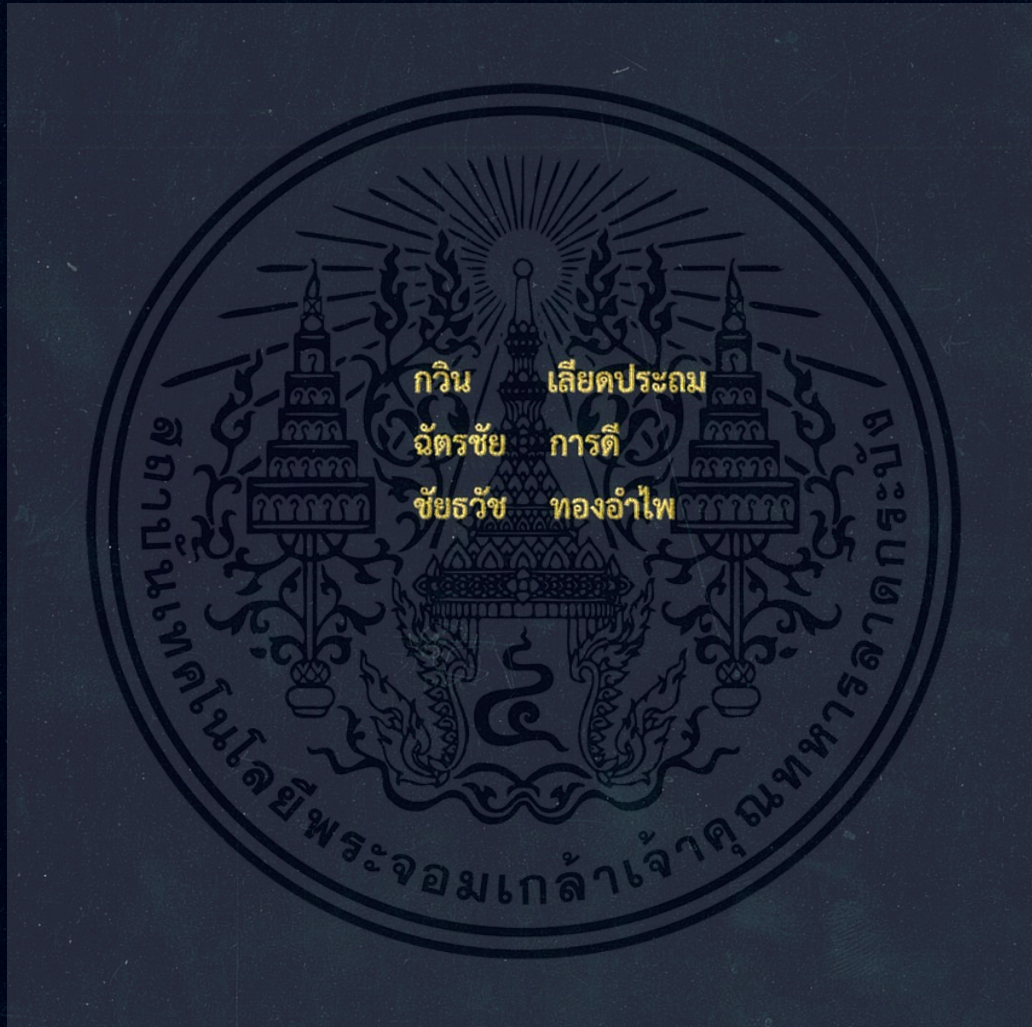


การควบคุมอากาศยานสี่ใบพัด  
QUADROTOR CONTROL



ปริญญานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต  
สาขาวิชาวิศวกรรมแมคคาทรอนิกส์  
คณะวิศวกรรมศาสตร์  
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง  
ปีการศึกษา 2557

การควบคุมอากาศยานสี่ใบพัด  
QUADROTOR CONTROL



ปริญญานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต  
สาขาวิชาวิศวกรรมแมคคาทรอนิกส์  
คณะวิศวกรรมศาสตร์  
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง  
ปีการศึกษา 2557

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

# QUADROTOR CONTROL



THIS THESIS IS SUBMITTED IN PARTIAL FULFILLMENT  
OF THE REQUIREMENTS FOR THE DEGREE OF  
BACHELOR OF ENGINEERING IN MECHATRONICS ENGINEERING  
FACULTY OF ENGINEERING  
KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG

ACADEMIC YEAR 2014

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้


# ปริญญานิพนธ์ปีการศึกษา 2557

ภาควิชาวิศวกรรมการวัดและควบคุม คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เรื่อง การควบคุมอากาศยานสี่ใบพัด  
QUADROTOR CONTROL

ผู้จัดทำ นายกวิน เลียดประถม 54010072  
นายฉัตรชัย การดี 54010248  
นายชัยรัช ทองอำไพ 54010307

  
.....อาจารย์ที่ปรึกษา  
(รองศาสตราจารย์ ดร.ถาวร เบนญวนราษฎร์)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

# การควบคุมอากาศยานสีใบพัด

โดย

นายกวิน	เสียดประถม	54010072
นายฉัตรชัย	การดี	54010248
นายชัยวัช	ทองอำไพ	54010307

อาจารย์ที่ปรึกษา

รองศาสตราจารย์ ดร.ถาวร เเบญจนราสุทธิ

ปีการศึกษา 2557

## บทคัดย่อ

ปริญญานิพนธ์ฉบับนี้ นำเสนอทฤษฎีและการออกแบบระบบควบคุมอากาศยานสีใบพัด เพื่อให้ระบบควบคุมมีเสถียรภาพและสามารถบินอยู่นิ่งในอากาศ ณ ระดับความสูงที่ต้องการ โดยการควบคุมตัวแปรของอากาศยานสีใบพัดสี่ตัวแปร ได้แก่ มุมโรล มุมพิทช์ มุมยอร์ และ ความสูง ในการวัดตำแหน่งเชิงมุมอาศัยเซนเซอร์สามประเภทคือ เซนเซอร์วัดความเร่ง เซนเซอร์ไจโรสโคป และเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก และการวัดความสูงอาศัยเซนเซอร์อัลตราโซนิก ค่าวัดตัวแปรดังกล่าวจะถูกไมโครคอนโทรลเลอร์ประมวลผล และคำนวณสัญญาณควบคุมแรงดันไฟฟ้าในรูปของสัญญาณพัลส์วริธมอดูเลชันให้กับมอเตอร์กระแสตรงแบบไร้แปรงถ่านทั้งสี่ตัว โดยอาศัยตัวควบคุมพีไอดีสี่ตัวซึ่งออกแบบอิสระจากกันเพื่อควบคุมแต่ละตัวแปร ก่อนการใช้งานจริงตัวควบคุมที่ถูกออกแบบอิสระจากกันจะถูกนำมาใช้ร่วมกันในการควบคุมอากาศยานสีใบพัดผ่านการจำลองการบินโดยโปรแกรมแมทแลปเพื่อตรวจสอบเสถียรภาพและสมรรถนะของระบบ

ผลการทดลองการบินจริง พบว่าในผลตอบสนองชั่วครู่ความสูงของอากาศยานสีใบพัดมีค่าพุ่งเกิน แต่ในผลตอบสนองที่สภาวะคงตัวความสูงของอากาศยานสีใบพัด สามารถเข้าสู่ระดับความสูงใกล้เคียงกับค่าอ้างอิงที่กำหนดในเวลาประมาณ 20 วินาที โดยตลอดการบินอากาศยานสีใบพัดพยายามรักษาสมดุลของมุมทั้งสามรอบจุดศูนย์แต่ยังมีการแกว่งของมุมทั้งสาม ซึ่งพบว่าเกิดจากค่าวัดมุมที่อ่านค่าได้มีความผิดพลาดมากกว่าความเป็นจริงเมื่อมุมเบี่ยงเบนจากมุมศูนย์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

# QUADROTOR CONTROL

By

Mr. Kawin Liadprathom 54010072

Mr. Chatchai Kande 54010248

Mr. Chaithawat Thongampai 54010307

Advisor

Assoc. Prof. Dr. Taworn Benjanarasuth

Academic Year 2014

## ABSTRACT

This thesis presents theory and control system design for a quadrotor to achieve stability and to hover at the desired height by controlling four variables of the quadrotor which are roll angle, pitch angle, yaw angle and height. Three sensors including accelerometer, gyroscope and magnetometer are used to measure the three angular positions while an ultrasonic sensor is employed to sense the height of the quadrotor. The measured values are then processed by a microcontroller to compute control signals as pulse-width modulation signals to drive four brushless DC motors based on four PID controllers, which are separately designed for each variable. To verify the stability and performance before actual implementation, the simulations of the quadrotor control system using the four controllers simultaneously are conducted by MATLAB.

In the actual flight, the transient response of the height exhibits overshoot but within about 20 seconds the quadrotor tries to maintain its height around the set-point in the steady state. During the experiment, the quadrotor tries to balance its three angular positions around zero degree but the oscillation occurs as the measurements are more violently deviated from zero than its actual positions.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

# กิตติกรรมประกาศ

ปริญญาโทฉบับนี้สำเร็จลุล่วงได้ดี ด้วยคำแนะนำ คำปรึกษา และการดูแลจากหลายฝ่ายด้วยกัน โดยเฉพาะอย่างยิ่งจากอาจารย์ที่ปรึกษา รองศาสตราจารย์ ดร.ถาวร เบญจนาสุทธิ ที่ให้โอกาสข้าพเจ้าได้ทำปริญญาโทฉบับนี้ พร้อมทั้งให้คำแนะนำเสมอมา และยังสอนประสบการณ์ในเรื่องการศึกษา การทำงาน และการใช้ชีวิตประจำวัน และเจ้าหน้าที่ธุรการของภาควิชาที่ช่วยตรวจทานปริญญาโทนี้ ตลอดจนอาจารย์ภาควิชาวิศวกรรมการวัดและควบคุมทุกท่านที่อบรมสั่งสอนข้าพเจ้ามาโดยตลอด

ขอขอบคุณภาควิชาวิศวกรรมการวัดและควบคุม และชุมชนอิเล็กทรอนิกส์ ซึ่งอำนวยความสะดวกในด้านสถานที่ในการทำโครงการ

ขอขอบคุณบุคคลที่สำคัญที่สุด คือบิดาและมารดา ที่อบรมสั่งสอนเลี้ยงดู ส่งเสียให้มีโอกาสศึกษาเล่าเรียน และให้กำลังใจในการดำเนินชีวิต ข้าพเจ้าขอขอบคุณมา ณ ที่นี้ด้วย



ผู้จัดทำ

นายกวิน

นายฉัตรชัย

นายชัยวัช

เลียดประถม

การดี

ทองอำไพ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

# สารบัญ

	หน้า
บทคัดย่อ	I
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ	II
กิตติกรรมประกาศ	III
สารบัญ	IV
สารบัญรูป	VII
สารบัญตาราง	X
บทที่ 1 บทนำ	1
1.1 กล่าวนำ	1
1.2 วัตถุประสงค์	1
1.3 ขั้นตอนการศึกษาและการจัดทำโครงการ	1
1.4 รายละเอียดของปริญญานิพนธ์	2
บทที่ 2 ทฤษฎีและความรู้ที่เกี่ยวข้อง	3
2.1 แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของนิวตัน-ฮอยเลอร์	3
2.1.1 จลศาสตร์การเคลื่อนที่	3
2.1.2 พลศาสตร์	7
2.2 พลวัตของอากาศยานสี่ใบพัด	8
2.3 พลวัตของมอเตอร์กระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน	12
2.4 เซนเซอร์และการประยุกต์ใช้งาน	13
2.4.1 เซนเซอร์วัดความเร่ง	13
2.4.2 เซนเซอร์วัดความเร็วเชิงมุม	14
2.4.3 เซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก	14
2.4.4 เซนเซอร์อัลตราโซนิก	14
2.5 ตัวกรองคาลมาน	15
2.6 ตัวควบคุมพีไอดี	16
บทที่ 3 การออกแบบ	17
3.1 อุปกรณ์ของอากาศยานสี่ใบพัด	17
3.1.1 โครงอากาศยานสี่ใบพัด	17

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
3.1.2 ใบพัดของอากาศยาน	18
3.1.3 มอเตอร์กระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน	18
3.1.4 เครื่องมีควบคุมความเร็วแบบอิเล็กทรอนิกส์	19
3.1.5 แบตเตอรี่แบบลิเทียมโพลิเมอร์	19
3.1.6 ไมโครคอนโทรลเลอร์	20
3.1.7 โมดูลเซนเซอร์รวม	20
3.1.8 เซนเซอร์อัลตราโซนิก	21
3.2 การออกแบบจำลองการบินผ่านโปรแกรมแมทแล็บ	21
<b>บทที่ 4 การทดลองและผลการทดลอง</b>	27
4.1 การทดสอบมอเตอร์และใบพัด	27
4.1.1 การหาค่าพารามิเตอร์ของมอเตอร์	31
4.1.2 การหาค่าพารามิเตอร์ของใบพัด	35
4.1.3 การหาค่าโมเมนต์ความเฉื่อยรอบจุดกำเนิดของอากาศยาน	37
4.2 ผลการจำลองการบินผ่านโปรแกรมแมทแล็บ	38
4.2.1 การจำลองครั้งที่ 1	38
4.2.2 การจำลองครั้งที่ 2	39
4.3 การเปรียบเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง	41
4.3.1 การทดลองวัดค่ามุมโรลด้วยเซนเซอร์วัดความเร่ง	55
4.3.2 การทดลองวัดค่ามุมพิชช์ด้วยเซนเซอร์วัดความเร่ง	56
4.4 การเปรียบเทียบเซนเซอร์ใจโรสโคป	58
4.5 การเปรียบเทียบเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก	60
4.6 การทดลองใช้ตัวกรองคาลมาน	64
4.7 การทดลองบิน	66
<b>บทที่ 5 สรุปผลการดำเนินงาน</b>	70
5.1 สรุปผลการดำเนินงาน	70
5.2 ปัญหาที่พบและแนวทางการแก้ปัญหา	70
5.3 แนวทางการพัฒนา	71

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
เอกสารอ้างอิง	72
ภาคผนวก	73
ภาคผนวก ก ค่าคงที่ของระบบ	74
ภาคผนวก ข วิธีปรับค่าตัวควบคุมพีไอดี	75



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

# สารบัญญรูป

รูปที่	หน้า
2.1 ความสัมพันธ์ระหว่างสองกรอบอ้างอิง	3
2.2 การหมุนวัตถุในมุมโรล	4
2.3 การหมุนวัตถุในมุมพิทช์	4
2.4 การหมุนวัตถุในมุมยอร์	5
2.5 แรงยกที่กระทำต่ออากาศยานสี่ใบพัด	10
2.6 แรงบิดของมุมโรลที่กระทำต่ออากาศยานสี่ใบพัด	10
2.7 แรงบิดของมุมพิทช์ที่กระทำต่ออากาศยานสี่ใบพัด	11
2.8 แรงบิดของมุมยอร์ที่กระทำต่ออากาศยานสี่ใบพัด	11
2.9 ลักษณะสัญญาณพัลส์วิธมอดูเลชัน	13
3.1 อากาศยานสี่ใบพัด	17
3.2 โครงของอากาศยานสี่ใบพัด	17
3.3 ใบพัดของอากาศยานสี่ใบพัด	18
3.4 มอเตอร์กระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน	18
3.5 เครื่องมือควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์	19
3.6 แบตเตอรี่แบบลิเทียมโพลิเมอร์	19
3.7 บอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ อ두โน	20
3.8 เซนเซอร์ GY-88	20
3.9 เซนเซอร์อัลตราโซนิก	21
3.10 แบบจำลองการบินของอากาศยานสี่ใบพัด	21
3.11 แบบจำลองของอากาศยานสี่ใบพัด	22
3.12 แบบจำลองแสดงความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วใบพัดและแรง	23
3.13 แบบจำลองความสัมพันธ์ระหว่างสัญญาณพัลส์วิธมอดูเลชันและความเร็วใบพัด	23
3.14 แบบจำลองผกผันจากความเร็วใบพัดเป็นสัญญาณพัลส์วิธมอดูเลชัน	24
3.15 แบบจำลองผกผันจากแรงเป็นความเร็วใบพัด	25
3.16 แบบจำลองของตัวควบคุมพีไอดี	26
4.1 การทดสอบมอเตอร์และใบพัด	27
4.2 ความสัมพันธ์ระหว่างสัญญาณพัลส์วิธมอดูเลชันกับความเร็วใบพัดตัวที่ 1	31

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.3 ความสัมพันธ์ระหว่างสัญญาณพัลส์วิธมอดูเลชันกับความเร็วใบพัดตัวที่ 2	32
4.4 ความสัมพันธ์ระหว่างสัญญาณพัลส์วิธมอดูเลชันกับความเร็วใบพัดตัวที่ 3	32
4.5 ความสัมพันธ์ระหว่างสัญญาณพัลส์วิธมอดูเลชันกับความเร็วใบพัดตัวที่ 4	33
4.6 การทดสอบมอเตอร์เพื่อหาค่า $\tau_k$	33
4.7 ผลตอบสนองความเร็วของมอเตอร์และใบพัดตัวที่ 1	34
4.8 ผลตอบสนองความเร็วของมอเตอร์และใบพัดตัวที่ 2	34
4.9 ผลตอบสนองความเร็วของมอเตอร์และใบพัดตัวที่ 3	35
4.10 ผลตอบสนองความเร็วของมอเตอร์และใบพัดตัวที่ 4	35
4.11 ความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วใบพัดกำลังสองกับแรง	36
4.12 การหาโมเมนต์ความเฉื่อยของอากาศยานสี่ใบพัด	37
4.13 ผลการจำลองครั้งที่ 1	39
4.14 ผลการจำลองครั้งที่ 2	40
4.15 การวางอากาศยานสี่ใบพัดในตำแหน่ง T1 (+z)	42
4.16 การวางอากาศยานสี่ใบพัดในตำแหน่ง T2 (-z)	42
4.17 การวางอากาศยานสี่ใบพัดในตำแหน่ง T3 (+y)	43
4.18 การวางอากาศยานสี่ใบพัดในตำแหน่ง T4 (-y)	43
4.19 การวางอากาศยานสี่ใบพัดในตำแหน่ง T5 (+x)	43
4.20 การวางอากาศยานสี่ใบพัดในตำแหน่ง T6 (-x)	44
4.21 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่งตำแหน่ง T1 แกน x	46
4.22 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่งตำแหน่ง T1 แกน y	46
4.23 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่งตำแหน่ง T1 แกน z	47
4.24 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่งตำแหน่ง T2 แกน x	47
4.25 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่งตำแหน่ง T2 แกน y	48
4.26 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่งตำแหน่ง T2 แกน z	48
4.27 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่งตำแหน่ง T3 แกน x	49
4.28 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่งตำแหน่ง T3 แกน y	49
4.29 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่งตำแหน่ง T3 แกน z	50

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.30 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่งตำแหน่ง T4 แกน x	50
4.31 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่งตำแหน่ง T4 แกน y	51
4.32 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่งตำแหน่ง T4 แกน z	51
4.33 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่งตำแหน่ง T5 แกน x	52
4.34 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่งตำแหน่ง T5 แกน y	52
4.35 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่งตำแหน่ง T5 แกน z	53
4.36 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่งตำแหน่ง T6 แกน x	53
4.37 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่งตำแหน่ง T6 แกน y	54
4.38 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่งตำแหน่ง T6 แกน z	54
4.39 การทดลองวัดค่ามุมโรล	55
4.40 มุมโรลที่เซนเซอร์วัดความเร่งอ่านได้	56
4.41 การทดลองวัดค่ามุมพิทช์	57
4.42 มุมพิทช์ที่เซนเซอร์วัดความเร่งอ่านได้	58
4.43 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์ใจโรสโคปแกน x	59
4.44 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์ใจโรสโคปแกน y	59
4.45 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์ใจโรสโคปแกน z	59
4.46 ข้อมูลดิบก่อนการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก	63
4.47 ข้อมูลหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก	64
4.48 ผลการทดลองวัดค่ามุมโรลโดยใช้ตัวกรองคาลมานขณะปิดมอเตอร์	65
4.49 ผลการทดลองวัดค่ามุมพิทช์โดยใช้ตัวกรองคาลมานขณะปิดมอเตอร์	65
4.50 ผลการทดลองวัดค่ามุมโรลโดยใช้ตัวกรองคาลมานขณะเปิดมอเตอร์	66
4.51 ผลการทดลองวัดค่ามุมพิทช์โดยใช้ตัวกรองคาลมานขณะเปิดมอเตอร์	66
4.52 การตริ้อากาศยาน	67
4.53 สัญญาณพัลส์วิธมอดูเลชันที่จ่ายให้กับมอเตอร์	67
4.54 มุมโรลและมุมพิทช์ที่อ่านได้จากการทดลองบินจริง	68
4.55 มุมยอร์ที่อ่านได้จากการทดลองบินจริง	68
4.56 ความสูงที่วัดได้จากการทดลองบินจริง	68
4.57 ภาพถ่ายขณะทดลองบินจริง	69

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

# สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
4.1 ผลการทดลองของมอเตอร์และใบพัดตัวที่ 1 และตัวที่ 2	28
4.2 ผลการทดลองของมอเตอร์และใบพัดตัวที่ 3 และตัวที่ 4	30
4.3 ผลการทดลองวัดค่ามุมโรลด้วยเซนเซอร์วัดความเร่ง	55
4.4 ผลการทดลองวัดค่ามุมพิทช์ด้วยเซนเซอร์วัดความเร่ง	57



# บทที่ 1

## บทนำ

### 1.1 กล่าวนำ

ในปัจจุบันอากาศยานสี่ใบพัด (Quadrotor) เป็นที่นิยมอย่างมาก เนื่องจากการเคลื่อนที่ของอากาศยานสี่ใบพัดมีความคล่องตัว สามารถเคลื่อนที่ได้อิสระ 6 ทิศทาง อีกทั้งยังเป็นอากาศยานไร้คนขับ (Unmanned aerial vehicle : UAV) โดยอากาศยานสี่ใบพัดสามารถประยุกต์ใช้งานได้หลายประเภท เช่น การสำรวจพื้นที่ และการช่วยเหลือกู้ภัย โดยเมื่อเกิดอุบัติเหตุ หรือเหตุการณ์ทางธรรมชาติที่มนุษย์ไม่สามารถเดินทางเข้าไปได้นั้น สามารถใช้อากาศยานสี่ใบพัดในการสำรวจและช่วยเหลือบรรเทาทุกข์ ส่งของที่จำเป็นต่อผู้ป่วยเพื่อรอการช่วยเหลือจากมนุษย์ในภายหลัง นอกจากนี้ยังอาจนำมาใช้ในด้านอุตสาหกรรมการเกษตร อาทิเช่น การให้ปุ๋ยและการฉีดยาฆ่าแมลงแบบธรรมชาติ ซึ่งช่วยลดเวลาในการทำงานและต้นทุน จากตัวอย่างที่ได้กล่าวมาข้างต้น การใช้งานอากาศยานสี่ใบพัดจึงเป็นที่น่าสนใจ ส่งผลให้มีผู้ศึกษาและพัฒนาอากาศยานสี่ใบพัดเพิ่มมากขึ้นและนำไปประยุกต์ไปใช้งานในด้านต่าง ๆ มากขึ้น

โดยพื้นฐานในการควบคุมอากาศยานสี่ใบพัดให้ลอยอยู่นิ่งในอากาศได้นั้น ต้องอาศัยตัวควบคุมในการควบคุมมุมและความสูงได้ ดังนั้นในปริญญาานิพนธ์ฉบับนี้จึงสนใจที่จะออกแบบระบบควบคุมเพื่อให้อากาศยานสี่ใบพัดบินอยู่คงที่ในอากาศ โดยรักษาตัวแปร 4 ตัวแปร คือ มุมโรล มุมพิทช์ มุมยอร์ และ ความสูง ทั้งนี้ในระบบควบคุมจะติดตั้งเซนเซอร์เพื่อวัดตัวแปรที่ต้องการควบคุมและส่งเข้าสู่ไมโครคอนโทรลเลอร์ซึ่งทำหน้าที่เป็นตัวควบคุม เพื่อประมวลผลและคำนวณสัญญาณแรงดันไฟฟ้าที่จะใช้ขับมอเตอร์กระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน เพื่อให้อากาศยานสี่ใบพัดรักษาสถิตของมุมและระดับความสูงที่ต้องการ

### 1.2 วัตถุประสงค์

1. ออกแบบและสร้างอากาศยานสี่ใบพัดต้นแบบ
2. ออกแบบระบบควบคุมของอากาศยานสี่ใบพัดให้มีเสถียรภาพ สามารถรักษามุมและความสูง ณ ตำแหน่งที่ต้องการได้

### 1.3 ขั้นตอนการศึกษาและการจัดทำโครงการ

1. วิเคราะห์โครงสร้างและการทำงานของอากาศยานสี่ใบพัด
2. ออกแบบอากาศยานสี่ใบพัด ทั้งส่วนโครงสร้าง ส่วนการวัด และส่วนการประมวลผล

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3. ทดลองหาพารามิเตอร์ของอากาศยานสีไบพัดที่ออกแบบ และหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของอากาศยานสีไบพัด

4. ออกแบบตัวควบคุมพีไอดีเพื่อจำลองการควบคุมการบินของอากาศยานสีไบพัด

5. นำตัวควบคุมที่ได้ออกแบบมาทดลองกับอากาศยานสีไบพัด

#### 1.4 รายละเอียดของปฏิญานิพนธ์

เนื้อหาที่จะกล่าวในปฏิญานิพนธ์ฉบับนี้ประกอบด้วย

บทที่ 1 บทนำ กล่าวนำถึงวัตถุประสงค์ ขั้นตอนการศึกษา การจัดทำโครงการ พร้อมทั้งรายละเอียดของปฏิญานิพนธ์แต่ละบท

บทที่ 2 ทฤษฎีและความรู้ที่เกี่ยวข้อง จะกล่าวถึงทฤษฎีและหลักการที่ใช้เพื่อหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของอากาศยานสีไบพัด พลวัตของมอเตอร์ การใช้งานเซนเซอร์ ตัวกรองคาลมาน และตัวควบคุมพีไอดี

บทที่ 3 หลักการการออกแบบ จะกล่าวถึงการออกแบบโครงสร้างของอากาศยานสีไบพัด อุปกรณ์ที่เกี่ยวข้องกับอากาศยานสีไบพัด และแบบจำลองการบินของอากาศยานสีไบพัดผ่านโปรแกรมแมทแล็บ

บทที่ 4 การทดลอง ผลการทดลองมอเตอร์และไบพัด ผลการทดลองเก็บค่ามุมโรล มุมพิทช์ และมุมยอร์วที่ได้จากการอ่านค่าจากเซนเซอร์ ผลการจำลองการบินของอากาศยานสีไบพัดผ่านโปรแกรมแมทแล็บ และผลการทดลองบินจริง

บทที่ 5 บทวิจารณ์และสรุป นำเสนอบทสรุปการดำเนินงาน ปัญหาที่เกิดขึ้น และแนวทางการปรับปรุงพัฒนาโครงการนี้ต่อไป

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## บทที่ 2

# ทฤษฎีและความรู้ที่เกี่ยวข้อง

ในบทนี้จะกล่าวถึงทฤษฎีและหลักการที่ใช้แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัด พลวัตของมอเตอร์ การใช้งานเซนเซอร์ ตัวกรองคาลมาน และตัวควบคุมพีไอดี

### 2.1 แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของนิวตัน-ออยเลอร์

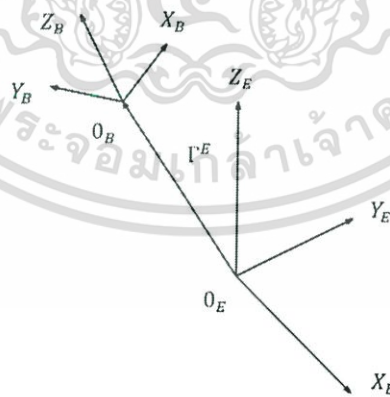
แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของนิวตัน-ออยเลอร์เป็นแบบจำลองของพลวัตของวัตถุแข็งเกร็งที่เคลื่อนที่ใน 3 มิติใด ๆ ในการสร้างแบบจำลองจะแบ่งการหาที่มาออกเป็น 2 แบบดังนี้

#### 2.1.1 จลศาสตร์การเคลื่อนที่

ในการเคลื่อนที่ของอากาศยานจะเป็นการเคลื่อนที่มี 6 องศาอิสระ ดังนั้นจึงมาพิจารณาการเคลื่อนที่ของวัตถุที่มี 6 องศาอิสระ โดยมากจะอ้างอิง 2 กรอบ ดังรูปที่ 2.1

1. กรอบอ้างอิงเฉื่อย (Earth frame) ประกอบด้วยแกน  $X_E$  ชี้ไปทางทิศเหนือ  $Y_E$  ชี้ไปทางทิศตะวันตก  $Z_E$  ชี้ไปตั้งฉากกับพื้นโลก และจุด  $o_E$  เป็นจุดกำเนิด กรอบนี้แสดงถึงตำแหน่งเชิงเส้น  $\Gamma^E$  และตำแหน่งเชิงมุม  $\Theta^E$  ของวัตถุนั้น

2. กรอบอ้างอิงวัตถุ (Body frame) ประกอบด้วยแกนอ้างอิงจากวัตถุนั้น ๆ มีทิศทางดังนี้ แกน  $X_B$  ชี้ไปทางด้านหน้าของวัตถุ แกน  $Y_B$  ชี้ไปทางด้านซ้ายของวัตถุ แกน  $Z_B$  มีทิศทางชี้ขึ้นตั้งฉากกับวัตถุ และ  $o_B$  คือ จุดกึ่งกลางของวัตถุ กรอบนี้แสดงถึงความเร็วเชิงมุม  $\omega^B$  ความเร็วเชิงเส้น  $V^B$  แรงขับ  $F^B$  และแรงบิด  $\tau^B$  ของวัตถุนั้น



รูปที่ 2.1 ความสัมพันธ์ระหว่างสองกรอบอ้างอิง

ตำแหน่งเชิงเส้น  $\Gamma^E$  คือ เวกเตอร์จากกรอบอ้างอิงเฉื่อยไปถึงกรอบอ้างอิงวัตถุ นิยามดังสมการที่ (2.1)

$$\Gamma^E = [X \ Y \ Z]^T \quad (2.1)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตำแหน่งเชิงมุม  $\Theta^E$  อ้างอิงจากการหมุนของกรอบอ้างอิงวัตถุเทียบกับกรอบอ้างอิงเฉื่อยเป็นการหมุนรอบแกนหลักสามแกนเป็นมุมโรล  $\phi$  มุมพิทช์  $\theta$  และมุมยอร์  $\psi$  สามารถแสดงได้สมการที่ (2.2)

$$\Theta^E = [\phi \ \theta \ \psi]^T \quad (2.2)$$

และเมทริกซ์แสดงการหมุนของวัตถุรอบแกนมุมต่าง ๆ มีดังต่อไปนี้

1. การหมุนรอบแกน  $X_2$  เป็นมุมโรล  $\phi$  ดังรูปที่ 2.2 และมีความสัมพันธ์ตามสมการที่ (2.3)

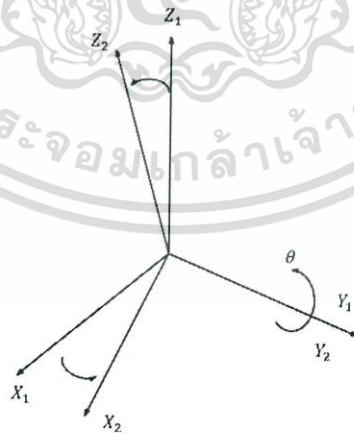


รูปที่ 2.2 การหมุนวัตถุในมุมโรล

$$R(\phi, x) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c_\phi & -s_\phi \\ 0 & s_\phi & c_\phi \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

เมื่อสัญลักษณ์  $c_k = \cos k$ ,  $s_k = \sin k$  และ  $t_k = \tan k$

2. การหมุนรอบแกน  $Y_1$  เป็นมุมพิทช์  $\theta$  ดังรูปที่ 2.3 และมีความสัมพันธ์ตามสมการที่ (2.4)

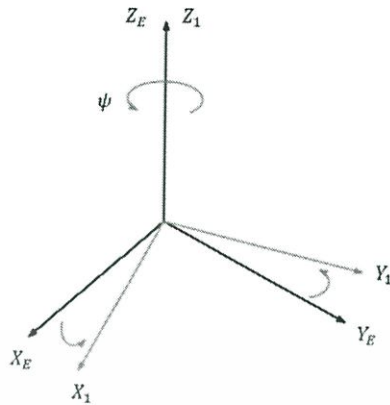


รูปที่ 2.3 การหมุนวัตถุในมุมพิทช์

$$R(\theta, y) = \begin{bmatrix} c_\theta & 0 & s_\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -s_\theta & 0 & c_\theta \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3. การหมุนรอบแกน  $Z_E$  เป็นมุมยอร์  $\psi$  ดังรูปที่ 2.4 และมีความสัมพันธ์ตามสมการที่ (2.5)



รูปที่ 2.4 การหมุนวัตถุในมุมยอร์

$$R(\psi, z) = \begin{bmatrix} c_\psi & -s_\psi & 0 \\ s_\psi & c_\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

จากสมการที่ (2.3) ถึงสมการที่ (2.5) จะสามารถเขียนเมทริกซ์การหมุนใด ๆ ได้ดังสมการที่ (2.6)

$$R_\Theta = R(\psi, z) R(\theta, y) R(\phi, x) \quad (2.6)$$

$$= \begin{bmatrix} c_\psi c_\theta & -s_\psi c_\theta + c_\psi s_\theta s_\phi & s_\psi s_\theta + c_\psi s_\theta c_\phi \\ s_\psi c_\theta & c_\psi c_\theta + s_\psi s_\theta s_\phi & -c_\psi s_\theta + s_\psi s_\theta c_\phi \\ -s_\theta & c_\theta s_\phi & c_\theta c_\phi \end{bmatrix}$$

ความเร็วเชิงเส้น  $V^B$  และความเร็วเชิงมุม  $\omega^B$  นิยามในกรอบอ้างอิงวัตถุตั้งที่ได้กล่าวมาแล้วข้างต้นมีส่วนประกอบดังสมการที่ (2.7) และสมการที่ (2.8)

$$V^B = [u \quad v \quad w]^T \quad (2.7)$$

$$\omega^B = [p \quad q \quad r]^T \quad (2.8)$$

รวมเวกเตอร์ความเร็วเชิงเส้นและความเร็วเชิงมุม ได้เป็น 2 เวกเตอร์คือ เวกเตอร์ตำแหน่ง  $\xi$  และเวกเตอร์ความเร็ว  $v$  ดังนี้

$$\xi = [\Gamma^E \quad \Theta^E]^T = [X \quad Y \quad Z \quad \phi \quad \theta \quad \psi]^T \quad (2.9)$$

$$v = [V^B \quad \omega^B]^T = [u \quad v \quad w \quad p \quad q \quad r]^T \quad (2.10)$$

ความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วเชิงเส้นในกรอบอ้างอิงวัตถุ  $V^B$  และความเร็วเชิงเส้นในกรอบอ้างอิงเฉื่อย  $V^E$  มีดังนี้

$$V^E = \dot{\Gamma}^E = R_\Theta V^B \quad (2.11)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

และความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วเชิงมุมในกรอบอ้างอิงวัตถุ  $\omega^B$  และความเร็วเชิงมุมในกรอบอ้างอิงเฉื่อย  $\dot{\Theta}^E$  มีดังนี้

$$\omega^B = T_{\Theta}^{-1} \dot{\Theta}^E \quad (2.12)$$

$$\dot{\Theta}^E = T_{\Theta} \omega^B \quad (2.13)$$

สามารถหาเมทริกซ์แปลงเชิงมุม  $T_{\Theta}$  ได้ด้วยการกระจาย  $\dot{\Theta}^E$  เข้าไปในกรอบอ้างอิงวัตถุตั้งสมการต่อไปนี้

$$\begin{aligned} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} &= \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + R(\phi, x)^{-1} \begin{bmatrix} \dot{\theta} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + R(\phi, x)^{-1} R(\theta, y)^{-1} \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \\ &= T_{\Theta}^{-1} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \end{aligned} \quad (2.14)$$

$$\therefore T_{\Theta}^{-1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s_{\theta} \\ 0 & c_{\phi} & c_{\theta} s_{\phi} \\ 0 & -s_{\phi} & c_{\theta} c_{\phi} \end{bmatrix} \quad (2.15)$$

$$T_{\Theta} = \begin{bmatrix} 1 & s_{\phi} t_{\theta} & c_{\phi} t_{\theta} \\ 0 & c_{\phi} & -s_{\phi} \\ 0 & \frac{s_{\phi}}{c_{\theta}} & \frac{c_{\phi}}{c_{\theta}} \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

โดยที่สมการในกรอบอ้างอิงวัตถุและกรอบอ้างอิงเฉื่อยจะสัมพันธ์กันด้วยเมทริกซ์เปลี่ยนสถานะ  $J_{\Theta}$  ซึ่งประกอบด้วยเมทริกซ์การหมุน  $R_{\Theta}$  สำหรับแปลงการเคลื่อนที่เชิงเส้น และเมทริกซ์  $T_{\Theta}$  สำหรับแปลงการเคลื่อนที่เชิงมุมคือ

$$\dot{\xi} = J_{\Theta} v \quad (2.17)$$

$$J_{\Theta} = \begin{bmatrix} R_{\Theta} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & T_{\Theta} \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

### 2.1.2 พลศาสตร์

ในส่วนนี้เป็นการพิจารณาผลของแรงยกและแรงบิดที่มีผลต่อการเคลื่อนที่ของวัตถุ เพื่อให้ง่ายต่อการพิจารณาที่การตั้งข้อสันนิษฐานเกี่ยวกับระบบ 2 ข้อคือ

1. จุดกำเนิดของกรอบอ้างอิงวัตถุ  $O_B$  เป็นจุดเดียวกันกับจุดศูนย์กลางของมวลวัตถุ
2. แกนของกรอบอ้างอิงวัตถุและแกนกรอบอ้างอิงเฉื่อยของวัตถุใด ๆ เป็นแกนเดียวกัน ซึ่งจะ ทำให้เมทริกซ์ความเฉื่อยเป็นเมทริกซ์ทแยงมุม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากกฎข้อที่ 2 ของนิวตันจะได้ดังสมการที่ (2.19)

$$\begin{aligned}
 m\ddot{\Gamma}^E &= F^E \\
 \widehat{mR_\Theta \dot{V}^B} &= R_\Theta F^B \\
 m(R_\Theta \dot{V}^B + \dot{R}_\Theta V^B) &= R_\Theta F^B \\
 mR_\Theta(\dot{V}^B + \omega^B \times V^B) &= R_\Theta F^B \\
 m(\dot{V}^B + \omega^B \times V^B) &= F^B
 \end{aligned} \tag{2.19}$$

เมื่อ	$m$	คือ มวลของวัตถุ (kg)
	$\omega^B$	คือ ความเร็วเชิงมุมในกรอบอ้างอิงวัตถุ (rad/s <sup>2</sup> )
	$\ddot{\Gamma}^E$	คือ ความเร่งเชิงเส้นของวัตถุในกรอบอ้างอิงเฉื่อย (m/s <sup>2</sup> )
	$F^E$	คือ เวกเตอร์แรงของวัตถุในกรอบอ้างอิงเฉื่อย (N)
	$F^B$	คือ เวกเตอร์แรงของวัตถุในกรอบอ้างอิงวัตถุ (N)
	$V^B$	คือ ความเร็วเชิงเส้นในกรอบอ้างอิงวัตถุ (m/s)
	$\dot{V}^B$	คือ เวกเตอร์ของความเร่งเชิงเส้นในกรอบอ้างอิงวัตถุ (m/s <sup>2</sup> )
	$\dot{R}_\Theta$	คือ ปริพันธ์ของเมทริกซ์การหมุน

ในทำนองเดียวกัน องค์ประกอบการเคลื่อนที่เชิงมุมหาค่าได้ดังต่อไปนี้

$$\begin{aligned}
 I\ddot{\Theta}^E &= \tau^E \\
 \widehat{IT_\Theta \dot{\omega}^B} &= T_\Theta \tau^B \\
 I(T_\Theta \dot{\omega}^B + \dot{T}_\Theta \omega^B) &= T_\Theta \tau^B \\
 IT_\Theta(\dot{\omega}^B + \omega^B \times \omega^B) &= T_\Theta \tau^B \\
 I\dot{\omega}^B + \omega^B \times (I\omega^B) &= \tau^B
 \end{aligned} \tag{2.20}$$

เมื่อ	$I$	คือ เมทริกซ์ความเฉื่อยของโครงวัตถุของกรอบอ้างอิงวัตถุ (N·m·s <sup>2</sup> )
	$\ddot{\Theta}^E$	คือ เวกเตอร์ความเร่งเชิงมุมในกรอบอ้างอิงเฉื่อย (rad/s <sup>2</sup> )
	$\dot{\omega}^B$	คือ เวกเตอร์ความเร่งเชิงมุมในกรอบอ้างอิงวัตถุ (rad/s <sup>2</sup> )
	$\tau^E$	คือ เวกเตอร์แรงบิดของวัตถุในกรอบอ้างอิงเฉื่อย (N·m)

เมื่อนำสมการที่ (2.19) และสมการ (2.20) มารวมกัน จะสามารถอธิบายการเคลื่อนที่ของวัตถุใด ๆ ใน 3 มิติได้ว่า

$$\begin{bmatrix} mI_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{V}^B \\ \dot{\omega}^B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \omega^B \times (mV^B) \\ \omega^B \times (I\omega^B) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} F^B \\ \tau^B \end{bmatrix} \tag{2.21}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เมื่อ	$I_{3 \times 3}$	คือ เมทริกซ์เอกลักษณ์ขนาด $3 \times 3$
	$\dot{V}^B$	คือ เวกเตอร์ของความเร่งเชิงเส้นในกรอบอ้างอิงวัตถุ (m/s <sup>2</sup> )
	$V^B$	คือ ความเร็วเชิงเส้นในกรอบอ้างอิงวัตถุ (m/s)
	$\omega^B$	คือ ความเร็วเชิงมุมในกรอบอ้างอิงวัตถุ (rad/s)
	$\dot{\omega}^B$	คือ เวกเตอร์ความเร็วเชิงมุมในกรอบอ้างอิงวัตถุ (rad/s <sup>2</sup> )
	$F^B$	คือ เวกเตอร์แรงของวัตถุในกรอบอ้างอิงวัตถุ (N)
	$\tau^B$	คือ เวกเตอร์ของแรงบิดในกรอบอ้างอิงวัตถุ (N·m)

## 2.2 พลวัตของอากาศยานสี่ใบพัด

จากทฤษฎีการเคลื่อนที่ของวัตถุใด ๆ ในสามมิติของนิวตัน-ออยเลอร์ มีการตั้งข้อสมมติฐานด้วยกัน 2 ข้อคือ

1. จุดกำเนิดของกรอบอ้างอิงวัตถุของอากาศยานสี่ใบพัด เป็นจุดเดียวกับจุดศูนย์กลางมวลของตัวอากาศยานสี่ใบพัด
2. แกนของกรอบอ้างอิงของอากาศยานสี่ใบพัด เป็นแกนเดียวกับแกนความเฉื่อยของอากาศยานสี่ใบพัด

กรอบอ้างอิงที่ใช้ในการคำนวณมี 2 กรอบคือ

1. กรอบอ้างอิงเฉื่อยของโลก
  2. กรอบอ้างอิงกึ่งระหว่างกรอบอ้างอิงเฉื่อยและกรอบอ้างอิงวัตถุคือ การเคลื่อนที่เชิงเส้นนิยามในกรอบอ้างอิงเฉื่อย และการเคลื่อนที่เชิงมุมนิยามในกรอบอ้างอิงอากาศยานสี่ใบพัด หรือเรียกว่ากรอบอ้างอิงไฮบริด (Hybrid frame)
- สมการที่ (2.21) สามารถเขียนใหม่ได้ตั้งสมการที่ (2.22)

$$M_H \dot{v} + C_H(v)v = \Lambda \quad (2.22)$$

เมื่อ

$$v = [\dot{\Gamma}^E \quad \dot{\omega}^B]^T \quad (2.23)$$

$$M_H = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_{XX} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_{YY} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & I_{ZZ} \end{bmatrix} \quad (2.24)$$

$$C_H(v) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_{ZZ}r & -I_{YY}q \\ 0 & 0 & 0 & -I_{ZZ}r & 0 & I_{XX}p \\ 0 & 0 & 0 & I_{YY}q & -I_{XX}p & 0 \end{bmatrix} \quad (2.25)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เมื่อ  $M_H$  คือ เมทริกซ์ความเฉื่อยของระบบ

$\dot{v}$  คือ เวกเตอร์ความเร็วในกรอบอ้างอิงไฮบริด

$C_H(v)$  คือ เมทริกซ์โคริโอลิส

$\Lambda$  คือ เวกเตอร์แรงในกรอบอ้างอิงไฮบริด

เมื่อวิเคราะห์แรงที่กระทำต่อตัวอากาศยานสี่ใบพัด จะพบว่าเวกเตอร์  $\Lambda$  ถูกแบ่งออกเป็นองค์ประกอบได้ 3 ส่วนคือ

1. แรงจากความเร่งเนื่องจากแรงโน้มถ่วงของโลกดังสมการที่ (2.26)

$$G_H = \begin{bmatrix} F_G^E \\ 0_{3 \times 1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -mg \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.26)$$

2. แรงบิดเนื่องจากผลใจโรสโคปที่เกิดขึ้นจากการหมุนของใบพัด เมื่อใบพัดทั้ง 4 หมุนด้วยความเร็วที่ไม่เท่ากัน จะทำให้เกิดความเร็วขึ้นตามมุมยอร์ ซึ่งถ้าหากความเร็วตามมุมพิทช์หรือมุมโรลไม่เป็นศูนย์ด้วย จะทำให้เกิดแรงบิดใจโรสโคปขึ้นตามสมการที่ (2.27)

$$O_H(v)\omega = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 1} \\ J_M \begin{bmatrix} p \\ -q \\ 0 \end{bmatrix} \omega \end{bmatrix} = J_M \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ q & -q & q & -q \\ -p & p & -p & p \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \omega \quad (2.27)$$

เมื่อ

$$\omega = -\omega_1 + \omega_2 - \omega_3 + \omega_4 \quad (2.28)$$

$$\omega = [\omega_1 \quad \omega_2 \quad \omega_3 \quad \omega_4]^T \quad (2.29)$$

โดย  $J_M$  คือ โมเมนต์ความเฉื่อยรอบแกนหมุนของใบพัด

$\omega$  คือ ผลรวมของความเร็วของใบพัด

$\omega$  คือ เวกเตอร์ความเร็วของใบพัดทั้ง 4 ตัว

3. แรงยกและแรงบิดที่เกิดขึ้นจากการหมุนของใบพัด สามารถเขียนความสัมพันธ์ได้ดังสมการที่ (2.30) และสมการที่ (2.31) คือ

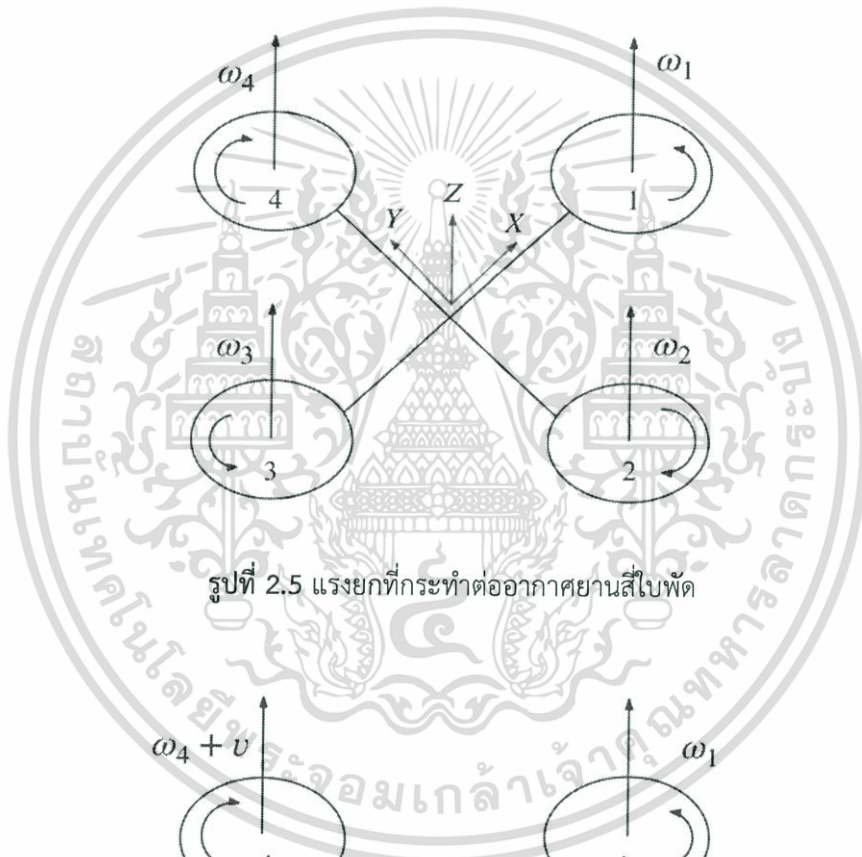
$$F_{P_k} = b\omega_k^2 \quad (2.30)$$

$$\tau_{P_k} = d\omega_k^2 \quad (2.31)$$

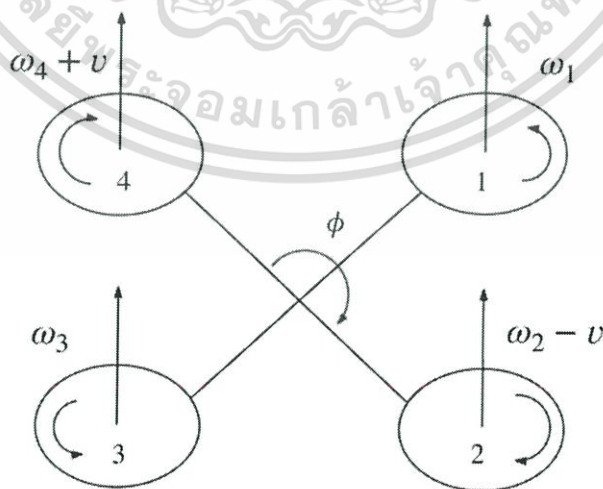
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- เมื่อ  $F_{P_k}$  คือ แรงยกที่เกิดขึ้นจากการหมุนของใบพัดตัวที่  $k$  (N)  
 $b$  คือ สัมประสิทธิ์แรงขับ (Thrust factor) ที่เกิดจากใบพัด ( $N \cdot s^2$ )  
 $\tau_{P_k}$  คือ แรงบิดที่เกิดจากการหมุนของใบพัดตัวที่  $k$  ( $N \cdot m$ )  
 $d$  คือ สัมประสิทธิ์ลาก (Drag factor) ที่เกิดจากใบพัด ( $N \cdot m \cdot s^2$ )  
 $\omega_k$  คือ ความเร็วของใบพัดตัวที่  $k$  (rad/s)

พิจารณาแรงยกและแรงบิดที่เกิดขึ้นจากใบพัดทั้ง 4 ตัว ดังรูปที่ 2.5 ถึงรูปที่ 2.8 พบว่าแรงยกและแรงบิดโดยรวมที่กระทำต่อตัวอากาศยานสี่ใบพัดสามารถอธิบายได้ดังสมการที่ (2.32) ถึงสมการที่ (2.35) ได้ดังนี้

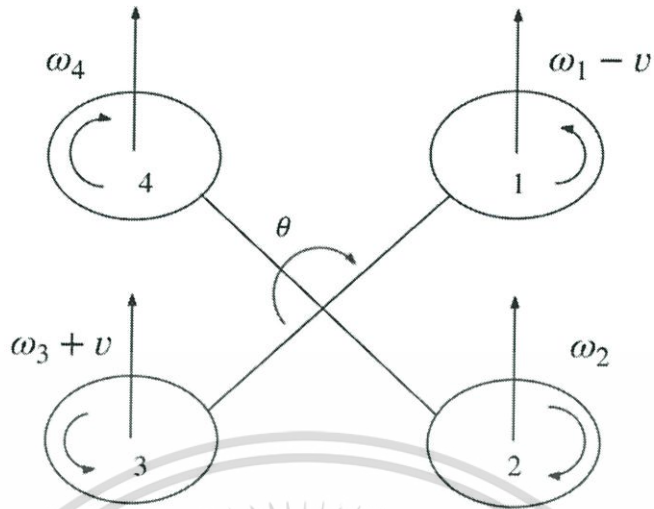


รูปที่ 2.5 แรงยกที่กระทำต่ออากาศยานสี่ใบพัด

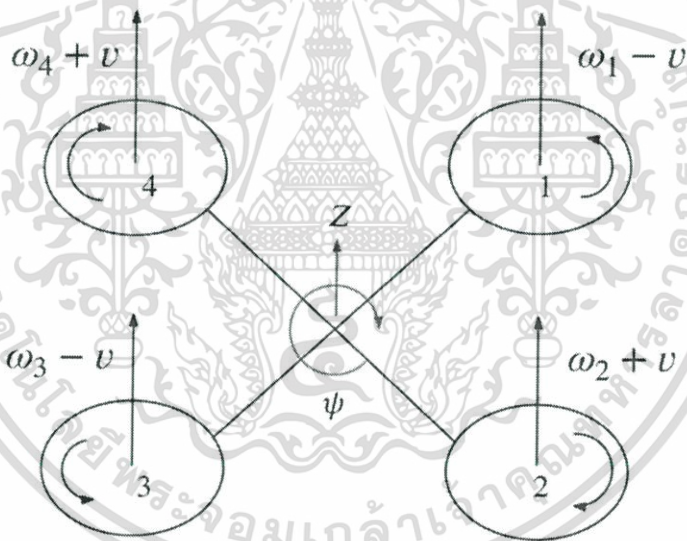


รูปที่ 2.6 แรงบิดของมูโรลที่กระทำต่ออากาศยานสี่ใบพัด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.7 แรงบิดของมุมพิกซ์ที่กระทำต่ออากาศยานสี่ใบพัด



รูปที่ 2.8 แรงบิดของมุมยอร์ที่กระทำต่ออากาศยานสี่ใบพัด

$$F_Z = b(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2) \tag{2.32}$$

$$\tau_\phi = bl(-\omega_2^2 + \omega_4^2) \tag{2.33}$$

$$\tau_\theta = bl(-\omega_1^2 + \omega_3^2) \tag{2.34}$$

$$\tau_\psi = d(-\omega_1^2 + \omega_2^2 - \omega_3^2 + \omega_4^2) \tag{2.35}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สมการที่ (2.18) และสมการที่ (2.21) สามารถเขียนใหม่ในรูปเมทริกซ์เวกเตอร์ได้ดังสมการที่ (2.36)

$$E_H(v)\omega^2 = \begin{bmatrix} R_{\theta} & \mathbf{0}_{3 \times 3} \\ \mathbf{0}_{3 \times 3} & I_{3 \times 3} \end{bmatrix} E_B\omega^2 = \begin{bmatrix} (s_{\psi}s_{\phi} + c_{\psi}s_{\theta}c_{\phi})F_Z \\ (-c_{\psi}s_{\theta} + s_{\psi}s_{\theta}c_{\phi})F_Z \\ (c_{\theta}c_{\phi})F_Z \\ \tau_{\phi} \\ \tau_{\theta} \\ \tau_{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.36)$$

จากสมการที่ (2.22) จะสามารถอธิบายพลวัตของอากาศยานสี่ใบพัดได้โดยพิจารณาผลจากสมการที่ (2.26) สมการที่ (2.27) และสมการที่ (2.36) ได้ดังสมการที่ (2.37)

$$M_H\dot{v} + C_H(v)v = G + O_H(v)\Omega + E_H(v)\omega^2 \quad (2.37)$$

จัดรูปสมการที่ (2.37) ใหม่ได้ว่า

$$\dot{v} = M_H^{-1}(-C_H(v)v + G_H + O_H(v)\Omega + E_H(v)\omega^2) \quad (2.38)$$

หรือเขียนเป็นระบบสมการอนุพันธ์ จากสมการที่ (2.28) สมการที่ (2.32) สมการที่ (2.33) สมการที่ (2.34) สมการที่ (2.35) และสมการที่ (2.38) จะสามารถอธิบายพลวัตของอากาศยานสี่ใบพัดในกรอบอ้างอิงไฮบริดได้ว่า

$$\begin{aligned} \ddot{X} &= (\sin\psi \sin\phi + \cos\psi \sin\theta \cos\phi) \frac{F_Z}{m} \\ \ddot{Y} &= (-\cos\psi \sin\theta + \sin\psi \sin\theta \cos\phi) \frac{F_Z}{m} \\ \ddot{Z} &= -g + (\cos\theta \cos\phi) \frac{F_Z}{m} \\ \dot{p} &= \frac{I_{YY} - I_{ZZ}}{I_{XX}} qr - \frac{J_M}{I_{XX}} q\omega + \frac{\tau_{\phi}}{I_{XX}} \\ \dot{q} &= \frac{I_{ZZ} - I_{XX}}{I_{YY}} pr - \frac{J_M}{I_{YY}} p\omega + \frac{\tau_{\theta}}{I_{YY}} \\ \dot{r} &= \frac{I_{XX} - I_{YY}}{I_{ZZ}} pq + \frac{\tau_{\psi}}{I_{YY}} \end{aligned} \quad (2.39)$$

### 2.3 พลวัตของมอเตอร์กระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน

พลวัตของมอเตอร์กระแสตรงแบบไร้แปรงถ่านในปริภูมิอนุพันธ์ฉบับนี้จะใช้การประมาณระบบเป็นอันดับหนึ่งในโดเมนเวลาต่อเนื่อง (Continuous-time domain) โดยความสัมพันธ์ระหว่างเอาต์พุตความเร็วใบพัดกับอินพุตสัญญาณพัลส์วิธิมอดูเลชัน (Pulse-width modulation : PWM) เป็นดังสมการที่ (2.40)

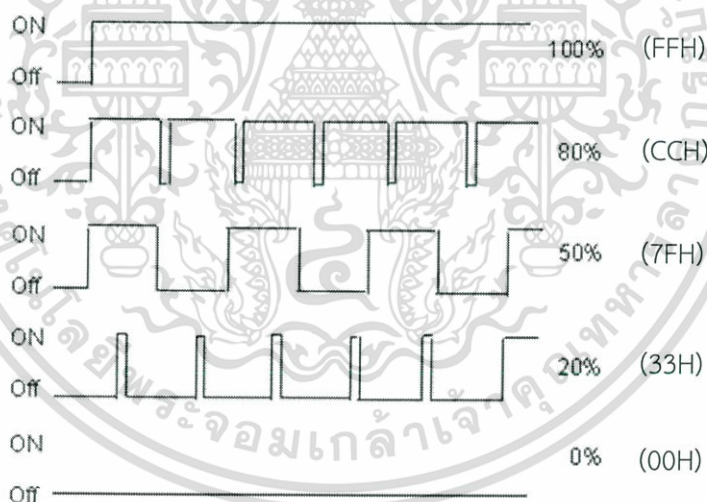
$$\omega_k(s) = \left(\frac{K_k}{\tau_k s + 1}\right) pwm_k(s) \quad (2.40)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- เมื่อ  $\omega_k$  คือ ความเร็วใบพัดของมอเตอร์ตัวที่  $k$  (rad/s)
- $K_k$  คือ ค่าคงที่ของมอเตอร์ตัวที่  $k$
- $\tau_k$  คือ ค่าเวลาคงตัวของมอเตอร์ (s)
- $pwm_k$  คือ สัญญาณพัลส์วีสวมอดูเลชันของมอเตอร์ตัวที่  $k$

หลักการการทำงานของมอเตอร์กระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน จะทำงานเหมือนมอเตอร์กระแสสลับ จึงไม่สามารถที่จะจ่ายแรงดันไฟฟ้าให้กับมอเตอร์ได้โดยตรงเหมือนมอเตอร์กระแสตรง จึงจำเป็นต้องมีอุปกรณ์ควบคุมความเร็วมอเตอร์ชนิดอิเล็กทรอนิกส์ (Electronics speed control : ESC) อุปกรณ์ชนิดนี้จะรับสัญญาณพัลส์วีสวมอดูเลชันจากไมโครคอนโทรลเลอร์เพื่อไปเรียงเฟสของกระแส 3 เฟส เหมือนมอเตอร์กระแสสลับเพื่อขับมอเตอร์

การใช้งานสัญญาณพัลส์วีสวมอดูเลชันโดยปกตินิยมระบุในหน่วยเปอร์เซ็นต์ตามระดับความกว้างของสัญญาณพัลส์ แต่ในปริญญานิพนธ์ฉบับนี้จะระบุเป็นระดับการทำงานตามคำสั่งจากสัญญาณดิจิทัลของไมโครคอนโทรลเลอร์ขนาด 8 บิต ซึ่งมีระดับการทำงานที่ 0 (00H) ถึง 255 (FFH) สอดคล้องกับระดับความกว้างของสัญญาณพัลส์ที่ 0 ถึง 100 เปอร์เซ็นต์ ดังรูปที่ 2.9



รูปที่ 2.9 ลักษณะสัญญาณพัลส์วีสวมอดูเลชัน

## 2.4 เซนเซอร์และการประยุกต์ใช้งาน

เป้าหมายที่ต้องการควบคุมในปริญญานิพนธ์ฉบับนี้มี 4 เป้าหมายคือ มุมโรล มุมพิทช์ มุมยอร์ และความสูง จึงจำเป็นต้องใช้เซนเซอร์วัดความเร่ง (Accelerometer) และเซนเซอร์วัดความเร็วเชิงมุม (Gyroscope) ในการวัดมุมโรล และมุมพิทช์ และใช้เซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก (Magnetometer) ในการวัดมุมยอร์ ดังนั้นจึงใช้โมดูลเซนเซอร์รุ่น GY-88 ที่รวมทั้งสามเซนเซอร์ไว้

ด้วยกัน ตลอดจนใช้เซนเซอร์อัลตราโซนิค (Ultrasonic sensor) เพื่อใช้ในการวัดความสูง โดยหลักการต่าง ๆ ของเซนเซอร์อธิบายได้ดังต่อไปนี้

#### 2.4.1 เซนเซอร์วัดความเร่ง

เซนเซอร์วัดความเร่ง เป็นเซนเซอร์ที่ใช้วัดความเร่งของวัตถุ ซึ่งเกิดจากแรงกระทำต่าง ๆ เช่น แรงโน้มถ่วงของโลก การเคลื่อนย้าย หรือการสั่นของวัตถุ เป็นต้น หลักการทำงานของเซนเซอร์วัดความเร่งจะอธิบายได้คล้ายกับกล่องลูกบาศก์ที่มีทรงกลมอยู่ตรงกลาง เมื่อมีแรงใด ๆ มากระทำต่อลูกบาศก์ จะทำให้ทรงกลมเคลื่อนที่ไปกระทบกับผนัง โดยผนังด้านข้างลูกบาศก์ทำหน้าที่ตรวจจับแรงที่กระทำต่อผนังด้านนั้น มุมโรล  $\phi$  และมุมพิทช์  $\theta$  สามารถหาได้จากสมการที่ (2.41) และสมการที่ (2.42)

$$\phi = \tan^{-1} \frac{a_y}{a_z} \quad (2.41)$$

$$\theta = \tan^{-1} \frac{a_x}{a_z} \quad (2.42)$$

เมื่อ  $a_x, a_y$  และ  $a_z$  คือ ขนาดของความเร่งที่วัดได้ตามแกน  $x, y$  และ  $z$  ตามลำดับ

#### 2.4.2 เซนเซอร์วัดความเร็วเชิงมุม

เซนเซอร์วัดความเร็วเชิงมุม เป็นเซนเซอร์ที่ใช้วัดความเร็วเชิงมุมของวัตถุ สามารถอธิบายหลักการทำงานของเซนเซอร์วัดความเร็วเชิงมุมเป็นวัตถุที่มีการเคลื่อนที่เป็นคาบ เมื่อวัตถุนั้นเกิดการหมุน จะทำให้เกิดแรงโคริโอลิส กระทำต่อวัตถุนั้นในทิศทางตั้งฉากกับระนาบการเคลื่อนที่และการหมุน จากนั้นจะมีอุปกรณ์ตรวจจับแรงโคริโอลิสที่เกิดขึ้น เซนเซอร์วัดความเร็วเชิงมุม สามารถวัดค่าอนุพันธ์ของมุมโรล พิตช์ และยอว์ได้

#### 2.4.3 เซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก

เซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก สามารถวัดความเข้มของสนามแม่เหล็กในบริเวณที่ต้องการ โดยใช้อุปกรณ์ที่ไวต่อความเข้มสนามแม่เหล็ก 3 ตัวด้วยกัน สามารถเปลี่ยนความต้านทานไฟฟ้า เมื่อความเข้มของสนามแม่เหล็กมีการเปลี่ยนแปลงไป ซึ่งอุปกรณ์แต่ละตัวจะตรวจจับเฉพาะองค์ประกอบของสนามแม่เหล็กที่ขนานกับแกนของมันเท่านั้นคือ ในแกน  $x, y$  และ  $z$  ตามลำดับ สามารถหามุมยอว์  $\psi$  ได้จากสมการที่ (2.43) คือ

$$\psi = \tan^{-1} \frac{m_y}{m_x} \quad (2.43)$$

เมื่อ  $m_x$  และ  $m_y$  คือ ขนาดความเข้มสนามแม่เหล็กที่วัดได้ตามแกน  $x$  และแกน  $y$  ตามลำดับ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

#### 2.4.4 เซนเซอร์อัลตราโซนิก

เซนเซอร์อัลตราโซนิก (Ultrasonic sensor) หรือเซนเซอร์วัดระยะทางจะทำงานโดยจะมีตัวส่งสัญญาณคลื่นออกไปเมื่อกระทบกับพื้น หรือวัตถุใด ๆ คลื่นจะสะท้อนกลับมายังตัวรับ จากนั้นเซนเซอร์จะคำนวณออกมา มีความแม่นยำในการวัดระยะทาง เซนเซอร์อัลตราโซนิกนำมาใช้เพื่อกำหนดความสูงของอากาศยานในการบิน จะวัดระยะทางจากตัวเครื่องอากาศยานจนถึงพื้นดินเป็นระยะการขจัด สามารถหาระยะทางได้จากสมการที่ (2.44) คือ

$$Z = \frac{\lambda}{58} \times 10^6 \quad (2.44)$$

เมื่อ  $Z$  คือ ความสูงของอากาศยาน (cm)  
 $\lambda$  คือ ความกว้างของสัญญาณคลื่น

#### 2.5 ตัวกรองคาลมาน

ตัวกรองคาลมาน (Kalman filter) เป็นวิธีการทางคณิตศาสตร์ ที่ใช้ค่าจากการสังเกตระบบในช่วงเวลาหนึ่งทีอาจมีค่ารบกวน (Noise) หรือค่าความไม่แม่นยำอื่น ๆ ในการวัด เพื่อสร้างค่าประมาณที่เหมาะสมกับค่าจริงมากที่สุด โดยที่ตัวกรองคาลมานทำงานแบบเวียนเกิด (Recursive) ดังนั้นค่าที่ต้องการจึงเป็นค่าประมาณในอดีตเพียงค่าเดียวและค่าวัดปัจจุบันเท่านั้น

ตัวกรองคาลมานบนระบบที่มีแบบจำลองดังสมการที่ (2.45) และสมการที่ (2.46) คือ

$$\hat{x}_{k+1} = F\hat{x}_k + Gu_k + w_k \quad (2.45)$$

$$z_k = Hx_k + v_k \quad (2.46)$$

เมื่อ  $\hat{x}_k$  คือ ค่าสเตรทที่ประมาณด้วยตัวกรองคาลมานที่เวลา  $k$   
 $x_k$  คือ ค่าสเตรทจริงที่เวลา  $k$  ที่ไม่สามารถวัดได้อย่างแม่นยำ  
 $w_k$  คือ ค่าความไม่แน่นอนในระบบที่เวลา  $k$  โดย  $w_k \sim N(0, Q_k)$   
 $z_k$  คือ ค่าวัดของสเตรทที่เวลา  $k$   
 $v_k$  คือ ค่าความผิดพลาดในการวัดที่เวลา  $k$  โดย  $v_k \sim N(0, R_k)$   
 $F$  คือ เมทริกซ์อธิบายการตอบสนองของสเตรทแต่ละตัวต่อสเตรทอื่น ๆ  
 $G$  คือ เมทริกซ์อธิบายการตอบสนองของสเตรทแต่ละตัวต่อสัญญาณควบคุมของระบบ  
 $H$  คือ เมทริกซ์อธิบายความสัมพันธ์ของค่าที่วัดได้กับสเตรทของระบบ

หากให้  $\hat{x}_{k|k}$  เป็นค่าประมาณสเตรทที่เวลา  $k$  โดยใช้ข้อมูลตั้งแต่เริ่มต้นจนถึงเวลา  $k$  และ  $P_{k|k}$  เป็นเมทริกซ์ความแปรปรวนของความผิดพลาด (Error covariance matrix) จะสามารถแบ่งการทำงานของตัวกรองคาลมานได้เป็น 2 ขั้นตอนคือ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## 1. การทำนาย (Predict)

$$\hat{x}_{k|k-1} = F\hat{x}_{k-1|k-1} + Gu_{k-1} \quad (2.47)$$

$$P_{k|k-1} = FP_{k-1|k-1}F^T + Q_{k-1} \quad (2.48)$$

## 2. การปรับปรุง (Update)

$$\tilde{y}_k = z_k - H\hat{x}_{k|k-1} \quad (2.49)$$

$$S_k = HP_{k|k-1}H^T + R_k \quad (2.50)$$

$$K_k = P_{k|k-1}H^T S_k^{-1} \quad (2.51)$$

$$\hat{x}_{k|k} = \hat{x}_{k|k-1} + K_k\tilde{y}_k \quad (2.52)$$

$$P_{k|k} = (I - K_kH)P_{k|k-1} \quad (2.53)$$

โดยเมทริกซ์  $Q_k$  และ  $R_k$  เป็นเมทริกซ์ความแปรปรวนของสัญญาณรบกวน (Noise covariance matrix) ที่จะต้องประมาณค่าให้ได้ใกล้เคียงกับลักษณะของความไม่แน่นอนในระบบและลักษณะของข้อมูลที่วัดได้ เพื่อให้สเตทที่ประมาณออกมาตอบสนองได้เร็วและผิดพลาดน้อยที่สุด

## 2.6 ตัวควบคุมพีไอดี

ตัวควบคุมที่ใช้ในการควบคุมอากาศยานสี่ใบพัดในปริภูมิพหุคูณฉบับนี้ ใช้ตัวควบคุมพีไอดี โดยความสัมพันธ์ระหว่างสัญญาณควบคุม  $u(t)$  และค่าความผิดพลาด  $e(t)$  จะเป็นไปตามสมการที่ (2.54)

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{d}{dt} e(t) \quad (2.54)$$

สมการที่ (2.54) เป็นสมการของตัวควบคุมพีไอดีในโดเมนเวลาต่อเนื่อง แต่ในปริภูมิพหุคูณฉบับนี้อาศัยไมโครคอนโทรลเลอร์ซึ่งเป็นตัวประมวลผลแบบดิจิทัลในการประมวลผลเพื่อควบคุมอากาศยานสี่ใบพัด ดังนั้นจะต้องใช้ตัวควบคุมบนโดเมนเวลาติดคริต (Discrete-time domain) โดยความสัมพันธ์ระหว่างสัญญาณควบคุม  $U(z)$  และค่าความผิดพลาด  $E(z)$  บนโดเมน  $z$  (Z-domain) จะเขียนได้ดังสมการที่ (2.55)

$$\frac{U(z)}{E(z)} = K_p + K_i T_s \frac{z}{z-1} + K_d \frac{N}{1+NT_s \frac{z}{z-1}} \quad (2.55)$$

เมื่อ  $T_s$  คือ ค่าเวลาซิกตัวอย่าง (s)

$N$  คือ ค่าเวลาของตัวกรองอนุพันธ์อันดับที่หนึ่ง (s)

การปรับค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีไอดี จะอาศัยโปรแกรมแมทแลบในการปรับแต่ง โดยวิธีการปรับค่าตัวควบคุมพีไอดีจะกล่าวในภาคผนวก ข

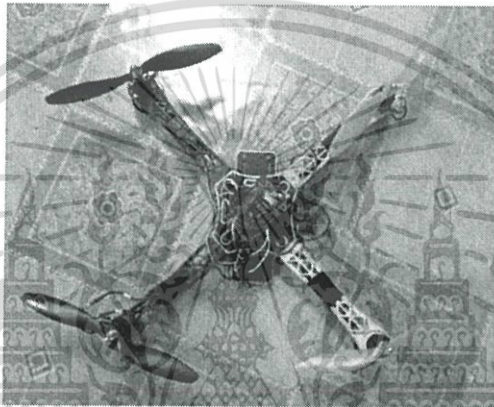
## บทที่ 3

### การออกแบบ

ในบทนี้จะกล่าวถึงอุปกรณ์ที่ใช้ในอากาศยานสี่ใบพัด และแบบจำลองการบินของอากาศยานสี่ใบพัดผ่านโปรแกรมเมทแลป

#### 3.1 อุปกรณ์ที่ใช้ในอากาศยานสี่ใบพัด

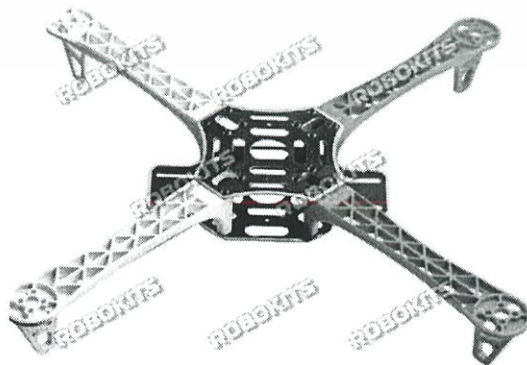
อากาศยานสี่ใบพัดมีลักษณะดังรูปที่ 3.1 โดยประกอบด้วยอุปกรณ์ต่าง ๆ ดังนี้



รูปที่ 3.1 อากาศยานสี่ใบพัด

##### 3.1.1 โครงของอากาศยานสี่ใบพัด

โครงของอากาศยานสี่ใบพัดที่ใช้เป็นโครงสำเร็จรูป มีลักษณะเป็นดังรูปที่ 3.2 โดยตัวบอร์ดสีดำเป็นแผ่นไฟเบอร์ที่มีแผ่นวงจรทองแดงสำหรับต่อไฟเลี้ยงมอเตอร์ทั้งสี่ตัว แต่ละแขนของอากาศยานสี่ใบพัดมีความยาวด้านละ 21.5 เซนติเมตร และมีความยาวจากปลายแขนด้านหนึ่งถึงปลายแขนอีกด้านหนึ่ง 49.5 เซนติเมตร



รูปที่ 3.2 โครงของอากาศยานสี่ใบพัด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.1.2 ใบพัดของอากาศยานสี่ใบพัด

ใบพัดยาว 9 นิ้ว มีระยะพิทช์ 4.7 นิ้ว จำนวน 4 ชิ้น มีลักษณะดังรูปที่ 3.3 โดยแต่ละใบพัดประกอบลงบนมอเตอร์กระแสตรงแบบไร้แปรงถ่านแต่ละตัว



รูปที่ 3.3 ใบพัดของอากาศยานสี่ใบพัด

### 3.1.3 มอเตอร์กระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน

อากาศยานสี่ใบพัดติดตั้งมอเตอร์กระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน รุ่น N2830 จำนวน 4 ตัว มีลักษณะดังรูปที่ 3.4 มีรายละเอียดดังนี้

ขนาดเส้นผ่าศูนย์กลางของสเตเตอร์	22	mm
ขนาดความหนาของสเตเตอร์	12	mm
ความเร็วรอบต่อโวลต์	1000	rpm
กำลัง	270	Watt
ความต้านทาน	162	mΩ
กระแสในอุดมคติ	0.6	A
น้ำหนัก	62	g
ขนาดเส้นผ่าศูนย์กลางด้านนอก	27.8	mm
ขนาดเส้นผ่าศูนย์กลางของเพลลา	3	mm



รูปที่ 3.4 มอเตอร์กระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.1.4 เครื่องมือควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์

เครื่องมือควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์ที่ใช้ เป็นอุปกรณ์ที่ใช้ควบคุมความเร็วมอเตอร์กระแสตรงแบบไร้แปรงถ่านแต่ละตัว จำนวน 4 ชิ้น ภายในประกอบด้วยวงจรรักษาระดับแรงดัน สำหรับลดระดับแรงดันของแบตเตอรี่จาก 12 โวลต์ เป็น 5 โวลต์ อุปกรณ์ควบคุมความเร็วสามารถทนกระแสได้สูงสุดถึง 40 แอมแปร์ โดยการป้อนอินพุตเป็นสัญญาณพัลส์วิธึมอดูเลชัน ที่ส่งจากไมโครคอนโทรลเลอร์ มีลักษณะดังรูปที่ 3.5

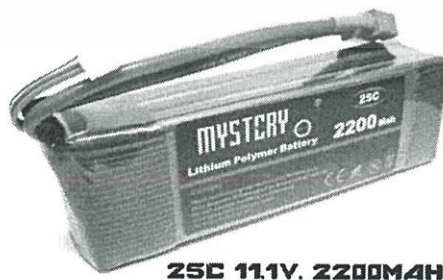


รูปที่ 3.5 เครื่องมือควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์

### 3.1.5 แบตเตอรี่แบบลิเทียมโพลิเมอร์

แบตเตอรี่ที่เลือกใช้เป็นแบตเตอรี่แบบลิเทียมโพลิเมอร์ ยี่ห้อ MYSTERY จำนวน 1 ก้อน มีลักษณะดังรูปที่ 3.6 และมีรายละเอียดของแบตเตอรี่ ดังนี้

แรงดันไฟฟ้า	11.1	V (3 Cell)
ขนาดความจุของแบตเตอรี่	2200	mAh
ค่าจ่ายกระแส (Discharge Current)	25	C
ขนาด	102 x 33 x 21	mm
น้ำหนัก	176.5	g



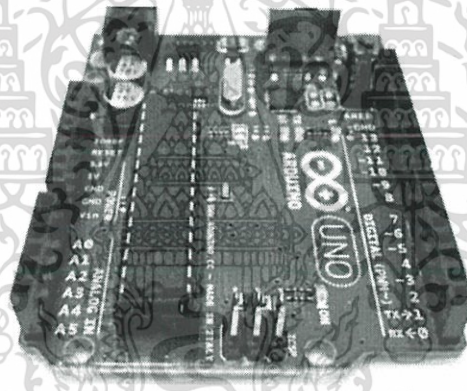
รูปที่ 3.6 แบตเตอรี่แบบลิเทียมโพลิเมอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.1.6 ไมโครคอนโทรลเลอร์

ไมโครคอนโทรลเลอร์มีความจำเป็นที่ต้องใช้ตัวควบคุมและเป็นหน่วยประมวลผลที่มีความเร็วสูง ซึ่งสามารถติดต่อสื่อสารกับอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์อื่นได้ นอกจากนั้นตัวควบคุมต้องสามารถสร้างสัญญาณพัลส์วริมอดูเลชันที่มีความถี่ที่แตกต่างกันอย่างน้อย 4 ช่องสัญญาณเพื่อส่งสัญญาณพัลส์วริมอดูเลชันนั้นไปยังตัวควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์ เพื่อใช้ในการขับมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน ไมโครคอนโทรลเลอร์ที่นำมาใช้คือ Arduino UNO R3

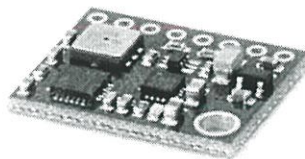
Arduino UNO R3 เป็นบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์แบบ Open-source บนแพลตฟอร์ม Arduino ของแท้จากผู้ผลิต arduino.cc ประเทศอิตาลี ถูกออกแบบมาให้ใช้งานได้ง่าย ใช้ชิพ ATmega328 ที่มีความถี่ 16 เมกะเฮิร์ต หน่วยความจำแฟลช 32 กิโลไบต์ แรม 2 กิโลไบต์ บอร์ดใช้ไฟเลี้ยง 7 โวลต์ ถึง 12 โวลต์ มีระดับแรงดันไฟฟ้าในการทำงานและขาสัญญาณอยู่ที่ 5 โวลต์ (TTL) มี Digital Input และ Output 14 ขา (มีขา PWM 6 ขา) Analog Input 6 ขา Serial UART 1 ชุด I2C 1 ชุด SPI 1 ชุด เขียนโปรแกรมบนซอฟต์แวร์ Arduino IDE และโปรแกรมผ่านพอร์ต USB เหมาะสำหรับผู้ที่สนใจเริ่มต้นเรียนรู้การพัฒนาไมโครคอนโทรลเลอร์ โดยมีลักษณะดังรูปที่ 3.7



รูปที่ 3.7 บอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์ อูโน

### 3.1.7 โมดูลเซนเซอร์รวม

เซนเซอร์ที่ใช้คือ GY-88 เป็นโมดูลของเซนเซอร์วัดความเร่ง เซนเซอร์วัดความเร็วเชิงมุมและเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก เพื่อใช้วัดมุมโรล มุมพิทช์ และมุมยอร์ว มีลักษณะดังรูปที่ 3.8

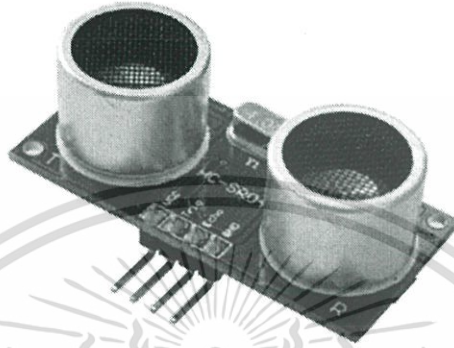


รูปที่ 3.8 เซนเซอร์ GY-88

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.1.8 เซนเซอร์อัลตราโซนิก

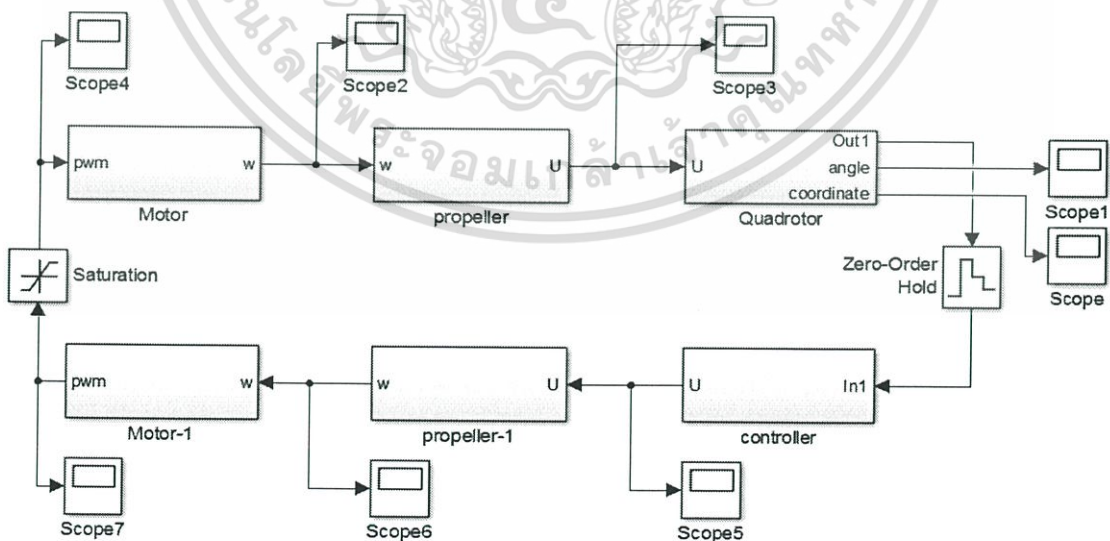
เซนเซอร์อัลตราโซนิก เป็นอุปกรณ์ใช้วัดระยะทางโดยไม่ต้องมีการสัมผัสกับตำแหน่งที่ต้องการวัด สามารถวัดได้ตั้งแต่ 2 เซนติเมตร ถึง 400 เซนติเมตร โดยส่งสัญญาณอัลตราโซนิกความถี่ 40 กิโลเฮิร์ต ไปที่วัตถุที่ต้องการวัดและรับสัญญาณที่สะท้อนกลับมา พร้อมทั้งจับเวลาเพื่อนำมาใช้ในการคำนวณเป็นระยะทาง มีลักษณะดังรูปที่ 3.9



รูปที่ 3.9 เซนเซอร์อัลตราโซนิก

### 3.2 แบบจำลองการบินผ่านโปรแกรมแมทแล็บ

จากทฤษฎีที่กล่าวมาในบทที่ 2 สามารถสร้างแบบจำลองการบินผ่านโปรแกรมแมทแล็บได้ ซึ่งเป็นวิธีที่มีประสิทธิภาพในการตรวจสอบความสามารถของตัวควบคุมที่ได้ออกแบบเมื่อนำไปใช้กับอากาศยานสี่ใบพัด ว่าทำให้ระบบควบคุมมีเสถียรภาพและสมรรถนะที่น่าพึงพอใจหรือไม่ ก่อนการนำไปใช้งานจริง ดังรูปที่ 3.10

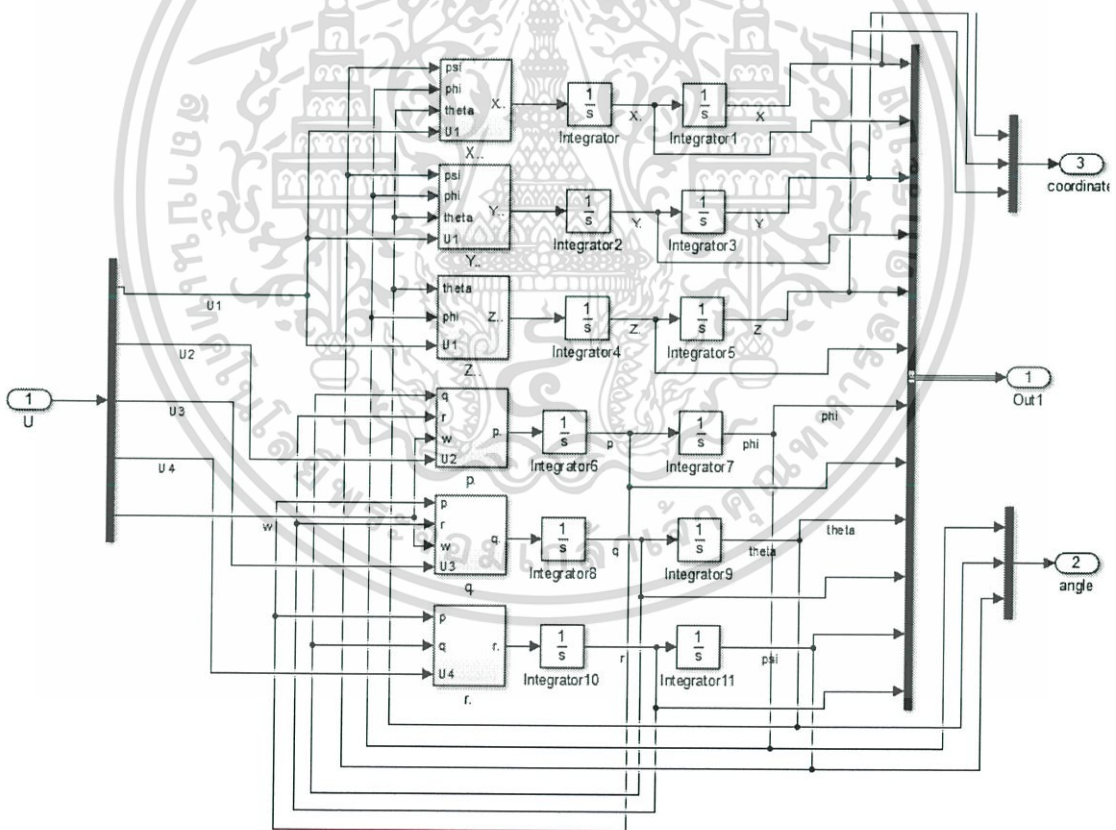


รูปที่ 3.10 แบบจำลองการบินของอากาศยานสี่ใบพัด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

แบบจำลองการบินของอากาศยานสี่ใบพัดผ่านโปรแกรมแมทแล็บในรูปแบบที่ 3.10 ประกอบด้วยส่วนประกอบต่าง ๆ ได้แก่ แบบจำลองของอากาศยานสี่ใบพัด แบบจำลองความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วใบพัดยกกำลังสองกับแรง แบบจำลองความสัมพันธ์ระหว่างสัญญาณพัลส์วิธมอดูเลชันและความเร็วใบพัด แบบจำลองผกผันจากความเร็วใบพัดเป็นสัญญาณพัลส์วิธมอดูเลชัน แบบจำลองผกผันจากแรงเป็นความเร็วใบพัดยกกำลังสอง และแบบจำลองของตัวควบคุมพีไอดี โดยมีรายละเอียดดังนี้

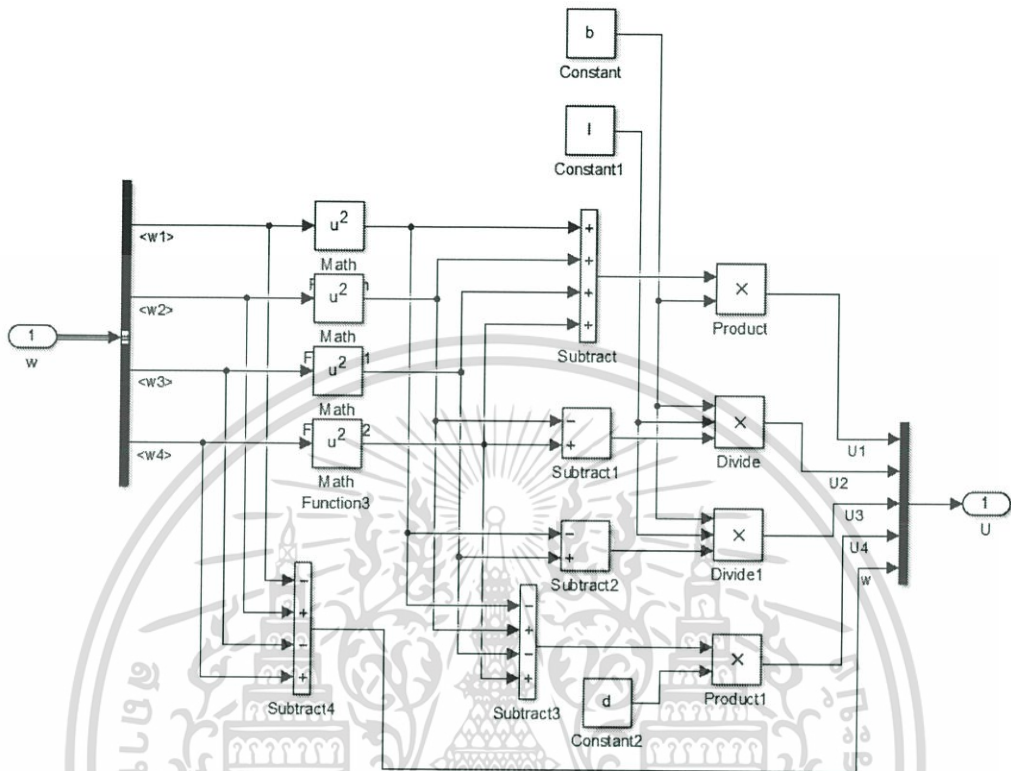
แบบจำลองของอากาศยานสี่ใบพัด แสดงดังรูปที่ 3.11 ได้จากสมการที่ (2.39) ในการบินของอากาศยานสี่ใบพัด จำเป็นที่จะต้องมียุทธวิธีช่วยในการบินคือ มอเตอร์กระแสตรงแบบไร้แปรงถ่านและใบพัด มอเตอร์กระแสตรงแบบไร้แปรงถ่านจะสร้างความเร็วเชิงมุมให้ใบพัด โดยความเร็วเชิงมุมของใบพัดเกิดจากสัญญาณพัลส์วิธมอดูเลชันที่ใช้ในการขับมอเตอร์ และความเร็วของใบพัดยกกำลังสองจะสร้างเป็นแรงยกและแรงบิด ดังนั้นจึงจำเป็นที่จะต้องมีแบบจำลองของความสัมพันธ์ระหว่างสัญญาณพัลส์วิธมอดูเลชันกับความเร็วใบพัด และแบบจำลองของความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วใบพัดยกกำลังสองกับแรงยกและแรงบิด



รูปที่ 3.11 แบบจำลองของอากาศยานสี่ใบพัด

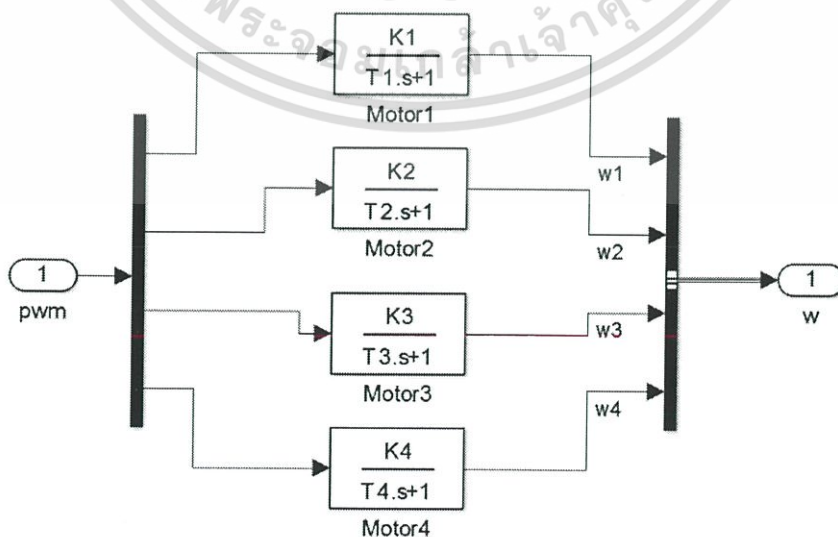
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

แบบจำลองแสดงความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วใบพัดและแรงแสดงดังรูปที่ 3.12 ได้จากสมการที่ (2.32) ถึงสมการที่ (2.35) เป็นแบบจำลองในการแปลงอินพุตที่เป็นความเร็วใบพัดยกกำลังสอง เป็นเอาต์พุตของแรงยกและแรงบิด



รูปที่ 3.12 แบบจำลองแสดงความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วใบพัดและแรง

แบบจำลองความสัมพันธ์ระหว่างสัญญาณพัลส์วิธิมอดูเลชันและความเร็วใบพัดแสดงดังรูปที่ 3.13 ได้จากสมการที่ (2.40) เป็นแบบจำลองในการแปลงอินพุตที่เป็นสัญญาณพัลส์วิธิมอดูเลชันเป็นเอาต์พุตของความเร็วใบพัด



รูปที่ 3.13 แบบจำลองความสัมพันธ์ระหว่างสัญญาณพัลส์วิธิมอดูเลชันและความเร็วใบพัด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ในการควบคุมของอากาศยานสี่ใบพัดโดยแสดงดังรูปที่ 3.10 ตัวควบคุมพีไอดีจะคำนวณเอาต์พุตออกมาเป็นแรงยกและแรงบิดที่จ่ายให้กับอากาศยานสี่ใบพัด ซึ่งจากแบบจำลองดังรูปที่ 3.13 ไม่สามารถสั่งค่าแรงยกและแรงบิดให้มอเตอร์ได้โดยตรง แต่มอเตอร์จะสามารถรับเป็นสัญญาณพัลส์วิธมอดูเลชัน ดังนั้นจึงจำเป็นต้องมีแบบจำลองผกผันเพื่อแปลงค่าสัญญาณที่เป็นแรงยกและแรงบิดเป็นสัญญาณพัลส์วิธมอดูเลชัน สามารถแบ่งเป็นแบบจำลองสองส่วนได้คือ แบบจำลองผกผันระหว่างความเร็วใบพัดเป็นสัญญาณพัลส์วิธมอดูเลชัน ดังรูปที่ 3.14 และแบบจำลองผกผันระหว่างแรงยกและแรงบิดเป็นความเร็วใบพัดยกกำลังสอง ดังรูปที่ 3.15

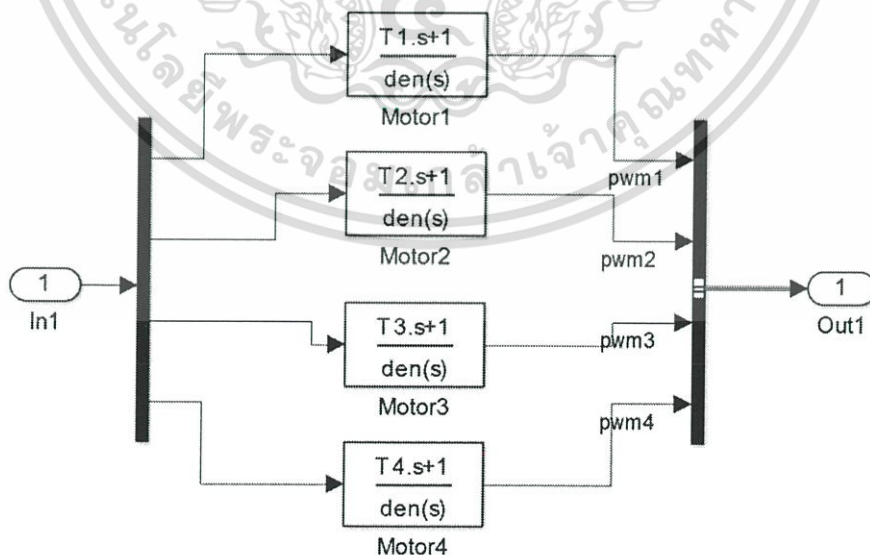
แบบจำลองดังรูปที่ 3.14 เป็นแบบจำลองผกผันของสมการที่ (2.40) เป็นแบบจำลองที่เปลี่ยนจากความเร็วใบพัดเป็นสัญญาณพัลส์วิธมอดูเลชันเพื่อจ่ายให้กับมอเตอร์ไฟฟ้า เมื่อนำสมการที่ (2.40) มากลับสมการจะได้สมการผกผันใหม่ ดังสมการที่ (3.1)

$$pwm_k(s) = \left(\frac{\tau_k s + 1}{K_k}\right) \omega_k(s) \quad (3.1)$$

จากสมการที่ (3.1) พบว่าเป็นทรานเฟอร์ฟังก์ชันแบบไม่เหมาะสม (Improper transfer function) จึงเพิ่มเทอม  $\frac{\tau_k}{10} s + 1$  ในพหุนามส่วน เพื่อให้ทรานเฟอร์ฟังก์ชันมีความเหมาะสม สามารถใช้งานได้ จะได้ดังสมการที่ (3.2)

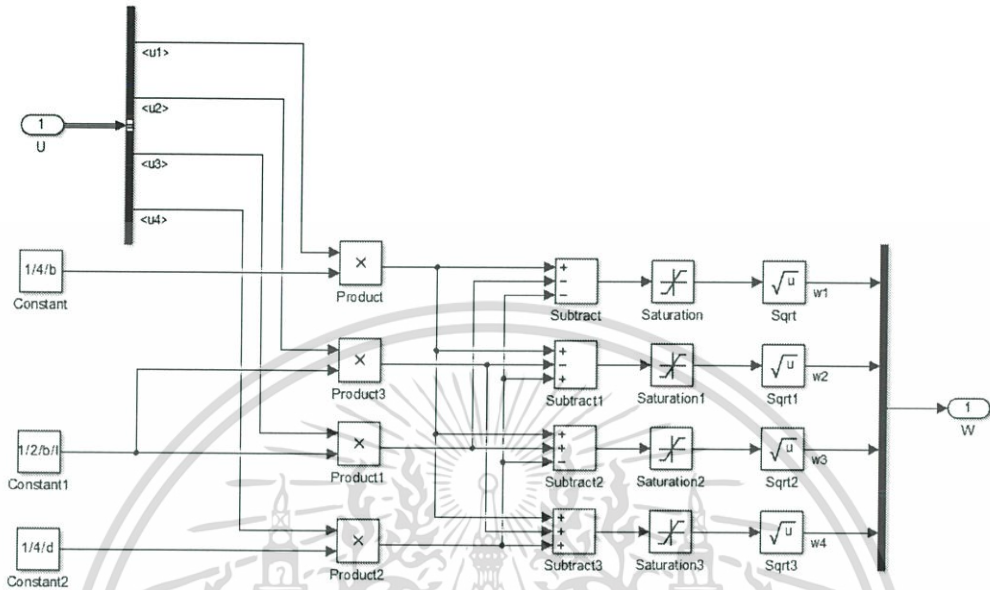
$$pwm_k(s) = \left(\frac{\tau_k s + 1}{K_k \left(\frac{\tau_k}{10} s + 1\right)}\right) \omega_k(s) \quad (3.2)$$

และจากรูปที่ 3.10 ได้มีการเพิ่มกล่องการอิ่มตัว (Saturation) เพื่อกำหนดช่วงของสัญญาณพัลส์วิธมอดูเลชันที่ได้จากแบบจำลองจากรูปที่ 3.14 อยู่ในช่วง 0 ถึง 255



รูปที่ 3.14 แบบจำลองผกผันจากความเร็วใบพัดเป็นสัญญาณพัลส์วิธมอดูเลชัน

แบบจำลองดังรูปที่ 3.15 เป็นแบบจำลองผกผันของสมการที่ (2.32) ถึงสมการที่ (2.35) เป็นแบบจำลองที่เปลี่ยนจากแรงยกและแรงบิดเป็นความเร็วใบพัดยกกำลังสอง เมื่อกลับสมการที่ (2.32) ถึงสมการที่ (2.35) จะได้สมการผกผันใหม่ ดังสมการที่ (3.3)

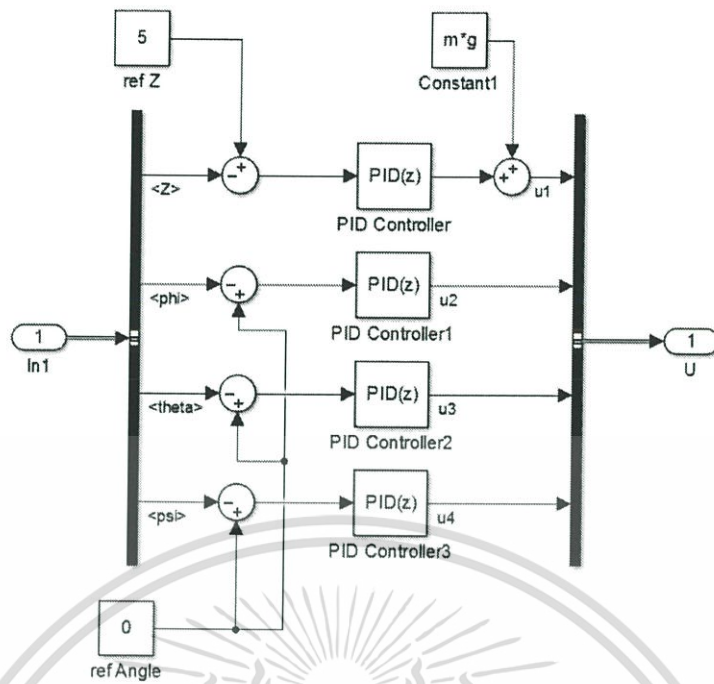


รูปที่ 3.15 แบบจำลองผกผันกลับจากแรงเป็นความเร็วใบพัด

$$\begin{aligned}
 \omega_1^2 &= \frac{1}{4b} F_1 - \frac{1}{2bl} \tau_\theta - \frac{1}{4d} \tau_\psi \\
 \omega_2^2 &= \frac{1}{4b} F_1 - \frac{1}{2bl} \tau_\phi + \frac{1}{4d} \tau_\psi \\
 \omega_3^2 &= \frac{1}{4b} F_1 + \frac{1}{2bl} \tau_\theta - \frac{1}{4d} \tau_\psi \\
 \omega_4^2 &= \frac{1}{4b} F_1 + \frac{1}{2bl} \tau_\phi + \frac{1}{4d} \tau_\psi
 \end{aligned} \tag{3.3}$$

จากสมการที่ (3.3) ความเร็วใบพัดแต่ละตัวที่ได้ เป็นความเร็วใบพัดยกกำลังสอง แต่ในแบบจำลองต้องการเอาต์พุตเป็นความเร็วใบพัด จากรูปที่ 3.15 จึงได้เพิ่มกล่องการอิมตัวเพื่อป้องกันไม่ให้ความเร็วของใบพัดมีค่าติดลบ และเพิ่มกล่องเครื่องมือรากที่สอง (Square root) เพื่อแปลงจากความเร็วใบพัดยกกำลังสองเป็นความเร็วใบพัด

แบบจำลองดังรูปที่ 3.16 ได้จากสมการที่ (2.55) เป็นแบบจำลองของตัวควบคุมพีไอดีในการควบคุมการบินของอากาศยานสี่ใบพัด ในการควบคุมของอากาศยานสี่ใบพัดจะควบคุมตัวแปรของระบบทั้งหมด 4 ตัวคือ ความสูง มุมโรล มุมพิทช์ และมุมยอร์ว เพื่อให้ตัวแปรทั้งหมด 4 ตัว สามารถเข้าสู่สภาวะและยังสามารถติดตามค่าอ้างอิงได้



รูปที่ 3.16 แบบจำลองของตัวควบคุมพีไอดี

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

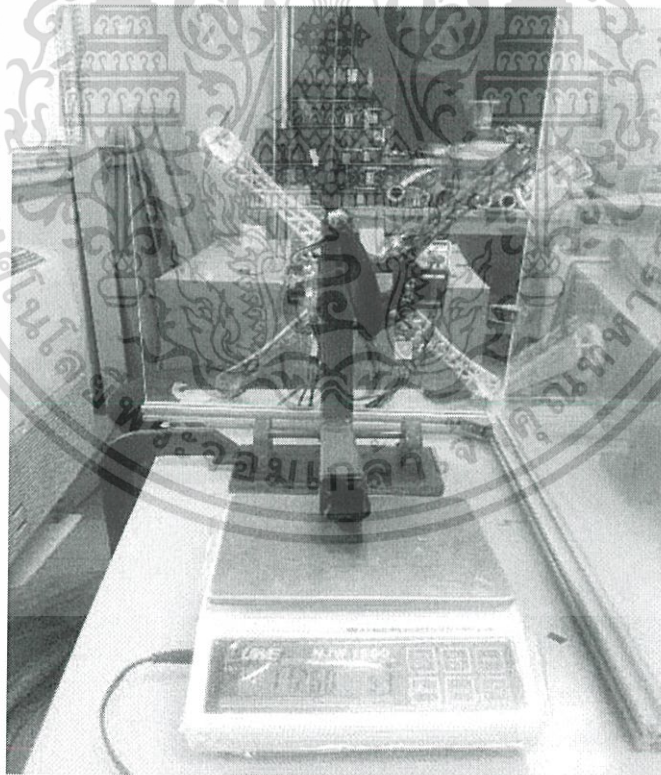
## บทที่ 4

### การทดลองและผลการทดลอง

ในบทนี้จะกล่าวถึงการทดสอบมอเตอร์และใบพัดเพื่อหาค่าพารามิเตอร์ที่จำเป็นต้องใช้ในการออกแบบและการจำลอง ผลการจำลองการบินของอากาศยานสี่ใบพัดผ่านโปรแกรมแมทแล็บ ผลการทดลองของเซนเซอร์ และการทดลองบินจริง

#### 4.1 การทดสอบมอเตอร์และใบพัด

ในหัวข้อนี้ทำการทดสอบมอเตอร์และใบพัด เพื่อหาค่าพารามิเตอร์ที่ใช้ในการออกแบบ โดยการทดลองจะใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์สร้างสัญญาณพัลส์วิดธโมดูเลชันในระดับคำสั่ง 0 ถึง 255 ให้กับอุปกรณ์ควบคุมความเร็วชนิดอิเล็กทรอนิกส์ เพื่อขับมอเตอร์แต่ละตัว วิธีทดลองทำได้โดยติดตั้งมอเตอร์และใบพัดกับแท่งรูปตัวแอลซึ่งวางไว้บนน้ำหนักดังรูปที่ 4.1 เพื่อเก็บค่าแรงยกและความเร็วของมอเตอร์และใบพัดแต่ละตัว จะได้ผลตามตารางที่ 4.1 ถึงตารางที่ 4.2



รูปที่ 4.1 การทดสอบของมอเตอร์และใบพัด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.1 ผลการทดลองของมอเตอร์และใบพัดตัวที่ 1 และตัวที่ 2

ระดับสัญญาณ พัลส์วิธมอดูเลชัน	มอเตอร์และใบพัดตัวที่ 1		มอเตอร์และใบพัดตัวที่ 2	
	แรงยก (N)	ความเร็วรอบ (rad/s)	แรงยก (N)	ความเร็วรอบ (rad/s)
88	0.08826	126.292	0.107874	129.2242
91	0.147101	157.9174	0.176521	163.8864
94	0.196134	178.8613	0.274588	197.0826
97	0.274588	213.8377	0.392268	227.9749
100	0.372655	230.174	0.460915	250.5944
103	0.460915	246.4056	0.578595	279.0781
106	0.568789	268.9203	0.696276	302.2212
109	0.657049	275.0988	0.804149	319.7094
112	0.725696	302.6401	0.931637	342.0147
115	0.823763	320.8613	1.029704	363.1681
118	0.902216	339.3967	1.294484	380.5516
121	1.000283	353.6386	1.402358	400.0295
124	1.078737	368.5088	1.520039	414.6902
127	1.157191	384.6357	1.618106	432.5973
130	1.255258	394.8982	1.725979	443.2787
133	1.353325	409.8731	1.794626	459.8244
136	1.451392	421.9159	1.892693	474.9041
139	1.549459	439.6135	1.99076	485.7949
142	1.657332	448.9336	2.059407	498.6755
145	1.667139	460.6622	2.186894	512.3938
148	1.755399	473.0191	2.304575	524.5413
151	1.794626	480.3495	2.451675	536.8982
154	1.912307	493.3348	2.559549	547.1607
157	1.99076	504.3303	2.687036	560.2507
160	2.07902	511.3466	2.745876	566.848
163	2.167281	520.6666	2.88317	580.9852
166	2.284961	531.9764	3.108724	597.112
169	2.383028	540.5634	3.167564	608.2123
172	2.490902	548.2079	3.285245	616.9041

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.1 ผลการทดลองของมอเตอร์และใบพัดตัวที่ 1 และตัวที่ 2 (ต่อ)

ระดับสัญญาณ พัลส์วิชมอเตอร์	มอเตอร์และใบพัดตัวที่ 1		มอเตอร์และใบพัดตัวที่ 2	
	แรงยก (N)	ความเร็วรอบ (rad/s)	แรงยก (N)	ความเร็วรอบ (rad/s)
175	2.549742	561.1932	3.353891	626.7477
178	2.618389	566.2197	3.540219	636.6961
181	2.677229	574.2831	3.618672	645.8067
184	2.82433	583.289	3.677513	652.6135
187	3.049884	590.41	3.765773	662.9808
190	3.226404	604.0235	3.98152	674.6047
193	3.334278	609.2595	4.167848	689.1607
196	3.412732	617.1135	4.363982	702.9837
199	3.471572	624.5486	4.658183	724.1371
202	3.559832	632.7168	4.81509	736.2846
205	3.638286	640.5707	4.971997	749.8982
208	3.726546	649.053	5.158324	759.6371
211	3.805	652.7182	5.148518	781.733
214	3.903067	664.9704	5.285811	796.4985
217	4.020747	675.0235	5.393685	805.5044
220	4.118814	687.6946	5.530979	817.6518
223	4.305141	695.1297	5.776146	829.7993
226	4.422822	705.8111	6.178221	853.0471
229	4.609149	717.2256	6.276288	856.2934
232	4.75625	726.2315	6.541069	870.9542
235	4.864123	737.7507	6.599909	880.379
238	4.93277	749.1651	6.80585	889.3849
241	5.177938	762.8834	7.060824	898.7049
244	5.325038	773.0412	7.109858	907.9203
247	5.501559	784.1415	-	-
250	5.589819	791.3672	-	-
253	5.776146	804.2477	-	-

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.2 ผลการทดลองของมอเตอร์และใบพัดตัวที่ 3 และตัวที่ 4

ระดับสัญญาณ พัลส์วิธมอดูเลชัน	มอเตอร์และใบพัดตัวที่ 3		มอเตอร์และใบพัดตัวที่ 4	
	แรงยก (N)	ความเร็วรอบ (rad/s)	แรงยก (N)	ความเร็วรอบ (rad/s)
151	0.156907	187.6578	0.196134	157.3938
154	0.362848	254.1548	0.431495	227.3466
157	0.627629	311.0177	0.686469	280.8584
160	0.89241	360.1312	0.89241	332.0663
163	1.147384	406.6268	1.117964	374.3731
166	1.431778	444.8495	1.372938	413.643
169	1.735786	479.8259	1.608299	450.5044
172	1.99076	515.4306	1.892693	480.2448
175	2.186894	540.9823	2.088827	506.8436
178	2.441868	566.6386	2.353608	531.9764
181	2.736069	600.3584	2.510515	558.261
184	2.97143	622.1401	2.745876	583.4985
187	3.187178	645.8067	2.961623	608.4218
190	3.402925	668.6356	3.246018	627.7949
193	3.677513	691.3598	3.648092	657.9542
196	3.971714	725.289	4.148234	690.8362
199	4.354175	757.6474	4.540502	720.2625
202	4.795476	788.3303	4.913157	751.8878
205	5.256391	820.3746	5.295618	785.2934
208	5.776146	851.6858	5.79576	819.4321
211	6.344935	882.0545	6.217448	847.0781
214	6.933337	912.1091	6.707783	876.3996

จากการทดลองพบว่า มอเตอร์กระแสตรงแบบไร้แปรงถ่านและอุปกรณ์ควบคุมความเร็วแบบอิเล็กทรอนิกส์ จะเริ่มทำงานเมื่อได้รับคำสั่งที่ระดับสัญญาณ 79 (4FH) ขึ้นไป โดยช่วงการทำงานของมอเตอร์แต่ละตัวไม่เท่ากัน สังเกตได้จากตารางที่ 4.1 และตารางที่ 4.2 นอกจากนั้นพบว่า เมื่อทดลองเพิ่มค่าระดับสัญญาณพัลส์วิธมอดูเลชัน มอเตอร์และใบพัดตัวที่ 1 และตัวที่ 2 จะทำงานใกล้เคียงกัน คือ เริ่มทำงานที่ระดับสัญญาณ 88 (58H) แต่มอเตอร์และใบพัดตัวที่ 3 และตัวที่ 4 จะทำงานที่ระดับสัญญาณ 151 (97H)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

#### 4.1.1 การหาค่าพารามิเตอร์ของมอเตอร์ไฟฟ้า

จากสมการที่ (2.40) มีค่าพารามิเตอร์ของมอเตอร์ที่ต้องการทราบค่ามี 2 ตัวคือ

1.  $K_k$  คือ ค่าคงที่ของมอเตอร์ตัวที่  $k$
2.  $\tau_k$  คือ ค่าเวลาคงตัวของมอเตอร์ตัวที่  $k$  (s)

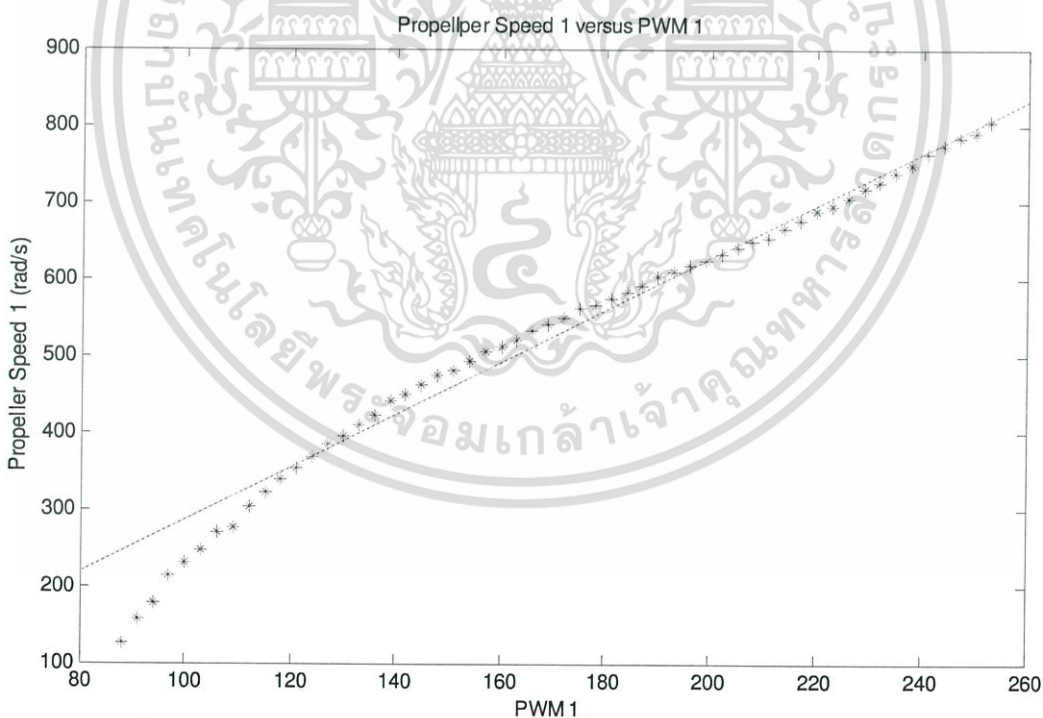
วาดกราฟความสัมพันธ์ระหว่างสัญญาณพัลส์วิธมอดูเลชันกับความเร็วใบพัด จากผลการทดลองในตารางที่ 4.1 และตารางที่ 4.2 ได้ผลดังรูปที่ 4.2 ถึงรูปที่ 4.5 เมื่อจุดกากบาทสอดคล้องกับข้อมูลที่ทดสอบได้ จากนั้นประมาณค่าความสัมพันธ์ด้วยสมการเส้นตรง พบว่าจะได้ความสัมพันธ์เป็นดังสมการที่ (4.1) ถึงสมการที่ (4.4) ซึ่งสามารถแสดงความสัมพันธ์ที่ประมาณได้ดังเส้นตรงในรูปที่ 4.2 ถึงรูปที่ 4.5 พบว่าค่า  $K_k$  จะสอดคล้องกับความชันในสมการที่ (4.1) ถึงสมการที่ (4.4)

$$\omega_1 = 3.11PWM_1 + 8.096 \quad (4.1)$$

$$\omega_2 = 4.16PWM_2 - 102.7 \quad (4.2)$$

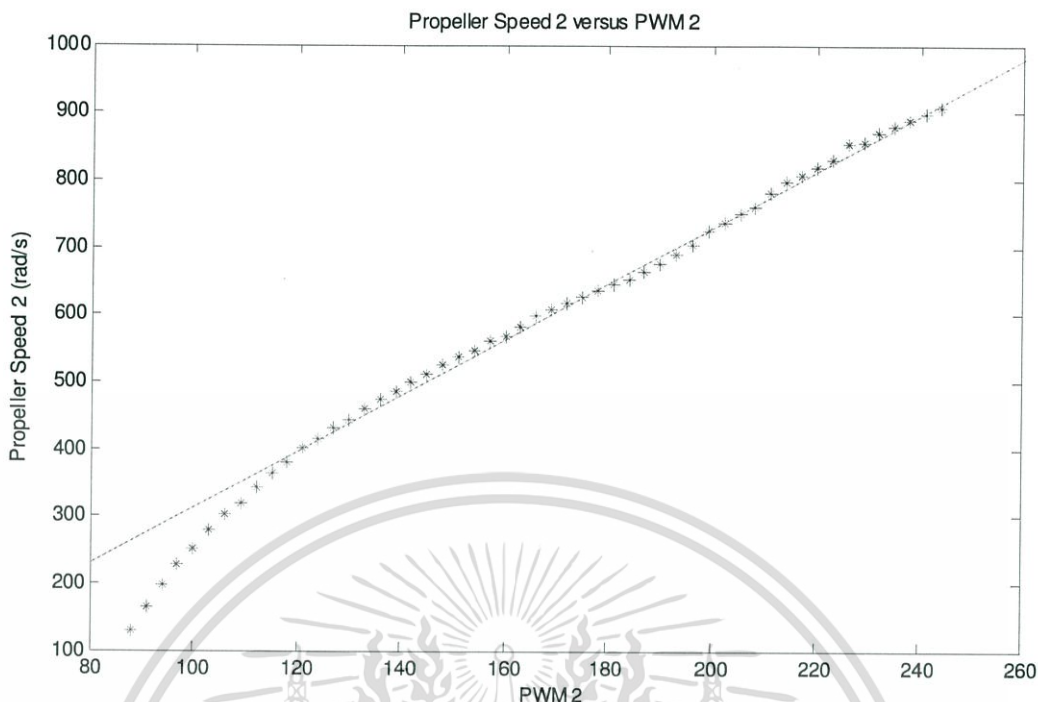
$$\omega_3 = 9.57PWM_3 - 1144 \quad (4.3)$$

$$\omega_4 = 9.86PWM_4 - 1234 \quad (4.4)$$

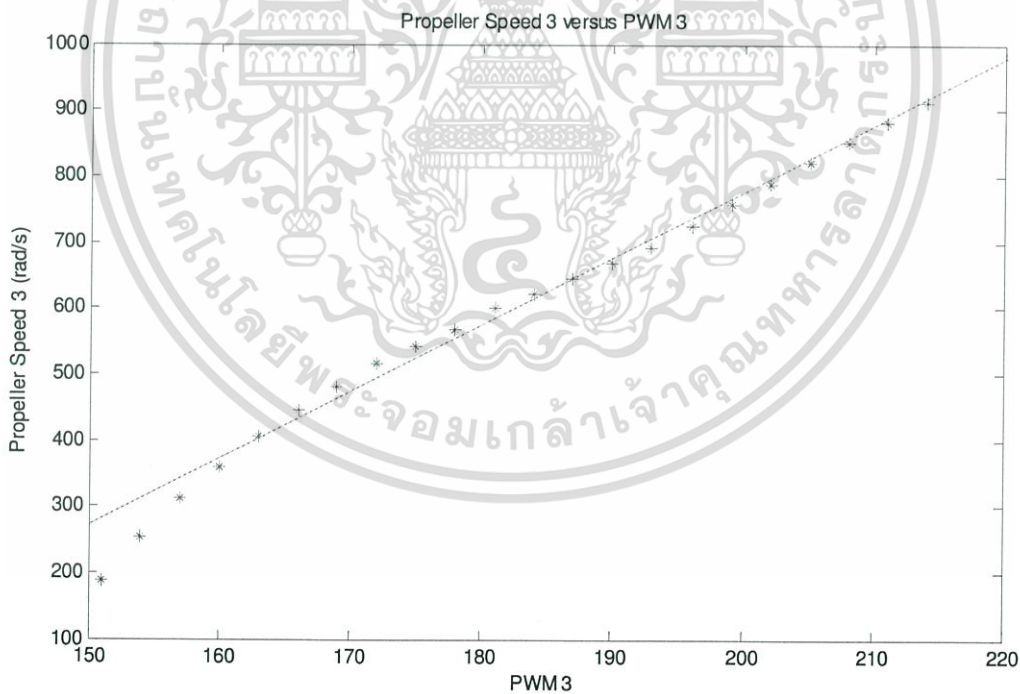


รูปที่ 4.2 ความสัมพันธ์ระหว่างสัญญาณพัลส์วิธมอดูเลชันกับความเร็วใบพัดตัวที่ 1

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

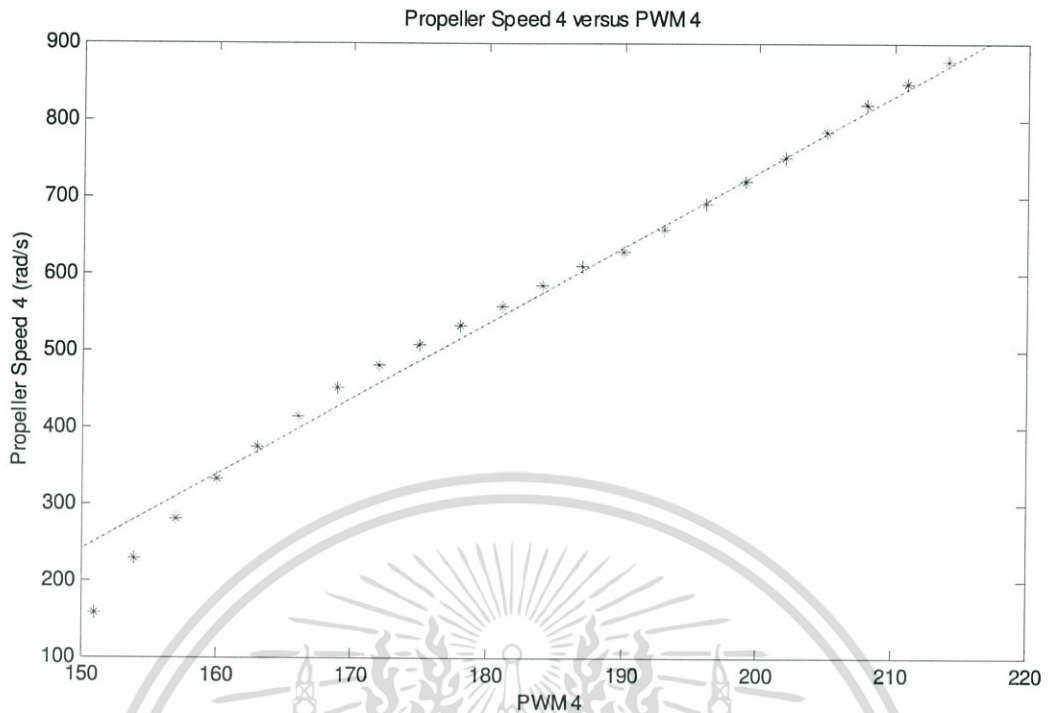


รูปที่ 4.3 ความสัมพันธ์ระหว่างสัญญาณพัลส์วอร์มอดูเลชันกับความเร็วใบพัดตัวที่ 2



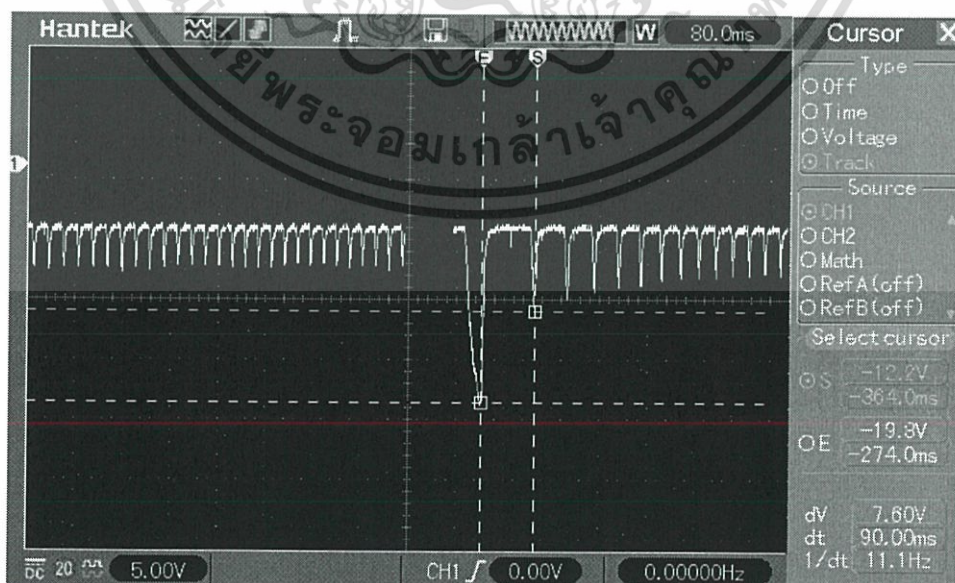
รูปที่ 4.4 ความสัมพันธ์ระหว่างสัญญาณพัลส์วอร์มอดูเลชันกับความเร็วใบพัดตัวที่ 3

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.5 ความสัมพันธ์ระหว่างสัญญาณพัลส์วอร์มอดูเลชันกับความเร็วใบพัดตัวที่ 4

การหาค่า  $\tau_k$  ของมอเตอร์ สามารถทำได้โดยการทดลองวัดความเร็ววงเปิดของมอเตอร์ โดยการวัดความเร็วของมอเตอร์สามารถทำได้โดยใช้อุปกรณ์เลเซอร์ปล่อยแสงให้กับตัวต้านทานที่ไวต่อแสง (Light dependent resistor : LDR) และใช้ออสซิลโคปตรววัดค่าแรงดันไฟฟ้าของตัวต้านทานที่เปลี่ยนไป ซึ่งสามารถตรวจจับการเปลี่ยนแปลงทุกครั้งรอบการหมุน ดังรูปที่ 4.6 ในการทดลองนี้จะขับมอเตอร์ด้วยสัญญาณพัลส์วอร์มอดูเลชันที่คงที่ ณ ระดับที่มอเตอร์เริ่มหมุน



รูปที่ 4.6 การทดสอบมอเตอร์เพื่อหาค่า  $\tau_k$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

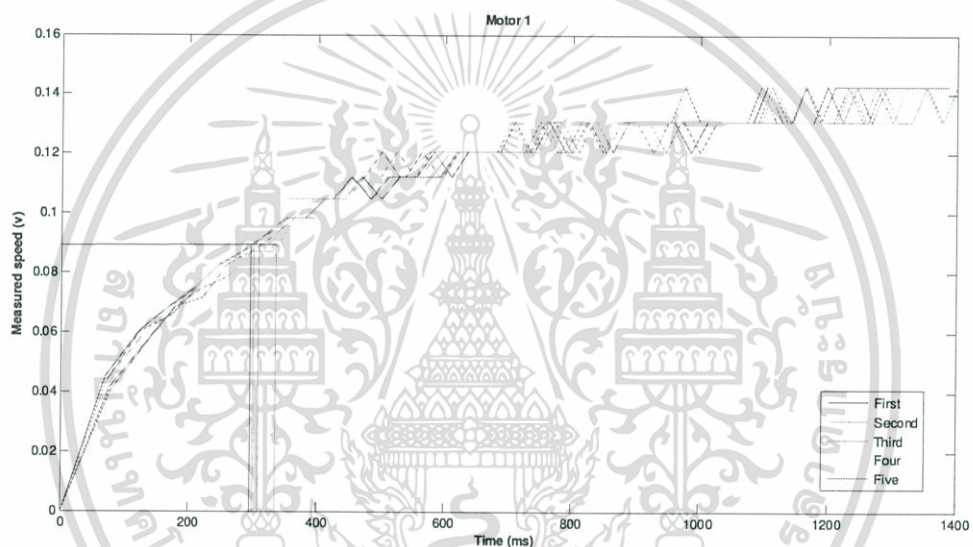
เมื่ออ่านและบันทึกเวลาในการหมุนจากรูปที่ 4.6 และนำข้อมูลมาวาดกราฟความสัมพันธ์ระหว่างเวลาและแรงดันไฟฟ้าของตัวต้านทาน ค่า  $\tau_k$  ของมอเตอร์ หาได้จากช่วงเวลาที่ยอมอเตอร์เริ่มทำงานจนถึงเวลาที่มอเตอร์หมุนได้ 63.2 เปอร์เซ็นต์ของค่าความเร็วปลาย โดยการทดลองจะทำซ้ำ 5 ครั้ง ดังรูปที่ 4.7 ถึงรูปที่ 4.10 สำหรับมอเตอร์และใบพัดแต่ละตัว จากนั้นนำมาหาค่าเฉลี่ยของเวลา จะได้ค่า  $\tau_k$  ดังสมการที่ (4.5) ถึงสมการที่ (4.8)

$$\tau_1 = 0.319 \quad \text{s} \quad (4.5)$$

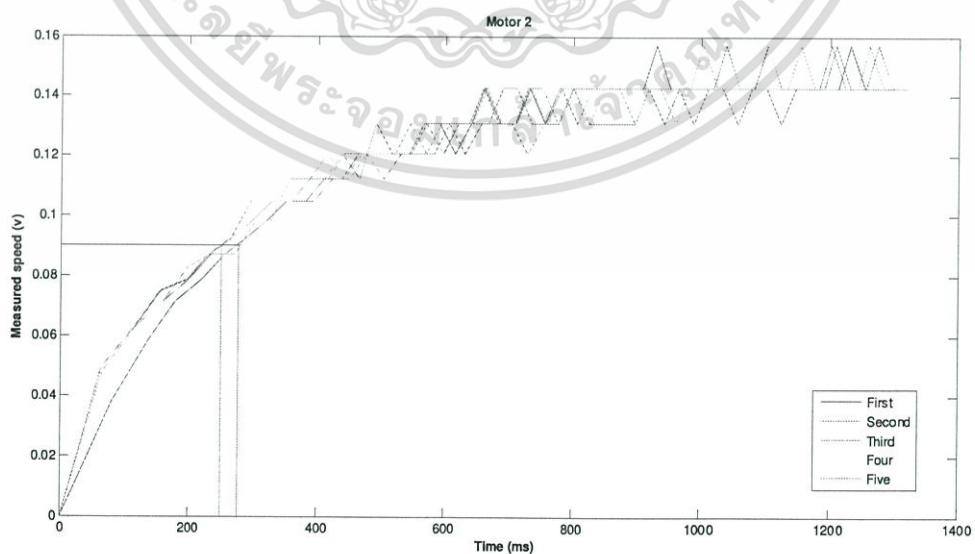
$$\tau_2 = 0.269 \quad \text{s} \quad (4.6)$$

$$\tau_3 = 0.294 \quad \text{s} \quad (4.7)$$

$$\tau_4 = 0.283 \quad \text{s} \quad (4.8)$$

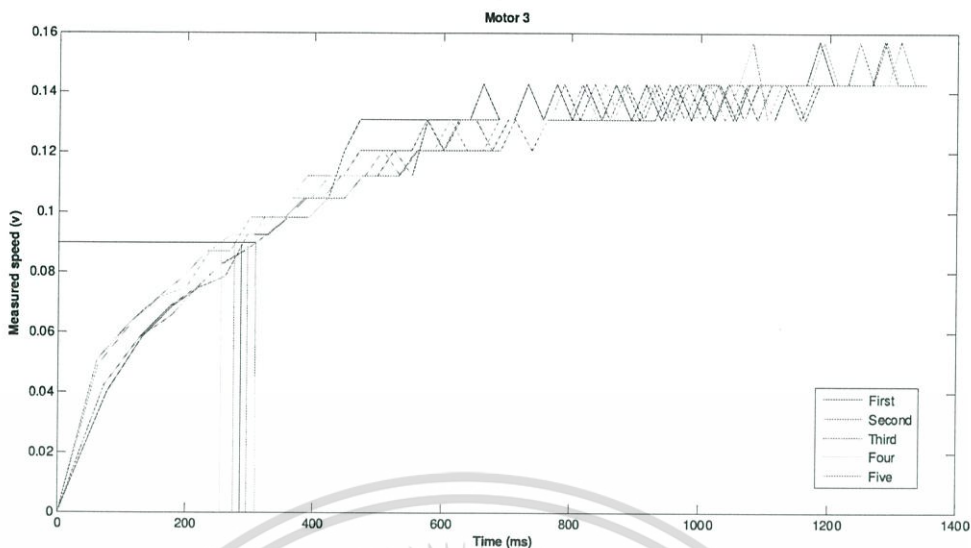


รูปที่ 4.7 ผลตอบสนองความเร็วของมอเตอร์และใบพัดตัวที่ 1

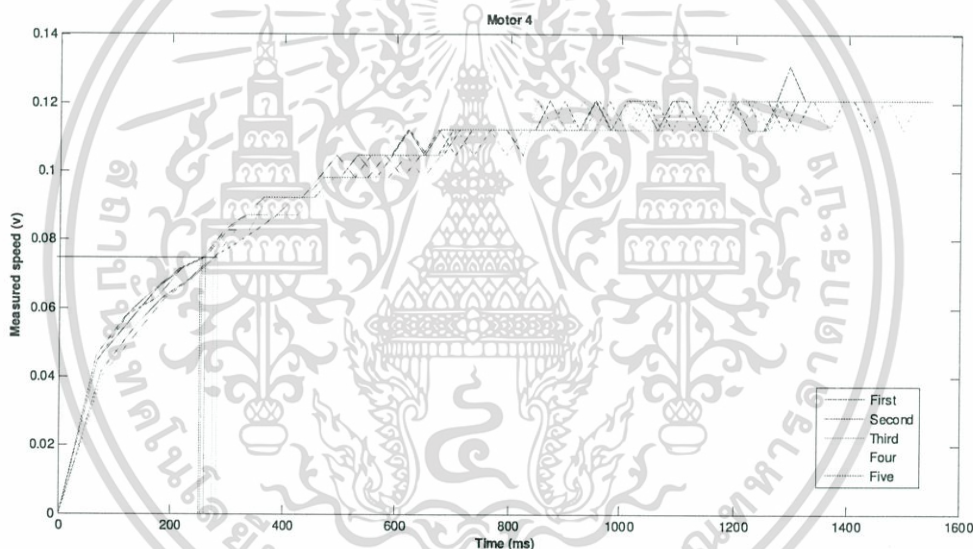


รูปที่ 4.8 ผลตอบสนองความเร็วของมอเตอร์และใบพัดตัวที่ 2

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.9 ผลตอบสนองความเร็วของมอเตอร์และใบพัดตัวที่ 3



รูปที่ 4.10 ผลตอบสนองความเร็วของมอเตอร์และใบพัดตัวที่ 4

4.1.2 การหาค่าพารามิเตอร์ของใบพัด

จากสมการที่ (2.32) ถึงสมการที่ (2.35) ค่าพารามิเตอร์ของใบพัดที่ต้องการทราบค่ามี 3 ตัว

คือ

1.  $b$  คือ สัมประสิทธิ์แรงยก ( $N \cdot s^2$ )
2.  $d$  คือ สัมประสิทธิ์ลาก ( $N \cdot m \cdot s^2$ )
3.  $l$  คือ ระยะจากกึ่งกลางมอเตอร์จนถึงกึ่งกลางของอากาศยาน (m)

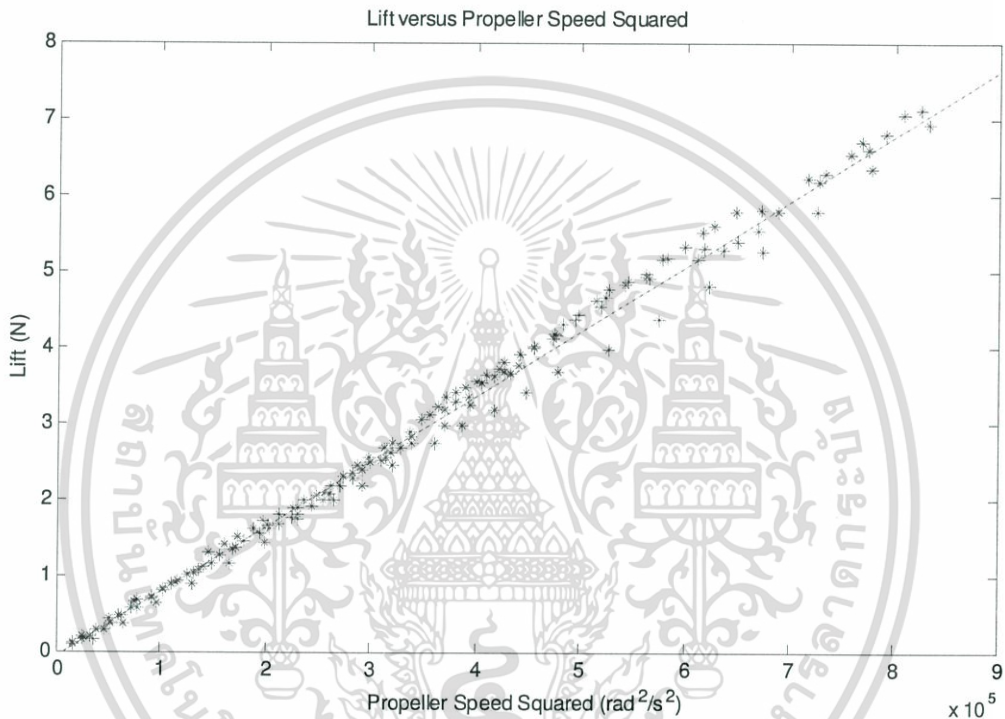
การหาค่า  $b$  ที่ได้โดยการวาดกราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงยกของมอเตอร์และความเร็วใบพัดยกกำลังสอง จากผลการทดลองในตารางที่ 4.1 และตารางที่ 4.2 ได้ผลดังรูปที่ 4.11 เมื่อจุด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

กากบาทสอดคล้องกับข้อมูลที่ทดสอบได้ เนื่องจากลักษณะของข้อมูลเป็นไปในทิศทางเดียวกัน ดังนั้นจึงประมาณความสัมพันธ์ของใบพัดทั้งสองตัวร่วมกันเป็นสมการเส้นตรง พบว่าความสัมพันธ์เป็นดังสมการที่ (4.9) ซึ่งสามารถแสดงความสัมพันธ์ที่ประมาณได้ดังเส้นตรงในรูปที่ 4.11

$$F = 8.7125 \times 10^{-6} \omega - 1234 \quad (4.9)$$

โดยค่า  $b$  สอดคล้องกับความชันของสมการที่ (4.9) คือ ได้  $b = 8.7125 \times 10^{-6} \text{ N}\cdot\text{s}^2$



รูปที่ 4.11 ความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วใบพัดกำลังสองกับความแรง

พารามิเตอร์ค่า  $d$  หาได้จากสมการที่ (4.10) ซึ่งพารามิเตอร์ค่า  $d$  อ้างอิงจากเอกสารอ้างอิง [4] จะได้ค่า  $d$  ดังนี้

$$d = N_B \rho_A c R_P^4 \left( \frac{C_D}{8} + a \lambda \left( \frac{\theta_{I0}}{6} - \frac{\theta_{Iiw}}{8} - \frac{\lambda}{4} \right) \right) \quad (4.10)$$

$$d = 1.1 \times 10^{-6} \quad \text{N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}^2$$

- เมื่อ  $d$  คือ สัมประสิทธิ์ลีลาก ( $\text{N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}^2$ )  
 $N_B$  คือ จำนวนใบของใบพัด  
 $\rho_A$  คือ ความหนาแน่นของอากาศ ( $\text{kg}\cdot\text{m}^{-3}$ )  
 $c$  คือ ความกว้างของใบพัดเฉลี่ย (m)  
 $R_P$  คือ รัศมีของใบพัด (m)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



$$I_{XX} = 0.432 \quad \text{N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}^2 \quad (4.12)$$

$$I_{YY} = 0.432 \quad \text{N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}^2 \quad (4.13)$$

$$I_{ZZ} = 0.847 \quad \text{N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}^2 \quad (4.14)$$

ค่า  $J_M$  หาได้จากสมการที่ (4.15)

$$J_M = J_p + J_r \quad (4.15)$$

เมื่อ  $J_p$  คือ โมเมนต์ความเฉื่อยรอบจุดศูนย์กลางของใบพัด ( $\text{N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}^2$ )

$J_r$  คือ โมเมนต์ความเฉื่อยรอบจุดศูนย์กลางของมอเตอร์ ( $\text{N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}^2$ )

ทำการหาค่า  $J_p$  และ  $J_r$  โดยใช้โปรแกรมโซลิตเวิร์ค จะได้  $J_M$  ตามสมการที่ (4.16)

$$J_M = 1.20 \times 10^{-5} \quad \text{N}\cdot\text{m}\cdot\text{s}^2 \quad (4.16)$$

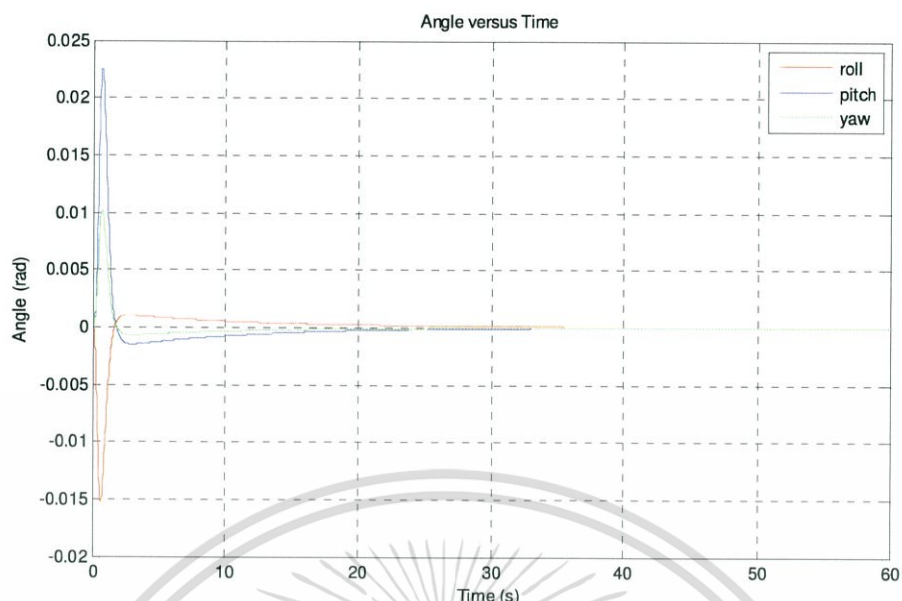
## 4.2 ผลการจำลองการบินผ่านโปรแกรมแมทแลบ

ในปฏิญานิพนธ์ฉบับนี้ต้องการควบคุมตัวแปร 4 ตัวแปรคือ มุมโรล มุมพิทช์ มุมยอร์ และ ความสูง ซึ่งได้ออกแบบตัวควบคุมพีไอดีสำหรับแต่ละตัวแปรแยกกันไว้ เพื่อตรวจสอบความสามารถของตัวควบคุมก่อนนำไปใช้งานจริง โดยอาศัยการจำลองผ่านโปรแกรมแมทแลบด้วยแบบจำลองในหัวข้อ 3.2 โดยแบ่งออกเป็น 2 การจำลองดังนี้

### 4.2.1 การจำลองครั้งที่ 1

การจำลองครั้งที่ 1 ทำการจำลองโดยกำหนดมุมทั้งสามมุมเป็น 0 เรเดียน และความสูงเริ่มต้นเป็น 0 เมตร และค่าอ้างอิงของมุมเป็น 0 เรเดียน ค่าอ้างอิงความสูงเป็น 0 เมตร โดยการจำลองเป็นดังรูปที่ 4.13

จากผลการจำลองพบว่า ระบบมีการเปลี่ยนแปลงผลตอบสนองถึงแม้ว่าค่าเริ่มต้นและค่าอ้างอิงมีค่าเป็น 0 เนื่องจากสมการที่ (2.39) พลวัตของอากาศยานไม่เป็นเชิงเส้นทำให้ผลตอบสนองในช่วงเริ่มต้นเบี่ยงเบนจากจุดกำเนิด โดยมุมโรล มุมพิทช์ มุมยอร์ และความสูงจะเบี่ยงเบนจากจุดกำเนิดไปสูงสุด เป็นขนาด 0.015 เรเดียน 0.025 เรเดียน 0.01 เรเดียน และ 0.45 เมตร ตามลำดับ และเข้าสู่สภาวะคงตัวได้ โดยสามารถติดตามมุมอ้างอิงและความสูงอ้างอิงได้ที่เวลาประมาณ 20 วินาที



(ข) ตำแหน่งความสูง

(ก) ตำแหน่งเชิงมุม

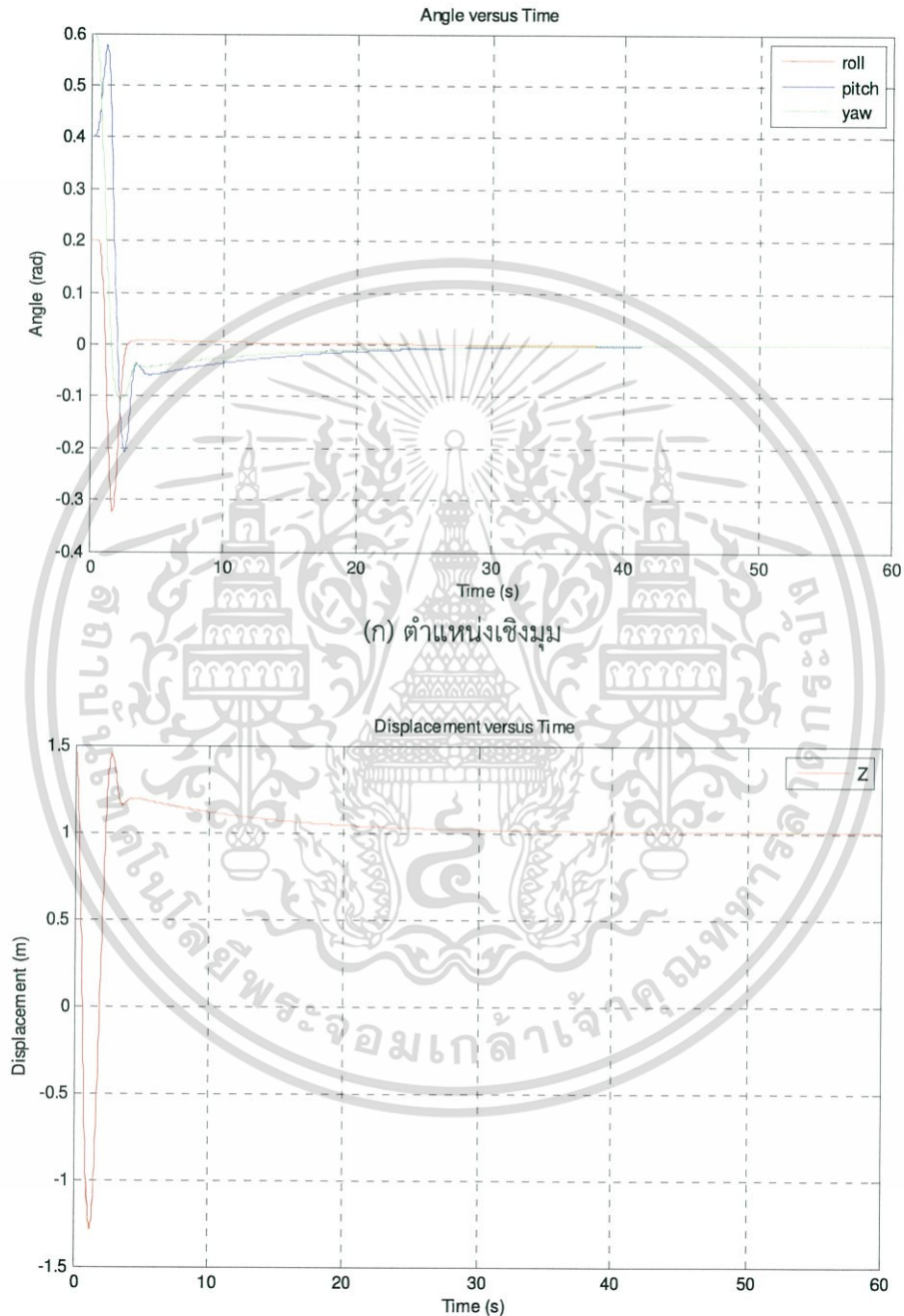
รูปที่ 4.13 ผลการจำลองครั้งที่ 1

#### 4.2.2 การจำลองครั้งที่ 2

ในการจำลองตำแหน่งเชิงมุมครั้งที่ 2 จะไม่กำหนดค่าเริ่มต้นที่ 0 แต่จะกำหนดค่าเริ่มต้นมุมโวลเป็น 0.2 เรเดียน ค่าเริ่มต้นมุมพิทช์เป็น 0.4 เรเดียน ค่าเริ่มต้นมุมยอร์เป็น 0.6 เรเดียน และค่าเริ่มต้นความสูงที่ 1.5 เมตร โดยค่าอ้างอิงมุมเป็น 0 เรเดียน และค่าอ้างอิงความสูงเป็น 1 เมตร โดยจากการจำลองเป็นดังรูปที่ 4.14

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากผลการจำลองพบว่า มุมโรรล มุมพิทช์ มุมยอร์ว และ ความสูง จะพยายามเคลื่อนจากสภาวะเริ่มต้น เข้าสู่ค่าอ้างอิงที่ 0 เรเดียน และ 1 เมตร เข้าสู่สภาวะคงตัวได้ โดยสามารถติดตามมุมอ้างอิงที่ 0 องศา และความสูงอ้างอิงที่ 1 เมตรได้ที่เวลาประมาณ 20 วินาที



รูปที่ 4.14 ผลการจำลองครั้งที่ 2

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากการจำลองครั้งที่ 1 และครั้งที่ 2 พบว่าการจำลองความสูงไม่สามารถไปใช้งานจริงได้ เนื่องจากความสูงไม่สามารถติดลบได้ ดังนั้นในการทดลองบินอากาศยานจะอยู่หนึ่งที่ความสูงเป็น 0 เมตรและจะเริ่มยกตัวตามความสูงของแบบจำลองที่มีค่าเป็นบวก

### 4.3 การปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง

หลังจากที่ได้ทำการติดตั้งเซนเซอร์วัดความเร่งที่ตัวเครื่อง มีความจำเป็นที่จะต้องทำการปรับเทียบ เนื่องจากการติดตั้งเซนเซอร์วัดความเร่งนั้นอาจทำได้ไม่สมบูรณ์ (ติดตั้งไม่ตรงตำแหน่งที่ต้องการ) และมีค่าออฟเซต (Off-set error) จึงต้องทำการตั้งค่าศูนย์ (Tare zero) รวมถึงสภาพภูมิอากาศและสภาพภูมิประเทศในแต่ละท้องถิ่นที่มีความแตกต่างกัน เช่น ความดัน ความชื้น ฯลฯ ซึ่งจะทำให้ความสามารถในการอ่านค่าของเซนเซอร์วัดความเร่งเกิดความผิดพลาดในการอ่าน ในแง่ของสเกลแฟคเตอร์ (Scale factor)

ความสัมพันธ์ระหว่างค่ามาตรฐาน (Normalized)  $A_{x1}$ ,  $A_{y1}$  และ  $A_{z1}$  กับค่าข้อมูลดิบของ  $A_x$ ,  $A_y$  และ  $A_z$  เป็นไปตามสมการดังต่อไปนี้

$$\begin{bmatrix} A_{x1} \\ A_{y1} \\ A_{z1} \end{bmatrix} = [A\_m]_{3 \times 3} \begin{bmatrix} \frac{1}{A\_SC_x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{A\_SC_y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{A\_SC_z} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A_x - A\_OS_x \\ A_y - A\_OS_y \\ A_z - A\_OS_z \end{bmatrix} \quad (4.17)$$

เมื่อ  $[A\_m]_{3 \times 3}$  คือ เมทริกซ์เยื้องศูนย์ (Misalignment matrix) คุณแก้การติดตั้งอุปกรณ์เบี้ยว

$A\_OS_i$  คือ ออฟเซตที่ใช้ปรับค่าให้ได้ศูนย์

$A\_SC_i$  คือ สเกลแฟคเตอร์

หมายเหตุ  $i = x, y$  หรือ  $z$

สามารถจัดรูปสมการที่ (4.17) ใหม่ได้ตามสมการที่ (4.18)

$$\begin{bmatrix} A_{x1} \\ A_{y1} \\ A_{z1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} ACC_{11} & ACC_{12} & ACC_{13} \\ ACC_{21} & ACC_{22} & ACC_{23} \\ ACC_{31} & ACC_{32} & ACC_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} A_x \\ A_y \\ A_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} ACC_{10} \\ ACC_{20} \\ ACC_{30} \end{bmatrix} \quad (4.18)$$

โดยการปรับเทียบจำเป็นต้องหาค่าพารามิเตอร์  $ACC_{ij}$  ทั้ง 12 ตัวในสมการที่ (4.18) เมื่อ  $ACC_{ij}$  คือผลคูณของสมการที่ (4.17) ที่สอดคล้อง โดยการเก็บค่าข้อมูลดิบของเซนเซอร์วัดความเร่ง  $A_x$ ,  $A_y$  และ  $A_z$  ณ ตำแหน่งที่รู้ค่า  $A_{x1}$ ,  $A_{y1}$  และ  $A_{z1}$  ที่แน่นอน แล้วแก้สมการหาพารามิเตอร์ทั้ง 12 ตัวนี้ ด้วยวิธีกำลังสองน้อยที่สุด (Least square) โดยจัดรูปสมการที่ (4.18) ให้อยู่ในรูปสมการพีชคณิตเชิงเส้น (Linear algebraic equation) ได้ดังนี้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

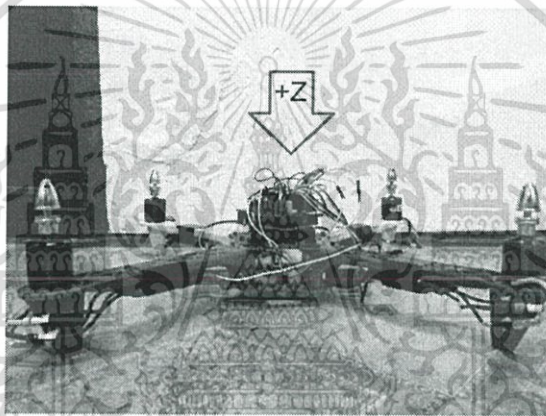
$$[A_{x1} \ A_{y1} \ A_{z1}] = [A_x \ A_y \ A_z \ 1] \begin{bmatrix} ACC_{11} & ACC_{21} & ACC_{31} \\ ACC_{12} & ACC_{22} & ACC_{32} \\ ACC_{13} & ACC_{23} & ACC_{33} \\ ACC_{10} & ACC_{20} & ACC_{30} \end{bmatrix} \quad (4.19)$$

หรืออยู่ในรูป

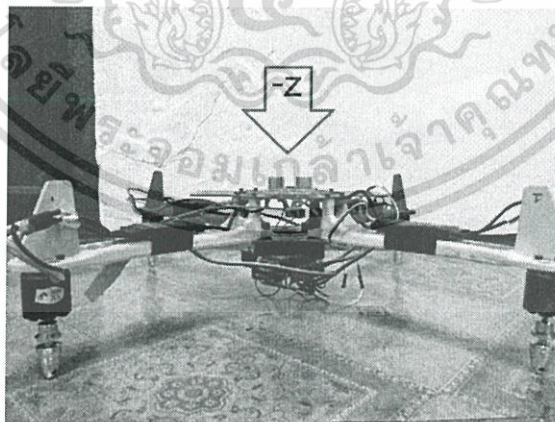
$$[Y]_{n \times 3} = [W]_{n \times 4} \cdot [X]_{4 \times 3} \quad (4.20)$$

เมื่อ  $n$  คือ จำนวนตำแหน่งที่เก็บค่าข้อมูลดิบ

ตำแหน่งพื้นฐานที่เก็บค่าข้อมูลดิบทั้งหมด 6 ตำแหน่ง ซึ่งสอดคล้องกับตำแหน่งที่มีความเร่งเท่ากับแรงโน้มถ่วงโลก ( $\pm 1 \text{ g}$ ) เฉพาะแต่ละแนวแกนทั้งทางบวกและลบดังนี้ T1 (+z), T2 (-z), T3 (+y), T4 (-y), T5 (+x) และ T6 (-x) ดังรูปที่ 4.15 ถึงรูปที่ 4.20 ตามลำดับ

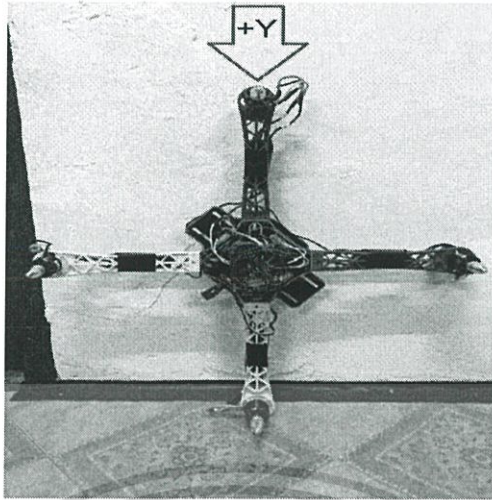


รูปที่ 4.15 การวางอากาศยานสี่ใบพัดในตำแหน่ง T1 (+z)

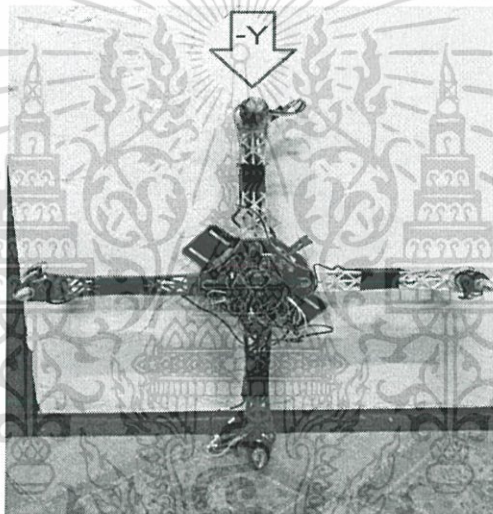


รูปที่ 4.16 การวางอากาศยานสี่ใบพัดในตำแหน่ง T2 (-z)

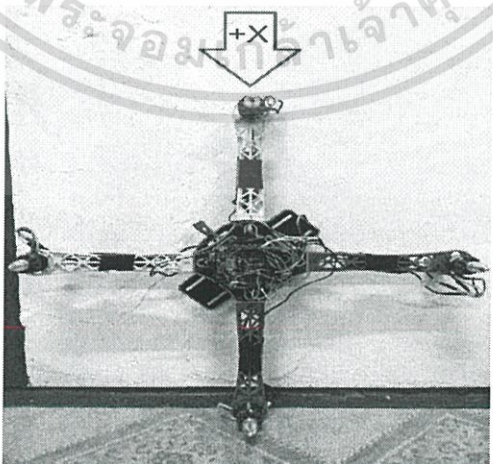
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.17 การวางอากาศยานสี่ใบพัดในตำแหน่ง T3 (+y)

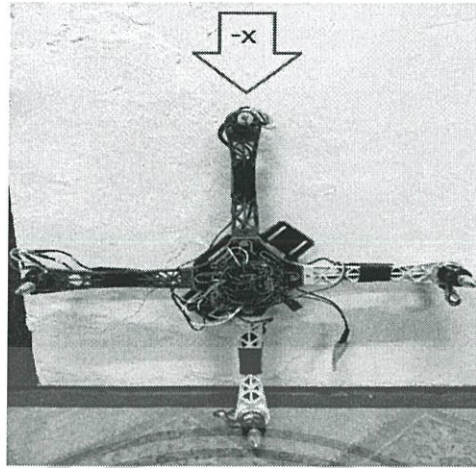


รูปที่ 4.18 การวางอากาศยานสี่ใบพัดในตำแหน่ง T4 (-y)



รูปที่ 4.19 การวางอากาศยานสี่ใบพัดในตำแหน่ง T5 (+x)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.20 การวางอากาศยานสี่ใบพัดในตำแหน่ง T6 (-x)

ค่าที่ควรจะเป็นในตำแหน่ง T1 ถึง T6 คือ (0,0,1), (0,0,-1), (0,1,0), (0,-1,0), (1,0,0) และ (-1,0,0) ตามลำดับ จึงได้ว่า

$$[Y]_{6 \times 3} = \begin{bmatrix} Y_1 \\ Y_2 \\ Y_3 \\ Y_4 \\ Y_5 \\ Y_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -1 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.21)$$

$$[W]_{6 \times 4} = \begin{bmatrix} W_1 \\ W_2 \\ W_3 \\ W_4 \\ W_5 \\ W_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Ax_{p1} & Ay_{p1} & Az_{p1} & 1 \\ Ax_{p2} & Ay_{p2} & Az_{p2} & 1 \\ Ax_{p3} & Ay_{p3} & Az_{p3} & 1 \\ Ax_{p4} & Ay_{p4} & Az_{p4} & 1 \\ Ax_{p5} & Ay_{p5} & Az_{p5} & 1 \\ Ax_{p6} & Ay_{p6} & Az_{p6} & 1 \end{bmatrix} \quad (4.22)$$

จากการทดลองเก็บค่าข้อมูลจากตำแหน่งพื้นฐานทั้งหมด 6 ตำแหน่ง ตำแหน่งละ 50 ค่า พบว่าแต่ละตำแหน่งมีค่าพิกัดสูงสุดและต่ำสุดที่อ่านได้ดังนี้

ตำแหน่ง T1 (+z)	ค่าพิกัดสูงสุด (0.0383330078, -0.002441406, 0.906982422)
	ค่าพิกัดต่ำสุด (0.021972656, -0.017089844, 0.887939453)
ตำแหน่ง T2 (-z)	ค่าพิกัดสูงสุด (0.039794922, 0.007324219, -1.124023438)
	ค่าพิกัดต่ำสุด (0.02319336, -0.00927734, -1.14599609)
ตำแหน่ง T3 (+y)	ค่าพิกัดสูงสุด (0.02929688, -0.98901367, -0.09912109)
	ค่าพิกัดต่ำสุด (0.01147461, -1.0012207, -0.12133789)
ตำแหน่ง T4 (-y)	ค่าพิกัดสูงสุด (0.03466797, 1.00341797, -0.11694336)
	ค่าพิกัดต่ำสุด (0.02148438, 0.98925781, -0.14160156)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตำแหน่ง T5 (+x)	ค่าพิกัดสูงสุด (1.03710938, -0.00195313, -0.12939453)
	ค่าพิกัดต่ำสุด (1.01782227, -0.01464844, 0.887939453)
ตำแหน่ง T6 (-x)	ค่าพิกัดสูงสุด (-0.96264648, 0.01513672, -0.1027832)
	ค่าพิกัดต่ำสุด (-0.97509766, -0.00244141, -0.11938477)

นำมาหาค่าเฉลี่ยได้เมทริกซ์  $[W]_{6 \times 4}$  ในสมการที่ (4.22) ดังนี้

$$[W]_{6 \times 4} = \begin{bmatrix} 0.0304834 & -0.00758789 & 0.896079100 & 1 \\ 0.0302832 & -0.00214355 & -1.13584961 & 1 \\ 0.0219238 & -0.99474609 & -0.11037109 & 1 \\ 0.0278076 & 0.99657227 & -0.12938965 & 1 \\ 1.0279394 & -0.00738281 & -0.11883301 & 1 \\ -0.969267 & 0.00617188 & -0.11064453 & 1 \end{bmatrix} \quad (4.23)$$

การแก้สมการหา  $[X]_{4 \times 3}$  ในสมการที่ (4.20) โดยใช้วิธีกำลังสองน้อยที่สุดโดย

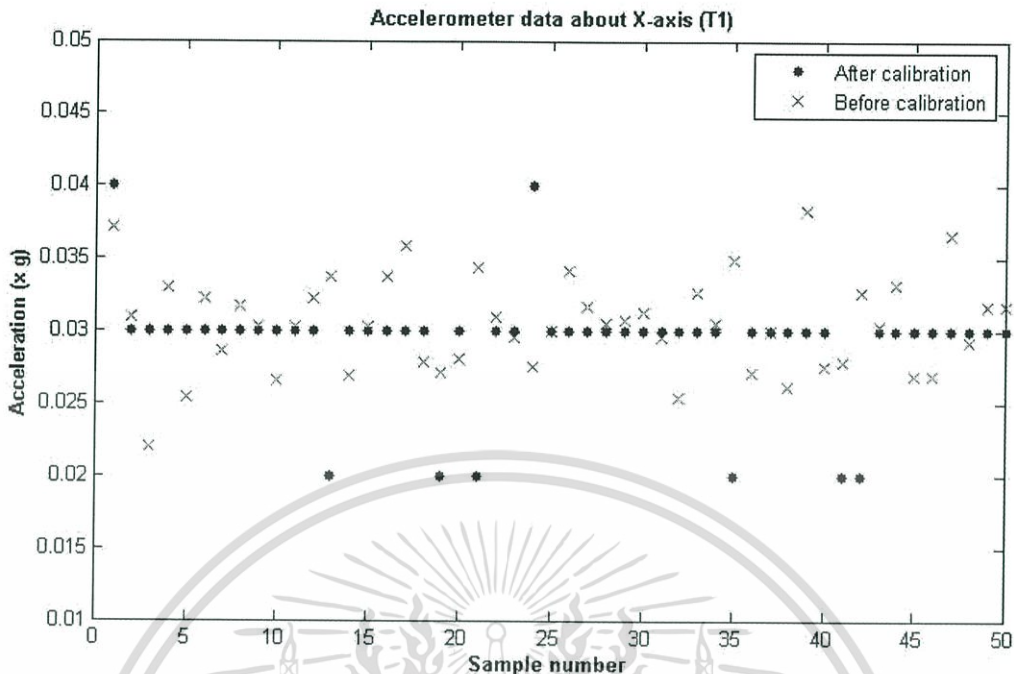
$$\begin{aligned} [Y]_{6 \times 3} &= [W]_{6 \times 4} \cdot [X]_{4 \times 3} \\ [W^T]_{4 \times 6} \cdot [Y]_{6 \times 3} &= [W^T]_{4 \times 6} \cdot [W]_{6 \times 4} \cdot [X]_{4 \times 3} \\ &= [W^T \cdot W]_{4 \times 4} \cdot [X]_{4 \times 3} \\ [W^T \cdot W]_{4 \times 4}^{-1} \cdot [W^T]_{4 \times 6} \cdot [Y]_{6 \times 3} &= [W^T \cdot W]_{4 \times 4}^{-1} \cdot [W^T \cdot W]_{4 \times 4} \cdot [X]_{4 \times 3} \\ [X]_{4 \times 3} &= [W^T \cdot W]_{4 \times 4}^{-1} \cdot [W^T]_{4 \times 6} \cdot [Y]_{6 \times 3} \end{aligned} \quad (4.24)$$

$$[X]_{4 \times 3} = \begin{bmatrix} 1.198660658 & -0.006641737 & 0.026793558 \\ -0.025245368 & -1.004857164 & 0.029399766 \\ -0.000112152 & -0.002685586 & 0.984294284 \\ -0.02961078 & -0.008240422 & 0.116211056 \end{bmatrix} \quad (4.25)$$

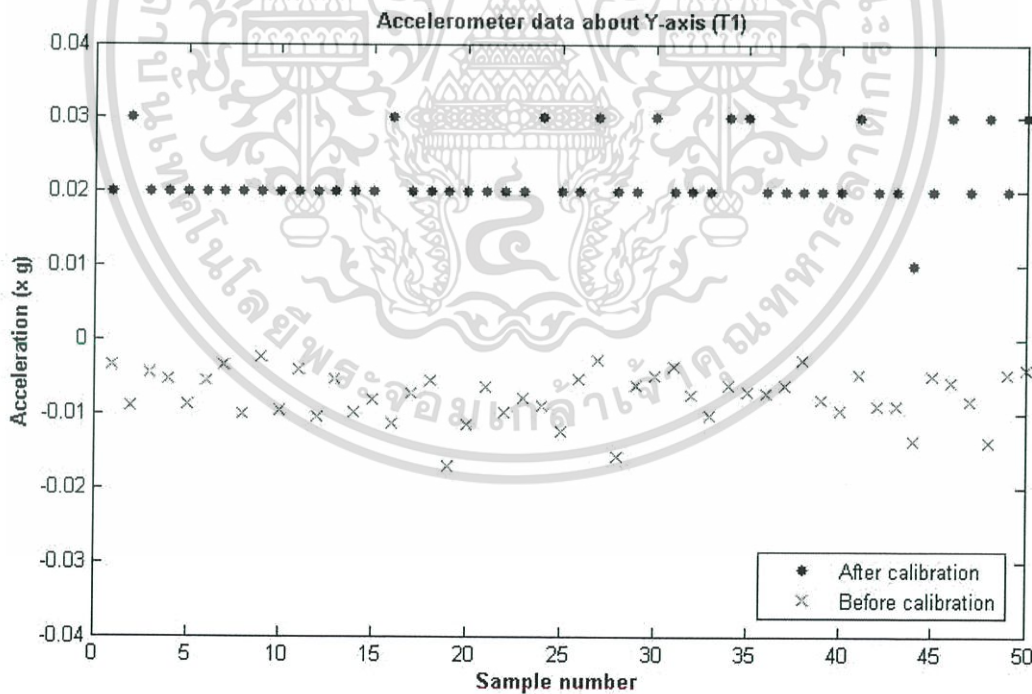
นำ  $[X]_{4 \times 3}$  แทนค่าลงในสมการที่ (4.19) จะเห็นได้ว่าค่าข้อมูลดิบถูกคูณกับ  $[X]_{4 \times 3}$  เป็นการปรับแก้ค่าเนื่องจากปัญหาทั้ง 3 ประการที่ได้กล่าวไว้ข้างต้น ค่าที่ได้จากการคูณมีความถูกต้องมากขึ้น และสามารถนำไปประมวลผลต่อไปได้

ผลการเปรียบเทียบข้อมูลระหว่างก่อนและหลังการปรับเทียบ แสดงดังรูปที่ 4.21 ถึงรูปที่ 4.38 โดยแกน y คือ ค่าข้อมูลที่เซนเซอร์อ่านได้ และแกน x คือ จำนวนข้อมูล (Sample number) เมื่อสัญลักษณ์  $\times$  คือ ข้อมูลก่อนการปรับเทียบ และสัญลักษณ์  $\bullet$  คือ ข้อมูลหลังการปรับเทียบ

จากรูปที่ 4.21 ถึงรูปที่ 4.23 ผลการเปรียบเทียบข้อมูลระหว่างก่อนและหลังการปรับเทียบ ในตำแหน่ง T1 เห็นได้ว่าหลังทำการปรับเทียบ ค่าที่เซนเซอร์วัดความเร่งอ่านได้นั้นมีความใกล้เคียงกับค่าที่ควรจะเป็น (0,0,1) มากขึ้น

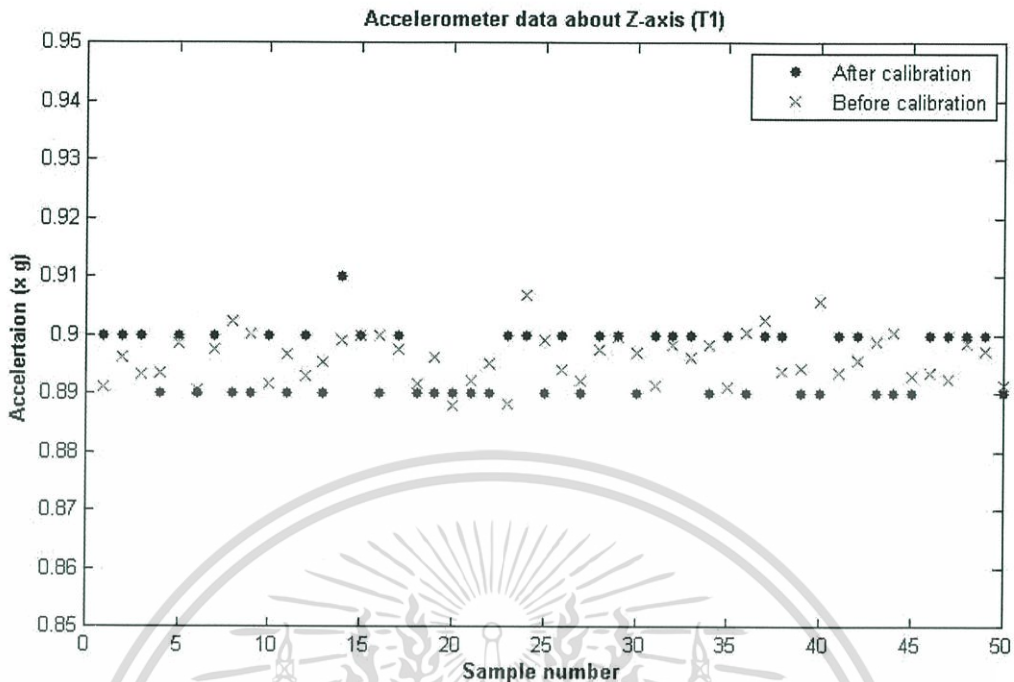


รูปที่ 4.21 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่งตำแหน่ง T1 แกน x



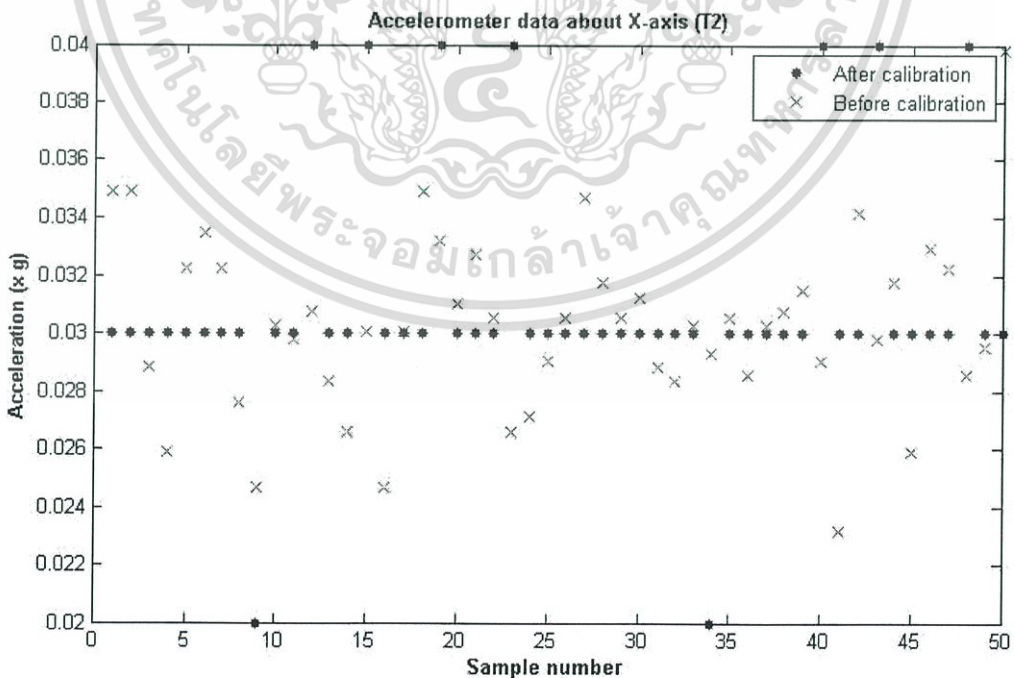
รูปที่ 4.22 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่งตำแหน่ง T1 แกน y

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



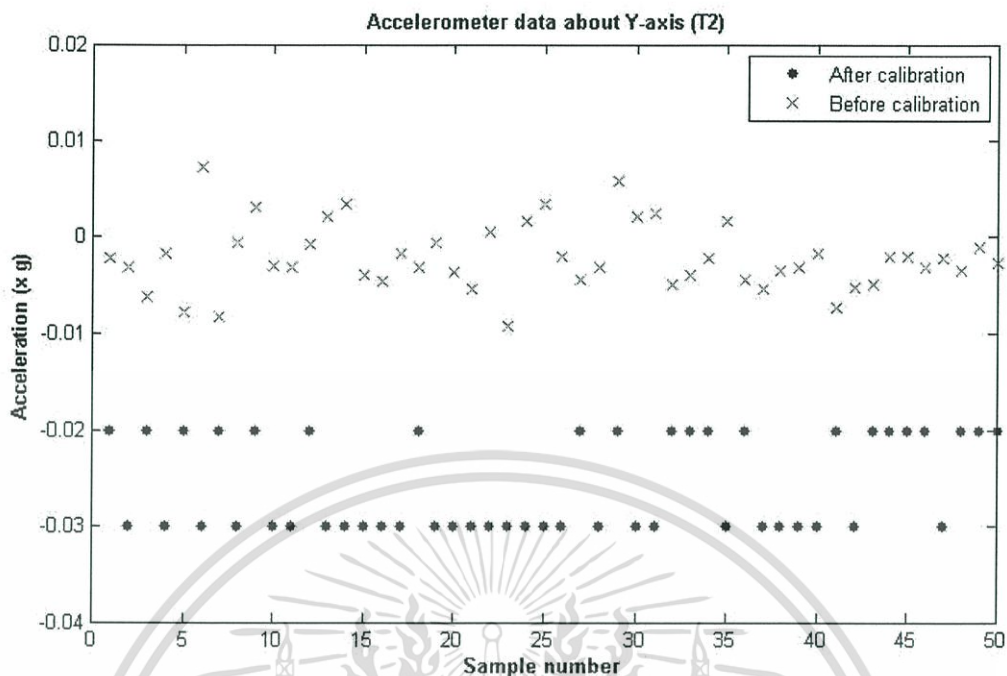
รูปที่ 4.23 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่งตำแหน่ง T1 แกน z

จากรูปที่ 4.24 ถึงรูปที่ 4.26 ผลการเปรียบเทียบข้อมูลระหว่างก่อนและหลังการปรับเทียบในตำแหน่ง T2 เห็นได้ว่าหลังทำการปรับเทียบ ค่าที่เซนเซอร์วัดความเร่งอ่านได้นั้นมีความใกล้เคียงกับค่าที่ควรจะเป็น (0,0,-1) มากขึ้น

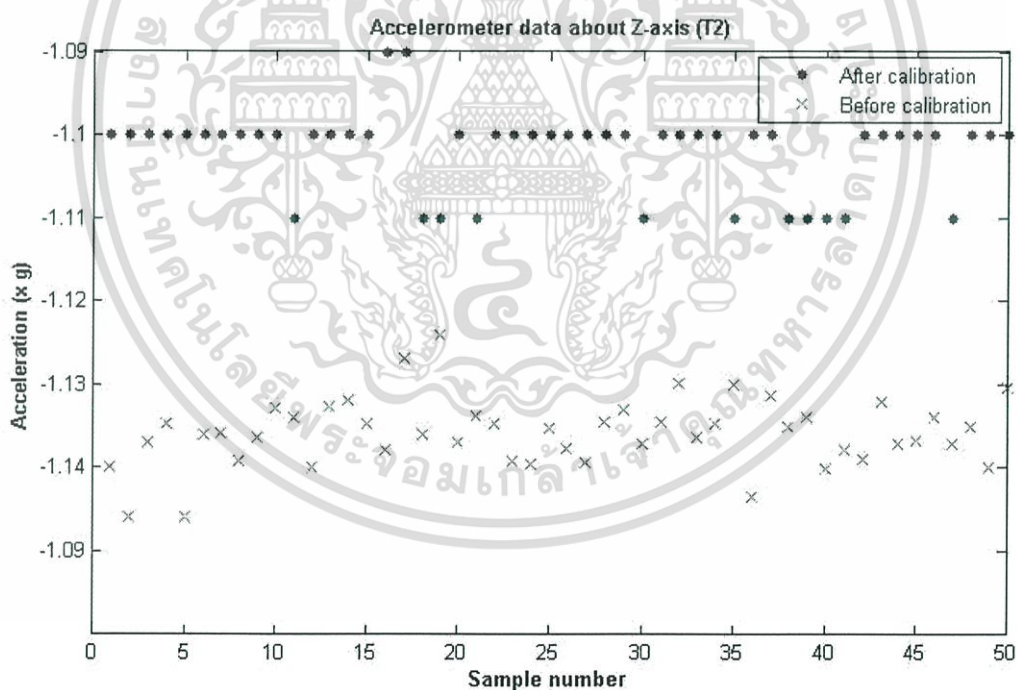


รูปที่ 4.24 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่งตำแหน่ง T2 แกน x

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



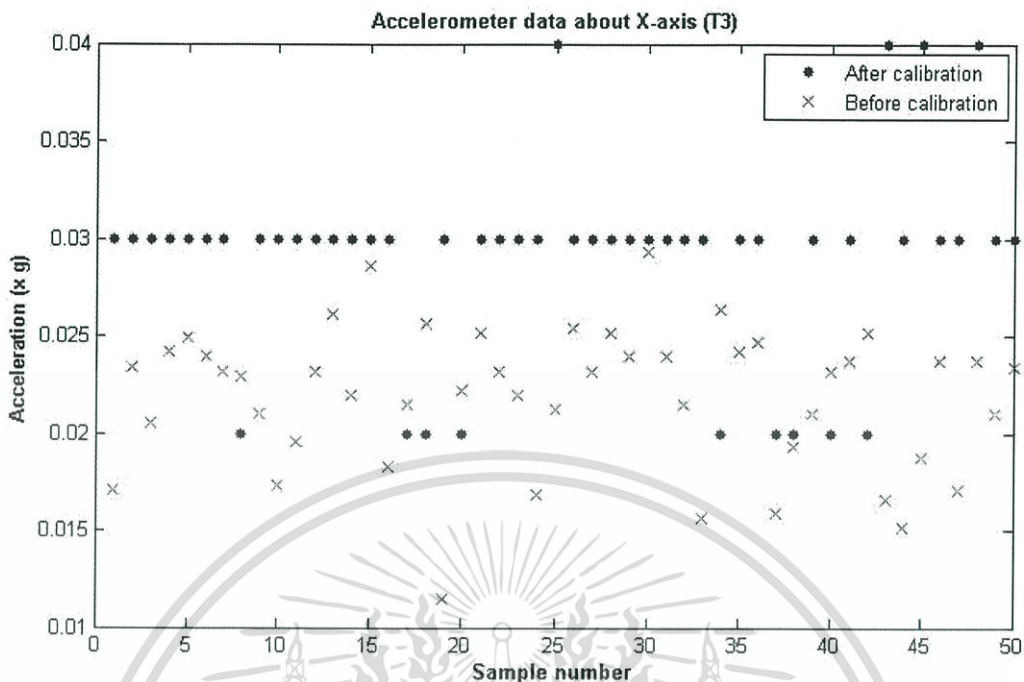
รูปที่ 4.25 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่งตำแหน่ง T2 แกน y



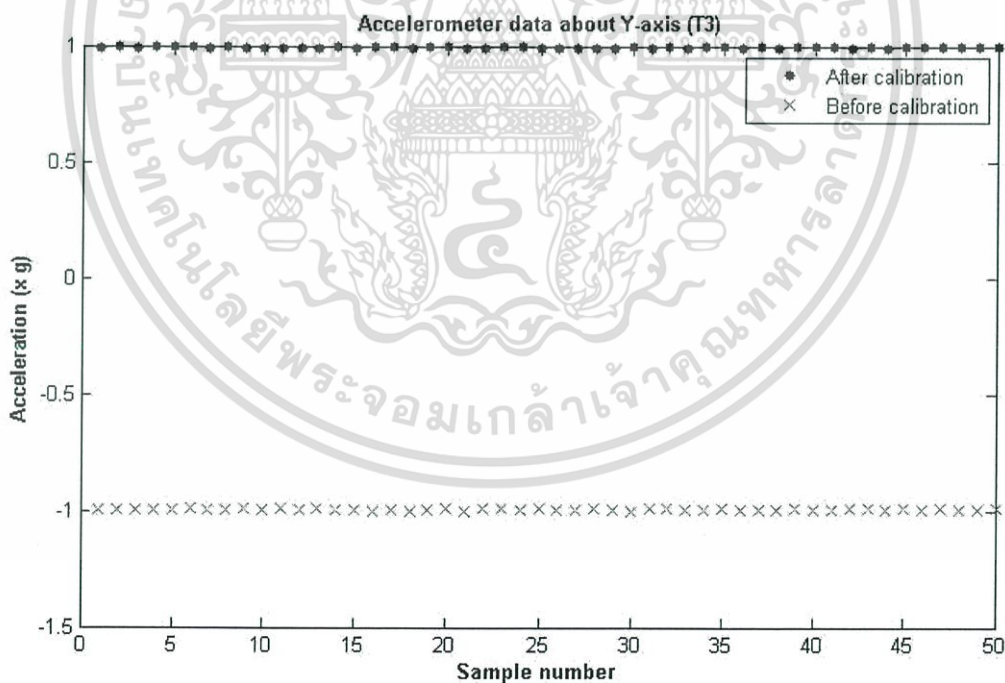
รูปที่ 4.26 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่งตำแหน่ง T2 แกน z

จากรูปที่ 4.27 ถึงรูปที่ 4.29 ผลการเปรียบเทียบข้อมูลระหว่างก่อนและหลังการปรับเทียบในตำแหน่ง T3 เห็นได้ว่าหลังทำการปรับเทียบ ค่าที่เซนเซอร์วัดความเร่งอ่านได้นั้นมีความใกล้เคียงกับค่าที่ควรจะเป็น (0,1,0) มากขึ้น

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

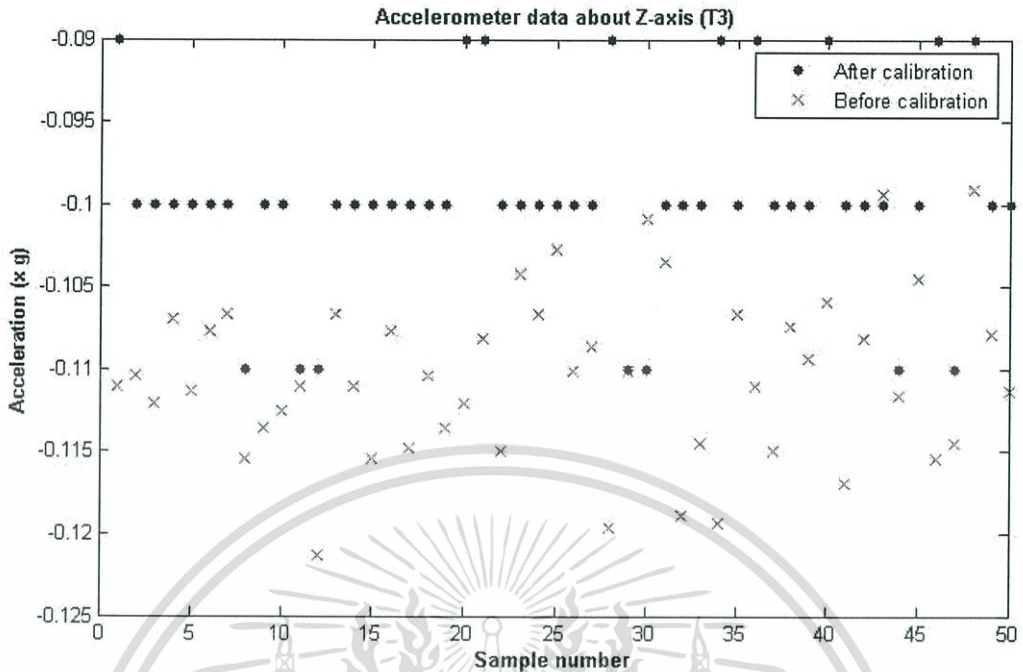


รูปที่ 4.27 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่งตำแหน่ง T3 แกน x



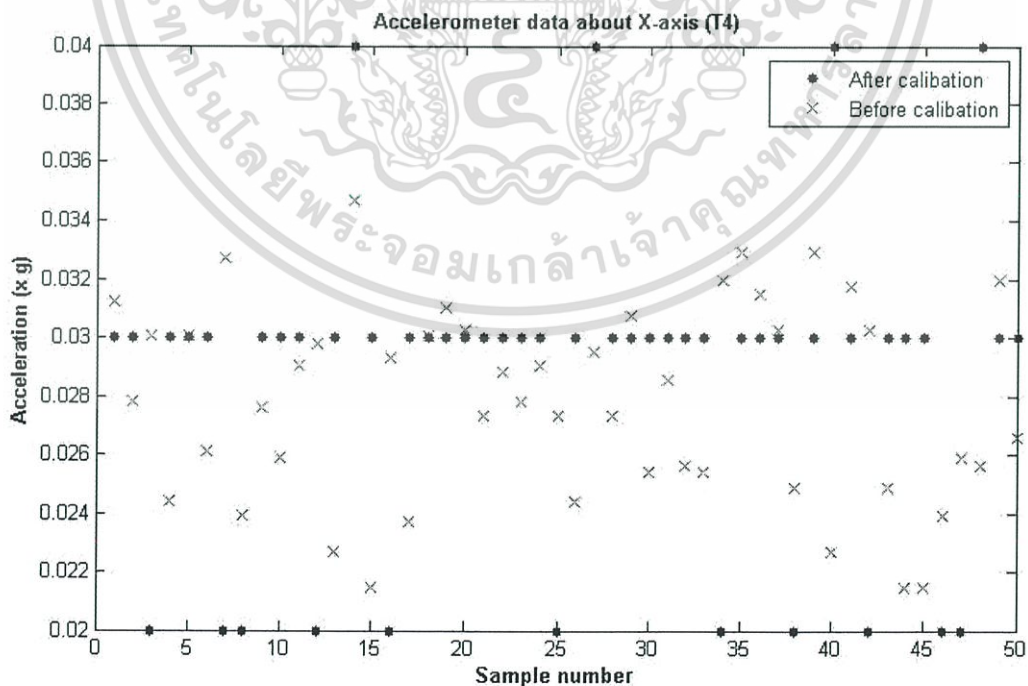
รูปที่ 4.28 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่งตำแหน่ง T3 แกน y

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



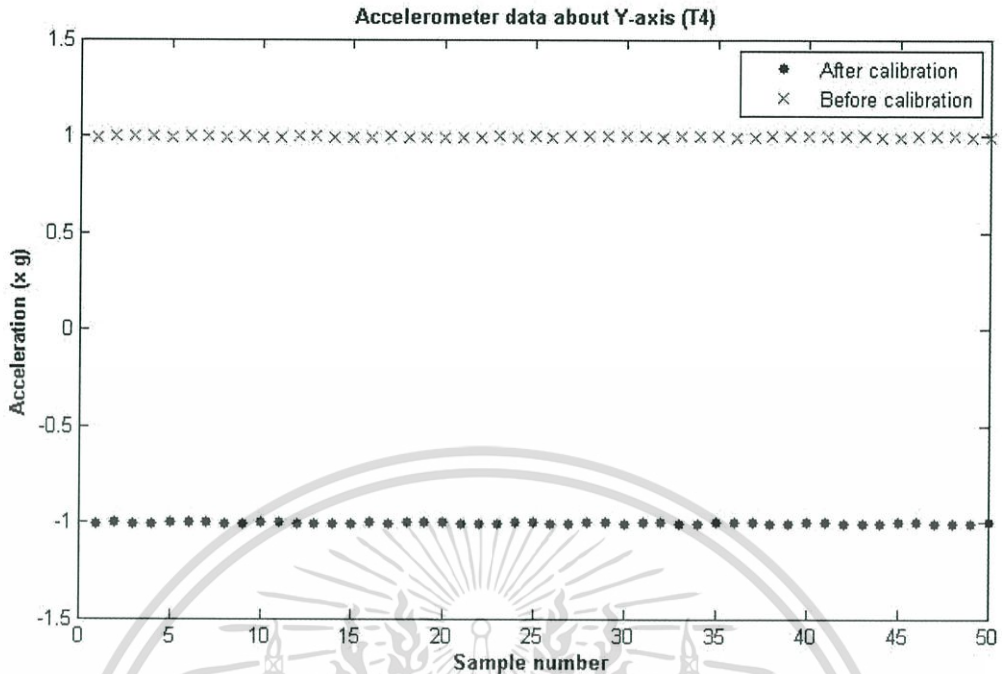
รูปที่ 4.29 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่งตำแหน่ง T3 แกน z

จากรูปที่ 4.30 ถึงรูปที่ 4.32 ผลการเปรียบเทียบข้อมูลระหว่างก่อนและหลังการปรับเทียบในตำแหน่ง T4 เห็นได้ว่าหลังทำการปรับเทียบ ค่าที่เซนเซอร์วัดความเร่งอ่านได้นั้นมีความใกล้เคียงกับค่าที่ควรจะเป็น (0,-1,0) มากขึ้น

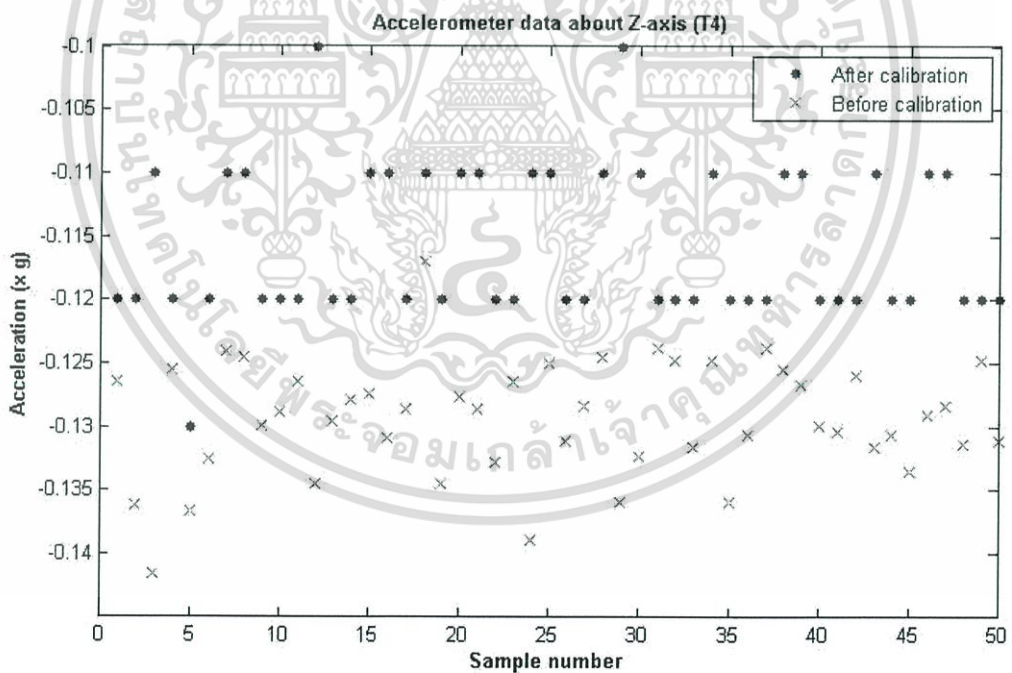


รูปที่ 4.30 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่งตำแหน่ง T4 แกน x

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



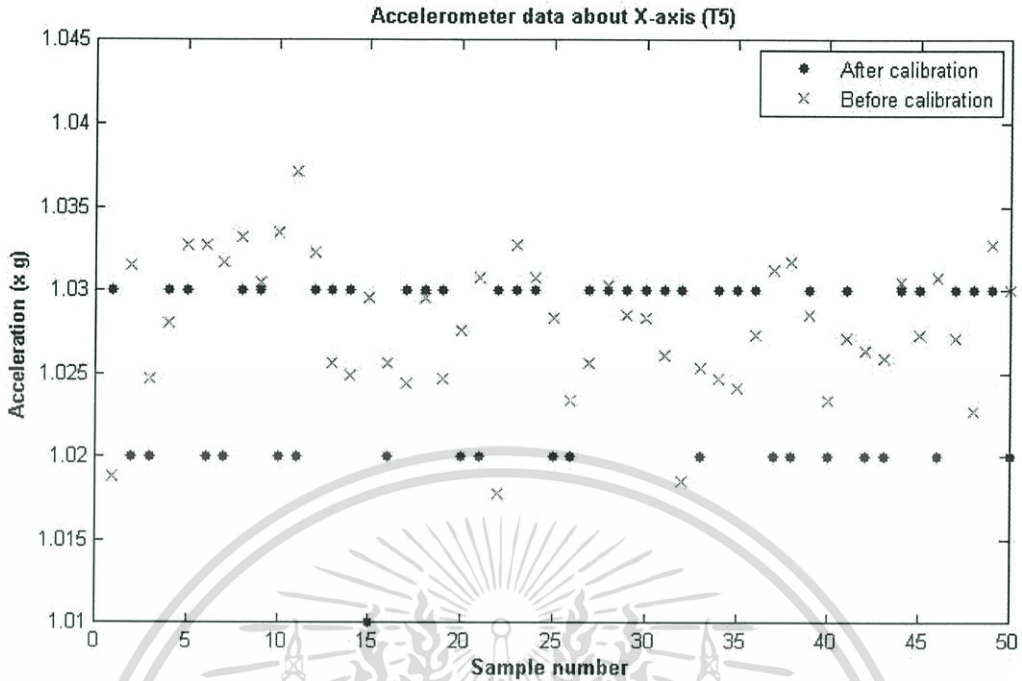
รูปที่ 4.31 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่งตำแหน่ง T4 แกน y



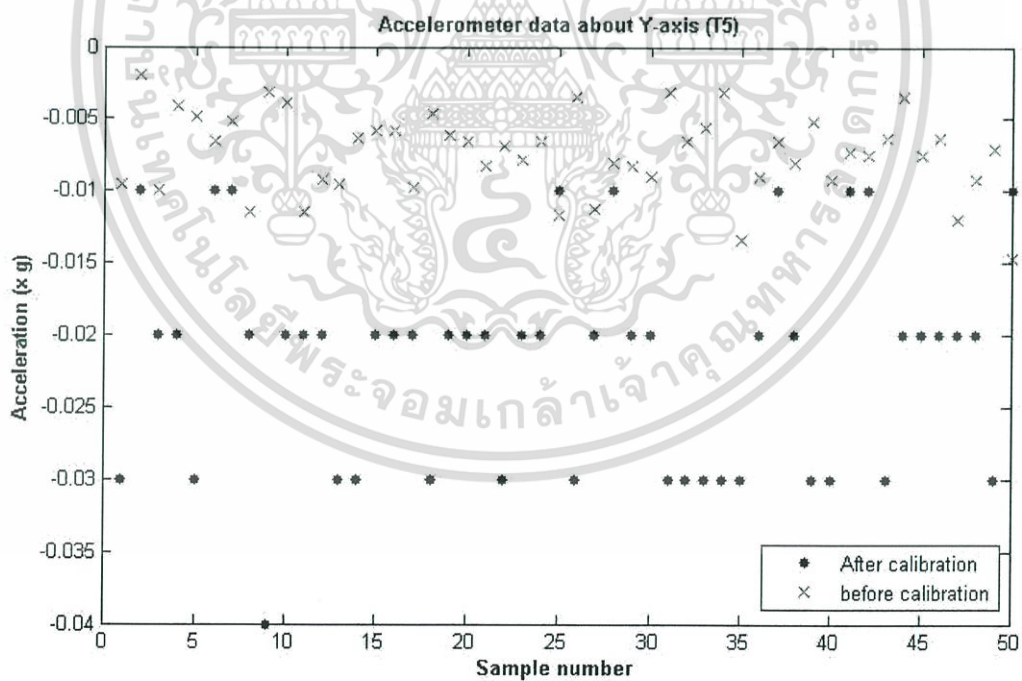
รูปที่ 4.32 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่งตำแหน่ง T4 แกน z

จากรูปที่ 4.33 ถึงรูปที่ 4.35 ผลการเปรียบเทียบข้อมูลระหว่างก่อนและหลังการปรับเทียบ ในตำแหน่ง T5 เห็นได้ว่าหลังทำการปรับเทียบ ค่าที่เซนเซอร์วัดความเร่งอ่านได้นั้นมีความใกล้เคียงกับค่าที่ควรจะเป็น (1,0,0) มากขึ้น

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

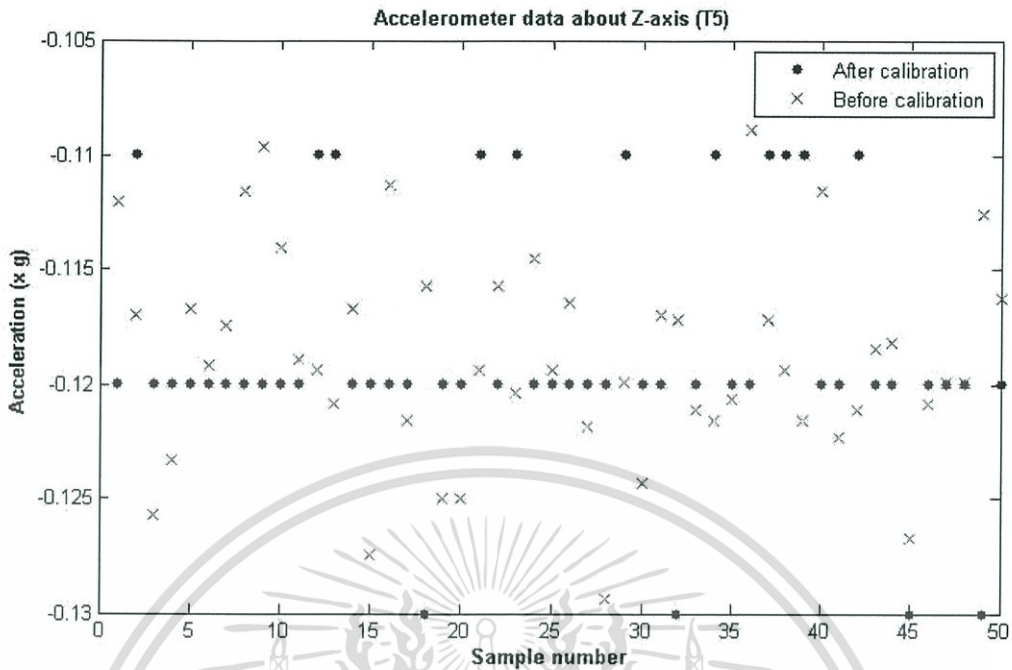


รูปที่ 4.33 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่งตำแหน่ง T5 แกน x



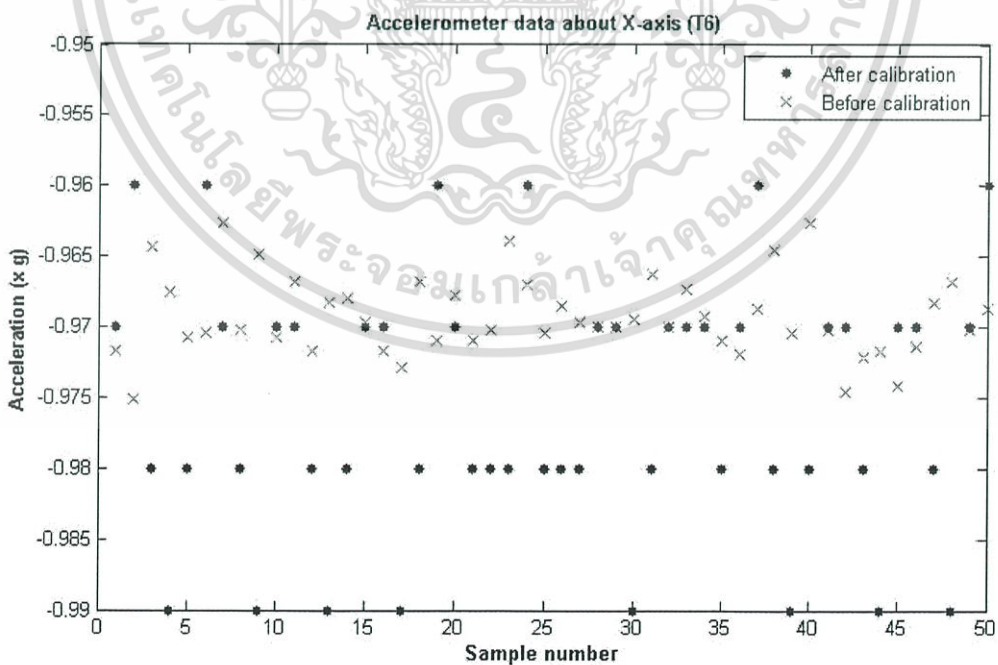
รูปที่ 4.34 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่งตำแหน่ง T5 แกน y

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



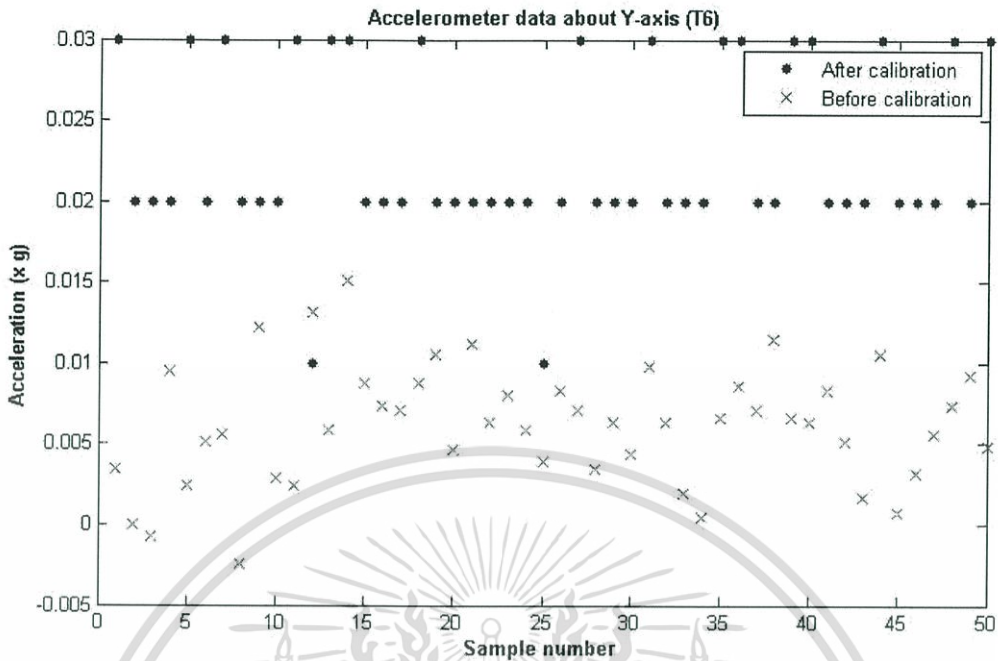
รูปที่ 4.35 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่งตำแหน่ง T5 แกน z

จากรูปที่ 4.36 ถึงรูปที่ 4.38 ผลการเปรียบเทียบข้อมูลระหว่างก่อนและหลังการปรับเทียบ ในตำแหน่ง T6 เห็นได้ว่าหลังทำการปรับเทียบ ค่าที่เซนเซอร์วัดความเร่งอ่านได้นั้นมีความใกล้เคียงกับค่าที่ควรจะเป็น  $(-1,0,0)$  มากขึ้น

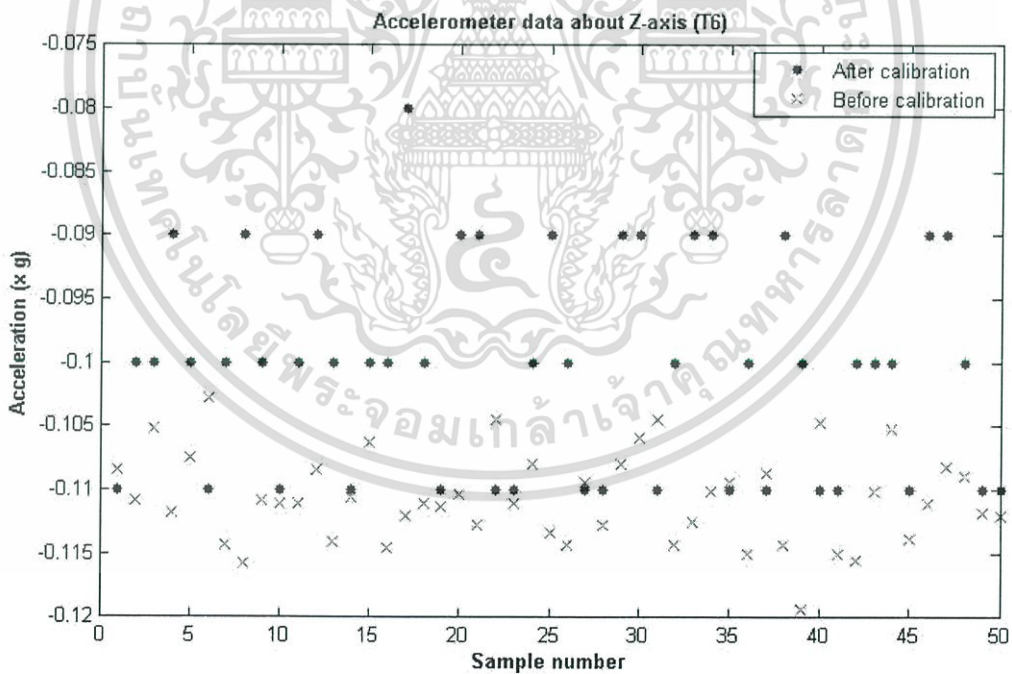


รูปที่ 4.36 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่งตำแหน่ง T6 แกน x

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.37 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่งตำแหน่ง T6 แกน y



รูปที่ 4.38 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่งตำแหน่ง T6 แกน z

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

#### 4.3.1 การทดลองวัดค่ามุมโรลด้วยเซนเซอร์วัดความเร่ง

การทดลองนี้เป็นการทดลองความแม่นยำของการอ่านค่ามุมโรลด้วยเซนเซอร์วัดความเร่ง จึงทดลองโดยเอียงอากาศยานสี่ใบพัดไปยังมุมที่กำหนดให้ได้ค่าที่เซนเซอร์ควรอ่านได้ โดยให้มุมในแนวพื้นระนาบนั้นเป็นมุม 0 องศา และเมื่อตั้งฉากกับพื้นเป็น 90 องศา ทั้งนี้ทำการทดสอบถึงเพียงมุม 60 องศา เนื่องจากการบินของอากาศยานสี่ใบพัดไม่ควรมีมุมเอียงเกิน 60 องศา เพราะอาจจะทำให้อากาศยานสี่ใบพัดไม่สามารถรักษาสสมดุลได้ โดยจะทำการเก็บค่าข้อมูลที่อ่านได้จากเซนเซอร์ในการขยับมุมโรล เพิ่มครั้งละ 10 องศา ตั้งแต่ตำแหน่ง 0 – 60 องศา ครั้งละ 50 ข้อมูล แล้วหาค่าเฉลี่ยเป็นค่าที่เซนเซอร์อ่านได้ในกาเปลี่ยนมุมแต่ละครั้ง ลักษณะของการทดลองเป็นดังรูปที่ 4.39



รูปที่ 4.39 การทดลองวัดค่ามุมโรล

ค่าเฉลี่ยของข้อมูลดิบที่ได้จากการขยับมุมเพิ่มแต่ละครั้งนั้นเป็นดังตารางที่ 4.3 โดยก่อนนำไปคำนวณหาค่ามุมโรลต้องนำข้อมูลดังกล่าวไปหารด้วย 16384 เพื่อให้อยู่ในหน่วยจำนวนเท่าของแรงโน้มถ่วงโลก (g) และนำข้อมูลมาคำนวณหาค่ามุมโรลได้สมการที่ (4.26) และได้ผลเป็นดังตารางที่ 4.3

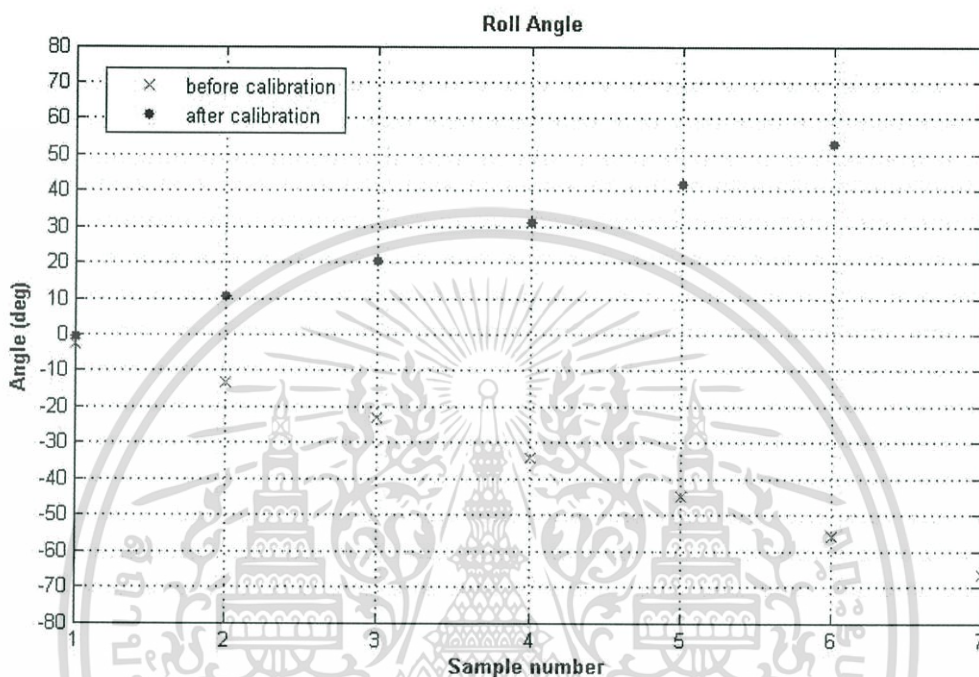
$$\text{Roll} = \phi = \tan^{-1} \frac{a_y}{a_z} \quad (4.26)$$

ตารางที่ 4.3 ผลการทดลองวัดค่ามุมโรลด้วยเซนเซอร์วัดความเร่ง

องศา	มุมโรล (องศา)	
	ก่อนการปรับเทียบ	หลังการปรับเทียบ
0	-2.4509	-0.2468
10	-13.2033	10.6885
20	-23.0351	20.5153
30	-33.9352	31.2572
40	-44.7584	41.8059
50	-56.0904	52.76
60	-66.6294	62.9476

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ผลจากการเปรียบเทียบค่าของมุมโรลที่ได้อ่านทั้งก่อนและหลังทำการปรับเทียบนั้นแสดงดังรูปที่ 4.40 โดยแกน  $x$  คือ จำนวนข้อมูล และแกน  $y$  คือ ค่ามุมที่เซนเซอร์อ่านได้ในหน่วยองศา เมื่อสัญลักษณ์  $\times$  คือ ข้อมูลก่อนการปรับเทียบ และสัญลักษณ์  $\bullet$  คือ ข้อมูลหลังการปรับเทียบ

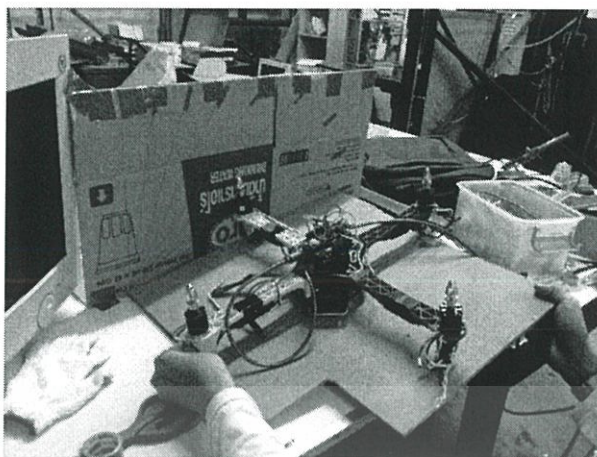


รูปที่ 4.40 มุมโรลที่เซนเซอร์วัดความเร่งอ่านได้

จากรูปที่ 4.40 เห็นได้ว่าข้อมูลก่อนทำการปรับเทียบ ค่ามุมโรลที่เซนเซอร์อ่านค่าได้นั้นมีความคลาดเคลื่อนจากมุมที่กำหนดโดยคำนวณได้เป็นค่าตรงข้ามกับค่าที่ควรอ่านได้ แต่หลังจากที่ได้ทำการปรับเทียบแล้วค่ามุมโรลที่วัดได้มีค่าสอดคล้องกับทิศทางการเคลื่อนที่และมีค่าแม่นยำขึ้น

#### 4.3.2 การทดลองวัดค่ามุมพิทช์ด้วยเซนเซอร์วัดความเร่ง

การทดลองนี้เป็นการทดลองความแม่นยำของการอ่านค่ามุมพิทช์ด้วยเซนเซอร์วัดความเร่ง จึงทดลองโดยเอียงอากาศยานสี่ใบพัดไปยังมุมที่กำหนดให้ได้ค่าที่เซนเซอร์ควรอ่านได้ โดยให้มุมในแนวพื้นระนาบนั้นเป็นมุม 0 องศา และเมื่อตั้งฉากกับพื้นเป็น 90 องศา ทั้งนี้ทำการทดสอบถึงเพียงมุม 60 องศา เนื่องจากการบินของอากาศยานสี่ใบพัดไม่ควรมีมุมเอียงเกิน 60 องศา เพราะอาจจะทำให้อากาศยานสี่ใบพัดไม่สามารถรักษาสสมดุลได้ โดยจะทำการเก็บค่าข้อมูลทีอ่านได้จากเซนเซอร์ในการขยับมุมพิทช์ เพิ่มครั้งละ 10 องศา ตั้งแต่ตำแหน่ง 0 – 60 องศา ครั้งละ 50 ข้อมูล แล้วหาค่าเฉลี่ยเป็นค่าที่เซนเซอร์อ่านได้ในการบินเปลี่ยนมุมแต่ละครั้ง ลักษณะของการทดลองเป็นดังรูปที่ 4.41



รูปที่ 4.41 การทดลองวัดค่ามุมพิทซ์

ค่าเฉลี่ยของข้อมูลดิบที่ได้จากการขยับมุมเพิ่มแต่ละครั้งนั้นเป็นดังตารางที่ 4.4 โดยก่อนนำไปคำนวณหาค่ามุมพิทซ์ต้องนำข้อมูลดังกล่าวไปหารด้วย 16384 เพื่อให้อยู่ในหน่วยจำนวนเท่าของแรงโน้มถ่วงโลก ( $g$ ) และนำข้อมูลมาคำนวณหาค่ามุมพิทซ์ได้สมการที่ (4.27) และได้ผลเป็นดังตารางที่ 4.4

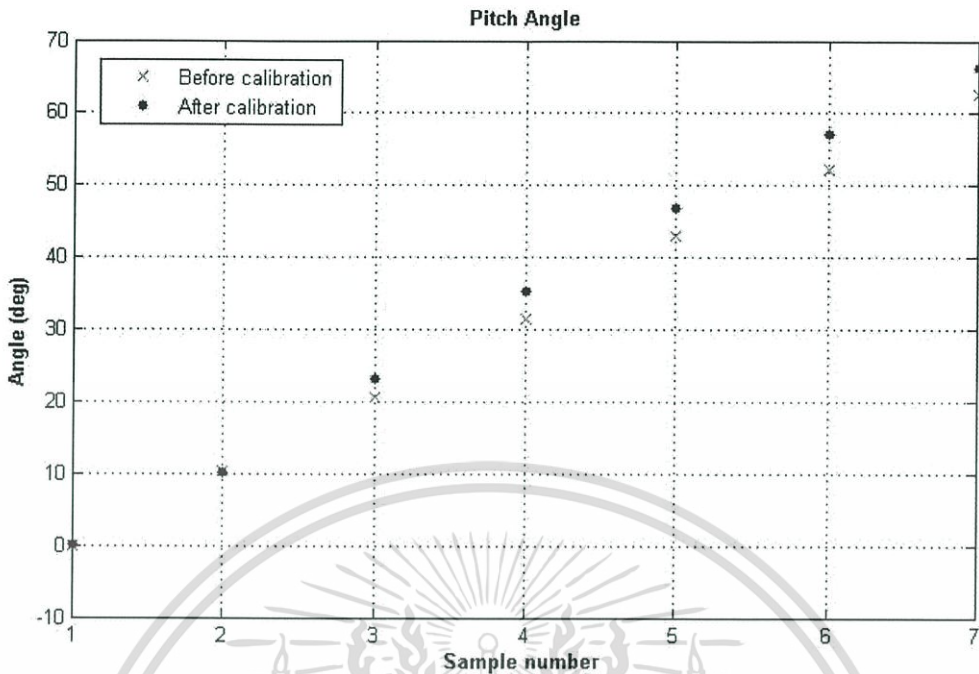
$$\text{Pitch} = \theta = \tan^{-1} \frac{a_x}{a_z} \quad (4.27)$$

ตารางที่ 4.4 ผลการทดลองวัดค่ามุมพิทซ์ด้วยเซนเซอร์วัดความเร็ว

องศา	มุมพิทซ์ (องศา)	
	ก่อนการปรับเทียบ	หลังการปรับเทียบ
0	-0.0557	0.2204
10	10.3428	10.0734
20	20.5662	23.2541
30	31.4126	35.3543
40	43.0409	46.8631
50	52.2372	57.1075
60	62.601	66.3584

ผลจากการปรับเทียบค่าของมุมพิทซ์ที่ได้อ่านทั้งก่อนและหลังทำการปรับเทียบนั้นแสดงดังรูปที่ 4.42 โดยแกน  $x$  คือ จำนวนข้อมูล และแกน  $y$  คือ ค่ามุมที่เซนเซอร์อ่านได้ในหน่วยองศา เมื่อสัญลักษณ์  $\times$  คือ ข้อมูลก่อนการปรับเทียบ และสัญลักษณ์  $\bullet$  คือ ข้อมูลหลังการปรับเทียบ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.42 มุมพิทช์ที่เซนเซอร์วัดความเร่งอ่านได้

จากรูปที่ 4.42 เห็นได้ว่าข้อมูลหลังทำการปรับเทียบ ค่ามุมโรลที่เซนเซอร์อ่านค่าได้นั้นมีความคลาดเคลื่อนจากมุมที่กำหนดไว้ตอนเก็บค่า ซึ่งแตกต่างกับข้อมูลก่อนทำการปรับเทียบของมุมพิทช์นั้น ซึ่งมีความแม่นยำและใกล้เคียงกับมุมที่ทดสอบมากกว่า ดังนั้นในการใช้งานค่าวัดมุมพิทช์จะใช้ค่าก่อนการปรับเทียบ

#### 4.4 การปรับเทียบเซนเซอร์ไจโรสโคป

หลังจากทำการติดตั้งไจโรสโคปแล้วอาจจะมีค่าออฟเซตเกิดขึ้น จึงจำเป็นต้องปรับเทียบเพื่อตั้งค่าศูนย์เสียก่อน โดยการวางอากาศยานสี่ใบพัดไว้บนพื้นราบในลักษณะเดียวกับการตำแหน่งเก็บค่า Z+ ทฤษฎีของเซนเซอร์ไจโรสโคปควรอ่านค่า ได้เป็นศูนย์ในทุกแกน (0,0,0) จะได้สามารถอ้างอิงเดียวกับอากาศยานสี่ใบพัดทั้งสามแกน จากนั้นทำการเก็บค่าข้อมูลดิบ คือ  $G_x$ ,  $G_y$  และ  $G_z$  จำนวน 50 ข้อมูลจากนั้นหาค่าเฉลี่ยในแต่ละแกน ดังสมการที่ (4.28)

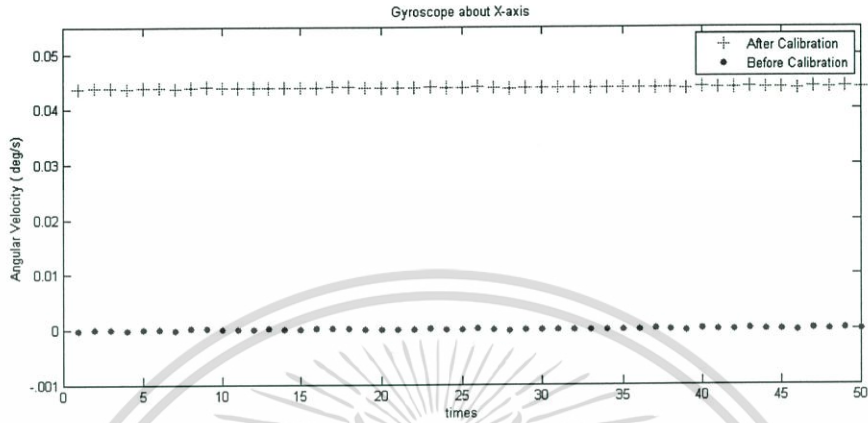
$$\begin{bmatrix} G_x \\ G_y \\ G_z \end{bmatrix}_{Avg} = \begin{bmatrix} 43.9266 \\ 1.915 \\ -0.365 \end{bmatrix} \quad (4.28)$$

จากนั้นทำการปรับแก้ค่าที่ได้เทียบกับเซนเซอร์ไจโรสโคป ได้สมการที่ (4.29)

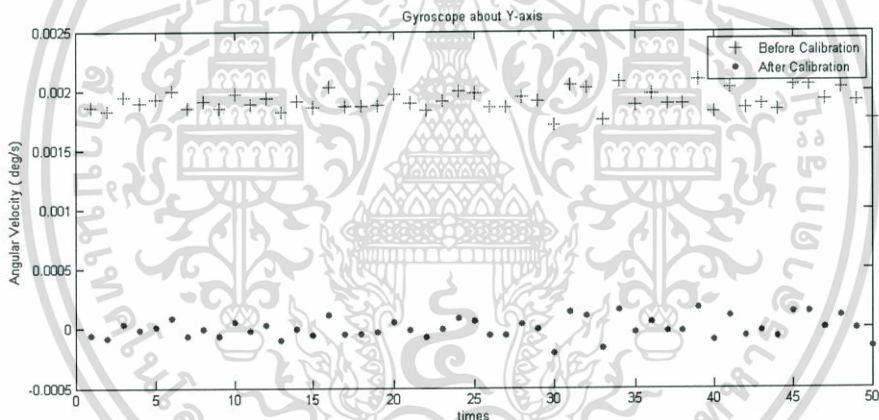
$$\begin{bmatrix} G_{x1} \\ G_{y1} \\ G_{z1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} G_x \\ G_y \\ G_z \end{bmatrix} - \begin{bmatrix} G_x \\ G_y \\ G_z \end{bmatrix}_{Avg} = \begin{bmatrix} G_x - 43.9266 \\ G_y - 1.915 \\ G_z - (-0.365) \end{bmatrix} \quad (4.29)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

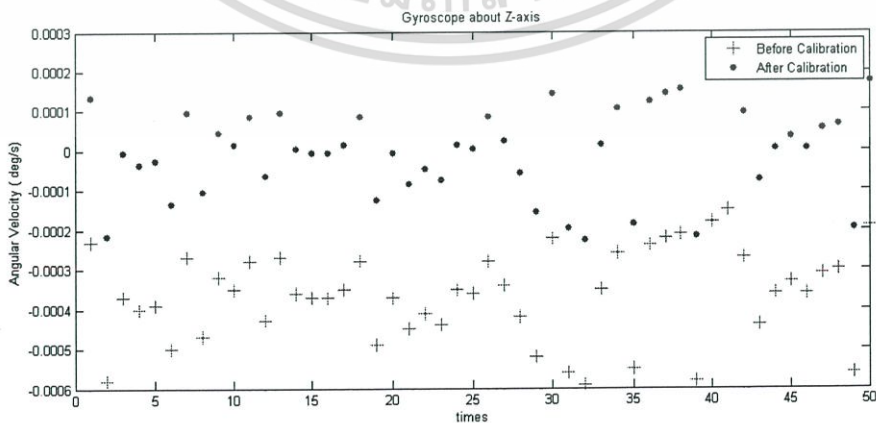
ผลการเทียบข้อมูลของการปรับเทียบเซนเซอร์ไจโรสโคปก่อนและหลัง โดยแกน x คือ จำนวนข้อมูล และแกน y คือ ค่าความเร็วเชิงมุมที่อ่านได้จากไจโรสโคป ได้ตามรูปที่ 4.43 ถึงรูปที่ 4.45



รูปที่ 4.43 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์ไจโรสโคปแกน x



รูปที่ 4.44 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์ไจโรสโคปแกน y



รูปที่ 4.45 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์ไจโรสโคปแกน z

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จะเห็นว่า การเปรียบเทียบข้อมูลระหว่างก่อนและหลังการปรับเทียบใบโรสโคป ค่าข้อมูลที่อ่านได้ขณะวางอากาศยานสี่ใบพัดในตำแหน่ง +Z มีค่าใกล้เคียงกับค่าที่ควรจะเป็น (0,0,0) มากขึ้น

#### 4.5 การปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก

หลังจากติดตั้งเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็กลงไปแล้ว ต้องทำการปรับเนื่องจากการติดตั้งอุปกรณ์ไม่ได้ศูนย์ เพื่อในแกนอิงอ้างอิงเดียวกันกับอากาศยานสี่ใบพัดทั้งสามแกน และอาจมีผลจากสนามแม่เหล็กเนื่องจากอุปกรณ์ต่าง ๆ มารบกวน จึงจำเป็นต้องทำให้เกิดค่าออฟเซต รวมไปถึงค่าความเข้มสนามแม่เหล็กที่แตกต่างกันในแต่ละบริเวณ ได้ดังสมการที่ (4.30)

$$\begin{bmatrix} M_{x1} \\ M_{y1} \\ M_{z1} \end{bmatrix} = [M_m]_{3 \times 3} \cdot \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ M_{SCx} & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & M_{SCz} \end{bmatrix} \cdot [M_s]_{3 \times 3} \cdot \begin{bmatrix} M_x - M_{OSx} \\ M_y - M_{OSy} \\ M_z - M_{OSz} \end{bmatrix} \quad (4.30)$$

โดย  $[M_m]_{3 \times 3}$  คือ เมทริกซ์เอียงศูนย์ (Misalignment matrix)  
 $M_{CS_i}$  คือ ค่าสเกลแฟคเตอร์  
 $M_{OC_i}$  คือ ค่าออฟเซตที่เกิดขึ้นเนื่องจากเหล็กربกวนของโลหะหนัก (Hard-iron)  
 $M_{S_i}$  คือ ค่าออฟเซตที่เกิดขึ้นเนื่องจากเหล็กربกวนของโลหะเบา (Soft-iron)  
 $M_x, M_y, M_z$  คือ ค่าข้อมูลดิบตามแกน  $x, y$  และ  $z$  ตามลำดับ  
 $M_{x1}, M_{y1}, M_{z1}$  คือ ค่าหลังการปรับเทียบตามแกน  $x, y$  และ  $z$  ตามลำดับ  
 จัดรูปสมการที่ (4.30) ใหม่ได้เป็นสมการที่ (4.31)

$$\begin{bmatrix} M_{x1} \\ M_{y1} \\ M_{z1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} MR_{11} & MR_{12} & MR_{13} \\ MR_{21} & MR_{22} & MR_{23} \\ MR_{31} & MR_{32} & MR_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} M_x - MR_{10} \\ M_y - MR_{20} \\ M_z - MR_{30} \end{bmatrix} \quad (4.31)$$

การปรับเทียบจำเป็นต้องหาค่าพารามิเตอร์  $MR_{ij}$  ทั้ง 12 ตัวในสมการที่ (4.31) เมื่อ  $MR_{ij}$  คือ ผลคูณของสมการที่ (4.30) ที่สอดคล้อง โดยการเก็บค่าข้อมูลดิบของเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก  $M_x, M_y$  และ  $M_z$  ณ ตำแหน่งที่รู้ค่า  $M_{x1}, M_{y1}$  และ  $M_{z1}$  ที่แน่นอน แล้วแก้สมการหาพารามิเตอร์ทั้ง 12 ตัวนี้ ด้วยวิธีกำลังสองน้อยที่สุด ได้ดังนี้

ขั้นตอนที่ 1 ตรวจสอบว่าเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็กมีสนามแม่เหล็กอื่นรบกวนหรือไม่ จากนั้นทดสอบได้โดยนำค่าข้อมูลดิบของเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็กมาวาดกราฟลงบนโปรแกรมแมทแลป การเก็บค่าต้องทำการหมุนเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็กทั้ง 2 มิติ และ 3 มิติ หมุนรอบแกน  $x$  หมุนรอบแกน  $y$  และหมุนรอบ  $z$  ทดลองโดยการหมุนกวาดให้ครอบคลุมการ

หมุนทุกทิศทางเพื่อในได้ค่าที่เป็นไปได้ในทุกตำแหน่งในการเคลื่อนที่สามมิติกราฟทรงกลมที่ได้จะเป็นกราฟทรงกลม (เบี้ยวเกิดจากการถูกรบกวน)

ขั้นตอนที่ 2 ขดเซยผลของสนามแม่เหล็กกรบกวนและสเกลแฟคเตอร์ ในการทดลองตั้งสมมติฐานไม่ให้มีผลจากสนามแม่เหล็กของโลหะเบา จึงให้สมการสำหรับทรงกลมที่ไม่บิดเบี้ยว และสมมติให้  $[M\_si]_{3 \times 3}$  เป็นเมทริกซ์เอกลิซณ์ ได้สมการที่ (4.32)

$$\frac{(x-x_0)^2}{a^2} + \frac{(y-y_0)^2}{b^2} + \frac{(z-z_0)^2}{c^2} = R^2 \quad (4.32)$$

เมื่อ  $x_0, y_0, z_0$  คือ ค่าออฟเซต  $M_{os_i}$  ที่เกิดขึ้นจากสนามแม่เหล็กของโลหะหนัก  
 $x, y, z$  คือ ค่าข้อมูลดิบของเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก  
 $a, b, c$  คือ ความยาวครึ่งหนึ่งของแต่ละแกน  
 $R$  คือ ค่าคงที่ของความเข้มสนามแม่เหล็กโลก ณ บริเวณที่ทำกรวัด  
 จากนั้นใช้วิธีกำลังสองน้อยที่สุดในการหาค่า  $M_{sc_i}$ ,  $M_{os_i}$  และ  $[M\_si]$  ได้ดังนี้  
 จัดรูปสมการให้อยู่สมการพีชคณิตเชิงเส้นดังนี้

$$[W]_{n \times 1} = [H]_{n \times 6} \cdot [X]_{6 \times 1} \quad (4.33)$$

เมื่อ  $n$  คือ ค่าตำแหน่งที่เก็บค่าข้อมูลดิบ ในการทดลองนี้เก็บค่า 400 ตำแหน่ง  
 จากนั้นแก้สมการเพื่อหา  $[X]_{6 \times 1}$  ได้สมการดังนี้

$$M_{os_x} = x_0 = \frac{X_1}{2} \quad (4.34)$$

$$M_{os_y} = y_0 = \frac{X_2}{2X_4} \quad (4.35)$$

$$M_{os_z} = z_0 = \frac{X_3}{2X_5} \quad (4.36)$$

กำหนดให้

$$A = a^2 R^2 = X_6 + x_0^2 + X_4 + y_0^2 + X_5 + z_0^2 \quad (4.37)$$

$$B = \frac{A}{X_4} \quad (4.38)$$

$$C = \frac{A}{X_5} \quad (4.39)$$

กำหนดให้

$$xx = M_x - M_{os_x} \quad (4.40)$$

$$yy = M_y - M_{os_y} \quad (4.41)$$

$$zz = M_z - M_{os_z} \quad (4.42)$$

$$\frac{(xx)^2}{a^2} + \frac{(yy)^2}{b^2} + \frac{(zz)^2}{c^2} = 1^2 \quad (4.43)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
 ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

กำหนดให้

$$M_{SC_x} = \sqrt{A} \quad (4.44)$$

$$M_{SC_y} = \sqrt{B} \quad (4.45)$$

$$M_{SC_z} = \sqrt{C} \quad (4.46)$$

และกำหนดให้

$$xxx = \frac{xx}{M_{SC_x}} \quad (4.47)$$

$$yyy = \frac{yy}{M_{SC_y}} \quad (4.48)$$

$$zzz = \frac{zz}{M_{SC_z}} \quad (4.49)$$

เมื่อนำค่าข้อมูลดิบมาคำนวณจะมีค่าได้ดังนี้

$$M_{SC_x} = 43.8294$$

$$M_{SC_y} = 47.8084$$

$$M_{SC_z} = 42.4902$$

$$M_{OS_x} = 1.2078$$

$$M_{OS_y} = 4.9651$$

$$M_{OS_z} = -4.3481$$

$$[M_{si}]_{3 \times 3} = \begin{bmatrix} 0.0228 & 0 & 0 \\ 0 & 0.0209 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0235 \end{bmatrix} \quad (4.50)$$

นำค่า  $M_{SC_i}$ ,  $M_{OS_i}$ ,  $[M_{si}]$  ที่หาได้ไปแทนในสมการที่ (4.30) และสมมติให้  $[M_m]_{3 \times 3}$  เป็น เมทริกซ์เอกลักษณะไปก่อน (ยังไม่ทำการปรับแก้การติดตั้งเซนเซอร์วัดความเข้มข้นแม่เหล็กเบี้ยว) แล้วอ่านค่าจากเซนเซอร์วัดความเข้มข้นแม่เหล็ก พร้อมคูณแก้ค่าดิบแล้วนำค่าที่ได้จากการปรับเทียบขั้นตอนที่ 2 มาวาดกราฟ จะต้องได้กราฟที่มีความเป็นทรงกลมมากขึ้น

ขั้นตอนที่ 3 ขดเซยผลการติดตั้งเซนเซอร์วัดความเข้มข้นแม่เหล็กเบี้ยว หาโดยเก็บข้อมูลดิบโดยการหมุนแบบ 2 มิติทั้ง 3 แกน โดยทำครั้งละแกน รอบแรกให้หมุนรอบแกน z

$$[H]_{m \times 3} = [xxx_z \quad yyy_z \quad zzz_z] \quad (4.51)$$

$$[W]_{m \times 1} = \sqrt{(xxx_z)^2 + (yyy_z)^2 + (zzz_z)^2} \quad (4.52)$$

ให้วิธีกำลังสองน้อยสุดในการหา  $[X]_{3 \times 1}$  ได้ดังสมการที่ (4.53)

$$[X]_{3 \times 1} = [H^T \cdot H]_{3 \times 3}^{-1} \cdot [H^T]_{3 \times 3} \cdot [W]_{m \times 1} \quad (4.53)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ดังนั้นเวกเตอร์มาตรฐานของการหมุนรอบแกน  $z$  จะได้ดังสมการที่ (4.54)

$$[R_z]_{3 \times 1} = \frac{[X]_{3 \times 1}}{\sqrt{(x_1)^2 + (x_2)^2 + (x_3)^2}} \quad (4.54)$$

จากนั้นหมุนรอบแกน  $y$  และแกน  $x$  ลำดับต่อไป เพื่อหาค่า  $R_x$  และ  $R_y$  ในทำนองเดียวกัน และสามารถหา  $[M_m]_{3 \times 3}$  ได้ใหม่ดังนี้

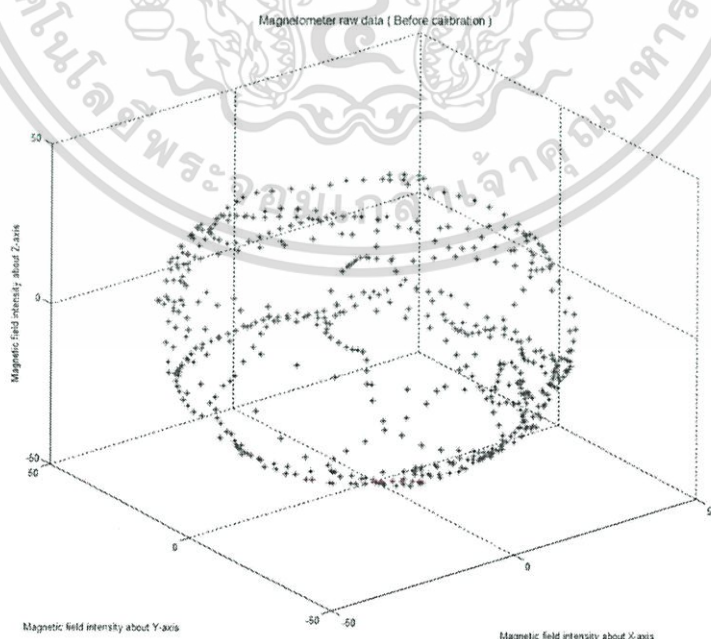
$$[M_m]_{3 \times 3} = [[R_x]_{3 \times 1} \quad [R_y]_{3 \times 1} \quad [R_z]_{3 \times 1}]_{3 \times 3}$$

$$[M_m]_{3 \times 3} = \begin{bmatrix} 0.0659 & 0.0087 & -0.9998 \\ -0.0310 & 0.9993 & 0.0159 \\ -0.9973 & 0.0360 & 0.0157 \end{bmatrix} \quad (4.55)$$

นำค่า  $[M_m]_{3 \times 3}$  ที่ได้ไปแทนลงในสมการที่ (4.30) จะได้ดังสมการที่ (4.56)

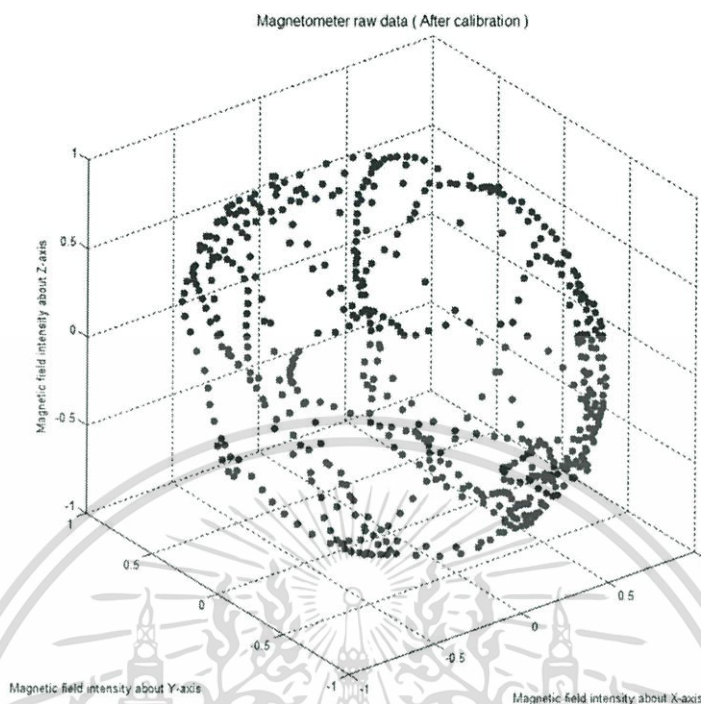
$$\begin{bmatrix} M_{x1} \\ M_{y1} \\ M_{z1} \end{bmatrix} = [M_m]_{3 \times 3} \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.0659 & 0.0087 & -0.9998 \\ -0.0310 & 0.9993 & 0.0159 \\ -0.9973 & 0.0360 & 0.0157 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{bmatrix} \quad (4.56)$$

ผลการทดลองเก็บข้อมูลเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก ก่อนและหลังการปรับเทียบ แสดงดังรูปที่ 4.46 และรูปที่ 4.47 ตามลำดับ โดยพบว่าหลังจากการปรับเทียบเซนเซอร์ ข้อมูลที่เซนเซอร์อ่านได้หลังการปรับเทียบเมื่อนำมาวาดกราฟแล้วมีลักษณะเป็นทรงกลมมากขึ้นและมีค่าหนึ่งหน่วย ตามค่าจริงที่ควรได้



รูปที่ 4.46 ข้อมูลดิบก่อนการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

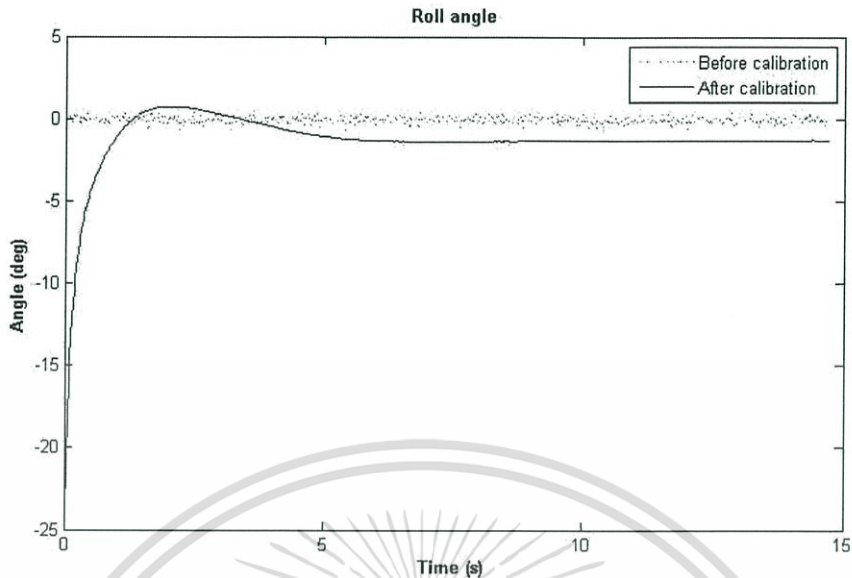


รูปที่ 4.47 ข้อมูลหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก

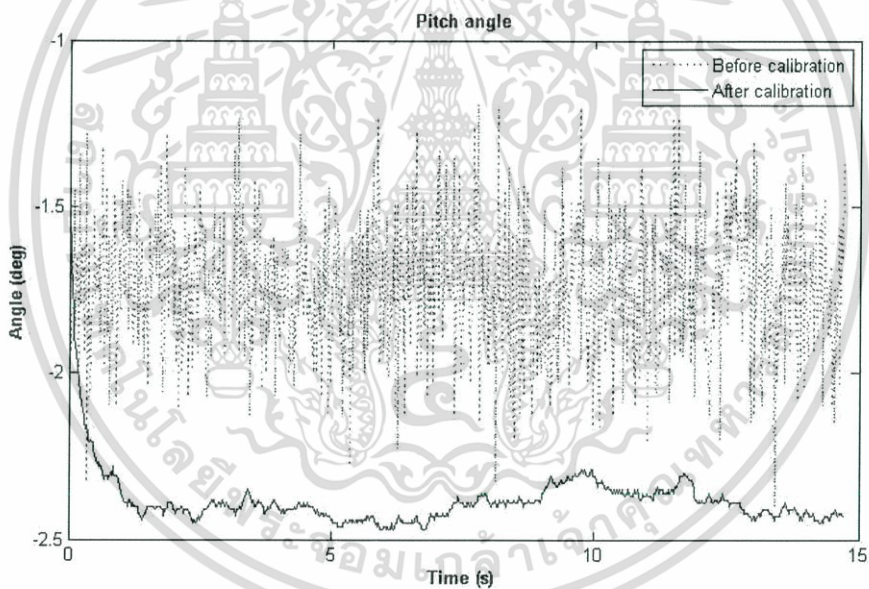
#### 4.6 การทดลองใช้ตัวกรองกาลมาน

ตัวกรองกาลมานที่นำมาใช้ เพื่อเปรียบเทียบค่าที่ได้จากตัวกรองกาลมาน และค่าที่ได้วัดได้จากตัวเซนเซอร์หลังทำการปรับเทียบ โดยทำการอ่านค่าในแนวระนาบกับพื้นในของมุมโรลและมุมพิทช์ ณ ขณะปิดมอเตอร์และเปิดมอเตอร์ เป็นจำนวนทั้งหมดประมาณ 700 ค่า โดยใช้เวลาประมาณ 15 วินาที ผลการทดลองขณะปิดมอเตอร์เมื่อข้อมูลผ่านและไม่ผ่านตัวกรองกาลมาน แสดงดังรูปที่ 4.48 และรูปที่ 4.49 และผลการทดลองขณะเปิดมอเตอร์เมื่อข้อมูลผ่านและไม่ผ่านตัวกรองกาลมาน แสดงได้ดังรูปที่ 4.50 และรูปที่ 4.51 โดยการทดลองขณะวางอากาศยานบนพื้นราบ ณ มุมโรล มุมพิทช์ และมุมยอร์เท่ากับ 0 องศา

จากรูปที่ 4.48 และรูปที่ 4.49 แกน  $x$  เป็นแกนเวลาในหน่วยวินาที และแกน  $y$  เป็นค่ามุมในหน่วยองศา เส้นประจะแสดงถึงค่าตัวแปรที่ได้จากเซนเซอร์ ส่วนเส้นตรงหนาจะแสดงถึงค่าตัวแปรที่ได้จากเซนเซอร์หลังผ่านตัวกรองกาลมาน โดยหลังจากทำการปรับเทียบแล้วเห็นได้ชัดว่าค่าที่ได้ในมุมโรลและพิทช์นั้นมีความนิ่งขึ้นก็จริง แต่ค่านั้นยังคงคลาดเคลื่อนจากศูนย์อยู่ ต่างจากค่าที่ยังไม่ได้ผ่านตัวกรองค่าที่ได้นั้นมีการแกว่งอยู่ แต่ก็มีความใกล้เคียงศูนย์มากกว่า



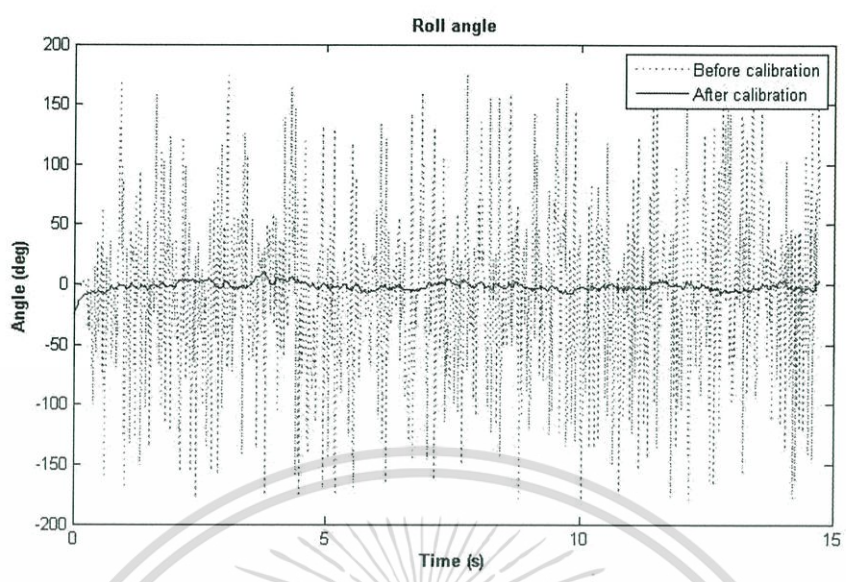
รูปที่ 4.48 ผลการทดลองวัดค่ามุมโรลโดยใช้ตัวกรองคาลมานขณะปิดมอเตอร์



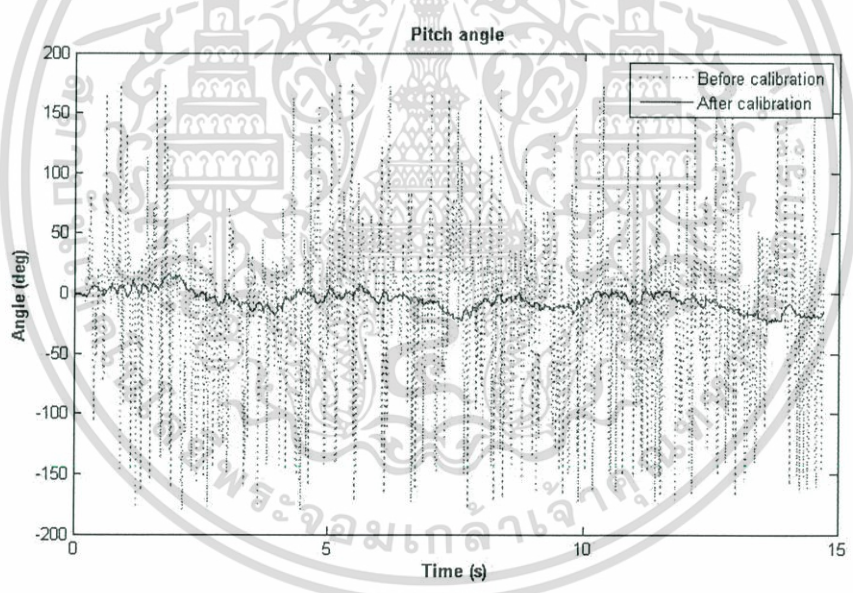
รูปที่ 4.49 ผลการทดลองวัดค่ามุมพิทช์โดยใช้ตัวกรองคาลมานขณะปิดมอเตอร์

จากรูปที่ 4.50 และรูปที่ 4.51 แกน  $x$  เป็นแกนเวลาในหน่วยวินาที และแกน  $y$  เป็นค่ามุมในหน่วยองศา เส้นประจะแสดงถึงค่าตัวแปรที่ได้จากเซนเซอร์ ส่วนเส้นตรงหนาจะแสดงถึงค่าตัวแปรที่ได้จากเซนเซอร์หลังผ่านตัวกรองคาลมาน จะเห็นได้ว่าหลังจากที่เปิดมอเตอร์แล้วค่าที่ได้ก่อนการผ่านตัวกรองของมุมโรลและมุมพิทช์นั้นมีการแกว่งมาก เนื่องจากเกิดการสั่นในขณะเปิดมอเตอร์ ทำให้เกิดสัญญาณรบกวนมาก แต่หลังจากที่ใช้ตัวกรองคาลมานค่าที่ได้นั้นมีความเหมาะสมมากขึ้นที่จะนำไปใช้ในการควบคุมต่อ ๆ ไป

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.50 ผลการทดลองวัดค่ามุมโรลโดยใช้ตัวกรองคาลมานขณะเปิดมอเตอร์

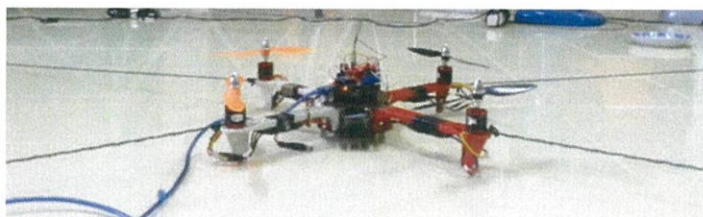


รูปที่ 4.51 ผลการทดลองวัดค่ามุมพิทช์โดยใช้ตัวกรองคาลมานขณะเปิดมอเตอร์

### 4.7 การทดลองบิน

จากการจำลองการบินของอากาศยานผ่านโปรแกรมแมทแล็บ พบว่าตัวควบคุมพีไอดีที่ได้ ออกแบบสามารถรักษาเสถียรภาพของระบบไว้ได้ ดังนั้นจึงนำตัวควบคุมที่ออกแบบมาใช้ในการ ทดลองบินจริง ทั้งนี้การทดลองการบินจะทำโดยตรงอากาศยานที่ปลายทั้งสี่ด้านด้วยเชือก เพื่อความ ปลอดภัยมิให้อากาศยานเกิดการพลิกคว่ำซึ่งอาจก่อให้เกิดความเสียหาย ดังรูปที่ 4.52

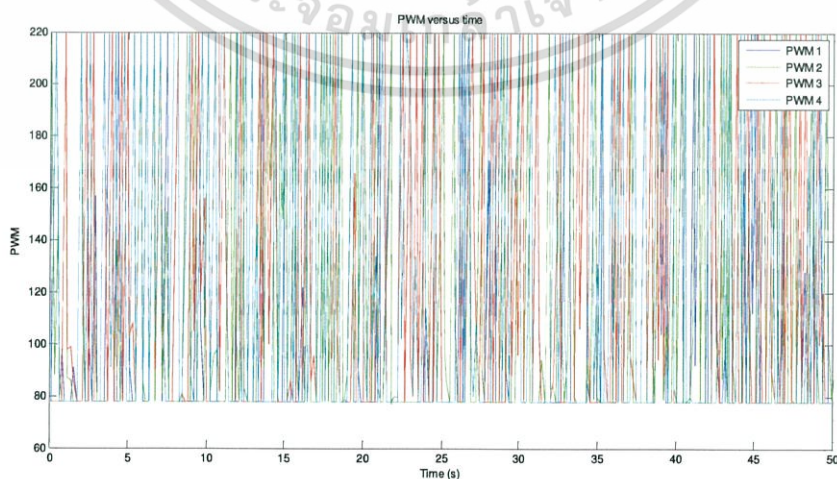
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.52 การตรึงอากาศยาน

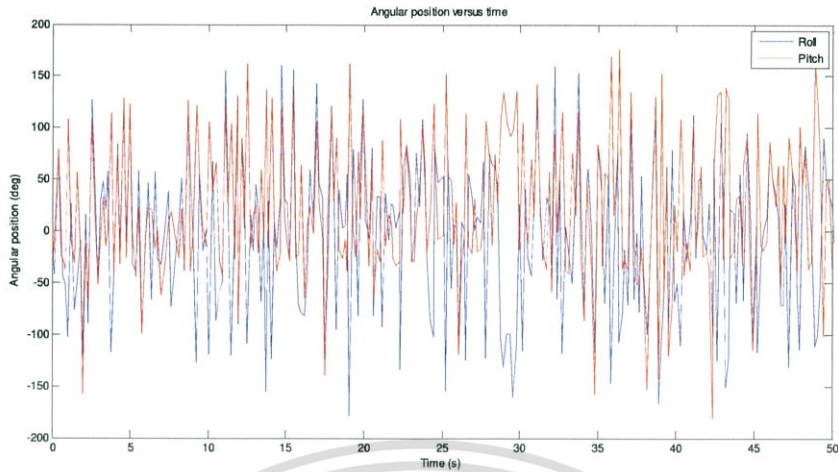
ในการทดลองกำหนดค่าเริ่มต้นของความสูง มุมโรล มุมพิทช์ และมุมยอร์มีค่าเป็น 0 จากนั้นกำหนดค่าอ้างอิงของความสูงที่ 60 เซนติเมตร และค่าอ้างอิงของมุมโรล มุมพิทช์ และมุมยอร์เป็น 0 องศา เมื่อใช้คำสั่งเปิดมอเตอร์ ผลการทดลองการบินแสดงดังรูปที่ 4.53 ถึงรูปที่ 4.56 และภาพถ่ายขณะการทดลองการบินแสดงดังในรูปที่ 4.57

จากผลการทดลองในช่วงแรกพบว่าอากาศยานพุ่งขึ้นถึงระดับความสูง 110 เซนติเมตร จากนั้นอากาศยานจึงลดระดับการบินลงมาใกล้เคียงกับระดับอ้างอิงที่ความสูง 60 เซนติเมตร ดังค่าวัดความสูงรูปที่ 4.56 ตลอดการทดลองอากาศยานสั่นไหวตัวเอียงตัวไปมา โดยจากการสังเกตการบินอากาศยานสั่นไหวตัวเอียงตัวมากที่สุดประมาณ 45 องศา แต่จากค่าวัดมุมรูปที่ 4.54 ค่ามุมโรลและมุมพิทช์ที่วัดได้นั้นมีค่าอยู่ระหว่าง -180 องศา ถึง +180 องศา ซึ่งมากเกินไปจากค่าความเป็นจริง เนื่องจากการบินจริงตัวเครื่องของอากาศยานสั่นไหวมีแรงสั่นสะเทือนที่ส่งมาจากมอเตอร์มากกว่าปกติ ทำให้ค่าเซ็นเซอร์วัดความเร่งอ่านค่าได้เกินจากความเป็นจริง อย่างไรก็ตามอากาศยานสั่นไหวพยายามรักษาสถิตของมุมโรลและมุมพิทช์ไว้รอบมุมอ้างอิงที่ 0 องศา และในส่วนของมุมยอร์พิจารณาจากรูปที่ 4.55 พบว่าค่าเริ่มต้นของมุมยอร์ที่อ่านได้อยู่ที่ประมาณ 300 องศา อากาศยานสั่นไหวจึงพยายามมุมยอร์อ้างอิงที่ 0 องศา แต่เนื่องจากการตรึงอากาศยานสั่นไหวทำให้อากาศยานไม่สามารถหมุนตัวเองเข้ามุมยอร์อ้างอิงได้ จึงเป็นปัจจัยหนึ่งที่ทำให้อากาศยานสั่นไหวเอียงตัวไปมาในขณะที่ทดลองบิน



รูปที่ 4.53 สัญญาณพัลส์วอร์มอดูเลชันที่จ่ายให้กับมอเตอร์

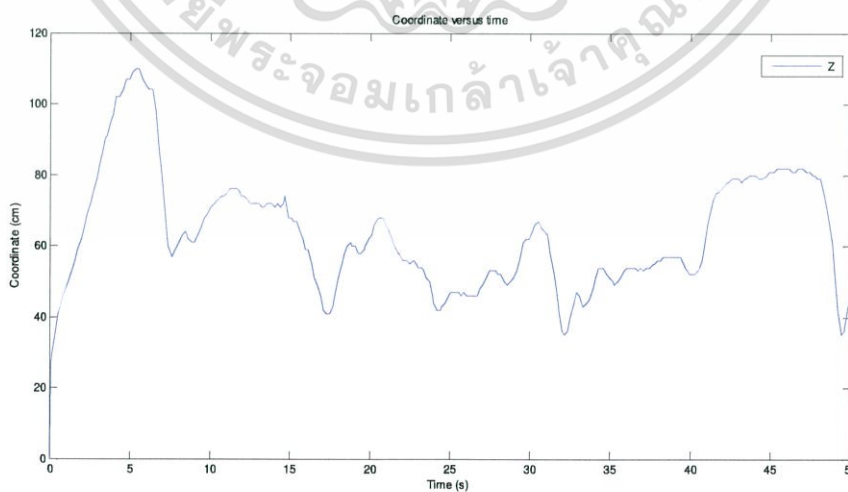
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.54 มุมโรลและมุมพิทช์ที่อ่านได้จากการทดลองบินจริง

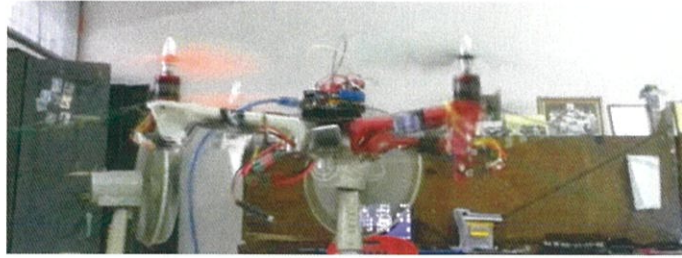


รูปที่ 4.55 มุมยอว์ที่อ่านได้จากการทดลองบินจริง

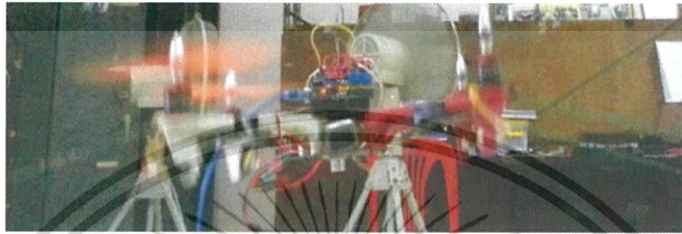


รูปที่ 4.56 ความสูงที่วัดได้จากการทดลองบินจริง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



(ก) วินาทีที่ 10



(ข) วินาทีที่ 20



(ค) วินาทีที่ 30



(ง) วินาทีที่ 40



(จ) วินาทีที่ 50

รูปที่ 4.57 ภาพถ่ายขณะทดลองบินจริง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ตัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## บทที่ 5

# สรุปผลการดำเนินงาน

### 5.1 สรุปผลการดำเนินงาน

1. ผลการจำลองการบินของอากาศยานสี่ใบพัดผ่านโปรแกรมแมทแลป พบว่าตัวควบคุมพีไอ ดี สามารถควบคุมให้อากาศยานมีเสถียรภาพ และตัวแปรที่ควบคุมได้แก่ มุมโรล มุมพิทช์ มุมยอร์ และ ความสูง สามารถติดตามค่าอ้างอิงได้ โดยเข้าสู่สภาวะคงตัวด้วยเวลาประมาณ 20 วินาที

2. การใช้งานเซนเซอร์และตัวกรองคาลมาน พบว่าเซนเซอร์และตัวกรองคาลมานที่ใช้ก่อนการบินจริงสามารถใช้งานได้ แต่ในขณะที่บินพบว่าค่าที่อ่านได้จากเซนเซอร์มีความคลาดเคลื่อนไปมาก ซึ่งสังเกตได้จากอากาศยานสี่ใบพัดขณะบินนั้นไม่ได้มีมุมเอียงตามที่อ่านค่าได้

3. การทดลองบินจริง พบว่าอากาศยานสี่ใบพัดมีความแกว่งอยู่มากในช่วงแรกทั้งความสูงที่กำหนดและมุมที่ได้จากการวัด ต่อมาอากาศยานสี่ใบพัดเข้าสู่ค่าอ้างอิงโดยใช้เวลาประมาณ 20 วินาที และพยายามรักษาระดับของค่าอ้างอิงไว้ แต่การตรึงอากาศยานสี่ใบพัดไว้ ทำให้มุมยอร์ไม่สามารถเข้าสู่ค่าอ้างอิงได้ และอาจเป็นเหตุให้อากาศยานสี่ใบพัดเกิดการแกว่ง

### 5.2 ปัญหาที่พบและแนวทางการแก้ปัญหา

1. ปัญหาของอุปกรณ์ควบคุมความเร็วของมอเตอร์ทำงานไม่เท่ากันทั้ง 4 ตัว ทำให้ช่วงในการทำงานต่างกัน และการใช้งานของแต่ละรุ่นไม่เหมือนกัน รุ่นที่ใช้เหมาะกับการใช้งานควบคู่กับมอเตอร์กระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน ซึ่งตรงกับความต้องการที่ใช้ แต่อุปกรณ์ควบคุมความเร็วที่ใช้เหมาะกับการควบคุมผ่านรีโมทบังคับวิทยุมากกว่า จึงทำให้การใช้งานไม่ตรงตามที่ต้องการ ทำการแก้ไขโดยหาช่วงที่ใช้งานได้ในการทดลองและออกแบบ

2. ในส่วนของเซนเซอร์และตัวกรองคาลมาน ก่อนการบินจริงมีการอ่านค่าที่เบี่ยงเบนจากค่าจริงที่วัดได้ มีความคลาดเคลื่อนอยู่ในช่วง  $\pm 5$  องศา แต่เมื่อนำไปบินจริง อากาศยานสี่ใบพัดเอียงตัวมากที่สุดที่  $\pm 45$  องศา แต่ค่ามุมที่วัดได้มีค่าอยู่ที่  $\pm 180$  องศา ซึ่งผิดพลาดจากค่าจริงมาก เนื่องมาจากการบินจริงของอากาศยานเกิดการสั่นของมอเตอร์อย่างมาก ทำให้ค่าที่ต้องการเกิดความผิดพลาดในการใช้งาน วิธีแก้ไขคือ ใช้ตัวกรองคาลมานเพื่อลดความผิดพลาดของเซนเซอร์ และปรับแต่งตัวกรองคาลมานให้เหมาะสมต่อการใช้งานจริง

3. ปัญหาของตัวควบคุม ในตอนแรกได้ออกแบบใช้ตัวควบคุมแบบปริภูมิสเตท ในการจำลองพบว่า สามารถควบคุมควบคุมได้เฉพาะแบบจำลองของอากาศยานสี่ใบพัด แต่เมื่อนำแบบจำลองของมอเตอร์และใบพัด และแบบจำลองผกผันของมอเตอร์และใบพัดมาใช้ ตัวควบคุมปริภูมิสเตทไม่

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สามารถควบคุมได้ ทำให้ระบบไม่มีเสถียรภาพ ดังนั้นจึงแก้ปัญหาโดยการเปลี่ยนเป็นตัวควบคุมพีไอดี ซึ่งพบว่า ตัวควบคุมพีไอดีสามารถทำให้ระบบควบคุมมีเสถียรภาพ และสามารถติดตามค่าอ้างอิงได้ แต่ใช้เวลาในการเข้าสู่สภาวะคงที่ได้ช้า

4. ปัญหาด้านการออกแบบ พลวัตของมอเตอร์ที่ใช้ไม่ได้ใช้พลวัตของมอเตอร์โดยตรง แต่ใช้การประมาณอันดับหนึ่ง ทำให้เกิดความคลาดเคลื่อนในการจำลอง อีกทั้งค่าพารามิเตอร์อาจมีความคลาดเคลื่อนจากค่าจริง ทำให้ส่งผลต่อการจำลองการบิน แนวทางการแก้ปัญหาคือ การใช้แบบจำลองของมอเตอร์ที่แม่นยำยิ่งขึ้นและหาค่าพารามิเตอร์ให้ใกล้เคียงกับมอเตอร์จริงมากที่สุด

5. ปัญหาด้านการทดลองบินจริง อากาศยานสี่ใบพัดไม่สามารถบินได้โดยอิสระ เพราะไม่สามารถอ่านค่าและควบคุมตำแหน่งเชิงเส้นในแนวแกน  $x$  และแนวแกน  $y$  ได้ ทำให้อากาศยานไม่สามารถบินอยู่กับที่ได้หากปล่อยอิสระ อีกทั้งจากการทดลองพบว่าอากาศยานสี่ใบพัดไม่สามารถบินอยู่นิ่งในอากาศได้ตลอดเวลา วิธีแก้ปัญหาคือ เพิ่มเซนเซอร์ในการวัดค่าตำแหน่งเชิงเส้นในแนวแกน  $x$  และแนวแกน  $y$  และออกแบบตัวควบคุมตำแหน่งเชิงเส้นดังกล่าวให้กับอากาศยานจริง

### 5.3 แนวทางการพัฒนา

1. ในส่วนของตัวควบคุมพีไอดี นอกจากควบคุมมุมโรล มุมพิทช์ มุมยอร์ และความสูงแล้ว การควบคุมให้เหมือนระบบจริงมากที่สุด คือการเพิ่มตำแหน่งเชิงเส้นในแนวแกน  $x$  และแนวแกน  $y$
2. ในส่วนของเซนเซอร์และตัวกรองคาลมาน ควรปรับตัวกรองคาลมานให้เหมาะสมยิ่งขึ้น เพื่อให้ค่าสัญญาณที่ได้ เมื่อผ่านตัวกรองคาลมานมีค่าความผิดพลาดน้อยที่สุดเพื่อให้ค่าที่สอดคล้องกับค่าจริงมากที่สุด
3. ในการจำลอง ควรหาแบบจำลองและค่าพารามิเตอร์ให้ใกล้เคียงกับระบบจริงมากที่สุด เพื่อลดความผิดพลาดที่ได้จากการจำลอง

## เอกสารอ้างอิง

- [1] Ada Ozgur Kivrak. “Design of Control System for a Quadrotor Flight Vehicle Equipped with Inertial Sensors.” Master of Science Thesis of Atilim University in Department of Mechatronics Engineering. 2006.
- [2] Katsuhiko Ogata. **Modern Control Engineering**. Fifth Edition. New Jersey: Prentice-Hall, Inc. 2010.
- [3] Justin Plam, Andrew Nelson, Andy Bradford. “Quad-Rotor UAV Project.” [Online]. Available:  
[https://depts.washington.edu/soslab/mw/images/2/2b/Group3\\_finalreport](https://depts.washington.edu/soslab/mw/images/2/2b/Group3_finalreport).
- [4] Tommaso Bresciani. “Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter.” Master Thesis of Lund University in Department of Automatic Control. 2008.



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

**ภาคผนวก ก**  
**ค่าคงที่ของระบบ**

$b$	สัมประสิทธิ์แรงยก มีค่าเท่ากับ $8.7125 \times 10^{-6}$	(N·s <sup>2</sup> )
$d$	สัมประสิทธิ์ลาก มีค่าเท่ากับ $1.1 \times 10^{-6}$	(N·m·s <sup>2</sup> )
$g$	อัตราเร่งเนื่องจากแรงโน้มถ่วงของโลก มีค่าเท่ากับ 9.80665	(m/s <sup>2</sup> )
$l$	ระยะระหว่างจุดศูนย์กลางของมอเตอร์จนถึงจุดศูนย์กลางของอากาศยานสี่ใบพัดมีค่าเท่ากับ 0.2167	(m)
$m$	มวลรวมของอากาศยาน มีค่าเท่ากับ 0.98	(kg)
$I_{XX}$	โมเมนต์ความเฉื่อยรอบแกน $x$ ขณะหมุนรอบแกน $x$ มีค่าเท่ากับ 0.4329	(N·m·s <sup>2</sup> )
$I_{YY}$	โมเมนต์ความเฉื่อยรอบแกน $y$ ขณะหมุนรอบแกน $y$ มีค่าเท่ากับ 0.4329	(N·m·s <sup>2</sup> )
$I_{ZZ}$	โมเมนต์ความเฉื่อยรอบแกน $z$ ขณะหมุนรอบแกน $z$ มีค่าเท่ากับ 0.8477	(N·m·s <sup>2</sup> )
$J_M$	โมเมนต์ความเฉื่อยของมอเตอร์และใบพัด มีค่าเท่ากับ $1.20 \times 10^{-6}$	(N·m·s <sup>2</sup> )
$J_r$	โมเมนต์ความเฉื่อยของมอเตอร์ มีค่าเท่ากับ $2.43 \times 10^{-7}$	(N·m·s <sup>2</sup> )
$J_p$	โมเมนต์ความเฉื่อยของใบพัด มีค่าเท่ากับ $1.17 \times 10^{-5}$	(N·m·s <sup>2</sup> )
$K_1$	ค่าคงที่ของมอเตอร์ตัวที่ 1 มีค่าเท่ากับ 3.11	
$K_2$	ค่าคงที่ของมอเตอร์ตัวที่ 2 มีค่าเท่ากับ 4.16	
$K_3$	ค่าคงที่ของมอเตอร์ตัวที่ 3 มีค่าเท่ากับ 9.57	
$K_4$	ค่าคงที่ของมอเตอร์ตัวที่ 4 มีค่าเท่ากับ 9.86	
$\tau_1$	เวลาของมอเตอร์ตัวที่ 1 ที่เข้าสู่เสถียรภาพ มีค่าเท่ากับ 0.319	(s)
$\tau_2$	เวลาของมอเตอร์ตัวที่ 2 ที่เข้าสู่เสถียรภาพ มีค่าเท่ากับ 0.269	(s)
$\tau_3$	เวลาของมอเตอร์ตัวที่ 3 ที่เข้าสู่เสถียรภาพ มีค่าเท่ากับ 0.294	(s)
$\tau_4$	เวลาของมอเตอร์ตัวที่ 4 ที่เข้าสู่เสถียรภาพ มีค่าเท่ากับ 0.283	(s)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## ภาคผนวก ข

# วิธีปรับค่าตัวควบคุมพีไอดี

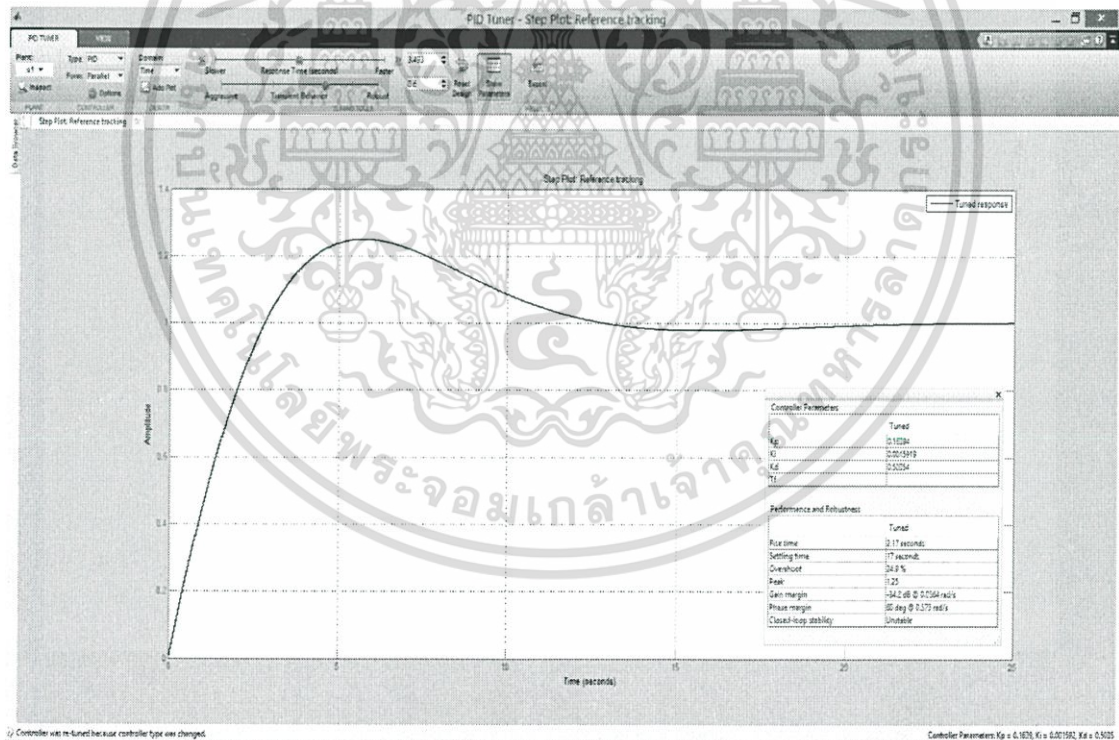
ในส่วนนี้จะกล่าวถึงการปรับค่าพารามิเตอร์  $K_p$ ,  $K_i$  และ  $K_d$  ของตัวควบคุมพีไอดี โดยใช้โปรแกรมเมทแลป ในที่นี้แสดงตัวอย่างในการปรับค่าพารามิเตอร์ตัวควบคุมพีไอดีในการควบคุมความสูง สามารถอธิบายได้เป็นขั้นตอนดังต่อไปนี้

1. หาทรานเฟอร์ฟังก์ชันเอาต์พุตความสูงต่ออินพุตแรงยกได้ดังนี้

$$\frac{Z(z)}{F(z)} = \frac{0.0006125z + 0.0006125}{z^2 - 2z + 1}$$

โดยในโปรแกรมเมทแลปกำหนด `sysz = tf([0.0006125 0.0006125], [1 -2 1], Ts)` เมื่อคาบเวลาการซีกตัวอย่าง  $T_s$  เป็น 0.035 วินาที

2. ใช้คำสั่ง `pidtool(sysz)` ในโปรแกรมเมทแลปจะได้ดังรูปภาคผนวกรูปที่ ข.1



รูปที่ ข.1 การปรับค่าพีไอดี

ซึ่งสามารถปรับค่า Response time และ Transient behavior เมื่อได้ผลเป็นที่น่าพอใจแล้ว ใช้ปุ่ม Show parameters เพื่ออ่านค่าพารามิเตอร์ของตัวควบคุมพีไอดีที่สอดคล้อง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้