega_2$$

สมการการเคลื่อนที่ของ เฮลิคอปเตอร์จำลอง ทั้งสองแกนคือ

$$I_m\ddot{\theta}_1 = k_1\omega_1^2 - (\beta_{11}|\omega_1| + \beta_{21})\dot{\theta}_1 - T_{c1}\text{sign}(\dot{\theta}_1) + k_c\dot{\theta}_2^2 \sin(2\theta_1) - (T_g \sin(\theta_1) - k_h \cos(\theta_1))$$

$$I_{r1}\dot{\omega}_1 = u_1 - a_1\omega_1^2 - b_1\omega_1$$

$$\sin(\theta_1)I_m\ddot{\theta}_2 = \sin(\theta_1)k_2\omega_2^2 - (\beta_{12}|\omega_2| + \beta_{22})\dot{\theta}_2 - T_{c2}\text{sign}(\dot{\theta}_2)$$

$$I_{r2}\dot{\omega}_2 = u_2 - a_1\omega_2^2 - b_2\omega_2$$

เขียนอีกรูปแบบหนึ่งจะได้

$$\dot{x}_1 = x_2$$

$$\dot{x}_2 = \frac{1}{I_m} \left[k_1 x_3 |x_3| - (\beta_{11} |x_3| + \beta_{21}) x_2 - T_{c1} \text{sign}(x_2) - (T_g \sin(x_1) - k_h \cos(x_1)) + k_c x_5^2 \sin(2x_1) \right]$$

$$\dot{x}_3 = \frac{1}{I_{r1}} (u_1 - a_1 x_3 |x_3| - b_1 x_3)$$

$$\dot{x}_4 = x_5$$

$$\dot{x}_5 = \frac{1}{I_m} k_2 x_6 |x_6| - \frac{1}{\sin(x_1)} ((\beta_{12} |x_6| + \beta_{22}) x_5 + T_{c2} \text{sign}(x_5))$$

$$\dot{x}_6 = \frac{1}{I_{r2}} (u_2 - a_1 x_6 |x_6| - b_2 x_6)$$

เมื่อ

$$x_1 = \theta_1$$

$$x_2 = \dot{x}_1 = \dot{\theta}_1$$

$$x_3 = \omega_1$$

$$x_4 = \theta_2$$

$$x_5 = \dot{x}_4 = \dot{\theta}_2$$

$$x_6 = \omega_2$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.4 การประมาณระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้นให้เป็นระบบที่เป็นเชิงเส้น

หลังจากที่ได้สมการการเคลื่อนที่ของเฮลิคอปเตอร์จำลองทั้งสองแกนแล้วจะสังเกตเห็นว่าระบบเป็นระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้น ดังนั้นเพื่อให้ง่ายต่อการออกแบบระบบควบคุมจึงมีความจำเป็นที่จะต้องทำการประมาณระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้นให้เป็นระบบที่เป็นเชิงเส้น (Linearization)

จาก

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u})$$

$$\mathbf{y} = \mathbf{h}(\mathbf{x})$$

สามารถประเมินโดย

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u}$$

$$\mathbf{A} = \left. \frac{\partial \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{x}} \right|_{\mathbf{x} = \mathbf{x}_0, \mathbf{u} = \mathbf{u}_0}$$

$$\mathbf{B} = \left. \frac{\partial \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{u}} \right|_{\mathbf{x} = \mathbf{x}_0, \mathbf{u} = \mathbf{u}_0}$$

เมื่อ \mathbf{x}_0 และ \mathbf{u}_0 เป็นจุดที่สนใจในการประมาณ

จากระบบข้างต้น จะได้

$$\frac{\partial \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{x}} = \mathbf{A} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ a_{2,1} & a_{2,2} & a_{2,3} & 0 & a_{2,5} & 0 \\ 0 & 0 & a_{3,3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ a_{5,1} & 0 & 0 & 0 & a_{5,5} & a_{5,6} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & a_{6,6} \end{bmatrix}$$

และ

$$\frac{\partial \mathbf{f}(\mathbf{x}, \mathbf{u})}{\partial \mathbf{u}} = \mathbf{B} = \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ \frac{1}{I_{r1}} & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{I_{r2}} \\ 0 & 0 \end{bmatrix}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
เมื่อ
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$a_{2,1} = \frac{1}{I_m} \left[2k_c x_5^2 \cos(2x_1) - T_g \cos(x_1) - \sin(x_1) k_h \right]$$

$$a_{2,2} = \frac{1}{I_m} \left[-\beta_{11} |x_3| - \beta_{21} \right]$$

$$a_{2,3} = \frac{1}{I_m} \left[k_1 k_3 \text{sign}(x_3) + k_1 |x_3| - \beta_{11} x_2 \text{sign}(x_3) \right]$$

$$a_{2,5} = \frac{1}{I_m} 2x_5 k_c \sin(2(x_1))$$

$$a_{3,3} = \frac{1}{I_{r1}} \left[-a_1 x_3 \text{sign}(x_3) - a_1 |x_3| - b_1 \right]$$

$$a_{5,1} = \frac{1}{I} \left[\frac{\cos(x_1)}{(\sin(x_1))^2} \left[(\beta_{12} |x_6| + \beta_{22}) x_5 + T_{c2} \text{sign}(x_5) \right] \right]$$

$$a_{5,5} = \frac{1}{I} \left[-\frac{1}{\sin(x_1)} (\beta_{12} |x_6| + \beta_{22}) \right]$$

$$a_{5,6} = \frac{1}{I} \left[k_2 x_6 \text{sign}(x_6) + k_2 |x_6| - \frac{\beta_{12} x_5}{\sin(x_1)} \text{sign}(x_6) \right]$$

$$a_{6,6} = \frac{1}{I_{r2}} \left[-a_2 x_6 \text{sign}(x_6) - a_2 |x_6| - b_2 \right]$$

โดยเขียนรวมให้อยู่ในรูป

$$\dot{x} = Ax + Bu$$

ได้เป็น

$$\begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \\ \dot{x}_3 \\ \dot{x}_4 \\ \dot{x}_5 \\ \dot{x}_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ a_{2,1} & a_{2,2} & a_{2,3} & 0 & a_{2,5} & 0 \\ 0 & 0 & a_{3,3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ a_{5,1} & 0 & 0 & 0 & a_{5,5} & a_{5,6} \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & a_{6,6} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ x_3 \\ x_4 \\ x_5 \\ x_6 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ \frac{1}{I_{r1}} & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{I_{r1}} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix}$$

ทำการหาทรานเฟอร์ฟังก์ชันจากสมการที่ทำการประมาณเป็นระบบเชิงเส้นแล้วจะสามารถนำ

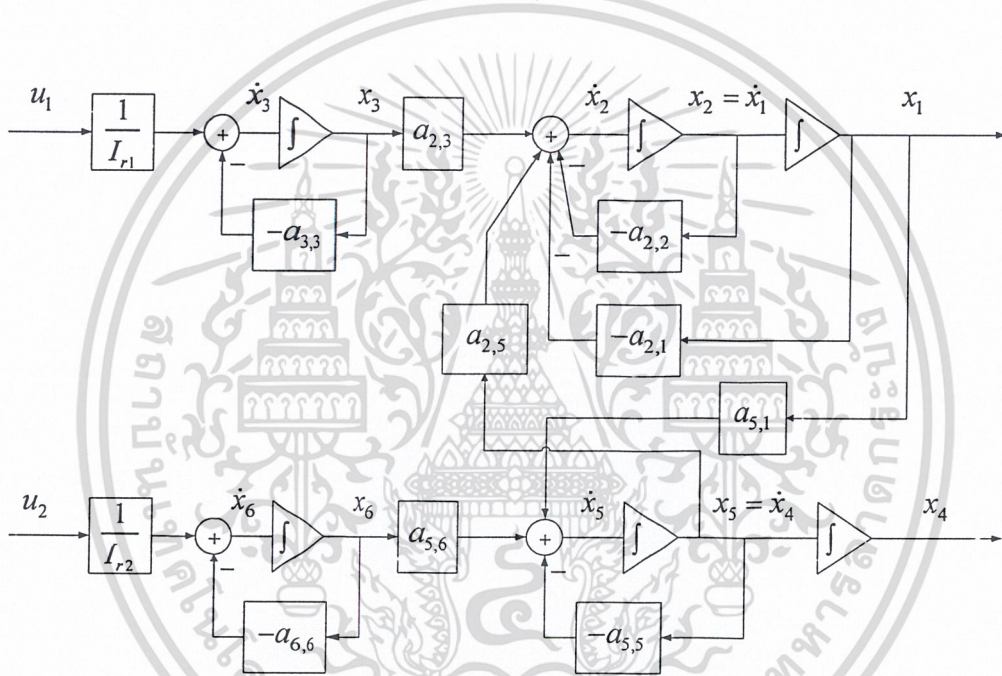
มาเขียนให้อยู่ในรูปของวงจรถอดแอมป์เพื่อนำไปออกแบบระบบต่อไป

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\begin{aligned}\dot{x}_1 &= x_2 \\ \dot{x}_2 &= a_{2,1}x_1 + a_{2,2}x_2 + a_{2,3}x_3 + a_{2,5}x_5 \\ \dot{x}_3 &= a_{3,3}x_3 + \frac{1}{I_{r1}}u_1 \\ \dot{x}_4 &= x_5 \\ \dot{x}_5 &= a_{5,1}x_1 + a_{5,5}x_5 + a_{5,6}x_6 \\ \dot{x}_6 &= a_{6,6}x_6 + \frac{1}{I_{r2}}u_2\end{aligned}$$

เขียนให้อยู่ในรูปของบล็อกไดอะแกรมสถานะแสดงดังรูปที่ 3.22



รูปที่ 3.22 แสดงบล็อกไดอะแกรมสถานะ

3.5 การประมาณค่าพารามิเตอร์โดยวิธีกำลังสองน้อยที่สุด

หลักการในการหาค่าพารามิเตอร์ในสมการที่รู้ค่าอินพุตและเอาต์พุตซึ่งอินพุตและเอาต์พุตโดยวิธีกำลังสองน้อยที่สุด (Least Squares) จะใช้ในการประมาณค่าพารามิเตอร์ในระบบได้

ในที่นี้เพื่อง่ายแก่การทำความเข้าใจในเบื้องต้น สมมติว่าระบบสามารถอธิบายได้ด้วยสมการผลต่างดังนี้

$$y(k) - ay(k-1) = bx(k)$$

เมื่อ $y(k)$ และ $x(k)$ คือเอาต์พุตและอินพุตที่เวลาสุ่ม k ของระบบ ตามลำดับ
 อีกสารนี้เป็นเอกสารผลงานวิชาหรือการเขียนเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นับเป็นไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 จากสมการจะสังเกตว่าค่า $y(k)$ และ $x(k)$ นั้นทราบค่าได้จากการทดลอง แต่ a และ b นั้นไม่ทราบค่า
 ไม่มีการแก้ไข ทดสอบ ออกแบบใหม่เพื่อแก้ไขข้อผิดพลาด และต้องแจ้งเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการแก้ไข

พิจารณาจะเห็นว่า

$$J = \sum_{k=1}^n e^2(k) = [e^2(1) + e^2(2) \cdots + e^2(n)]$$

$$= [e(1) \ e(2) \ \cdots \ e(n)] \begin{bmatrix} e(1) \\ e(2) \\ \vdots \\ e(n) \end{bmatrix} = \mathbf{e}^T \mathbf{e}$$

จากความสัมพันธ์ข้างต้น สามารถจัดรูปได้เป็น

$$\mathbf{y} = \Phi\theta + \mathbf{e}$$

$$\mathbf{e} = \mathbf{y} - \Phi\theta$$

และสามารถคำนวณค่าของ J ได้ดังนี้

$$J = \sum_{k=0}^n e^2(k) = \mathbf{e}^T \mathbf{e} = (\mathbf{y} - \Phi\theta)^T (\mathbf{y} - \Phi\theta)$$

ดังนั้น หากต้องการให้ค่าของ J มีค่าน้อยที่สุด ซึ่งจะทำให้ผลรวมค่าความผิดพลาดกำลังสองน้อยที่สุดแล้ว สามารถคำนวณได้จากการแก้ปัญหาค่าพื้นฐาน $\frac{\partial J}{\partial \theta} = 0$

พิจารณา

$$\frac{\partial J}{\partial \theta} = \frac{\partial}{\partial \theta} (\mathbf{y} - \Phi\theta)^T (\mathbf{y} - \Phi\theta)$$

$$\frac{\partial J}{\partial \theta} = (\mathbf{y} - \Phi\theta)^T (-\Phi) + (-\Phi^T)(\mathbf{y} - \Phi\theta)$$

จาก

$$(\mathbf{y} - \Phi\theta)^T (-\Phi) = [(\mathbf{y} - \Phi\theta)^T (-\Phi)]^T$$

$$= (-\Phi^T)(\mathbf{y} - \Phi\theta)$$

จะได้

$$\frac{\partial J}{\partial \theta} = (-\Phi^T)(\mathbf{y} - \Phi\theta) + (-\Phi^T)(\mathbf{y} - \Phi\theta)$$

$$0 = -2\Phi^T(\mathbf{y} - \Phi\theta)$$

$$0 = -\Phi^T(\mathbf{y} - \Phi\theta)$$

$$0 = -\Phi^T \mathbf{y} + \Phi^T \Phi \theta$$

$$\Phi^T \Phi \theta = \Phi^T \mathbf{y}$$

$$\theta = (\Phi^T \Phi)^{-1} \Phi^T \mathbf{y}$$

โดยสมมติว่า $\Phi^T \Phi$ ไม่เป็นเมตริกซ์เอกฐาน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ดังนั้นจะได้ค่า a, b จาก $\theta = \begin{bmatrix} a \\ b \end{bmatrix}$ นั่นเอง
 หมายเหตุ: หวังว่านี่จะเป็นประโยชน์ต่อคุณและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.6 การประมาณค่าของพารามิเตอร์ทางแนวตั้งในสภาวะคงตัว

ในการประมาณค่าของ พารามิเตอร์ในส่วนแรกนี้จะพิจารณาสมการการเคลื่อนที่ทางแนวตั้ง โดยที่ไม่พิจารณาผลของการเคลื่อนที่ทางแนวนอน ก็จะไม่พิจารณาค่า T_c จะได้สมการดังนี้

$$\begin{aligned}\dot{x}_1 &= x_2 \\ \dot{x}_2 &= \frac{1}{I_m} \left[k_1 x_3 |x_3| - (\beta_{11} |x_3| + \beta_{21}) x_2 - T_{c1} \text{sign}(x_2) - (T_g \sin(x_1) - k_h \cos(x_1)) \right] \\ \dot{x}_3 &= \frac{1}{I_{r1}} (u_1 - a_1 x_3^2 - b_1 x_3)\end{aligned}$$

ดังนั้นในสภาวะคงตัว ซึ่งความเร็วในการเคลื่อนที่ของแกนปีกเกยเป็นศูนย์ ($\dot{\theta}_1 = 0$) ความเร่งในการเคลื่อนที่ในแกนปีกเกยเป็นศูนย์ ($\ddot{\theta}_1 = 0$) และความเร่งของใบพัดเป็นศูนย์ด้วย ($\dot{\omega}_1 = 0$) จะได้

$$\begin{aligned}\dot{x}_1 &= x_2 = 0 \\ \dot{x}_2 &= 0 \\ \dot{x}_3 &= 0\end{aligned}$$

และจะได้สมการใหม่คือ

$$\begin{aligned}0 &= k_1 x_3^2 - (T_g \sin(x_1) - k_h \cos(x_1)) \\ 0 &= \frac{1}{I_{r1}} (u_1 - a_1 x_3^2 - b_1 x_3) \\ T_g \sin(x_1) - k_h \cos(x_1) &= k_1 x_3^2\end{aligned}$$

โดยจาก

$$0 = \frac{1}{I_{r1}} (u_1 - a_1 x_3^2 - b_1 x_3)$$

แก้หาความสัมพันธ์

$$\begin{aligned}0 &= u_1 - a_1 x_3^2 - b_1 x_3 \\ 0 &= a_1 x_3^2 + b_1 x_3 - u_1\end{aligned}$$

สามารถคำนวณค่า x_3 ได้โดย

$$x_3 = \frac{-b_1 \pm \sqrt{b_1^2 + 4a_1 u_1}}{2a_1}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ดังนั้นจะได้พจน์ x_3^2 เป็นทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$x_3^2 = \left(\frac{-b_1 \pm \sqrt{b_1^2 + 4a_1u_1}}{2a_1} \right)^2$$

$$x_3^2 = \frac{2b_1 - 2b_1\sqrt{b_1^2 + 4a_1u_1} + 4a_1u_1}{4a_1^2}$$

$$x_3^2 = \frac{b_1^2 - b_1\sqrt{b_1^2 + 4a_1u_1} + 2a_1u_1}{2a_1^2}$$

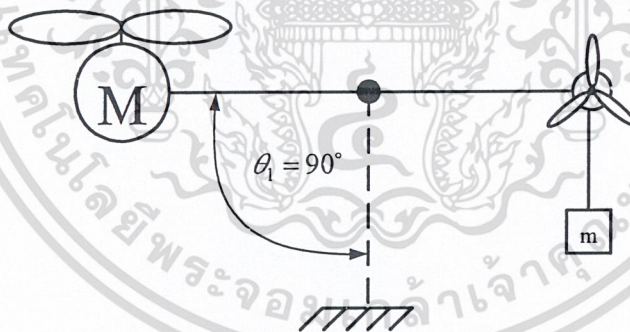
แทน x_3^2 ในสมการ $T_g \sin(x_1) - k_h \cos x_1 = k_1 x_3^2$

$$T_g \sin(x_1) - k_h \cos x_1 = k_1 \left[\frac{b_1^2 - b_1\sqrt{b_1^2 + 4a_1u_1} + 2a_1u_1}{2a_1^2} \right]$$

3.6.1 การประมาณหาค่าของ T_g และ k_h

พิจารณารูปที่ 3.23 โดยการถ่วงมวลค่าหนึ่งในส่วนหางของเฮลิคอปเตอร์จำลองจนทำให้มุม $\theta_1 = 90^\circ$ แล้วทำการชั่งมวลนั้นว่ามีมวลเท่าใด แล้วคำนวณย้อนกลับตามสมการ

$$T_g \sin(x_1) - k_h \cos(x_1) = mg$$



รูปที่ 3.23 แสดงการทดลองหาค่า T_g

ซึ่งพบว่ามวลที่ทำให้ $\theta_1 = x_1 = 90^\circ$ มีค่า $m = 0.0194 \text{ kg}$ นำไปแทนลงในสมการข้างต้น จะได้

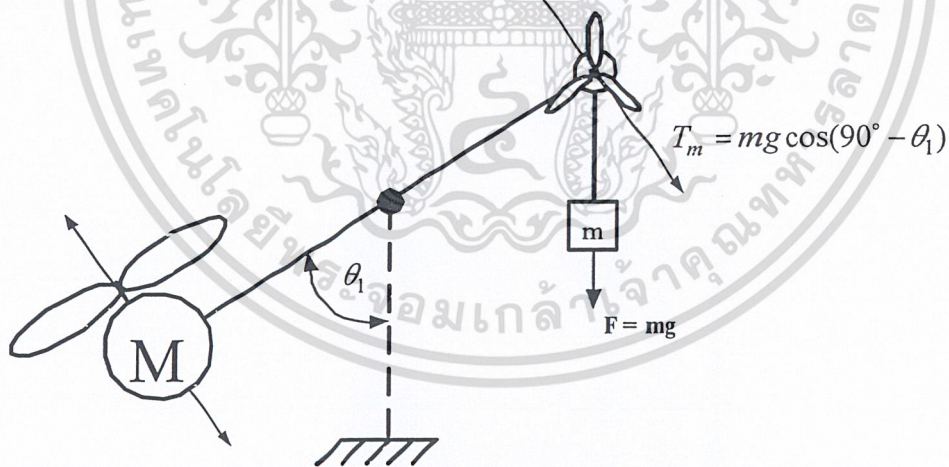
$$T_g \sin(90^\circ) - k_h \cos(90^\circ) = 0.0194 \times 9.8$$

$$T_g = 0.19012 \text{ N}$$

ในส่วนค่าของ k_h สามารถหาได้โดยการประมาณกราฟของการเคลื่อนที่ของ θ_1 เมื่อมวล m เปลี่ยนค่าไป และอาศัยสมการข้างต้นแก้หาค่า k_h ออกมาได้ผล ณ มวลต่างๆ กัน ดังตาราง 3.1 ใช้ประโยชน์ด้านการคำนวณว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การทดลองครั้งที่

	1	2	3	4	5	6	7
m (kg)	0	0.0068	0.0126	0.0189	0.0257	0.0364	0.0524
θ_1	54°	65°	77°	88°	102°	119°	138°
T_m	0	0.0603	0.1203	0.1851	0.2463	0.3119	0.3430
mg	0	0.0666	0.1234	0.1852	0.2518	0.3567	0.5135
$T_g \sin \theta_1$ (N)	0.1538	0.1723	0.1852	0.1900	0.1859	0.1662	0.1272
u_1	3 V	4 V	4.95 V	5.8 V	6.7 V	7.6 V	8.75 V

ตารางที่ 3.1 แสดงผลการทดลองการประมาณหาค่าของ T_g และ k_h รูปที่ 3.24 แสดงการถ่วงมวลเพื่อหาค่าพารามิเตอร์ T_g

เมื่อ F คือ แรงที่มวล m กระทำกับเฮลิคอปเตอร์จำลอง (N)

T_m คือ ที่กระทำกับ เฮลิคอปเตอร์จำลองในแนวการเคลื่อนที่ (N)

m คือ มวลที่นำมาถ่วง (kg)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่จัดทำขึ้นเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

พิจารณาที่ $\theta_1 = 54^\circ$ จะได้

$$\begin{aligned} T_g \sin(\theta_1) - k_h \cos(\theta_1) &= 0 \\ 0.1538 - k_h \cos(54^\circ) &= 0 \\ 0.1538 &= k_h \cos(54^\circ) \\ \frac{0.1538}{\cos(54^\circ)} &= k_h \\ 0.2616 &= k_h \end{aligned}$$

พิจารณา $\theta_1 = 138^\circ$ จะได้

$$\begin{aligned} T_g \sin(\theta_1) - k_h \cos(\theta_1) &= 0.343 \\ 0.1272 - k_h \cos(138^\circ) &= 0 \\ 0.1272 - 0.3430 &= k_h \cos(138^\circ) \\ \frac{-0.2158}{\cos(138^\circ)} &= k_h \\ 0.2903 &= k_h \end{aligned}$$

และเมื่อค่า k_h ที่ $\theta_1 = 54^\circ$ และ k_h ที่ $\theta_1 = 138^\circ$ มาหาค่าเฉลี่ยจะได้ k_h เป็น

$$\begin{aligned} k_h &= \frac{0.2616 + 0.2903}{2} \\ k_h &= 0.2750 \end{aligned}$$

3.6.2 การประมาณค่าพารามิเตอร์ k_1, a_1 และ b_1

จากสมการ

$$T_g \sin(x_1) - k_h \cos(x_1) = k_1 \left[\frac{b_1^2 - b_1 \sqrt{b_1^2 + 4a_1 u_1} + 2a_1 u_1}{2a_1^2} \right]$$

ซึ่งจะสังเกตว่า $T_m = T_g \sin(x_1) - k_h \cos(x_1)$ ในสถานะสมดุลจะมีค่าเท่ากับ T_u นั่นเอง ดังนั้นจะเขียนสมการได้ใหม่ในรูป

$$T_u = k_1 \left[\frac{b_1^2 - b_1 \sqrt{b_1^2 + 4a_1 u_1} + 2a_1 u_1}{2a_1^2} \right]$$

และ $T_u = T_g \sin(x_1) - k_h \cos(x_1)$
 เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใด ๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งที่มิมีให้ที่แบบส่งมอบและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

หากทำการแก้ด้วยวิธีกำลังสองน้อยที่สุด โดยมีตรรกะนิสมรณะเป็น

$$J = \sum_{i=1}^7 [T_g \sin(x_{1i}) - k_h \cos(x_{1i})] - mg \cos(90 - x_{1i}) - k_1 \left[\frac{b_1^2 - b_1 \sqrt{b_1^2 + 4a_1 u_{1i}} + 2a_1 u_{1i}}{2a_1^2} \right]$$

จะได้

$$k_1 = 0.0306$$

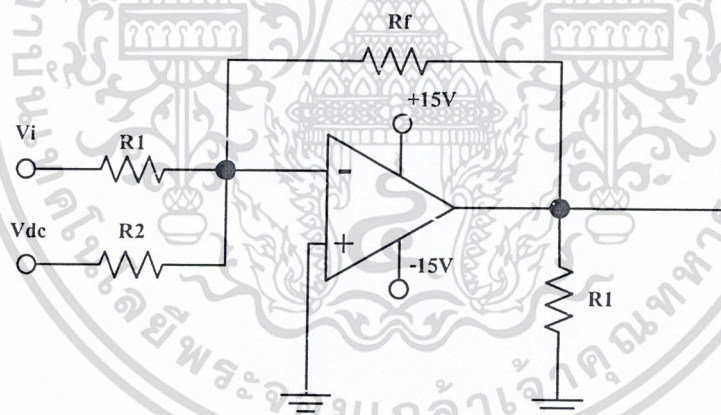
$$a_1 = 0.0510$$

$$b_1 = 0.3206$$

ส่วนตัวแปรอื่นๆก็สามารถหาได้ในลักษณะเดียวกัน

3.7 การปรับแต่งสัญญาณ

เนื่องจากสัญญาณที่ออกจากคอมพิวเตอร์นั้นเป็นสัญญาณไฟฟ้าขนาด $\pm 10V$ แต่ต้องการสัญญาณที่ไปควบคุมในช่วง $1.8V - 3V$ ดังนั้นจึงต้องทำการปรับสัญญาณดังกล่าวโดยจะใช้วงจรปรับ Zero-Span



รูปที่ 3.25 แสดงวงจรรวมสัญญาณ

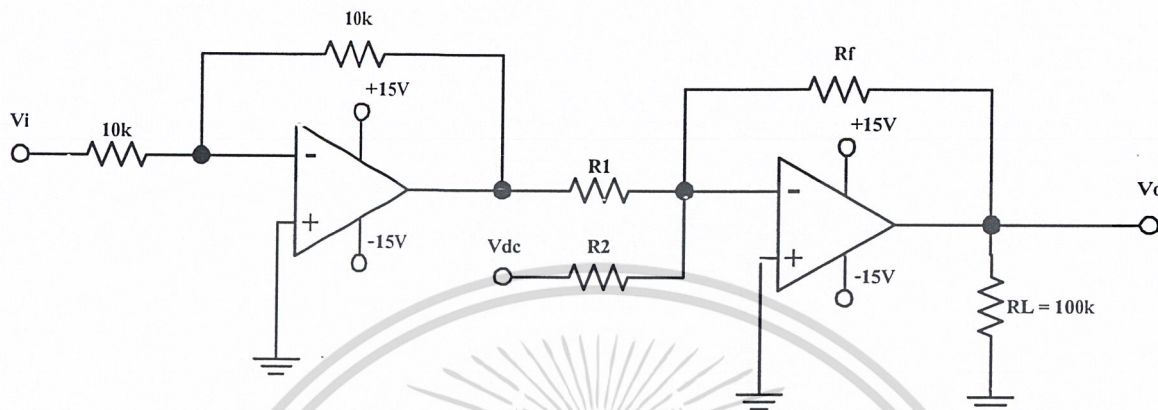
จากรูปที่ 3.25 จะได้ความสัมพันธ์ระหว่างอินพุตกับเอาต์พุต เป็นสมการ

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

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 $\frac{R_f}{R_2} V_{dc}$ การคำนวณค่า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากวงจรพื้นฐานดังกล่าวสามารถนำมาใช้เป็นวงจรปรับ Zero-Span ได้โดยต่อเข้ากับวงจรอินเวรต์ติงแอมพลิฟายเออร์ มีอัตราขยายเท่ากับ -1 จะได้วงจร ดังรูปที่ 3.26

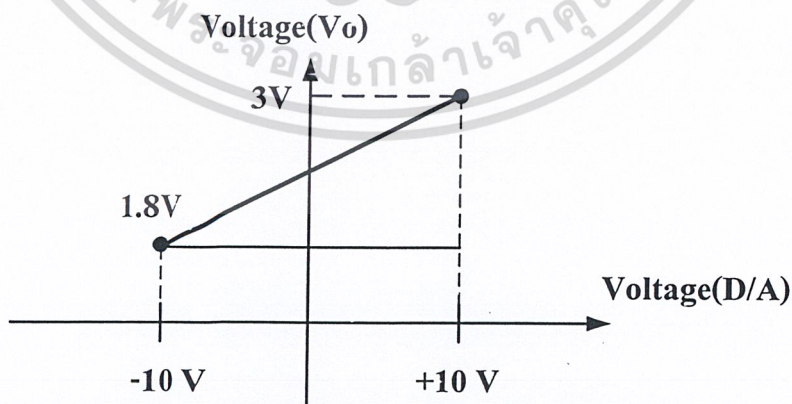


รูปที่3.26 แสดงวงจรรวมสัญญาณต่อกับวงจรอินเวรต์ติงแอมพลิฟายเออร์

ซึ่งจากรูปที่ 3.26 จะได้ความสัมพันธ์ระหว่างอินพุตกับเอาต์พุต เป็นสมการ

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

สัญญาณจาก D/A เป็นสัญญาณไฟฟ้าขนาด $\pm 10V$ ต้องการที่จะแปลงให้เป็นสัญญาณขนาด $1.8V - 3V$ เพื่อนำสัญญาณไปใช้เปรียบเทียบเป็นสัญญาณสามเหลี่ยมเพื่อปรับความกว้างของพัลส์ที่จะไปควบคุมความเร็วของมอเตอร์



รูปที่3.27 แสดงสมการเส้นตรงการปรับ Zero-Span

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่เอามาไว้สำหรับการใช้สอนเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 จะได้สมการเส้นตรง $y = mx + b$ เป็น
 ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$m = \frac{\Delta V_o}{\Delta V_i} = \frac{y_2 - y_1}{x_2 - x_1} = \frac{3 - 1.8}{10 - (-10)} = 0.06$$

$$y = 0.06x + b$$

และที่ $x = -10V$, $y = 1.8V$ แก้ได้ค่า

$$1.8 = 0.06(-10) + b$$

$$b = 2.4$$

ซึ่งจะได้ความสัมพันธ์ของสมการเส้นตรงเป็น

$$y = 0.06x + 2.4$$

ดังนั้นหากเลือกใช้ $R_f = 1 K\Omega$ จะต้องใช้ R_1 คำนวณได้เป็น

$$m = \frac{R_f}{R_1}$$

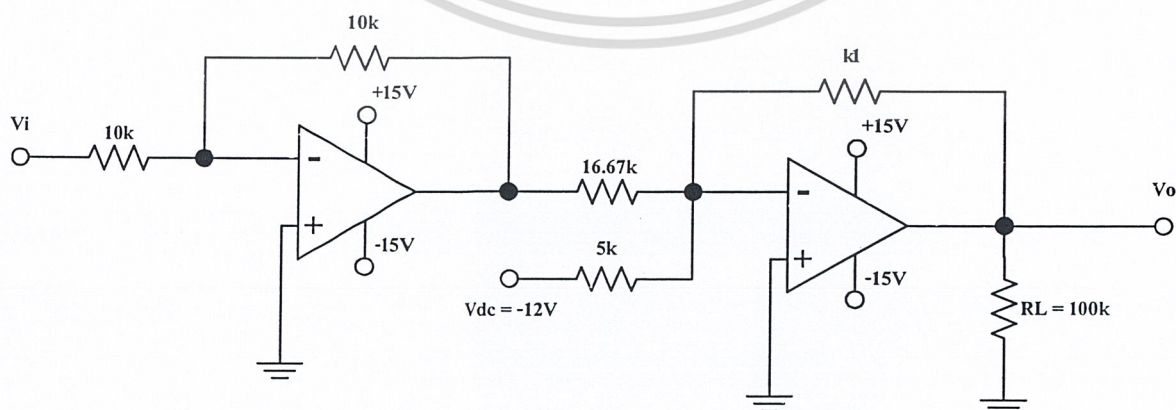
$$R_1 = \frac{R_f}{m} = \frac{1}{0.06} = 16.67 K\Omega$$

และเมื่อใช้ $R_f = 1K\Omega$, $R_1 = 16.67 K\Omega$, $V_{dc} = -12V$ จะต้องใช้ R_2 คำนวณได้ดังนี้

$$b = \frac{R_f}{R_2} V_{dc}$$

$$R_2 = \frac{R_f}{b} V_{dc} = \frac{(1)(-12)}{(-2.4)} = 5 K\Omega$$

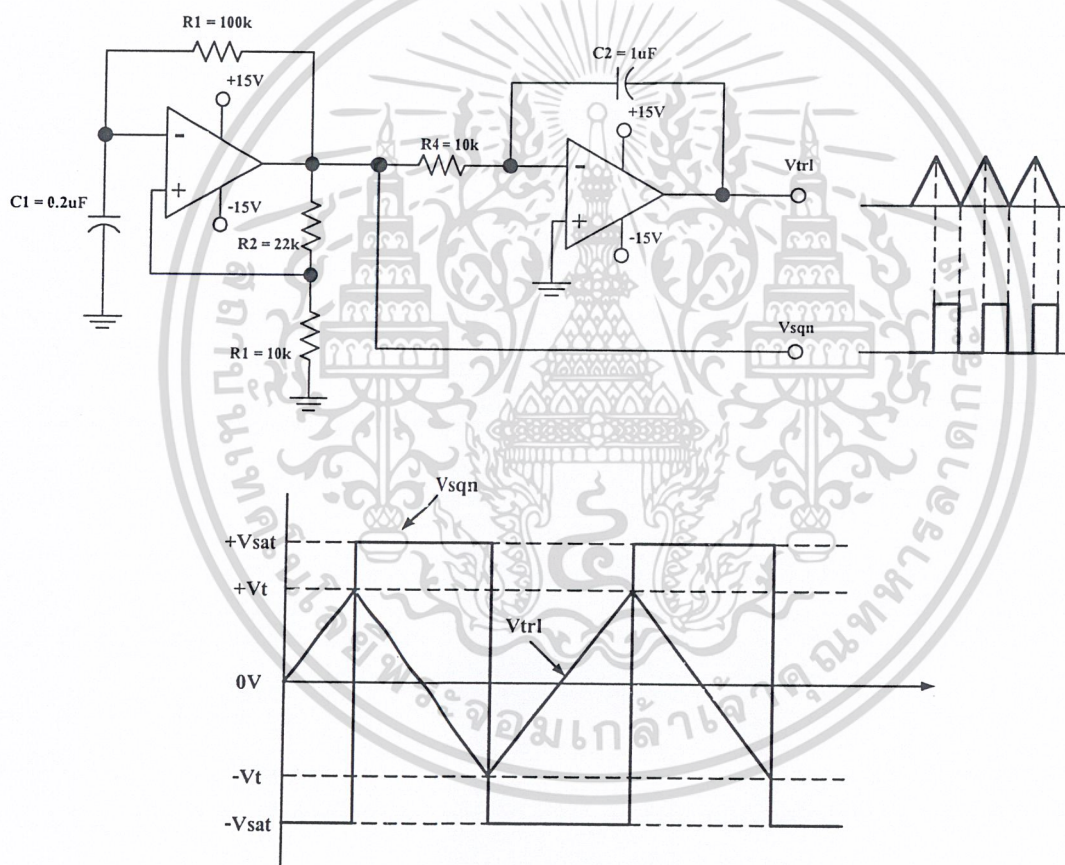
จากการคำนวณจะได้วงจร Zero-Span ดังรูปที่ 3.28



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
รูปที่ 3.28 แสดงการต่อวงจรปรับ Zero-Span ซึ่งนำไปใช้งานจริง
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามเผยแพร่ต่อผู้อื่นโดยไม่ได้รับอนุญาตจากเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.8 วงจรกำเนิดสัญญาณสามเหลี่ยม

เราพบว่าเมื่อป้อนแรงดันค่าหนึ่งให้กับวงจรอินทิเกรเตอร์แล้ว แรงดันเอาต์พุตจะมีลักษณะเป็นเส้นตรงที่เพิ่มขึ้นหรือลดลงอย่างคงที่ โดยจากหลักการดังกล่าวสามารถนำมาสร้างวงจรกำเนิดสัญญาณสามเหลี่ยมได้ โดยแทนที่เราจะป้อนแรงดันไฟตรงซึ่งจะทำให้เอาต์พุตมีทิศทางเพิ่มขึ้นตลอดเวลา เราจะป้อนสัญญาณสี่เหลี่ยมเข้าไป ผลคือในช่วงแรกที่สัญญาณสี่เหลี่ยมมีค่าเป็นบวกแรงดันทางเอาต์พุตของอินทิเกรเตอร์จะลดลงอย่างคงที่ เมื่อสัญญาณสี่เหลี่ยมเปลี่ยนสถานะเป็นลบแรงดันเอาต์พุตจากอินทิเกรเตอร์ก็จะเพิ่มขึ้นอย่างคงที่ด้วย ความชันขนาดเท่ากับที่ลดลงจึงทำให้ได้สัญญาณเป็นรูปสามเหลี่ยม ดังแสดงในรูปที่ 3.29

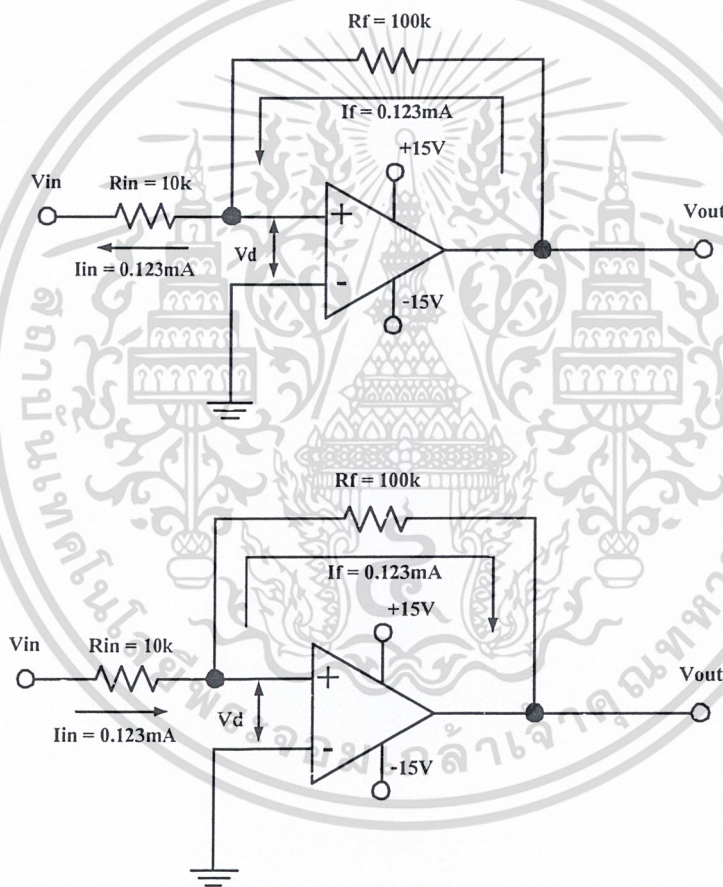


รูปที่ 3.29 แสดงการทำงานของวงจรกำเนิดสัญญาณสามเหลี่ยม

ความถี่ของสัญญาณสามเหลี่ยมที่ได้จากวงจรนี้จะมีขนาดเท่ากับความถี่ของสัญญาณสี่เหลี่ยม ซึ่งหาได้จาก $f = \frac{1}{2R_1C_1}$ และ R_1C_1 ควรมีค่าเป็น 2 เท่าของ R_2C_2 เพื่อป้องกันไม่ให้สัญญาณสามเหลี่ยมมีเพี้ยนไปจากลักษณะที่ควรจะเป็น งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากข้างต้นเราใช้วิธีการอินทิเกรตสัญญาณสี่เหลี่ยมเพื่อสร้างสัญญาณสามเหลี่ยมแต่ยังมีอีกวิธีหนึ่งในการสร้างสัญญาณสามเหลี่ยมใดๆได้จากการรวมวงจรอินทิเกรเตอร์กับวงจรคอมพาราเตอร์ เพื่อให้เข้าใจหลักการการทำงานของวงจรชนิดนี้จะอธิบายการทำงานของออปแอมป์ที่มีการป้อนกลับแบบบวก ดังแสดงในรูปที่ 3.30

พบว่าสัญญาณอินพุตของวงจรนี้ถูกป้อนเข้าที่ขั้วอินพุตบวกทำให้เอาพุตที่ได้มีเฟสตรงกับอินพุต ดังนั้นเมื่อป้อนสัญญาณจากเอาท์พุทกลับมาขั้วอินพุตแรงดันรวมก็จะสูงขึ้นเรื่อยๆ จนถึงแรงดันอิ่มตัว $+V_{sat}$ หรือ $-V_{sat}$



รูปที่3.30 แสดงการทำงานของวงจรป้อนกลับแบบบวก

จากคุณสมบัติของวงจรย้อนกลับแบบบวกเมื่อเริ่มจ่ายไฟเลี้ยงให้กับออปแอมป์แรงดันค่อยๆ ระหว่างขั้วอินพุต V_d หรือแรงดันออฟเซ็ทจะเป็นผลให้เอาท์พุทอิ่มตัวทันที นั่นคือ V_{out} มีค่าเท่ากับ $+V_{sat}$ และจะอยู่ในสถานะนั้น จนกระทั่งแรงดันที่อินพุตมีค่าต่ำลงถึงแรงดันค่าหนึ่ง ซึ่งจะทำให้ศักดาที่ปรากฏ ณ ขั้วอินพุตบวกมีค่าเป็นลบเทียบกับศักดาที่ขั้วอินพุตลบซึ่งต่อกับกราวด์เป็นผลให้ V_{out} เปลี่ยนไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สถานะเป็น $-V_{sat}$ และในการเปลี่ยนสถานะของเอาต์พุตให้กลับมาเป็น $+V_T$ เสียก่อน ซึ่งทำให้ศักดาที่ขั้วบวกมีค่าสูงกว่ากราวด์

พิจารณากระแสผ่านตัวต้านทาน สมมติให้เริ่มต้น $V_{in} = 0V$ และ $V_{out} = +13.5V$ (V_{out} ยังอึดตัวได้ ทั้งๆที่ V_{in} เป็นศูนย์ เพราะว่ามีกระแสออฟเซ็ทไหลผ่าน R_{in} ทำให้เกิด V_d ขึ้น) สามารถคำนวณกระแส I_{in} (ซึ่งมีค่าเท่ากับ I_F) ได้เป็น

$$I_{in} = I_F = \frac{V_{out}}{R_{in} + R_F} = 0.123mA, \quad V_d = R_{in}I_{in} = +1.23V \quad (V_{in} = 0V)$$

เมื่อค่อยๆปรับ V_{in} ให้มีค่าต่ำลง V_d จะมีค่าลดลงเช่นกัน จนในที่สุดเมื่อถึงแรงดัน $-V_T$ ซึ่งทำให้ $V_d = 0$ V_{out} เปลี่ยนสถานะไปเป็นมีค่าเป็น $-V_{sat}$ และเมื่อ V_{out} มีค่าเป็น $-V_{sat}$ V_d จะมีขนาดเท่ากับ $-1.23V$ ดังนั้นจึงต้องเพิ่มค่า V_{in} ขึ้นเพื่อทำให้ V_d กลับเป็นศูนย์ดังเดิม ซึ่งเมื่อนั้น V_{in} จำเป็นที่จะต้องเท่ากับ $+V_T$

$$+V_T = \frac{+V_{sat}}{R_F/R_{in}}, \quad -V_T = \frac{-V_{sat}}{R_F/R_{in}}$$

ซึ่งเราจะทำคอมพาราเตอร์ชนิดนี้มาใช้ร่วมกับวงจรถ่ายสัญญาณแอมป์ (อินทิเกรเตอร์) เพื่อสร้างวงจรถ่ายสัญญาณสามเหลี่ยมดังรูปที่ 3.31 โดยการนำเอาต์พุตจากอินทิเกรเตอร์มาต่อเป็นอินพุตให้แก่คอมพาราเตอร์ แล้วป้อนเอาต์พุตจากคอมพาราเตอร์กลับไปยังอินพุตของอินทิเกรเตอร์อีกที จะเห็นว่าเมื่อใดที่สัญญาณสามเหลี่ยมมีขนาดเท่า $+V_T$ หรือ $-V_T$ สัญญาณเอาต์พุตของคอมพาราเตอร์จะเปลี่ยนสถานะทันทีทำให้เกิดการออสซิลเลตตลอดเวลา

ความถี่ของสัญญาณเอาต์พุตสามารถหาได้จากค่า t_R (เวลาในการบิน) และ t_F (เวลาในการตก) ของรูปสัญญาณสามเหลี่ยมซึ่งมีค่าดังนี้

$$t_R = \frac{V_H}{-V_{sat}}(R_1C)$$

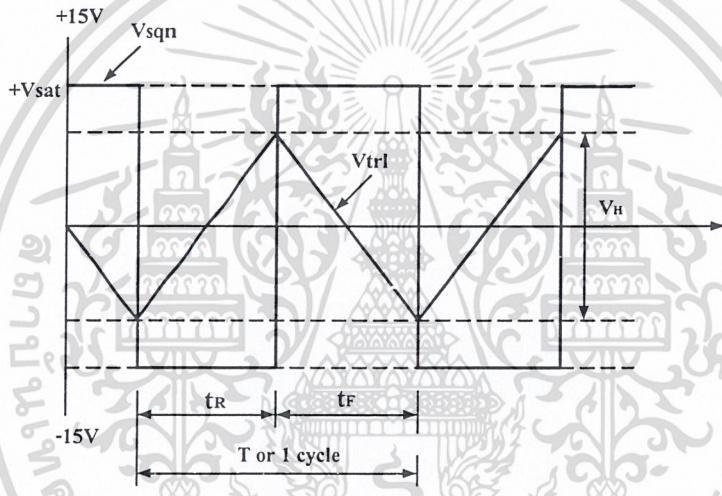
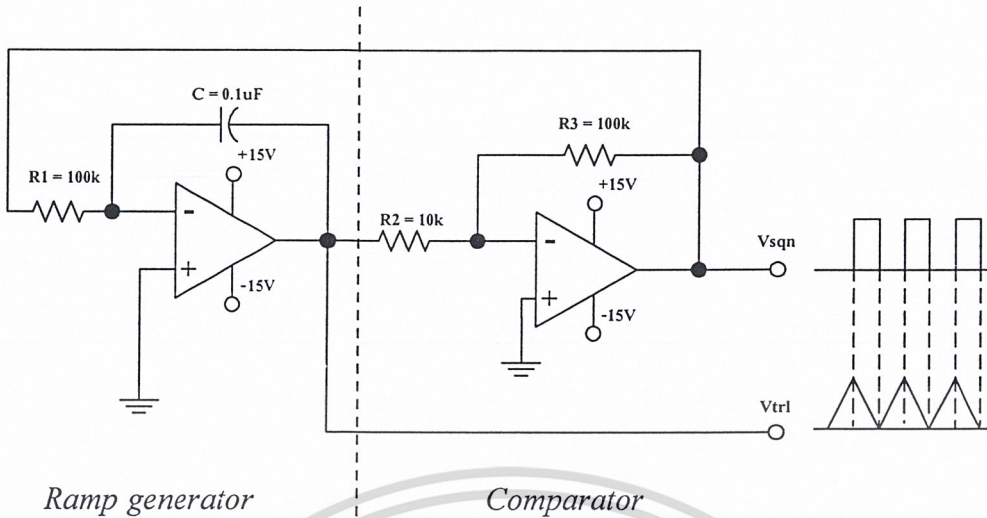
$$t_F = \frac{V_H}{+V_{sat}}(R_1C)$$

โดยที่ V_H คือแรงดันฮิสเทอรีซิส (Hysteresis)

$$V_H = +V_T - (-V_T) = 2V_T$$

และมีความถี่เอาต์พุต f_{out} มีค่า

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่3.31 แสดงการทำงานของวงจรกำเนิดสัญญาณสามเหลี่ยม

ในการคำนวณความถี่ เช่น จากตัวอย่าง

$$+V_T = \frac{+13.5}{10} = +1.35 \text{ V}, \quad -V_T = \frac{-13.5}{10} = -1.35 \text{ V}$$

$$V_H = 2.7 \text{ V}$$

$$t_R = 0.002 = \text{sec}$$

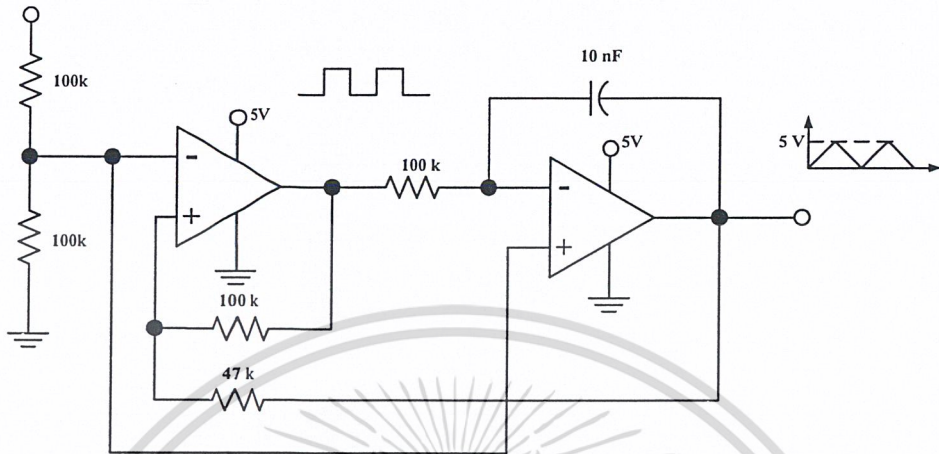
$$t_F = 0.002 \text{ sec}$$

$$T = t_R + t_F = 0.004 \text{ sec}$$

$$f_{out} = \frac{1}{0.004} = 250 \text{ Hz}$$

ข้อดีของวงจรนี้ คือวงจรคอมพาราเตอร์ชนิดที่มีการป้อนกลับแบบบวกจะต่างจากการใช้คอมพาราเตอร์ทั่วไปตรงที่สามารถตรวจจับแรงดันอ้างอิงได้สองค่า (เป็น $+V_T$ และ $-V_T$) ในขณะที่คอมพาราเตอร์ทั่วไปจะมีแรงดันอ้างอิงค่าคงที่เพียงค่าเดียว

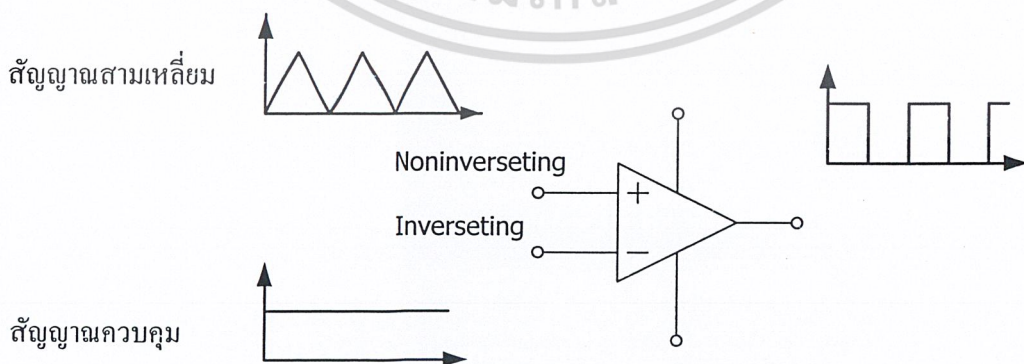
จากพื้นฐานของวงจรกำเนิดสัญญาณสามเหลี่ยมนำมาสร้างวงจรกำเนิดสัญญาณสามเหลี่ยมที่มีความสูงขดคลื่นเป็น 5V ดังรูปที่ 3.32



รูปที่ 3.32 แสดงวงจรกำเนิดสัญญาณสามเหลี่ยมที่ใช้ในระบบควบคุม

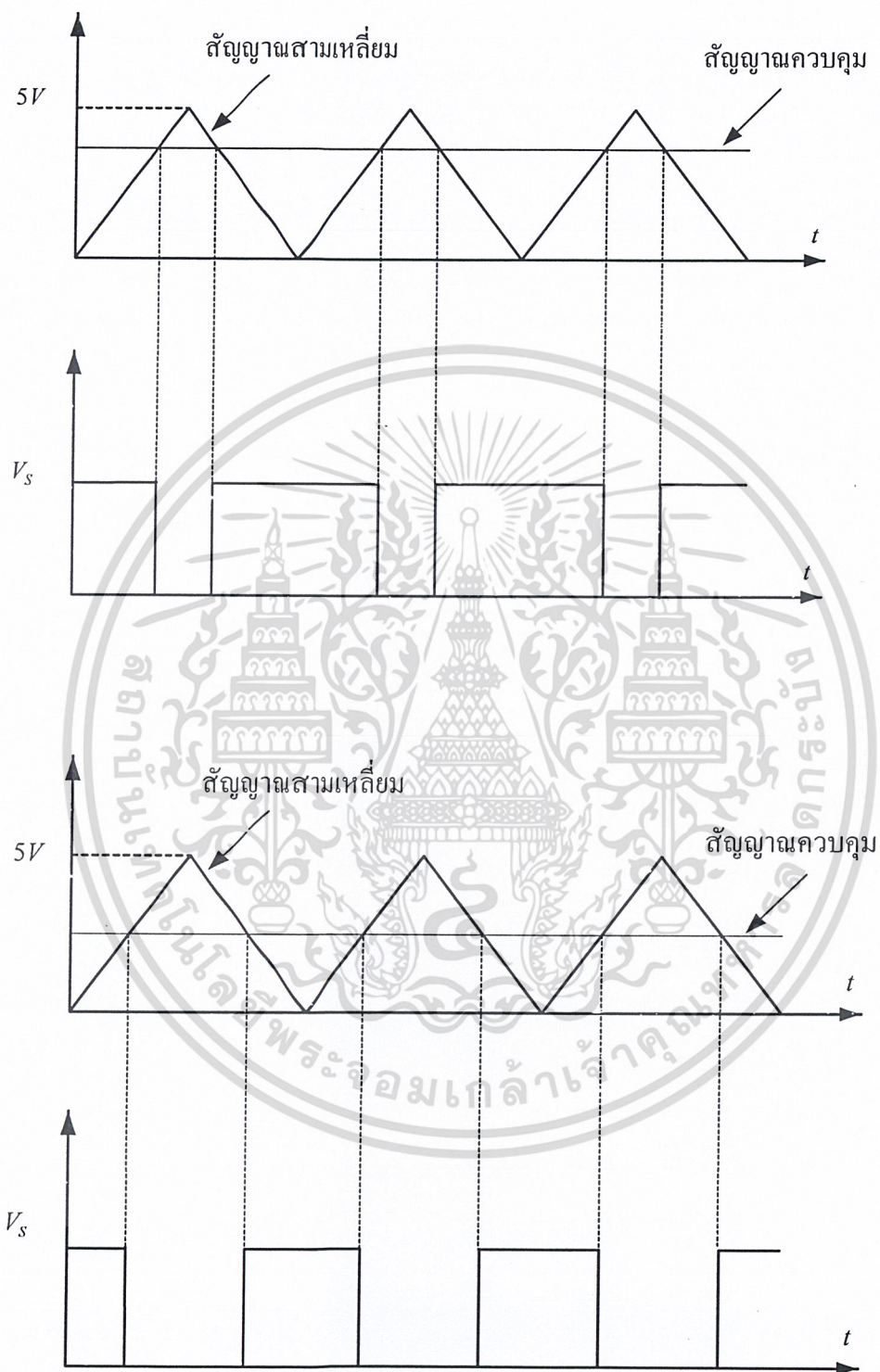
3.9 การปรับความกว้างของพัลส์โดยใช้สัญญาณอ้างอิงเป็นสัญญาณสามเหลี่ยม

การควบคุมมุกปีกและมุมสายของเฮลิคอปเตอร์จำลองนั้น ก็คือการควบคุมความเร็วของมอเตอร์ที่ไปขับใบพัดให้เกิดแรง ทำให้เกิดการเคลื่อนที่ในทิศทางต่างๆที่ได้ติดตั้งมอเตอร์ไว้ โดยวงจรปรับความเร็วของมอเตอร์จะใช้วิธีปรับความกว้างของพัลส์ที่จ่ายให้กับมอเตอร์กระแสตรง ซึ่งจะใช้สัญญาณสามเหลี่ยมที่ได้จากวงจรกำเนิดสัญญาณข้างต้น มาเปรียบเทียบกับสัญญาณควบคุมที่ได้มาจากคอมพิวเตอร์ที่ผ่านวงจรปรับ Zero-Span แล้วนำสัญญาณทั้งสองมาผ่านคอมพาราเตอร์ดังแสดงในรูปที่ 3.33 โดยสัญญาณที่ออกมาจากคอมพาราเตอร์ จะเป็นสัญญาณสี่เหลี่ยมที่ความกว้างของพัลส์เปลี่ยนแปลงตามสัญญาณควบคุม ดังตัวอย่างในรูปที่ 3.34



รูปที่ 3.33 การเปรียบเทียบสัญญาณสามเหลี่ยมกับสัญญาณควบคุม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์ไว้เพื่อใช้ในการศึกษาเท่านั้น ไม่สามารถนำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.34 แสดงการทำงานของ การปรับความกว้างพัลส์ที่สัญญาณควบคุมค่าต่างกัน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

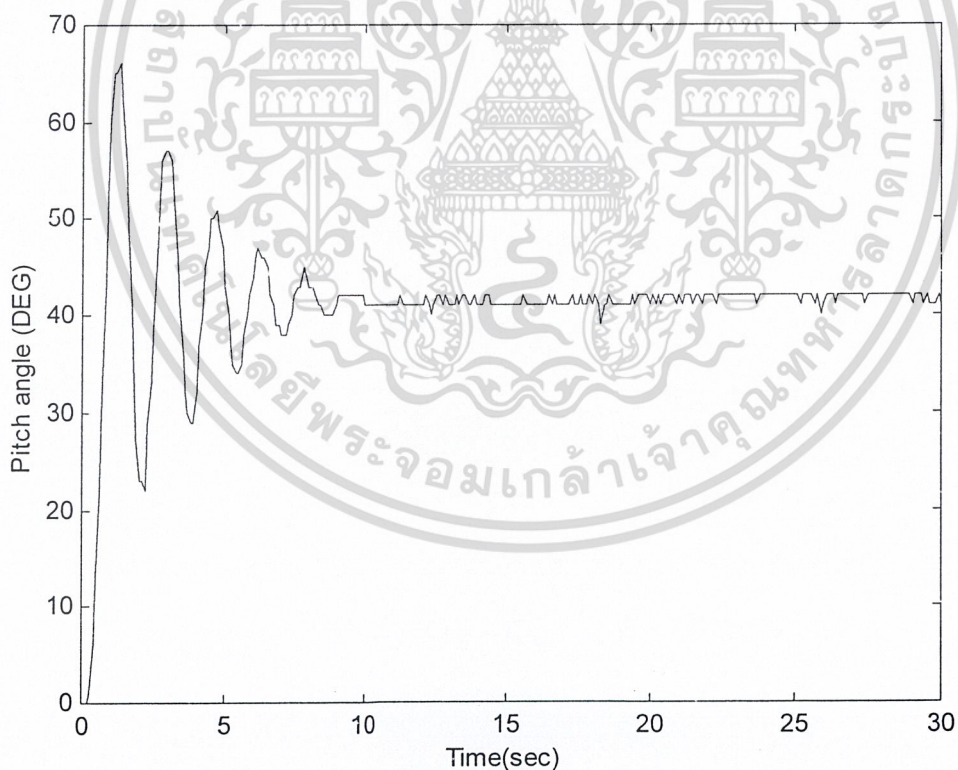
บทที่ 4

การทดลอง

ในบทนี้จะกล่าวถึงการทดลองระบบวงเปิดในแกนปีกงย และแกนสาย อีสระจากกัน เพื่อหาฟังก์ชันถ่ายโอน จากนั้นนำฟังก์ชันถ่ายโอนที่ได้ ใช้ออกแบบตัวควบคุมแบบ พี ไอ ดี และนำตัวควบคุมที่ได้ ออกแบบไปทดลองกับระบบจริง

4.1 การทดลองระบบวงเปิดทางด้านแกนปีกงย

ทดลองระบบวงจรเปิดโดยป้อนอินพุทเป็นสัญญาณ ชันบันไดเข้ากับระบบวงจรเปิด แล้วดูผลตอบสนองของระบบ โดยอินพุทของระบบก็คือ แรงดันที่ป้อนให้กับมอเตอร์ด้านแกนปีกงยได้มาจากค่าคำสั่งของคอมพิวเตอร์ขนาดสัญญาณ 2000 (7D0H) จากการ์ด D/A ส่วนเอาต์พุท เป็นการเคลื่อนที่ในแกน ปีกงยซึ่งเป็นมุมในหน่วยองศา ได้ผลการทดลองดังรูปที่ 4.1



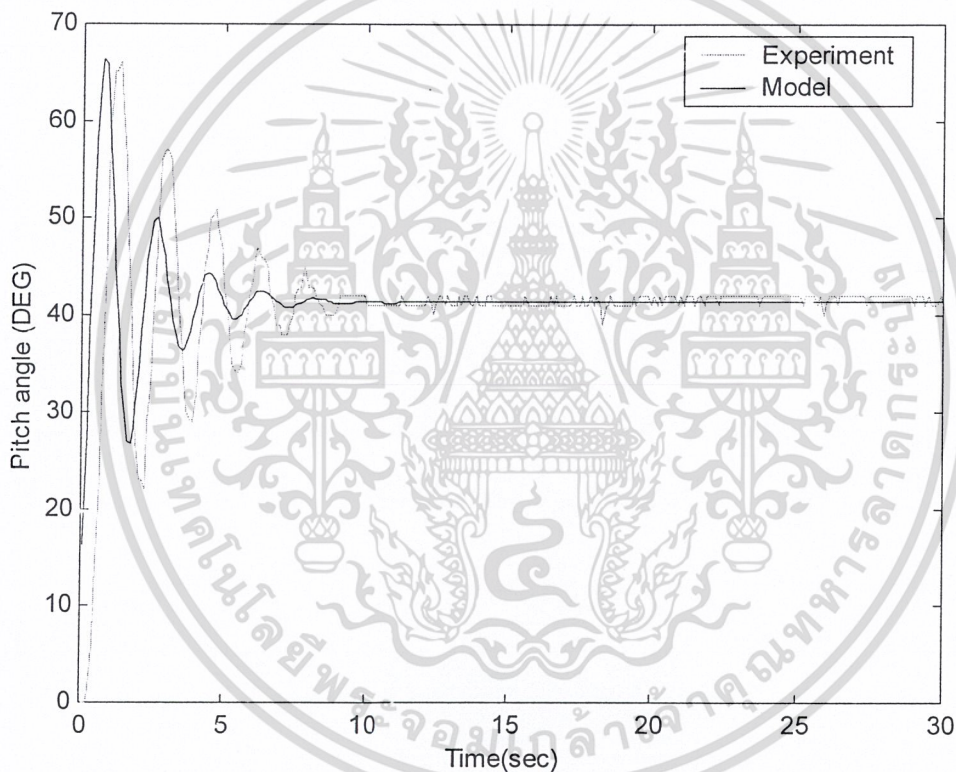
รูปที่ 4.1 ผลตอบสนองของระบบวงเปิด ต่อสัญญาณชันบันได ด้านแกนปีกงย

จากผลการทดลองจะเห็นว่าระบบจะแกว่งมากในช่วงแรกแต่จะสามารถเข้าสู่สภาวะคงตัวได้เมื่อเวลาผ่านไปประมาณ 10 วินาที จากการทดลองจะได้ค่าอินพุทและเอาต์พุทของแกนปีกงยที่เวลา

ต่างๆ โดยขึ้นอยู่กับค่าคาบเวลาการสุ่ม T_s ที่ใช้ในการสุ่มสัญญาณ ซึ่งในการทดลองนี้ใช้คาบเวลาการสุ่มเป็น $T_s = 0.1$ วินาที ดังนั้นสัญญาณที่ได้มาจะเป็นสัญญาณเวลาไม่ต่อเนื่อง

นำผลตอบสนองดังกล่าวมาวิเคราะห์เพื่อหาแบบฟังก์ชันถ่ายโอนของระบบ โดยวิธีกำลังสองน้อยที่สุด (LS: Least Square) โดยอันดับที่ใช้ในการประมาณคืออันดับสาม จะได้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์เป็น ฟังก์ชันถ่ายโอนระบบเวลาติดคริต เป็นดังนี้

$$G(z) = \left[\frac{0.005053 z^3}{z^3 - 1.127 z^2 - 0.2743 z + 0.5842} \right]$$

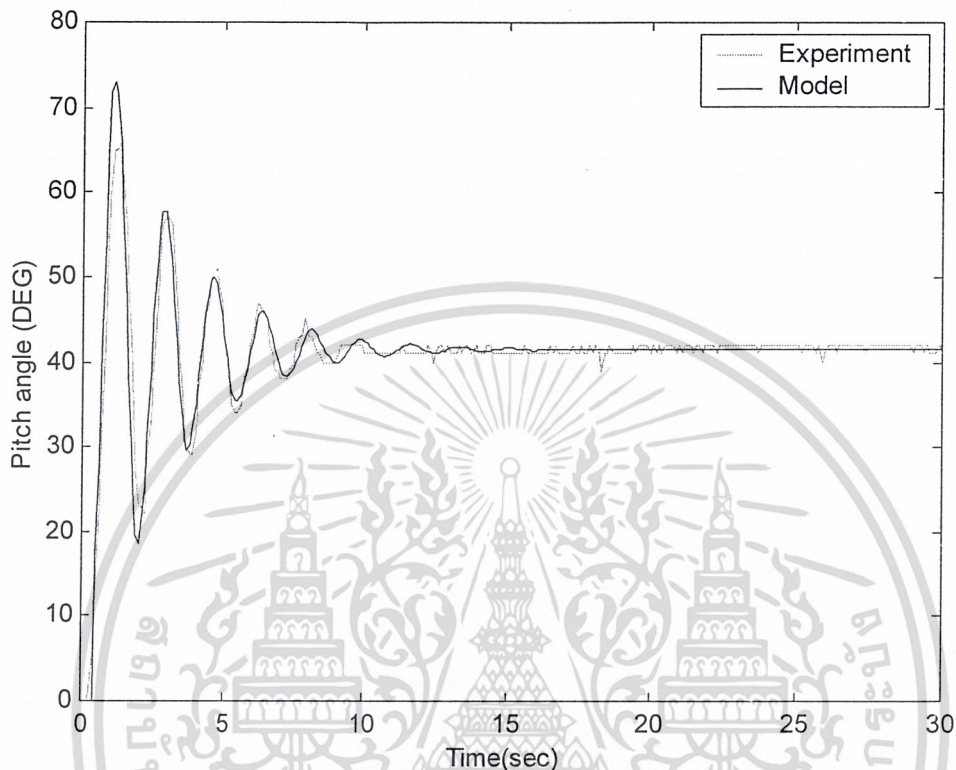


รูปที่ 4.2 ผลตอบสนองของแบบจำลองอันดับสามเทียบกับผลทดลองวงเปิด ด้านแกนปิกแยะ

จากรูปที่ 4.2 จะสังเกตเห็นได้ว่าผลตอบสนองของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์มีความแตกต่างจากผลตอบสนองของระบบจริงมาก เนื่องจากระบบจริงเป็นระบบไม่เชิงเส้น และการคำนวณระบบได้เป็นอันดับสามนั้นมิได้พิจารณา พลวัตของมอเตอร์ในภาคไฟฟ้าโดยคิดว่าค่าความเหนี่ยวนำอาร์เมเจอร์ของมอเตอร์มีค่าน้อยมากแล้วประมาณให้เป็นศูนย์

ดังนั้นจึงเลือกประมาณระบบใหม่ให้ผลตอบสนองใกล้เคียงกับผลตอบสนองของการทดลอง เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าจริงพบว่าประมาณแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ได้เป็น ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$G(z) = \left[\frac{0.01184z^2}{z^7 - 0.6013z^6 - 0.3912z^5 - 0.02303z^4 + 0.1422z^3 + 0.1887z^2 + 0.177z - 0.06462} \right]$$



รูปที่ 4.3 ผลตอบสนองของแบบจำลองอันดับเจ็ดเทียบกับผลทดลองจริง ด้านแกนปีกเงย

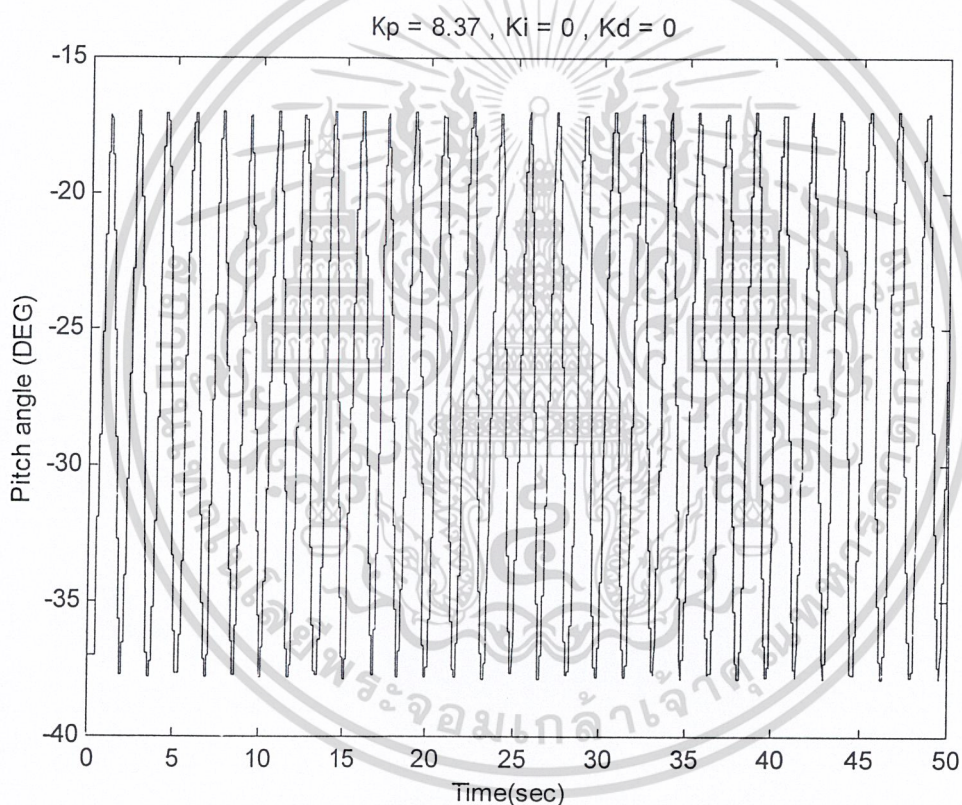
จากรูปที่ 4.3 จะเห็นว่าแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่เราประมาณขึ้นมามีค่าใกล้เคียงกับผลตอบสนองของการทดลองจริง ซึ่งสามารถนำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์นี้ไปใช้อธิบายคุณลักษณะการเคลื่อนที่ของระบบจริงได้ ซึ่งจะนำไปใช้ออกแบบระบบควบคุมต่อไป

4.2 การหาตัวควบคุมทางด้านแกนปีกเงย

ในเบื้องต้นออกแบบตัวควบคุมแบบ พี ไอ ดี โดยอาศัยวิธีของ ซิกเลอร์-นิโคล (Ziegler – Nichols tuning rules) ทำการต่อระบบวงปิดโดยอาศัยตัวควบคุมแบบ พี (P : Proportional) แล้วปรับค่าอัตราขยาย K_p จนกระทั่งผลตอบสนองต่อสัญญาณขั้นบันไดเกิดการแกว่งอย่างคงที่ ณ จุดนี้ระบบควบคุมเกิดเสถียรวิกฤต (Marginally Stable) จากนั้นทำการบันทึกค่าอัตราขยายที่ได้นี้เป็นค่าอัตราขยายวิกฤต K_{cr} (Critical Gain) และสังเกตคาบการแกว่งวิกฤต P_{cr} (Critical Period) ของผลตอบสนอง นำค่าทั้งสองไปแทนลงในตารางที่ 4.1 เพื่อหาพารามิเตอร์ของตัวควบคุม เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Type of Controller	K_p	T_i	T_d
P	$0.5K_{cr}$	∞	0
PI	$0.45K_{cr}$	$\frac{1}{1.2}P_{cr}$	0
PID	$0.6K_{cr}$	$0.5P_{cr}$	$0.125P_{cr}$

ตารางที่ 4.1 การหาค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมแบบพี ไอ ดี โดยวิธี ซิกเลอร์-นิโคล วิธีที่สอง



รูปที่ 4.4 ผลตอบสนองของระบบวงปิดของแบบจำลอง ณ จุดอัตราขยายวิกฤต ด้านแกนปีกเงย

จากผลการทดลองในรูปที่ 4.4 จะได้อัตราขยายวิกฤต $K_{cr} = 8.37$ และคาบการแกว่งวิกฤต $P_{cr} = 1.6$ วินาที นำค่าไปแทนในตารางของ ซิกเลอร์-นิโคล จะได้

$$K_p = 0.6K_{cr} = (0.6)(8.37) = 5.0220 \text{ เท่า}$$

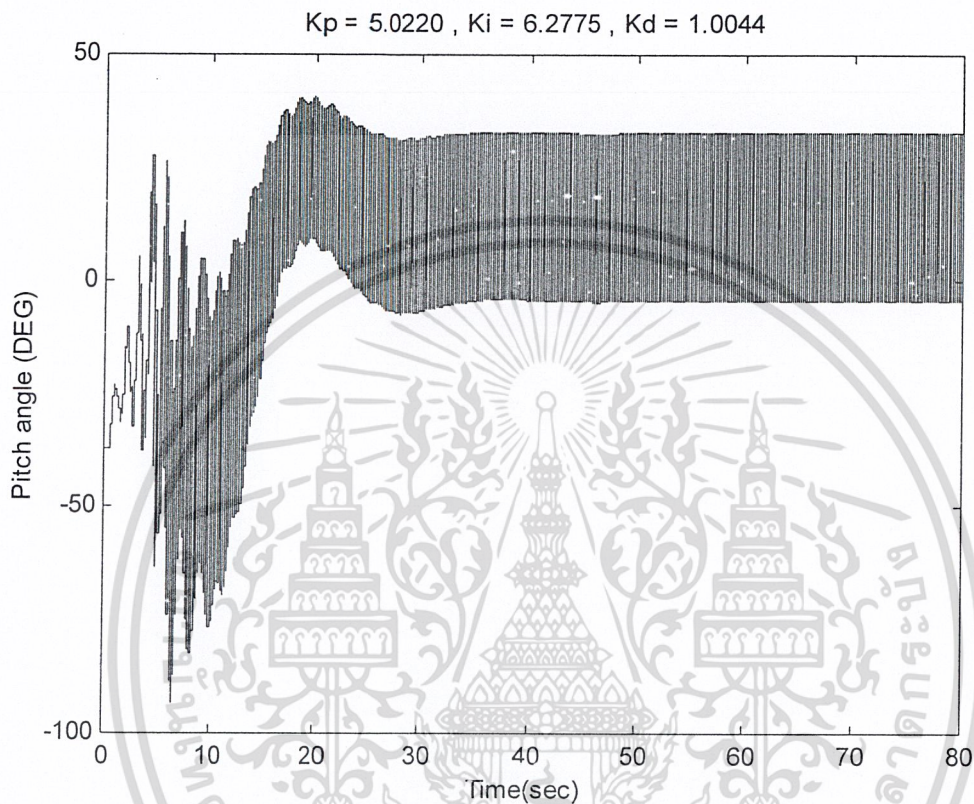
$$T_i = 0.5P_{cr} = (0.5)(1.6) = 0.8 \text{ วินาที}$$

$$T_d = 0.125P_{cr} = (0.125)(1.6) = 0.2 \text{ วินาที}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ดังนั้นจะได้ตัวควบคุมเป็น พี ไอ ดี เป็น

$$G_c(s) = K_p \left(1 + \frac{1}{T_i s} + T_d s \right) = \left(5.0220 + \frac{6.2775}{s} + 1.0044s \right)$$



รูปที่ 4.5 ผลตอบสนองของแบบจำลองระบบวงปิดที่ใช้ตัวควบคุมชนิด พี ไอ ดี ด้านแกนปีกงย

นำตัวควบคุมที่ได้มาจำลอง โดยอาศัยโปรแกรมแมทแลป (Matlab) ได้ผลตอบสนองของระบบวงปิดดังรูปที่ 4.5 สังเกตเห็นว่าผลตอบสนองมีการแกว่งไม่เหมาะสมแก่การนำไปใช้ จึงเปลี่ยนมาใช้ตัวควบคุมชนิด พี ไอ โดยนำค่า K_{cr} และ P_{cr} มาแทนในตาราง จะได้พารามิเตอร์

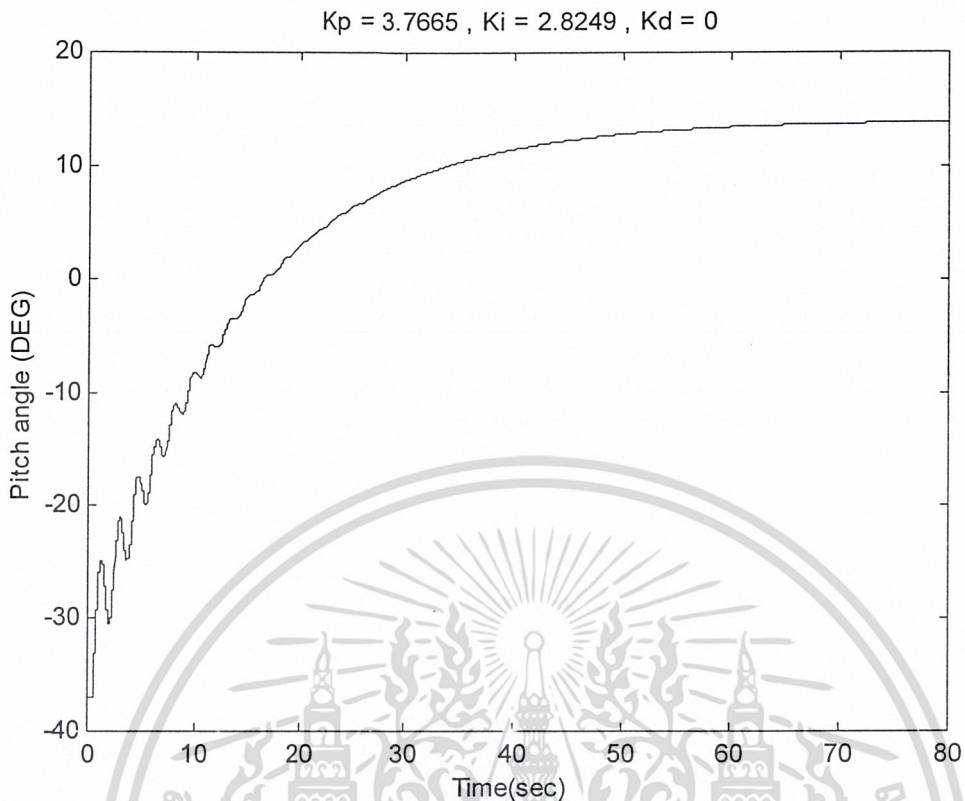
$$K_p = 0.45K_{cr} = (0.45)(8.37) = 3.7665 \text{ เท่า}$$

$$T_i = \frac{1}{1.2} P_{cr} = \left(\frac{1}{1.2} \right) (1.6) = 1.3333 \text{ วินาที}$$

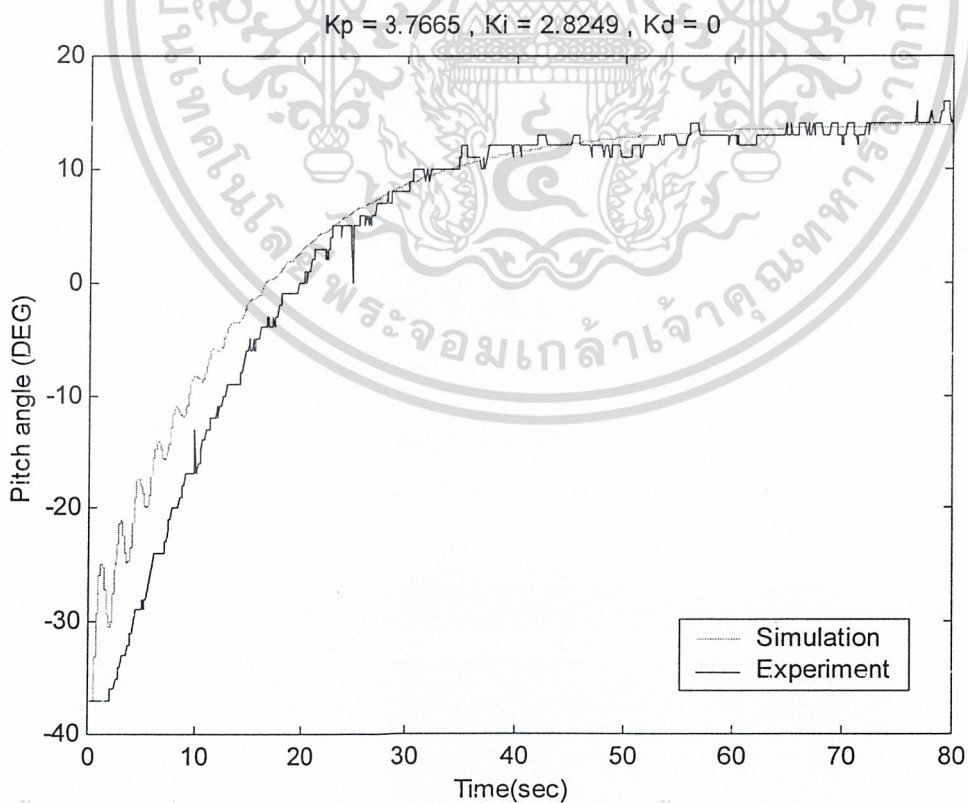
$$T_d = 0 \text{ วินาที}$$

ดังนั้นจะได้ตัวควบคุมชนิด พี ไอ เป็น

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่จัดทำขึ้นเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.6 ผลตอบสนองของแบบจำลองที่ใช้ตัวควบคุมชนิด พี ไอ ด้านแกนปีกเงย

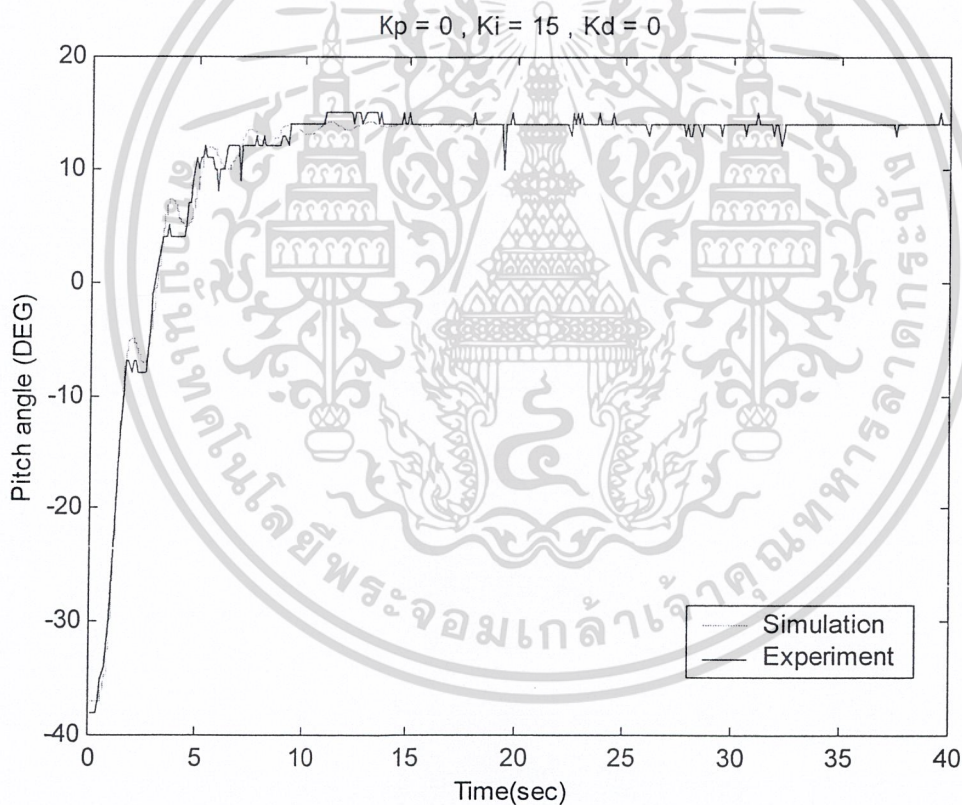


เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

รูปที่ 4.7 ผลตอบสนองของแบบจำลองเทียบกับการทดลองที่ใช้ตัวควบคุมชนิด พี ไอ ด้านแกนปีกเงย

จากรูปที่ 4.6 เป็นการใช้ตัวควบคุมชนิด พี ไอ โดยวิธีของ ซิกเลอร์-นิโคล กับแบบจำลองของระบบวงปิด จะเห็นว่าระบบมีเสถียรภาพและสามารถเข้าสู่สภาวะอ้างอิงได้โดยไม่มีค่าความผิดพลาดที่สภาวะอยู่ตัว จากนั้นนำค่าตัวควบคุมที่ได้ออกแบบไปทดลองกับระบบจริง จะได้ผลตอบสนองต่อสัญญาณอ้างอิงซึ่งใกล้เคียงกับผลตอบสนองของแบบจำลอง ดังแสดงในรูปที่ 4.7 แสดงว่าตัวควบคุมที่ออกแบบสามารถนำไปใช้ได้จริง หรืออีกนัยหนึ่งคือแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ได้ประมาณขึ้นมีค่าใกล้เคียงกับระบบจริง อย่างไรก็ตามสังเกตเห็นว่าระบบยังมีผลตอบสนองค่อนข้างช้าอยู่ จึงลองทำการปรับค่าของตัวควบคุมใหม่เพื่อให้ระบบมีผลตอบสนองที่เร็วขึ้น

เมื่อทำการลองปรับแต่งค่าตัวควบคุมใหม่เพื่อให้ระบบเร็วขึ้น พบว่าสามารถใช้ตัวควบคุมแบบ ไอ เพียงลำพัง โดย $T_i = \frac{1}{15}$ วินาที หรือค่า $K_i = 15$ ซึ่งจะได้ผลตอบสนองที่เร็วขึ้นได้ โดยใช้เวลาเข้าสู่สภาวะคงตัวประมาณ 10 วินาที ดังแสดงในรูปที่ 4.8



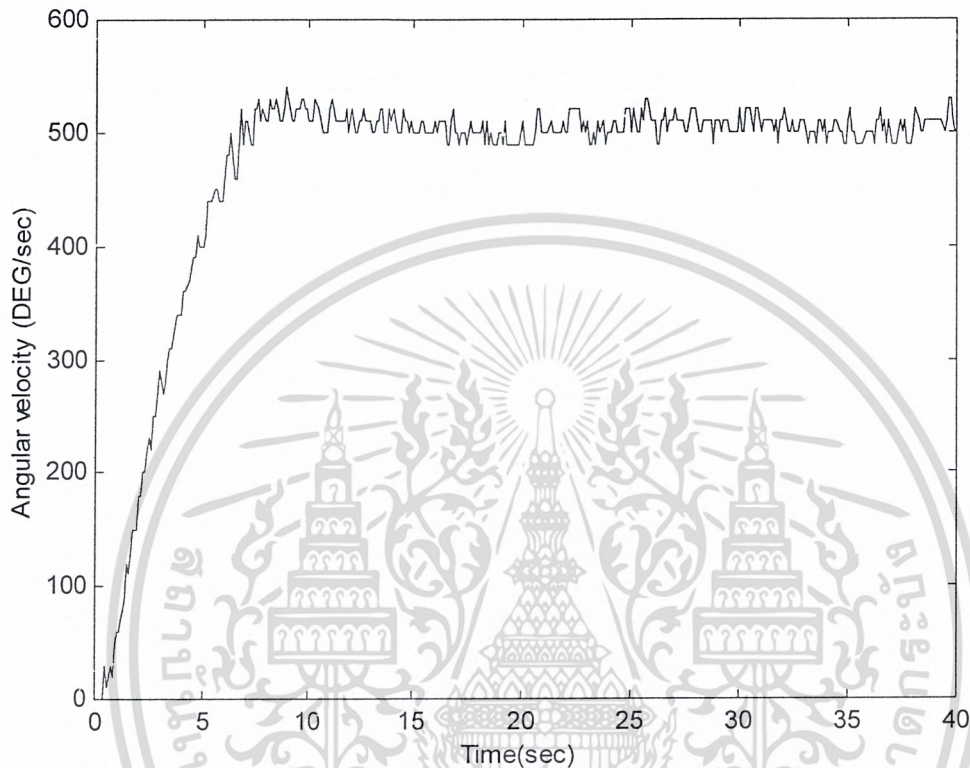
รูปที่ 4.8 ผลตอบสนองของแบบจำลองเทียบกับการทดลองที่ใช้ตัวควบคุมชนิด ไอ ด้านแกนปีกเงย

4.3 การทดลองระบบเปิดทางด้านแกนส่าย

ทำการทดลองเหมือนกับทางด้านแกนปีกเงย โดยป้อนอินพุทเป็นสัญญาณขั้นบันไดขนาดสัญญาณ 1500 (SDCH) จากการ์ด D/A เข้ากับระบบวงเปิด แล้วดูผลตอบสนองของระบบโดยอินพุท

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ของระบบก็คือแรงดันที่ป้อนให้กับมอเตอร์ด้านแกนสาย ส่วนเอาต์พุตที่พิจารณาจะเป็นความเร็วเชิงมุมของการเคลื่อนที่ทางด้านแกนสายในหน่วยองศาต่อวินาที โดยคำนวณจากค่าเอาต์พุตจริงซึ่งเป็นตำแหน่งมุมที่วัดได้จากโพเทนทิโอมิเตอร์

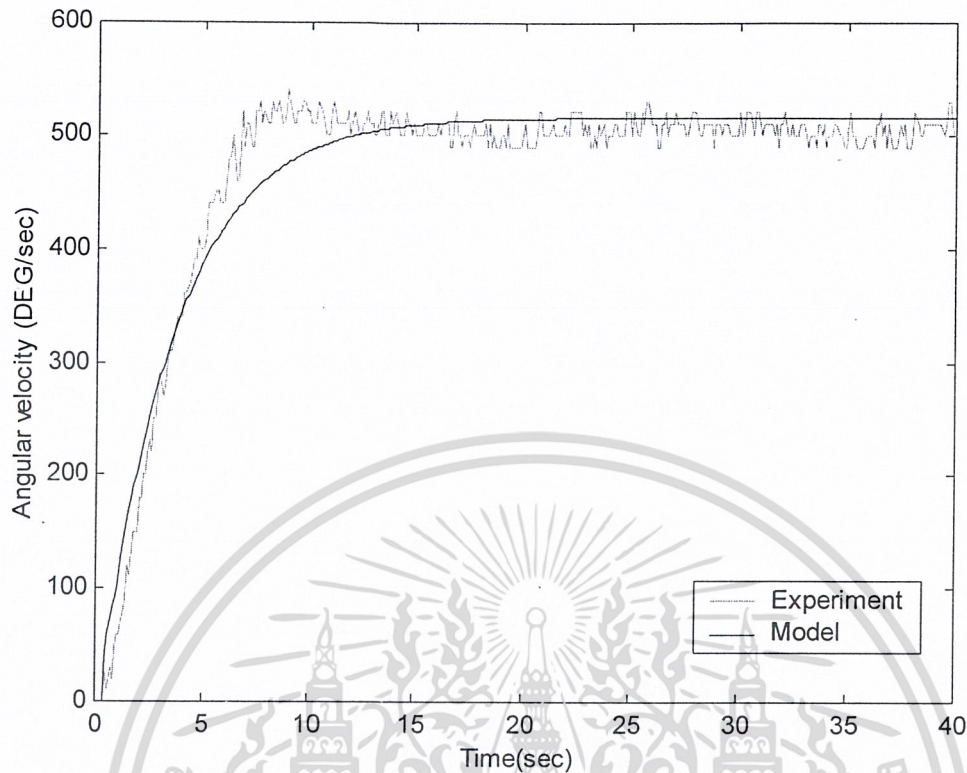


รูปที่ 4.9 ผลตอบสนองของระบบวงเปิด ต่อสัญญาณขั้นบันได ด้านแกนสาย

จากรูปที่ 4.9 สังเกตผลตอบสนองของระบบวงเปิดที่ได้ จะเห็นว่าระบบจะลู่เข้าสู่ความเร็วเชิงมุมที่คงที่ค่าหนึ่งนำผลตอบสนองของระบบมาวิเคราะห์ด้วยวิธีกำลังสองน้อยที่สุดโดยประมาณเป็นอันดับสาม ตามที่ได้ศึกษามาในบทที่ผ่านมา จะได้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์เป็นฟังก์ชันถ่ายโอนระบบเวลาดีสครีต เป็น

$$G(z) = \left[\frac{0.015}{z^5 - 0.5987z^4 - 0.2278z^3 - 0.1297z^2} \right]$$

นำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ทางด้านแกนสายที่เราประมาณขึ้นมาได้นี้ มาหาผลตอบสนองต่อสัญญาณขั้นบันได พบว่าผลตอบสนองที่ได้มีค่าใกล้เคียงกับผลตอบสนองของการทดลองจริง ดังแสดงในรูปที่ 4.10 ดังนั้นจะนำแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ได้นี้ไปใช้อธิบายคุณลักษณะการเคลื่อนที่ของระบบจริง และจะนำแบบจำลองไปใช้ในการออกแบบตัวควบคุมในหัวข้อต่อไป ใช้ประโยชน์ด้านการคำนวณว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.10 ผลตอบสนองของแบบจำลองเทียบกับผลทดลองวงเปิด ด้านแกนส่าย

4.4 การหาตัวควบคุมทางด้านแกนส่าย

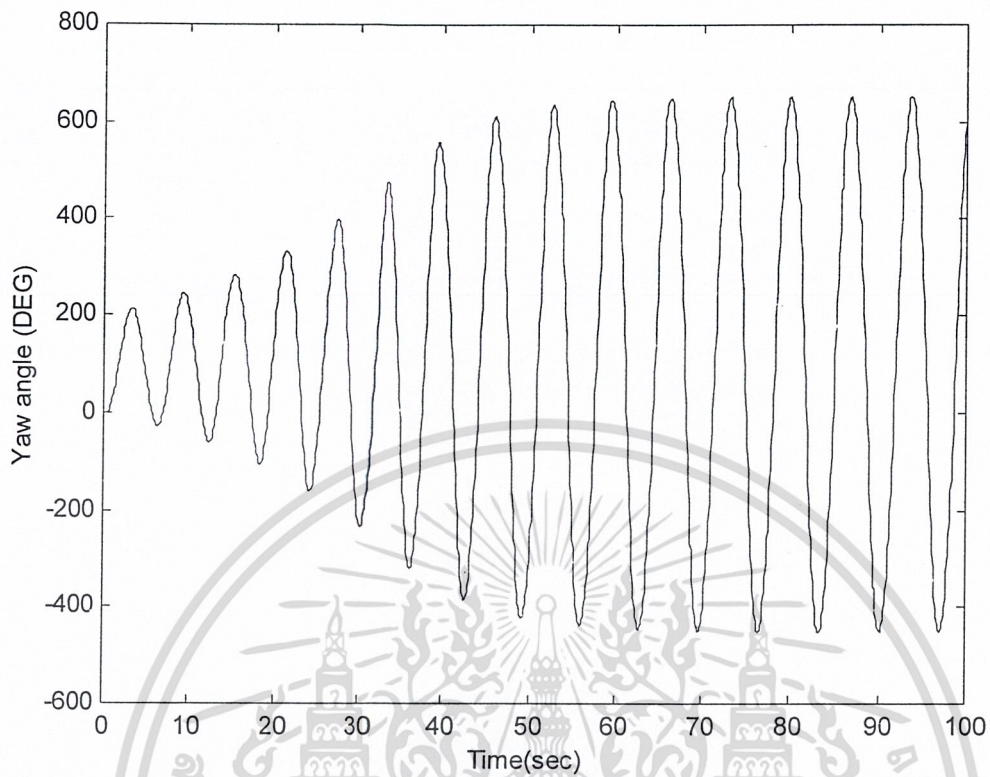
ทำการออกแบบเหมือนกับทางด้านแกนปักเงยในเบื้องต้น โดยจะทำการออกแบบตัวควบคุมแบบ พี ไอ ดี โดยอาศัย วิธีของ ซิกเลอร์ - นิโคล ทำการต่อระบบวงปิดโดยอาศัยตัวควบคุมแบบพี แล้วปรับค่าอัตราขยาย K_p จนกระทั่งผลตอบสนองต่อสัญญาณขั้นบันไดเกิดการแกว่งอย่างคงที่ แล้วบันทึกค่า K_{cr} และ P_{cr}

จากการทดลองดังแสดงในรูปที่ 4.11 จะได้อัตราขยายวิกฤต $K_{cr} = 11.4$ และคาบการแกว่งวิกฤต $P_{cr} = 8.2681$ วินาที เพื่อใช้ในการหาค่าตัวควบคุมเบื้องต้น จากนั้นจึงปรับค่าพารามิเตอร์จนได้ผลตอบสนองที่ต้องการ โดยพบว่าสามารถใช้ตัวควบคุมแบบ พี ไอ ดี โดยมีค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมเป็น $K_p = 30, K_i = 5, K_d = 20$

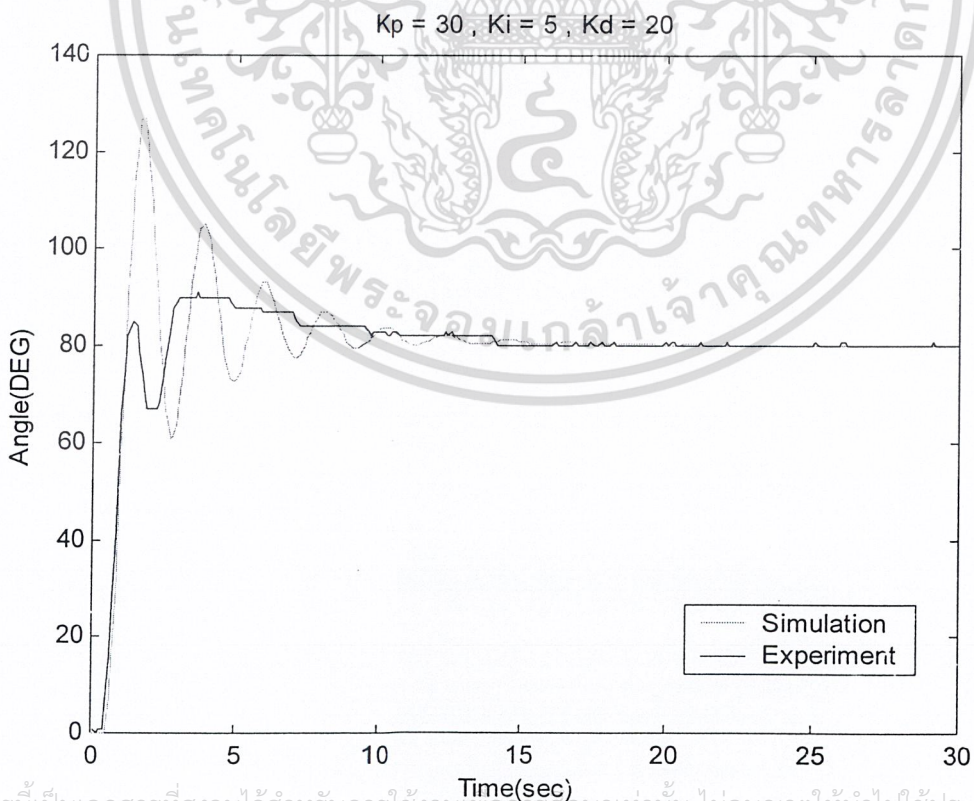
$$G_c(s) = K_p \left(1 + \frac{1}{T_i s} + T_d s \right) = \left(30 + \frac{5}{s} + 20s \right)$$

ผลการจำลองและผลการทดลองระบบวงปิดต่อสัญญาณขั้นบันไดในแกนส่ายโดยอาศัยตัวควบคุมแบบ พี ไอ ดี ที่ได้นี้ แสดงในรูปที่ 4.12

เอกสารนี้เป็นเอกสารลิขสิทธิ์สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.11 ผลตอบสนองของระบบวงปิดของแบบจำลอง ณ จุดอัตราขยายวิกฤต ด้านแกนส่าย

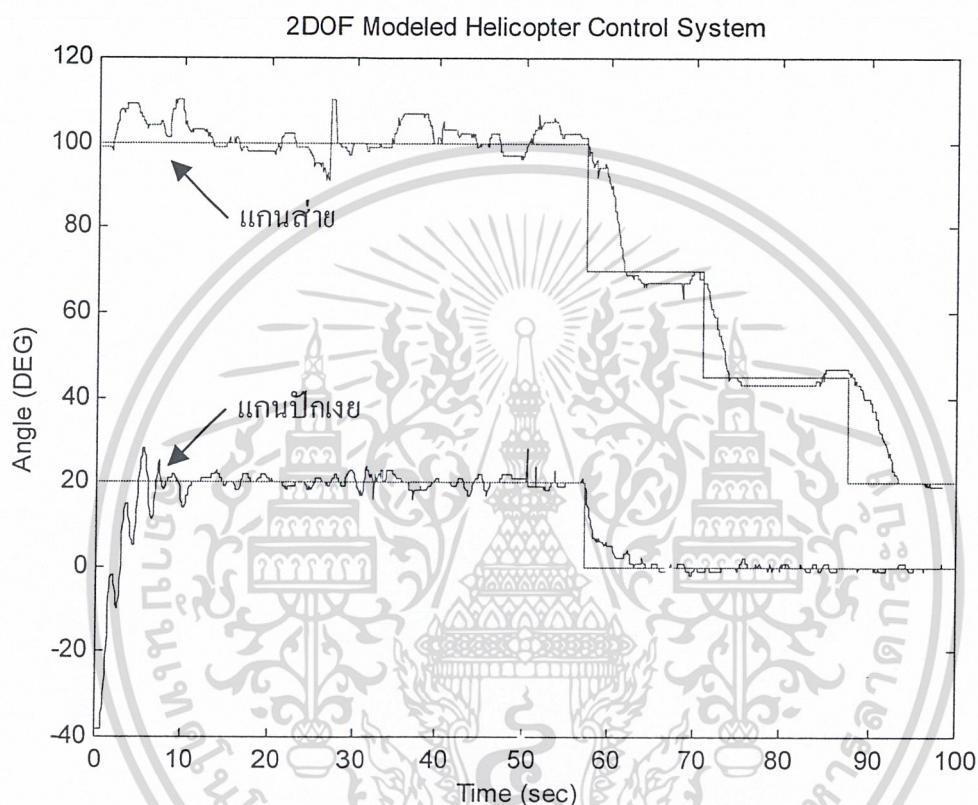


เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

รูปที่ 4.12 ผลตอบสนองของแบบจำลองเทียบกับการทดลองที่ใช้ตัวควบคุมชนิด พี ไอ ดี ด้านแกนส่าย

4.5 ทดลองระบบควบคุมทั้งสองแกน

ทดลองระบบควบคุมซึ่งใช้ตัวควบคุมที่ออกแบบมาข้างต้น โดยทำการเปลี่ยนสัญญาณอ้างอิงพร้อมกับทั้งสองแกน เพื่อดูผลตอบสนองของระบบ พบว่าระบบสามารถติดตามสัญญาณอ้างอิงได้ดังตัวอย่างผลการทดลองแสดงในรูปที่ 4.13



รูปที่ 4.13 ผลตอบสนองของการทดลองเปลี่ยนสัญญาณอ้างอิงพร้อมกับทั้งสองแกน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 5

สรุปและวิจารณ์

ในโครงการนี้ได้ทำการศึกษาทฤษฎีในส่วนของ ระบบทางไฟฟ้า ระบบทางกล และทางด้านอากาศยานศาสตร์ และได้นำมาประยุกต์ใช้งานจริง โดยได้สร้างเฮลิคอปเตอร์จำลองชนิดอิสระสองมิติ ออกแบบและประกอบวงจรต่างๆ ที่ใช้ในระบบควบคุม โดยเขียนโปรแกรมวิซวลเบสิก อาศัยทฤษฎีระบบควบคุม ให้ทำงานเป็นตัวควบคุมแบบ พี ไอ ดี ซึ่งได้ทำการออกแบบในเบื้องต้นโดยอาศัยวิธีของ ซิกเลอร์-นิโคล จากผลการจำลองและผลการทดลองพบว่าระบบวงปิดมีเสถียรภาพ สามารถเข้าสู่สัญญาณอ้างอิงได้โดยไม่มีค่าความผิดพลาดที่สภาวะอยู่ตัว สามารถกำจัดผลของสิ่งรบกวนได้ ซึ่งพบว่าในแกนปีกเกยสามารถใช้ตัวควบคุมแบบ ไอ เพียงลำพัง และในแกนสายใช้ตัวควบคุมแบบ พี ไอ ดี

ปัญหาที่พบในโครงการและการพัฒนาต่อไป

ระบบเฮลิคอปเตอร์จำลองมีความไม่เป็นเชิงเส้นอยู่มาก รวมทั้งมีการรบกวนกันระหว่างแกนปีกเกยและแกนสาย จึงทำให้ออกแบบตัวควบคุมได้ยากเพราะผลของการทดลองกับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ต่างกับผลการทดลองกับระบบจริงในบางกรณี ทั้งนี้เพราะในการทำการทดลองระบบวงเปิดนั้น ได้ทดลองเพื่อประมาณแบบจำลองเชิงเส้นที่จุดๆ เดียวเท่านั้น การพัฒนาต่อไปจึงควรทดลองเพื่อประมาณแบบจำลองเชิงเส้นที่หลายๆ จุดทำงาน หรือควรรหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่มีความแม่นยำมากขึ้น เพื่ออธิบายการเคลื่อนที่ของแกนปีกเกยและแกนสายได้อย่างถูกต้อง

นอกจากนั้นในการออกแบบตัวควบคุมสำหรับโครงการนี้ เป็นการออกแบบตัวควบคุมอิสระออกจากกันสองแกน โดยมีได้คำนึงถึงผลการรบกวนกันระหว่างแกนปีกเกยและแกนสาย ดังนั้นในการพัฒนาต่อไปควรคำนึงถึงผลการรบกวนกันนี้ ตลอดจนผลความไม่เป็นเชิงเส้นของระบบเฮลิคอปเตอร์จำลองดังที่ได้กล่าวมาข้างต้น โดยออกแบบตัวควบคุมแบบอื่นๆ อาทิ การออกแบบตัวควบคุมชนิดหลายอินพุท หลายเอาต์พุท เพื่อชดเชยผลกระทบดังกล่าว

ในส่วนการเขียนโปรแกรมควบคุมในโครงการนี้ซึ่งได้ใช้โปรแกรมวิซวลเบสิก พบว่าการเขียนโปรแกรมควบคุมจะให้ผลการคำนวณได้ถูกต้องที่คาบการสุ่มมากกว่าหรือเท่ากับ 0.1 วินาที โดยอาศัยการห้วงเวลา ดังนั้นในการพัฒนาต่อไป ควรศึกษาการปรับปรุงโปรแกรมให้มีคาบการสุ่มได้ต่ำกว่านี้ ตลอดจนศึกษาการใช้การอินเทอร์รัปแทนการห้วงเวลา นอกจากนั้นควรทดลองใช้โปรแกรมภาษาอื่นซึ่งมีสมรรถนะในการคำนวณดีกว่า วิซวลเบสิก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาคผนวก A

การจำลองของระบบ

ในบทนี้จะกล่าวถึงการจำลองระบบในแกนปิกนัย และแกนสาย อิสระจากกันโดยอาศัยโปรแกรมเมทแลป (Matlab) และ ซิมูลิงค์ (Simulink) ซึ่งต้องอาศัยโปรแกรมย่อยทางระบบควบคุม (Control system toolbox) และ โปรแกรมย่อยทางการพิสูจน์เอกลักษณ์ (Identification toolbox)

A.1 การจำลองระบบในแกนปิกนัย

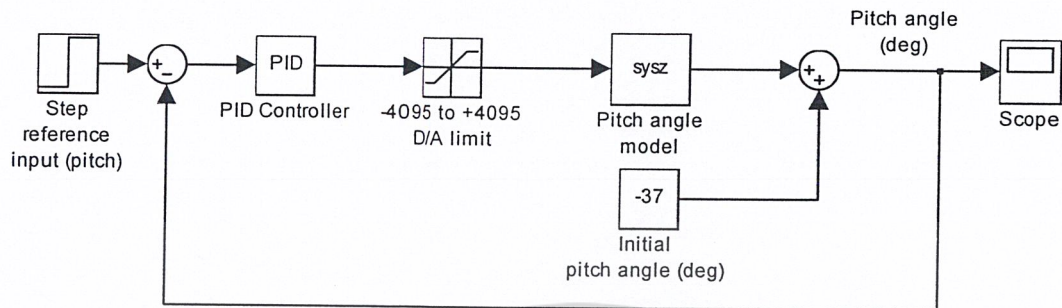
จากการทดลองระบบวงเปิดในแกนปิกนัยดังที่กล่าวไว้ในบทที่ 4 โดยหากทำการเก็บข้อมูลอินพุตและเอาต์พุต ไว้ในตัวแปรเวกเตอร์ u และ y ตามลำดับ โดยปรับให้เสมือนค่าเริ่มต้นของมุมปิกนัยเป็นศูนย์ (ซึ่งค่าเริ่มต้นจริงในสถานะไม่ได้ทำงานจะอยู่ที่มุมประมาณ -37 องศา ซึ่งผลของมุมเริ่มต้นนี้จะเพิ่มลงในการจำลองต่อไป ดังแสดงในรูปที่ A.2) โปรแกรมเมทแลปสามารถนำไปใช้ในการประมาณหาแบบจำลองของระบบในรูปแบบของฟังก์ชันถ่ายโอนระบบเวลาดีสครีต โดยเก็บเป็นตัวแปร $sysz$ ซึ่งเป็นความสัมพันธ์ระหว่างมุมปิกนัยในหน่วยองศา (deg) กับระดับสัญญาณจากคอมพิวเตอร์ผ่านการแปลงสัญญาณดิจิตอลเป็นอนาล็อก (12 บิต ซึ่งเท่ากับ 4095 ระดับ รวมกับบิตบอกระยะหมาย จึงได้ย่านทั้งหมด -4095 ถึง 4095) ที่ให้กับระบบ

โดยชุดคำสั่งของโปรแกรมเมทแลป ของโปรแกรมเมทแลปในการคำนวณหาแบบจำลองของระบบด้านแกนปิกนัย ในรูปแบบของฟังก์ชันถ่ายโอนระบบเวลาดีสครีต โดยเลือกอันดับการประมาณที่เหมาะสม เป็นอันดับเจ็ด แสดงดังรูปที่ A.1

```
% sampling time = 0.1 sec
Ts=0.1;
% combine output and input for identification
mydata=[[y],[u]];
% identification using 7th order ARX model
arx715 = arx(mydata,[7 1 5],[],Ts);
% convert to transfer function format
[num,den]=th2tf(arx715);
% combine to the discrete transfer function
sysz=tf(num,den,Ts);
```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
รูปที่ A.1 ชุดคำสั่งการประมาณระบบด้านแกนปิกนัยโดยโปรแกรมเมทแลป
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามเผยแพร่ลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากนั้นนำมาต่อเป็นระบบวงปิดชนิดป้อนกลับแบบลบโดยใช้ตัวควบคุมแบบ พี ไอ ดี เพื่อทดสอบระบบทางด้านแกนปีกเงยที่ค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมต่างๆ โดยโปรแกรมซิมูลิงค์ ดังแสดงในรูปที่ A.1



รูปที่ A.2 แสดงการจำลองระบบระบบด้านแกนปีกเงยโดยโปรแกรมซิมูลิงค์

A.2 การจำลองระบบในแกนส่าย

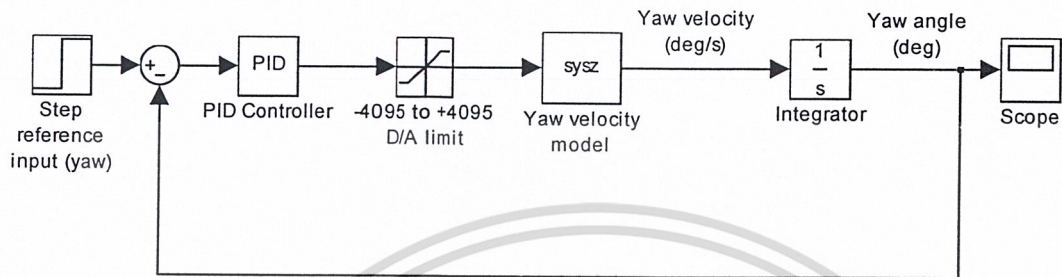
เช่นเดียวกับการจำลองระบบในแกนปีกเงย โดยเก็บผลทดสอบระบบวงเปิดในแกนส่ายดังที่กล่าวไว้ในบทที่ 4 หากทำการเก็บข้อมูลอินพุตและเอาต์พุต ไว้ในตัวแปร u และ y ตามลำดับ ซึ่งเอาต์พุตคือความเร็วของมุมส่ายในหน่วยองศาต่อวินาที (deg/s) และอินพุตเป็นระดับสัญญาณจากคอมพิวเตอร์ผ่านการแปลงสัญญาณดิจิทัลเป็นอะนาลอกเช่นกัน

โดยชุดคำสั่งของโปรแกรมเมทแลป ในการคำนวณหาแบบจำลองของระบบด้านแกนส่ายในรูปแบบของฟังก์ชันถ่ายโอนระบบเวลาดีสครีต สามารถใช้คำสั่งเช่นเดียวกันกับในแกนปีกเงยโดยเลือกอันดับการประมาณที่เหมาะสม อาทิการประมาณเป็นอันดับสาม ได้เป็นดังรูปที่ A.3

```
% sampling time = 0.1 sec
Ts=0.1;
% combine output and input for identification
mydata=[y],[u];
% identification using 3th order ARX model
arx315 = arx(mydata,[3 1 5],[],Ts);
% convert to transfer function format
[num,den]=th2tf(arx315);
% combine to the discrete transfer function
sysz=tf(num,den,Ts);
```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
รูปที่ A.3 ชุดคำสั่งการประมาณระบบด้านแกนส่ายโดยโปรแกรมเมทแลป

จากนั้นนำมาต่อเป็นระบบวงปิดชนิดป้อนกลับแบบลบโดยใช้ตัวควบคุมแบบ พี ไอ ดี เพื่อทดสอบระบบทางด้านแกนส่ายที่ค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมต่างๆ โดยโปรแกรมซิมูลิงค์ ดังแสดงในรูปที่ A.4 โดยสังเกตว่าเนื่องจากเอาต์พุตที่ต้องการควบคุมจริงคือมุมส่าย มิใช่ความเร็วมุมส่าย ดังนั้นจึงเพิ่มอินทิเกรเตอร์เพื่อให้ได้มุมส่ายนั่นเอง



รูปที่ A.4 แสดงการจำลองระบบระบบด้านแกนปิกส่ายโดยโปรแกรมซิมูลิงค์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาคผนวก B

เอกสารไอซี L298



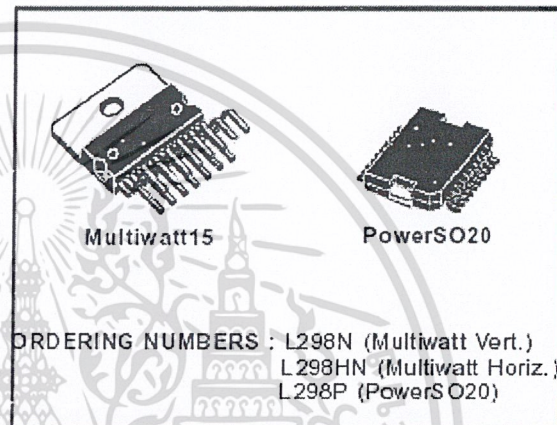
L298

DUAL FULL-BRIDGE DRIVER

- OPERATING SUPPLY VOLTAGE UP TO 46 V
- TOTAL DC CURRENT UP TO 4 A
- LOW SATURATION VOLTAGE
- OVERTEMPERATURE PROTECTION
- LOGICAL "0" INPUT VOLTAGE UP TO 1.5 V (HIGH NOISE IMMUNITY)

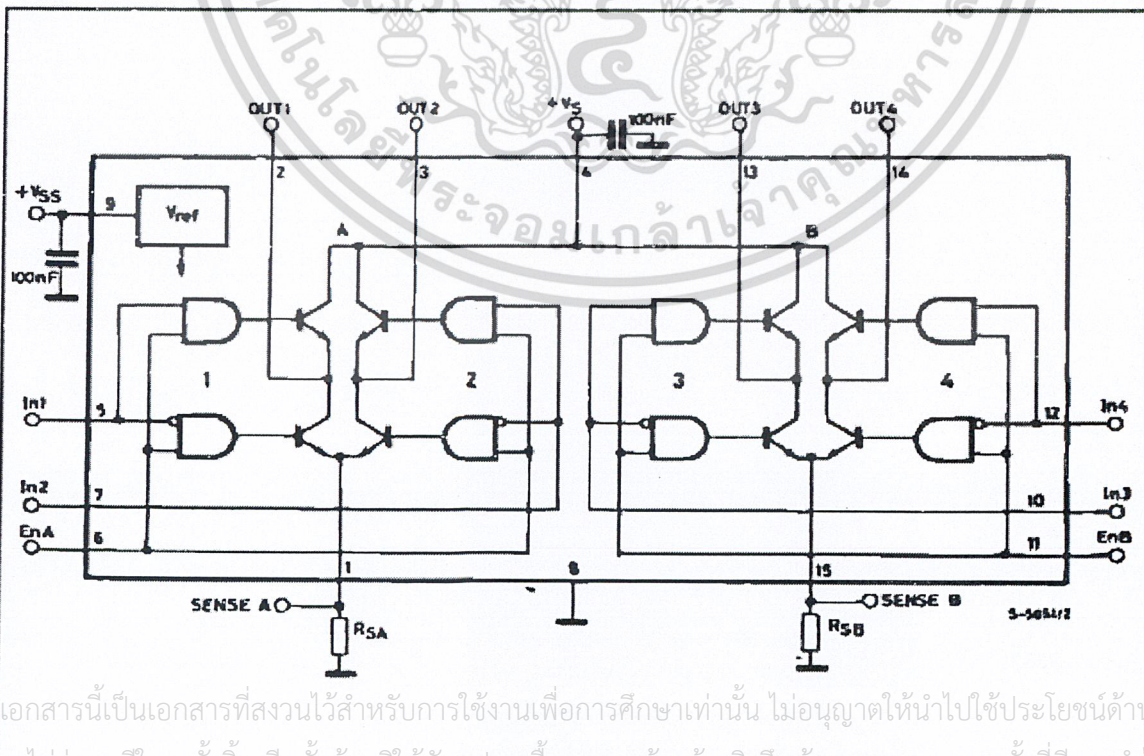
DESCRIPTION

The L298 is an integrated monolithic circuit in a 15-lead Multiwatt and PowerSO20 packages. It is a high voltage, high current dual full-bridge driver designed to accept standard TTL logic levels and drive inductive loads such as relays, solenoids, DC and stepping motors. Two enable inputs are provided to enable or disable the device independently of their input signals. The emitters of the lower transistors of each bridge are connected together and the corresponding external terminal can be used for the con-



nection of an external sensing resistor. An additional supply input is provided so that the logic works at a lower voltage.

BLOCK DIAGRAM



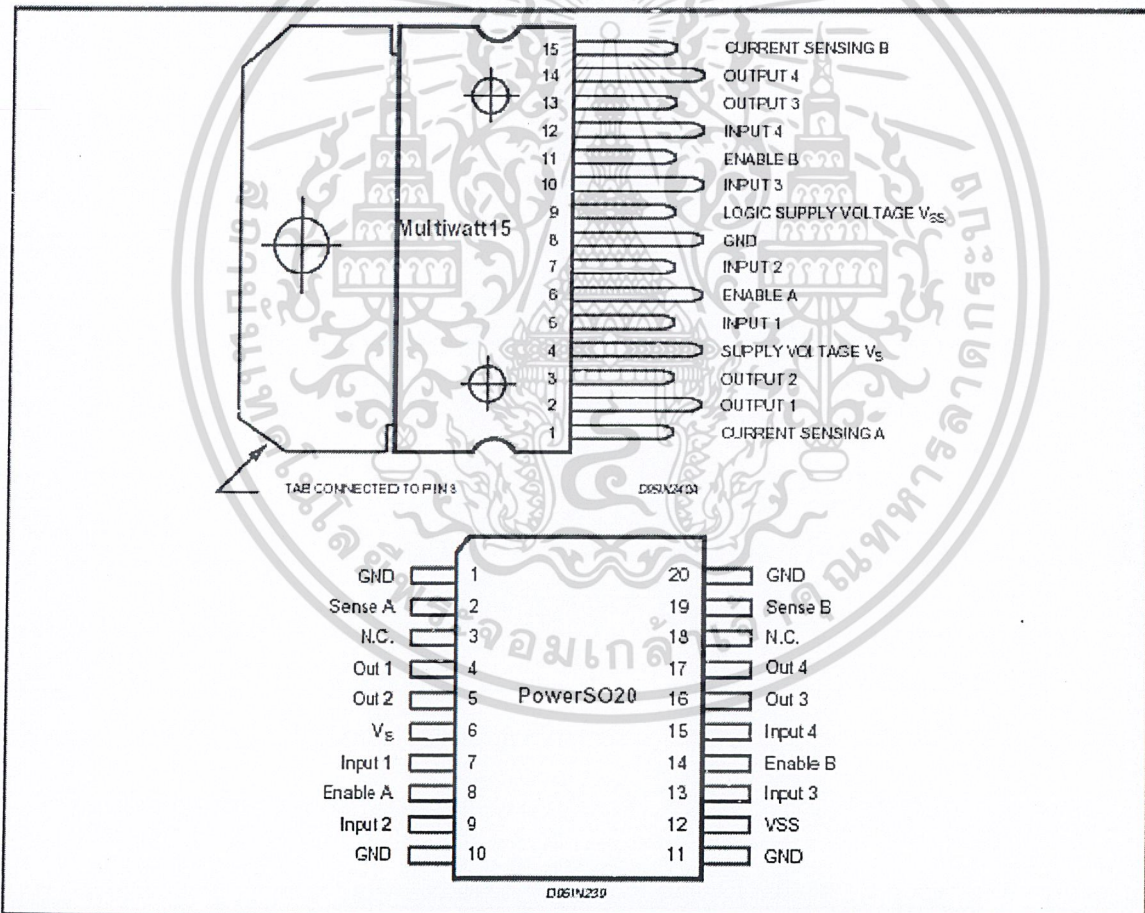
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ทางการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีกรณีไปใช้

L298

ABSOLUTE MAXIMUM RATINGS

Symbol	Parameter	Value	Unit
V_S	Power Supply	50	V
V_{SS}	Logic Supply Voltage	7	V
V_I, V_{en}	Input and Enable Voltage	-0.3 to 7	V
I_O	Peak Output Current (each Channel)		
	- Non Repetitive ($t = 100\mu s$)	3	A
	- Repetitive (80% on -20% off; $t_{on} = 10ms$)	2.5	A
	-DC Operation	2	A
V_{sens}	Sensing Voltage	-1 to 2.3	V
P_{td}	Total Power Dissipation ($T_{case} = 75^\circ C$)	25	W
T_{op}	Junction Operating Temperature	-25 to 130	$^\circ C$
T_{stg}, T_j	Storage and Junction Temperature	-40 to 150	$^\circ C$

PIN CONNECTIONS (top view)



THERMAL DATA

Symbol	Parameter		PowerSO20	Multiwatt15	Unit
$R_{thj-case}$	Thermal Resistance Junction-case	Max.	-	3	$^\circ C/W$
$R_{thj-amb}$	Thermal Resistance Junction-ambient	Max.	13 (*)	35	$^\circ C/W$

(*) Mounted on aluminum substrate
 เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

PIN FUNCTIONS (refer to the block diagram)

MW.15	PowerSO	Name	Function
1;15	2;19	Sense A; Sense B	Between this pin and ground is connected the sense resistor to control the current of the load.
2;3	4;5	Out 1; Out 2	Outputs of the Bridge A; the current that flows through the load connected between these two pins is monitored at pin 1.
4	6	V _S	Supply Voltage for the Power Output Stages. A non-inductive 100nF capacitor must be connected between this pin and ground.
5;7	7;9	Input 1; Input 2	TTL Compatible Inputs of the Bridge A.
6;11	8;14	Enable A; Enable B	TTL Compatible Enable Input: the L state disables the bridge A (enable A) and/or the bridge B (enable B).
8	1,10,11,20	GND	Ground.
9	12	V _{SS}	Supply Voltage for the Logic Blocks. A 100nF capacitor must be connected between this pin and ground.
10; 12	13;15	Input 3; Input 4	TTL Compatible Inputs of the Bridge B.
13; 14	16;17	Out 3; Out 4	Outputs of the Bridge B. The current that flows through the load connected between these two pins is monitored at pin 15.
-	3;18	N.C.	Not Connected

ELECTRICAL CHARACTERISTICS (V_S = 42V; V_{SS} = 5V; T_J = 25°C; unless otherwise specified)

Symbol	Parameter	Test Conditions	Min.	Typ.	Max.	Unit
V _S	Supply Voltage (pin 4)	Operative Condition	V _{IH} +2.5		46	V
V _{SS}	Logic Supply Voltage (pin 9)		4.5	5	7	V
I _S	Quiescent Supply Current (pin 4)	V _{en} = H; I _L = 0	V _i = L	13	22	mA
			V _i = H	50	70	mA
		V _{en} = L	V _i = X		4	mA
I _{SS}	Quiescent Current from V _{SS} (pin 9)	V _{en} = H; I _L = 0	V _i = L	24	36	mA
			V _i = H	7	12	mA
		V _{en} = L	V _i = X		6	mA
V _{IL}	Input Low Voltage (pins 5, 7, 10, 12)		-0.3		1.5	V
V _{IH}	Input High Voltage (pins 5, 7, 10, 12)		2.3		V _{SS}	V
I _{IL}	Low Voltage Input Current (pins 5, 7, 10, 12)	V _i = L			-10	μA
I _{IH}	High Voltage Input Current (pins 5, 7, 10, 12)	V _i = H ≤ V _{SS} - 0.6V		30	100	μA
V _{en} = L	Enable Low Voltage (pins 6, 11)		-0.3		1.5	V
V _{en} = H	Enable High Voltage (pins 6, 11)		2.3		V _{SS}	V
I _{en} = L	Low Voltage Enable Current (pins 6, 11)	V _{en} = L			-10	μA
I _{en} = H	High Voltage Enable Current (pins 6, 11)	V _{en} = H ≤ V _{SS} - 0.6V		30	100	μA
V _{CEsat(H)}	Source Saturation Voltage	I _L = 1A I _L = 2A	0.95	1.35 2	1.7 2.7	V
V _{CEsat(L)}	Sink Saturation Voltage	I _L = 1A (5) I _L = 2A (5)	0.85	1.2 1.7	1.6 2.3	V
V _{CEsat}	Total Drop	I _L = 1A (5) I _L = 2A (5)	1.80		3.2 4.9	V
V _{sens}	Sensing Voltage (pins 1, 15)		-1 (1)		2	V

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

L298

ELECTRICAL CHARACTERISTICS (continued)

Symbol	Parameter	Test Conditions	Min.	Typ.	Max.	Unit
$T_1 (V_i)$	Source Current Turn-off Delay	$0.5 V_i$ to $0.9 I_L$ (2); (4)		1.5		μs
$T_2 (V_i)$	Source Current Fall Time	$0.9 I_L$ to $0.1 I_L$ (2); (4)		0.2		μs
$T_3 (V_i)$	Source Current Turn-on Delay	$0.5 V_i$ to $0.1 I_L$ (2); (4)		2		μs
$T_4 (V_i)$	Source Current Rise Time	$0.1 I_L$ to $0.9 I_L$ (2); (4)		0.7		μs
$T_5 (V_i)$	Sink Current Turn-off Delay	$0.5 V_i$ to $0.9 I_L$ (3); (4)		0.7		μs
$T_6 (V_i)$	Sink Current Fall Time	$0.9 I_L$ to $0.1 I_L$ (3); (4)		0.25		μs
$T_7 (V_i)$	Sink Current Turn-on Delay	$0.5 V_i$ to $0.9 I_L$ (3); (4)		1.6		μs
$T_8 (V_i)$	Sink Current Rise Time	$0.1 I_L$ to $0.9 I_L$ (3); (4)		0.2		μs
$f_c (V_i)$	Commutation Frequency	$I_L = 2A$		25	40	KHz
$T_1 (V_{en})$	Source Current Turn-off Delay	$0.5 V_{en}$ to $0.9 I_L$ (2); (4)		3		μs
$T_2 (V_{en})$	Source Current Fall Time	$0.9 I_L$ to $0.1 I_L$ (2); (4)		1		μs
$T_3 (V_{en})$	Source Current Turn-on Delay	$0.5 V_{en}$ to $0.1 I_L$ (2); (4)		0.3		μs
$T_4 (V_{en})$	Source Current Rise Time	$0.1 I_L$ to $0.9 I_L$ (2); (4)		0.4		μs
$T_5 (V_{en})$	Sink Current Turn-off Delay	$0.5 V_{en}$ to $0.9 I_L$ (3); (4)		2.2		μs
$T_6 (V_{en})$	Sink Current Fall Time	$0.9 I_L$ to $0.1 I_L$ (3); (4)		0.35		μs
$T_7 (V_{en})$	Sink Current Turn-on Delay	$0.5 V_{en}$ to $0.9 I_L$ (3); (4)		0.25		μs
$T_8 (V_{en})$	Sink Current Rise Time	$0.1 I_L$ to $0.9 I_L$ (3); (4)		0.1		μs

- 1) Sensing voltage can be $-1V$ for $t \leq 50 \mu s$; in steady state $V_{sns} \text{ min} \geq -0.5V$.
- 2) See fig. 2.
- 3) See fig. 4.
- 4) The load must be a pure resistor.

Figure 1 : Typical Saturation Voltage vs. Output Current.

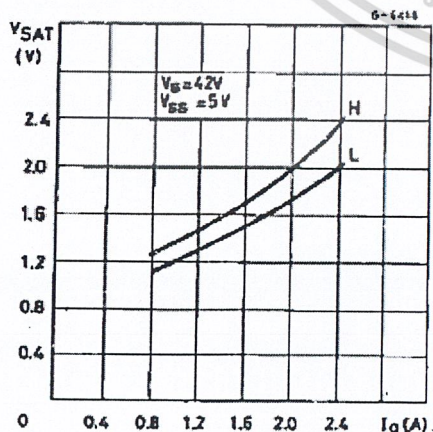
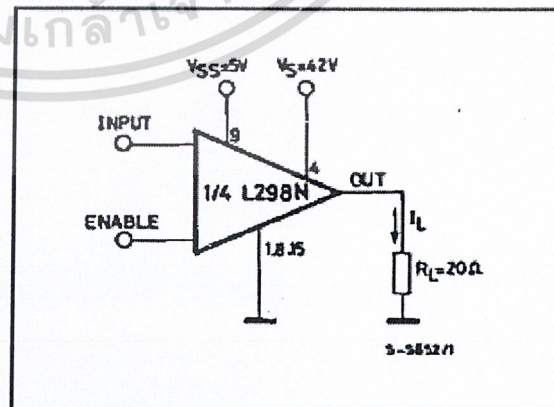


Figure 2 : Switching Times Test Circuits.



Note : For INPUT Switching, set EN = H
For ENABLE Switching, set IN = H

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

หนังสืออ้างอิง

- [1] Jonas Balderud, “Modelling and Control of a Toy-Helicopter” Master's Thesis, Department of Electrical Engineering, Karlstad University, 2002.
- [2] P.N. Paraskevopoulos, “Digital Control Systems,” Prentice Hall, 1996.
- [3] Katsuhiko Okata, “Modern Control Engineering,” 2nd edition., Prentice Hall, 1990.
- [4] Katsuhiko Okata, “Discrete Time Control Systems,” 2nd edition., Prentice Hall, 1995.
- [5] Interface Corporation, “User Manual PCI-3171A,” Interface Corporation, 2001.
- [6] Interface Corporation, “User Manual PCI-3343A,” Interface Corporation, 2001.
- [7] Lennart Ljung, “System Identification Toolbox For Use with MATLAB[®],” MathWorks, 1996.
- [8] ภาควิชาวิศวกรรมระบบควบคุม, “เอกสารประกอบการสอนวิชาปฏิบัติการทาง Matlab,” ภาควิชาวิศวกรรมระบบควบคุม สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง, 2545.



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้