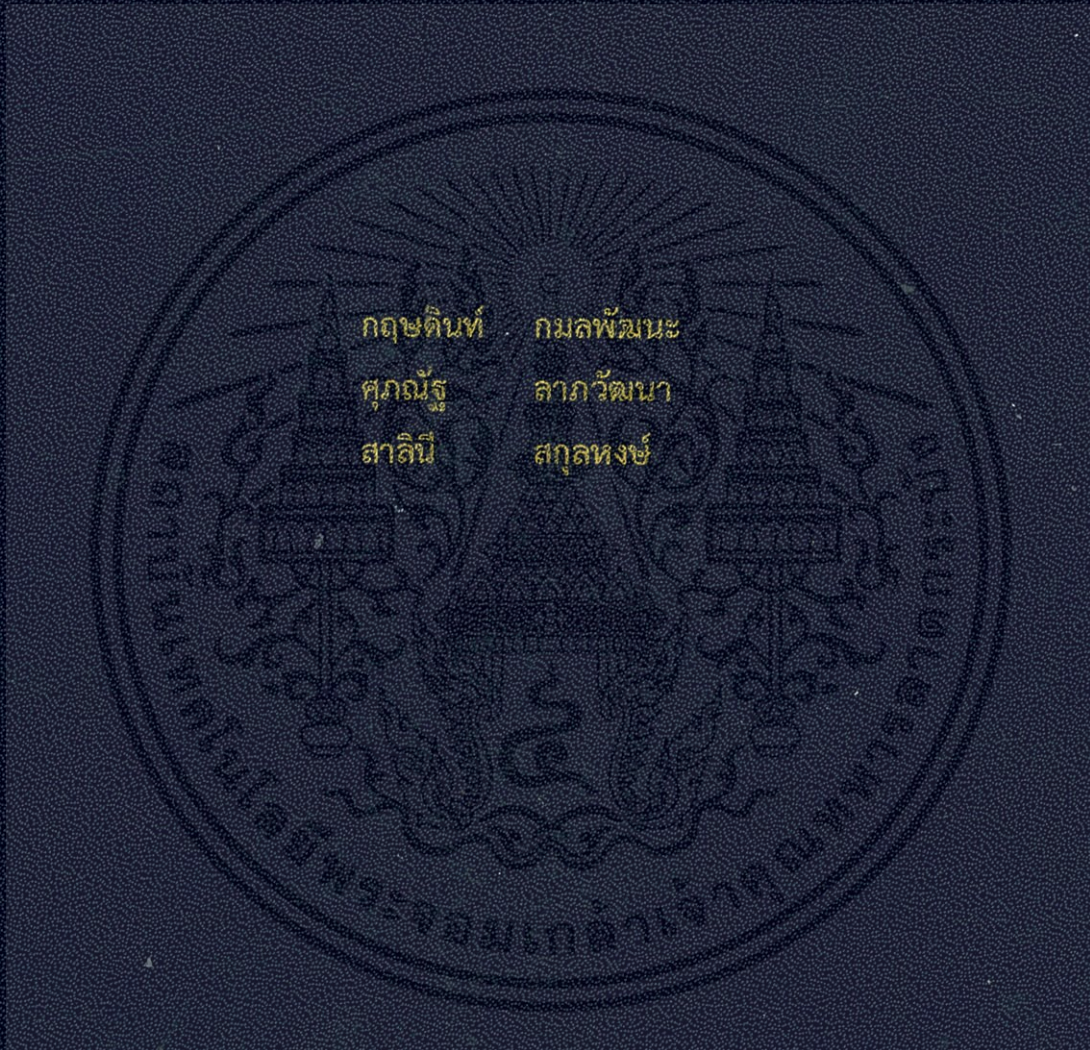


การควบคุมอากาศยานสี่ใบพัด  
QUADROTOR CONTROL



กฤษดิษฐ์    กมลพัฒนะ  
ศุภณัฐ      ลาภวัฒนา  
สาลินี        สกฤษหงษ์

ปริญญานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต  
สาขาวิชาวิศวกรรมแมคคาทรอนิกส์  
คณะวิศวกรรมศาสตร์  
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง  
ปีการศึกษา 2556

การควบคุมอากาศยานสี่ใบพัด

QUADROTOR CONTROL



ปริญญานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมแมคคาทรอนิกส์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

คณะวิศวกรรมศาสตร์

ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิได้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ปีการศึกษา 2556

# 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 2013

# ปริญญาานิพนธ์ปีการศึกษา 2556

สาขาวิชาวิศวกรรมการวัดและควบคุม คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เรื่อง การควบคุมอากาศยานสี่ใบพัด  
QUADROTOR CONTROL

ผู้จัดทำ นายฤชดิษฐ์ กมลพัฒนะ 53010070  
นายศุภณัฐ ลาภวัฒนา 53011598  
นางสาวสาลินี สุกุลหงษ์ 53011673



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

# การควบคุมอากาศยานสีไบพัด

โดย

นายกฤษดิษฐ์ กมลพัฒนะ 53010070

นายศุภณัฐ ลาภวัฒนา 53011598

นางสาวสาลินี สกฤษณ์ 53011673

อาจารย์ที่ปรึกษา

รองศาสตราจารย์ ดร.ถาวร เบญจนาสุทธิ์

ปีการศึกษา 2556

## บทคัดย่อ

ปริญญาานิพนธ์ฉบับนี้ นำเสนอทฤษฎีและการออกแบบระบบควบคุมสำหรับอากาศยานสีไบพัด โดยโครงสร้างของอากาศยานสีไบพัด ประกอบด้วย โครงของอากาศยาน มอเตอร์ไฟฟ้า กระแสตรงแบบไร้แปรงถ่านชนิดสามเฟส ไบพัด และเครื่องมือควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์ นอกจากนี้ เพื่อการควบคุมอากาศยานสีไบพัดนี้ จึงติดตั้งเซนเซอร์ไมโครคอนโทรลเลอร์และวงจรรีเลย์อิเล็กทรอนิกส์ที่เกี่ยวข้อง จุดมุ่งหมายของโครงการน คือการออกแบบตัวชดเชยเพื่อบังคับอากาศยานสีไบพัดให้สามารถทรงตัวอยู่นิ่งและทนต่อการรบกวนจากภายนอกได้

ขั้นตอนการดำเนินการ เริ่มจากการศึกษาทฤษฎีรวมไปถึงแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของอากาศยานสีไบพัด ออกแบบชุดทดลองเพื่อหาค่าแรงยกและแรงบิดของมอเตอร์ ศึกษาและออกแบบวงจรรีเลย์อิเล็กทรอนิกส์ที่จำเป็นสำหรับออกแบบระบบควบคุมตำแหน่งของอากาศยานสีไบพัด ประกอบด้วยวงจรรีดแรงดัน วงจรไมโครคอนโทรลเลอร์และเซนเซอร์ จากนั้นออกแบบตัวชดเชยและตัวกรองคอมพลีเมนทารี แล้วเขียนโปรแกรมคอมพิวเตอร์โดยใช้ภาษาซี ซึ่งจะนำข้อมูลที่ได้จากเซนเซอร์มาประมวลผลและสร้างสัญญาณควบคุมเพื่อรักษาเสถียรภาพของอากาศยานสีไบพัด จากผลการทดลองพบว่าระบบควบคุมที่ได้ออกแบบนั้น สามารถควบคุมให้อากาศยานสีไบพัดมีเสถียรภาพแต่มีการแกว่งรอบจุดสมดุล

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

# QUADROTOR CONTROL

By

Mr. Krissadin Kamolpattana 53010070

Mr. Suphanat Lapwattana 53011598

Ms. Salinee Sakulhong 53011673

Advisor

Assoc. Prof. Dr. Taworn Benjanarasuth

Academic Year 2013

## ABSTRACT

This thesis presents theories and control system design procedures for quadrotor system. The structure of the quadrotor consists of frame, three-phase brushless DC motors, propellers and electronic speed controllers. In addition, sensors, microcontrollers, and interfacing circuits are installed to control the quadrotor. The goal of this project is to design suitable compensators in order to control the quadrotor to be stable and robust to external disturbances.

The project is conducted in the following steps. First, the supporting theories and derivations of the mathematical model of the quadrotor are studied. Secondly, experiments for finding lifting force and torque of the motors are conducted. Then necessary electronics circuits including buck converter and microcontroller and sensors circuits are designed and implemented. Next, compensators and complimentary filter are designed. Finally, the computer program written in C language is composed. The data from the sensors are processed in order to compute the proper control signals to maintain the stability of the quadrotor. The experimental results show that the quadrotor can be controlled and stabilized, but oscillation occurs around the equilibrium point.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## กิตติกรรมประกาศ

รายงานฉบับนี้สำเร็จลุล่วงได้อย่างดี ด้วยคำแนะนำ คำปรึกษา และการดูแลจากหลายฝ่ายด้วยกัน โดยเฉพาะอย่างยิ่งจากอาจารย์ที่ปรึกษาคือ รองศาสตราจารย์ ดร. ถาวร เบญจนาสุสุทธิ ที่ให้โอกาสข้าพเจ้าได้ทำรายงานฉบับนี้ พร้อมทั้งให้คำแนะนำเสมอมา และยังสอนประสบการณ์ในเรื่อง การศึกษา การทำงาน และการใช้ชีวิตประจำวัน รวมทั้ง รองศาสตราจารย์ ดร. จงกล งามวิวิทย์ ที่ช่วยตรวจทานปริญญาบัตร และอาจารย์ในสาขาวิชาวิศวกรรมการวัดและระบบควบคุมทุกท่าน ที่อบรมสั่งสอนข้าพเจ้ามาโดยตลอด

ขอขอบคุณสาขาวิชาวิศวกรรมการวัดและควบคุมและห้องวิจัยระบบควบคุม ซึ่งอำนวยความสะดวกสบายในด้านสถานที่ในการทำโครงการ และยังช่วยจัดหาอุปกรณ์สำหรับทำโครงการจนสำเร็จ ลุล่วงไปได้ด้วยดี

ขอขอบคุณบุคคลที่สำคัญที่สุด คือบิดาและมารดา ที่เลี้ยงดูอบรมสั่งสอน ส่งเสียให้มีโอกาสศึกษาเล่าเรียน และให้กำลังใจในการดำเนินชีวิต ข้าพเจ้าขอขอบคุณมา ณ ที่นี้ด้วย

ผู้จัดทำ

นายกฤษดิษฐ์ กมลพัฒนะ

นายศุภณัฐ ลาภวัฒนา

นางสาวสาลินี สุกุลหงษ์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

# สารบัญ

	หน้า
บทคัดย่อ	I
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ	II
กิตติกรรมประกาศ	III
สารบัญ	IV
สารบัญรูป	IX
สารบัญตาราง	XIII
บทที่ 1 บทนำ	1
1.1 กล่าวนำ	1
1.2 วัตถุประสงค์ในการทำโครงการ	1
1.3 ขั้นตอนการศึกษาและการจัดทำโครงการ	1
1.4 รายละเอียดของปริญญานิพนธ์	1
บทที่ 2 ทฤษฎีและความรู้ที่เกี่ยวข้อง	3
2.1 แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัด	3
2.1.1 เมทริกซ์การหมุน	3
2.1.2 ตัวแปรสเททของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัด	7
2.1.3 โคเนเมทริกของอากาศยานสี่ใบพัด	8
2.1.4 พลวัตของวัตถุแข็งเกร็ง	8
2.1.5 แรงยกและโมเมนต์	11
2.1.6 แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ถูกทำให้ง่าย	12
2.2 ทฤษฎีการออกแบบตัวควบคุม	14
2.2.1 การออกแบบตัวควบคุมโดยอาศัยเส้นทางราก	14
2.2.2 ปรีภูมิสเททและการออกแบบตัวสังเกตสเทท	16
2.2.2.1 ความควบคุมได้	17
2.2.2.2 ความสังเกตได้	18
2.2.2.3 ตัวสังเกตสเทท	18
2.3 การขับมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงไร้แปรงถ่านด้วยสัญญาณพัลส์วิธมอดูเลชัน	20
2.4 ไมโครคอนโทรลเลอร์	21
2.4.1 คุณสมบัติของ PIC18F46K22	22
2.4.2 คุณสมบัติของ PIC18F4431	22
2.4.3 โมดูลอุปกรณ์ต่อพ่วงที่ใช้ในโครงการ	23
2.5 เซนเซอร์และการประยุกต์ใช้งาน	23
2.5.1 เซนเซอร์วัดความเร็ว	23
2.5.2 เซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก	24
2.5.3 ไจโรสโคป	24
2.6 ตัวกรองคอมพลิเมทารี	24

เอกสารนี้เป็นเอกสารสงวนลิขสิทธิ์ไว้สำหรับบริการเชิงนิรนามเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ทางการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆก็ตาม อีกทั้งห้ามนำข้อมูลไปเผยแพร่หรือใช้เพื่อวัตถุประสงค์อื่นใดโดยไม่ได้รับอนุญาตจากเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
บทที่ 3 การออกแบบตัวชุดเซยและการออกแบบวงจร	26
3.1 การออกแบบโครงสร้างอากาศยานสีไบพัด	26
3.1.1 โครงของอากาศยานสีไบพัด	26
3.1.2 มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน	27
3.1.3 ไบพัด	27
3.1.4 เครื่องมือควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์	28
3.1.5 แบตเตอรี่แบบลิเทียมโพลิเมอร์	28
3.1.6 แผงวงจร	29
3.1.7 โครงสร้างอากาศยานสีไบพัดเมื่อประกอบชิ้นส่วนเข้าด้วยกัน	30
3.2 การออกแบบวงจรไฟฟ้า	30
3.2.1 วงจรลดแรงดัน 12 V เป็น 5 V	30
3.2.2 วงจรไมโครคอนโทรลเลอร์และเซนเซอร์	32
3.3 การออกแบบตัวกรองคอมพลีเมนทารี	33
3.3.1 การออกแบบโปรแกรมตัวกรองสัญญาณความถี่ต่ำผ่าน	33
3.3.2 การออกแบบโปรแกรมตัวกรองสัญญาณความถี่แบบแถบผ่าน	35
3.3.3 การออกแบบโปรแกรมสำหรับรวมตำแหน่งเชิงมุม	37
3.4 การออกแบบตัวสังเกตสเตท	38
3.5 การออกแบบตัวชุดเซย	39
3.5.1 การจำลองระบบควบคุมอากาศยานสีไบพัด	39
3.5.2 การแปลงสมการสเตทเป็นฟังก์ชันถ่ายโอนในรูปดีสครีต	43
3.5.3 เส้นทางรากและแผนภาพโบลด์ของระบบก่อนการชดเซย	44
3.5.3.1 เส้นทางรากและแผนภาพโบลด์ของความสัมพันธระหว่างอินพุต $T_\theta$ และเอาต์พุต มุมพิทช์ $\theta$ ก่อนการชดเซย	45
3.5.3.2 เส้นทางรากและแผนภาพโบลด์ของความสัมพันธระหว่างอินพุต $T_\theta$ และเอาต์พุต มุมโรล $\phi$ ก่อนการชดเซย	45
3.5.3.3 เส้นทางรากและแผนภาพโบลด์ของความสัมพันธระหว่างอินพุต $T_\psi$ และเอาต์พุต มุมยอร์ $\psi$ ก่อนการชดเซย	46
3.5.4 เส้นทางรากและแผนภาพโบลด์ของระบบหลังการชดเซย	47
3.5.4.1 เส้นทางรากและแผนภาพโบลด์ของเอาต์พุตมุมพิทช์ $\theta$ หลังการชดเซย	47
3.5.4.2 เส้นทางรากและแผนภาพโบลด์ของเอาต์พุตมุมโรล $\phi$ หลังการชดเซย	48
3.5.4.3 เส้นทางรากและแผนภาพโบลด์ของเอาต์พุตมุมยอร์ $\psi$ หลังการชดเซย	48

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น มิได้อนุญาตให้ใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

# สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
3.5.5 ผลตอบสนองเชิงเวลาหลังการชดเชย	49
3.5.5.1 ผลตอบสนองเชิงเวลาหลังออกแบบตัวชดเชยมุมพิทช์	49
3.5.5.2 ผลตอบสนองเชิงเวลาหลังออกแบบตัวชดเชยมุมโรล	50
3.5.5.3 ผลตอบสนองเชิงเวลาหลังออกแบบตัวชดเชยมุมยอร์	50
3.5.6 การแปลงฟังก์ชันถ่ายโอนในรูปดีสครีตเป็นสมการผลต่าง	51
3.6 การออกแบบโปรแกรม	51
3.6.1 โปรแกรมไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F46K22	51
3.6.2 โปรแกรมไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F4431	53
<b>บทที่ 4 การทดลองและผลการทดลอง</b>	<b>54</b>
4.1 การทดสอบแรงยก	54
4.2 การทดสอบแรงบิด	57
4.3 การเปรียบเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง	60
4.4 การเปรียบเทียบไจโรสโคป	70
4.5 การเปรียบเทียบเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก	72
4.6 การทดลองวัดค่ามุมพิทช์ด้วยเซนเซอร์วัดความเร่ง	77
4.7 การทดลองวัดค่ามุมโรลด้วยเซนเซอร์วัดความเร่ง	78
4.8 การทดลองวัดค่ามุมยอร์ด้วยเซนเซอร์วัดความเร่งและเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก	80
4.9 การทดลองวัดค่ามุมพิทช์ มุมโรล และมุมยอร์ ด้วยไจโรสโคป	83
4.10 การทดลองตัวสังเกตสเทท	85
4.11 การทดลองควบคุมมุมของอากาศยานสี่ใบพัด	87
4.11.1 การทดลองควบคุมมุมโรลของอากาศยานสี่ใบพัด	88
4.11.1.1 กรณีมุมโรลเริ่มต้นเป็นค่าบวก	88
4.11.1.2 กรณีมุมโรลเริ่มต้นเป็นค่าลบ	89
4.11.2 การทดลองควบคุมมุมพิทช์ของอากาศยานสี่ใบพัด	90
4.11.2.1 กรณีมุมพิทช์เริ่มต้นเป็นค่าบวก	91
4.11.2.2 กรณีมุมพิทช์เริ่มต้นเป็นค่าลบ	92
4.11.3 การทดลองควบคุมมุมยอร์ของอากาศยานสี่ใบพัด	93
4.11.3.1 กรณีมุมยอร์เริ่มต้นเป็นค่าบวก	94
4.11.3.2 กรณีมุมยอร์เริ่มต้นเป็นค่าลบ	95
4.11.3.3 กรณีมีสัญญาณรบกวนภาคเอาต์พุตค่าบวก	97
4.11.3.4 กรณีมีสัญญาณรบกวนภาคเอาต์พุตค่าลบ	98
4.12 การทดลองรักษาเสถียรภาพของอากาศยานสี่ใบพัด	99
<b>บทที่ 5 บทวิจารณ์และสรุป</b>	<b>102</b>
5.1 สรุปผลการปฏิบัติงาน	102
5.2 ปัญหาในการทำงานและการแก้ไข	102

# สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
5.3 แนวทางในการพัฒนา	102
เอกสารอ้างอิง	104
ภาคผนวก	105
ภาคผนวก ก โปรแกรมที่ใช้ในโครงการ	106
ก.1 โปรแกรมสำหรับการคำนวณในแมทแลป	106
ก.1.1 โปรแกรมการทดสอบแรงยก	106
ก.1.2 โปรแกรมการทดสอบแรงบิด	108
ก.1.3 โปรแกรมการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง	109
ก.1.4 โปรแกรมการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก	110
ก.1.5 โปรแกรมการทดลองวัดค่ามุมโรลและมุมพิทช์ด้วยเซนเซอร์วัดความเร่ง	112
ก.1.6 โปรแกรมการทดลองวัดค่ามุมยอร์ด้วยเซนเซอร์วัดความเร่ง และเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก	113
ก.1.7 โปรแกรมการทดลองวัดค่ามุมโรล มุมพิทช์และมุมยอร์ด้วยใจโรสโคป	115
ก.1.8 โปรแกรมสำหรับการทดลองตัวสังเกตสเตท	116
ก.1.9 โปรแกรมสำหรับแปลงข้อมูลจากโดเมนเวลา ไปยังโดเมนความถี่โดยใช้ Fast Fourier transform	117
ก.2 โปรแกรมสำหรับไมโครคอนโทรลเลอร์	118
ก.2.1 โปรแกรมสำหรับไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F46K22	118
ก.2.2 โปรแกรมสำหรับไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F4431	126
ภาคผนวก ข ข้อมูลดิบที่ได้จากการทดลอง	128
ข.1 ข้อมูลดิบที่ได้จากการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง	128
ข.2 ข้อมูลดิบที่ได้จากการปรับเทียบใจโรสโคป	128
ข.3 ข้อมูลดิบที่ได้จากการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก	128
ข.4 ข้อมูลดิบที่ได้จากการทดลองวัดค่ามุมยอร์ด้วยเซนเซอร์วัดความเร่ง และเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก	128
ข.5 ข้อมูลดิบที่ได้จากการทดลองวัดค่ามุมพิทช์ มุมโรล และมุมยอร์ด้วยใจโรสโคป	128
ข.6 ข้อมูลดิบที่ได้จากการทดลองตัวสังเกตตัวแปรสเตท	128
ภาคผนวก ค แผนผังอุปกรณ์และการเชื่อมต่อวงจร	129
ค.1 แผนผังวงจรของ BlueBee - Breakout Board	129
ค.2 แผนผังวงจรของอากาศยานสี่ใบพัด	130
ค.3 ลายวงจรสำหรับแผ่นวงจรพิมพ์ (PCB)	133
ภาคผนวก ง เอกสารคู่มืออุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์	134
ง.1 เอกสารคู่มือการใช้งาน PIC18F46K22	134
ง.2 เอกสารคู่มือการใช้งาน PIC18F4431	135
ง.3 เอกสารคู่มือการใช้งาน MPU6050	136
ง.4 เอกสารคู่มือการใช้งาน HMC5883L	137

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆก็ตาม หากมีข้อผิดพลาดประการใดขออภัยและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
ง.5 เอกสารคู่มือการใช้งาน LM2575	138
ง.6 เอกสารคู่มือการใช้งาน Blue Bee - XBee Breakout Board	139
ง.7 เอกสารคู่มือการใช้งาน XBee 2mW Wire Antenna - Series 2	140
ง.8 เอกสารคู่มือการใช้งานเครื่องมือควบคุมความเร็วมอเตอร์ แบบอิเล็กทรอนิกส์Dragon Economy 30A	141
ภาคผนวก จ การทดลองเปรียบเทียบค่ามุมที่อ่านได้จากวงจรเซนเซอร์สำเร็จ	142



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

# สารบัญรูป

รูปที่	หน้า
2.1 ระนาบการหมุน 2 มิติ	4
2.2 กรอบพาหนะ	5
2.3 กรอบพาหนะเมื่อมุมพิทช์และมุมโรลเท่ากับศูนย์	5
2.4 กรอบบอดี	6
2.5 นิยามของแกน	7
2.6 การพิจารณาโมเมนต์ความเฉื่อยของอากาศยานสี่ใบพัด	10
2.7 นิยามของแรงยกและแรงบิดที่กระทำบนอากาศยานสี่ใบพัด	11
2.8 ระบบควบคุมป้อนกลับ	15
2.9 ระบบควบคุมวงปิด	16
2.10 แผนผังของระบบไม่แปรผันตามเวลา	17
2.11 แผนผังของระบบเดิมที่ต่อเข้ากับตัวสังเกตสเตท	19
2.12 สัญญาณพัลส์วิธึมอดูละชันที่ตัวที่ไซเกิลต่าง ๆ กัน	21
2.13 แผนภาพการจัดเรียงขาของไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F46K22	22
2.14 แผนภาพการจัดเรียงขาของไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F4431	22
2.15 โครงสร้างของตัวกรองคอมพลิเมนท์ารี	25
3.1 โครงของอากาศยานสี่ใบพัด	26
3.2 มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน	27
3.3 ใบพัด	27
3.4 เครื่องมือควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์	28
3.5 แบตเตอรี่แบบลิเทียมโพลิเมอร์	28
3.6 แผงวงจรที่ใช้ในการควบคุมอากาศยานสี่ใบพัด	29
3.7 อากาศยานสี่ใบพัดเมื่อประกอบชิ้นส่วนเข้าด้วยกัน	30
3.8 วงจรลดแรงดันจาก 12 V เป็น 5 V	31
3.9 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงดันอินพุตสูงสุดกับกระแสไฟฟ้าสูงสุดที่จ่ายได้ของ LM2575	31
3.10 แผนภาพการเชื่อมต่อวงจรต่าง ๆ กับวงจรไมโครคอนโทรลเลอร์	32
3.11 สัญญาณตำแหน่งเชิงมุมที่วัดได้จากเซนเซอร์วัดความเร่งบนโดเมนเวลา	33
3.12 สัญญาณตำแหน่งเชิงมุมที่วัดได้จากเซนเซอร์วัดความเร่งบนโดเมนความถี่	34
3.13 กราฟผลตอบสนองเชิงความถี่ของตัวกรองสัญญาณความถี่ต่ำผ่าน	34
3.14 สัญญาณตำแหน่งเชิงมุมที่ได้จากการบริพันธ์ของค่าที่วัดได้จากไจโรสโคปบนโดเมนเวลา	35
3.15 สัญญาณตำแหน่งเชิงมุมที่ได้วัดได้จากไจโรสโคปบนโดเมนความถี่	36
3.16 กราฟผลตอบสนองเชิงความถี่ของตัวกรองสัญญาณความถี่แบบแถบผ่าน	36
3.17 บล็อกไดอะแกรมการจำลองระบบควบคุมอากาศยานสี่ใบพัด ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ในการค้า	39
3.18 บล็อกไดอะแกรมแสดงความสัมพันธ์ระหว่างตัวที่ไซเกิลกับแรงยกและแรงบิดทุกครั้งที่มีการบิน	40
3.19 ความสัมพันธ์ภายในบล็อกไดอะแกรมระหว่างตัวที่ไซเกิลกับแรงยกและแรงบิด	40

## สารบัญญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า	
3.20	บล็อกไดอะแกรมแสดงความสัมพันธ์ระหว่างแรงยกและแรงบิดกับดิวทีไซเกิล	41
3.21	ความสัมพันธ์ภายในบล็อกไดอะแกรมแรงยกและแรงบิดกับดิวทีไซเกิล	41
3.22	บล็อกไดอะแกรมของระบบอากาศยานสี่ใบพัด	42
3.23	ความสัมพันธ์ภายในบล็อกไดอะแกรมของระบบอากาศยานสี่ใบพัด	42
3.24	ความสัมพันธ์ภายในของบล็อกไดอะแกรมย่อย P_Q_R	43
3.25	ความสัมพันธ์ภายในของบล็อกไดอะแกรมย่อย FSY	44
3.26	เส้นทางรากและแผนภาพโหนดของมุมพิทช์	45
3.27	เส้นทางรากและแผนภาพโหนดของมุมโรล	46
3.28	เส้นทางรากและแผนภาพโหนดของมุมยอร์	46
3.29	เส้นทางรากและแผนภาพโหนดหลังออกแบบตัวชุดเชยมุมพิทช์	47
3.30	เส้นทางรากและแผนภาพโหนดหลังออกแบบตัวชุดเชยมุมโรล	48
3.31	เส้นทางรากและแผนภาพโหนดหลังออกแบบตัวชุดเชยมุมยอร์	49
3.32	ผลตอบสนองเชิงเวลาหลังออกแบบตัวชุดเชยมุมพิทช์	49
3.33	ผลตอบสนองเชิงเวลาหลังออกแบบตัวชุดเชยมุมโรล	50
3.34	ผลตอบสนองเชิงเวลาหลังออกแบบตัวชุดเชยมุมยอร์	50
3.35	แผนผังขั้นตอนการส่งข้อมูลจาก PIC18F46K22 ไปยัง PIC18F4431	52
3.36	แผนผังโปรแกรมไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F46K22	52
3.37	แผนผังโปรแกรมไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F4431	53
4.1	ตำแหน่งการติดตั้งมอเตอร์ในอากาศยานสี่ใบพัด	54
4.2	การทดสอบแรงยก	55
4.3	กราฟความสัมพันธ์ระหว่างค่าดิวทีไซเกิลกับแรงยกของมอเตอร์ทั้ง 4 ตัว	57
4.4	การทดสอบแรงบิด	58
4.5	กราฟความสัมพันธ์ระหว่างค่าดิวทีไซเกิลกับแรงบิดของมอเตอร์ทั้ง 4 ตัว	59
4.6	การวางอากาศยานสี่ใบพัดในตำแหน่ง P1 (+z)	61
4.7	การวางอากาศยานสี่ใบพัดในตำแหน่ง P2 (-z)	61
4.8	การวางอากาศยานสี่ใบพัดในตำแหน่ง P3 (+y)	62
4.9	การวางอากาศยานสี่ใบพัดในตำแหน่ง P4 (-y)	62
4.10	การวางอากาศยานสี่ใบพัดในตำแหน่ง P5 (+x)	62
4.11	การวางอากาศยานสี่ใบพัดในตำแหน่ง P6 (-x)	62
4.12	ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร็ว ตำแหน่ง P1 แกน x	64
4.13	ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร็ว ตำแหน่ง P1 แกน y	65
4.14	ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร็ว ตำแหน่ง P1 แกน z	65
4.15	ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร็ว ตำแหน่ง P2 แกน x	65
4.16	ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร็ว ตำแหน่ง P2 แกน y	70

## สารบัญญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.17 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง ตำแหน่ง P2 แกน z	66
4.18 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง ตำแหน่ง P3 แกน x	66
4.19 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง ตำแหน่ง P3 แกน y	67
4.20 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง ตำแหน่ง P3 แกน z	67
4.21 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง ตำแหน่ง P4 แกน x	67
4.22 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง ตำแหน่ง P4 แกน y	68
4.23 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง ตำแหน่ง P4 แกน z	68
4.24 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง ตำแหน่ง P5 แกน x	68
4.25 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง ตำแหน่ง P5 แกน y	69
4.26 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง ตำแหน่ง P5 แกน z	69
4.27 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง ตำแหน่ง P6 แกน x	69
4.28 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง ตำแหน่ง P6 แกน y	70
4.29 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง ตำแหน่ง P6 แกน z	70
4.30 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบไจโรสโคปในแกน x	71
4.31 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบไจโรสโคปในแกน y	71
4.32 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบไจโรสโคปในแกน z	72
4.33 ข้อมูลดิบก่อนการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก	76
4.34 ข้อมูลหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก	76
4.35 การทดลองวัดค่ามุมพิทช์	77
4.36 มุมพิทช์ที่เซนเซอร์อ่านได้ก่อนและหลังการปรับเทียบ	78
4.37 การทดลองวัดค่ามุมโรล	79
4.38 มุมโรลที่เซนเซอร์อ่านได้ก่อนและหลังการปรับเทียบ	80
4.39 การทดลองวัดค่ามุมยอร์	80
4.40 มุมยอร์ที่เซนเซอร์อ่านได้ก่อนและหลังการปรับเทียบ	82
4.41 ผลการทดลองวัดค่ามุมโรลด้วยไจโรสโคป	83
4.42 ผลการทดลองวัดค่ามุมพิทช์ด้วยไจโรสโคป	84
4.43 ผลการทดลองวัดค่ามุมยอร์ด้วยไจโรสโคป	84
4.44 ผลการทดลองวัดความเร็วเชิงมุมรอบแกน x ก่อนและหลังอาศัยตัวสังเกตสเตท	85
4.45 ผลการทดลองวัดความเร็วเชิงมุมรอบแกน y ก่อนและหลังอาศัยตัวสังเกตสเตท	85
4.46 ผลการทดลองวัดความเร็วเชิงมุมรอบแกน z ก่อนและหลังอาศัยตัวสังเกตสเตท	86
4.47 ผลการทดลองวัดค่ามุมโรลก่อนและหลังอาศัยตัวสังเกตสเตท	86
4.48 ผลการทดลองวัดค่ามุมพิทช์ก่อนและหลังอาศัยตัวสังเกตสเตท	86
4.49 ผลการทดลองวัดค่ามุมยอร์ก่อนและหลังอาศัยตัวสังเกตสเตท	87
4.50 การยัดอากาศยานสี่ใบพัดให้หมุนรอบแกน x	88

## สารบัญญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.51 ผลการทดลองกรณีมุมโรลเริ่มต้นที่ 30 องศา	89
4.52 ผลการทดลองกรณีมุมโรลเริ่มต้นที่ -30 องศา	90
4.53 การยืดอากาศยานสี่ใบพัดให้หมุนรอบแกน y	91
4.54 ผลการทดลองกรณีมุมพิทช์เริ่มต้นที่ 30 องศา	92
4.55 ผลการทดลองกรณีมุมพิทช์เริ่มต้นที่ -30 องศา	93
4.56 การยืดอากาศยานสี่ใบพัดให้หมุนรอบแกน z	94
4.57 ผลการทดลองกรณีมุมยอร์เริ่มต้นที่ 30 องศา	95
4.58 ผลการทดลองกรณีมุมยอร์เริ่มต้นที่ -30 องศา	96
4.59 ผลการทดลองกรณีมีสัญญาณรบกวนภาคเอาต์พุตค่าบวกต่อมุมยอร์	97
4.60 ผลการทดลองกรณีมีสัญญาณรบกวนภาคเอาต์พุตค่าลบต่อมุมยอร์	98
4.61 การตรึงอากาศยานสี่ใบพัดด้วยเชือกทั้งสี่ด้าน	99
4.62 ผลถ่ายขณะทดลองรักษาเสถียรภาพของอากาศยานสี่ใบพัด	100
4.63 ผลทดลองรักษาเสถียรภาพของอากาศยานสี่ใบพัด	101
จ.1 เซนเซอร์สำเร็จ Crius ติดตั้งบนวงจรควบคุมอากาศยานสี่ใบพัด	143
จ.2 มุมโรลที่อ่านได้จากเซนเซอร์สำเร็จ Crius	143
จ.3 มุมโรลที่อ่านได้จากตัวกรองคอมพลิเมนทารี	144

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

# สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
4.1 ผลการทดสอบหาความสัมพันธ์ระหว่างค่าพัลส์วิธมอดูเลชันกับแรงยก	55
4.2 ผลการทดสอบหาความสัมพันธ์ระหว่างค่าพัลส์วิธมอดูเลชันกับแรงบิด	58
4.3 ค่าเฉลี่ยข้อมูลดิบจากการทดลองวัดค่ามุมพิทช์ด้วยเซนเซอร์วัดความเร่ง	77
4.4 ค่าเฉลี่ยข้อมูลดิบจากการทดลองวัดค่ามุมโรลด้วยเซนเซอร์วัดความเร่ง	79
4.5 ค่าเฉลี่ยข้อมูลดิบจากการทดลองวัดค่ามุมยอร์ด้วยเซนเซอร์วัดความเร่ง และเซนเซอร์วัดความเข้มนามแม่เหล็ก	81



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

# บทที่ 1

## บทนำ

### 1.1 กล่าวนำ

การศึกษาในวิศวกรรมแมคคาทรอนิกส์ เป็นการศึกษาและประยุกต์ทฤษฎีต่าง ๆ เช่น ทฤษฎีการออกแบบตัวขดขย ทฤษฎีการควบคุมมอเตอร์กระแสตรง ทฤษฎีการออกแบบวงจรไฟฟ้า เพื่อเป็นการออกแบบและควบคุมเสถียรภาพให้มีสมรรถนะตามความต้องการหรือให้เป็นไปตามข้อกำหนด ดังนั้นเพื่อให้เป็นไปตามวัตถุประสงค์ที่ต้องการนี้จึงจำเป็นต้องมีการศึกษาการจำลองระบบควบคุมด้วยแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ การออกแบบตัวควบคุมหรือตัวขดขยแบบต่าง ๆ การศึกษาวงจรอิเล็กทรอนิกส์ รวมถึงศึกษาการเขียนโปรแกรมคอมพิวเตอร์ การศึกษาและเลือกอุปกรณ์วัดและแปลงสัญญาณ

ในโครงการนี้ศึกษาการควบคุมอากาศยานสี่ใบพัด (Quadrotor control) ซึ่งเป็นตัวอย่างที่น่าสนใจในการศึกษา โดยจะทำการควบคุมให้อากาศยานสามารถที่จะทรงตัวอยู่หนึ่งได้

### 1.2 วัตถุประสงค์ในการทำโครงการ

1. ทำการทดลองและศึกษาการควบคุมอุปกรณ์
2. ทำการศึกษาและควบคุมการทรงตัวของอากาศยานสี่ใบพัด
3. ศึกษาการใช้ ไมโครคอนโทรลเลอร์ (Microcontroller) เพื่อควบคุมระบบ

### 1.3 ขั้นตอนการศึกษาและการจัดทำโครงการ

การศึกษาระบบควบคุมอากาศยานสี่ใบพัด ต้องทราบแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน (Brushless DC motor) และแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัด (Mathematical model of quadrotor) เพื่อใช้ออกแบบระบบควบคุม และใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์ในการรับค่าตัวแปรต่าง ๆ และคำนวณสัญญาณควบคุมตามตัวขดขยที่ได้ ออกแบบไว้ เพื่อให้อากาศยานสี่ใบพัดสามารถทรงตัวอยู่หนึ่งได้

### 1.4 รายละเอียดของปริิญยานิพนธ์

เนื้อหาที่จะกล่าวในปริิญยานิพนธ์ฉบับนี้ประกอบด้วย

บทที่ 1 บทนำ กล่าวนำถึงวัตถุประสงค์ ขั้นตอนการศึกษา และการจัดทำโครงการ พร้อมทั้งรายละเอียดของปริิญยานิพนธ์ของแต่ละบท

บทที่ 2 ทฤษฎีและความรู้ที่เกี่ยวข้อง กล่าวถึงหลักการและทฤษฎีที่เกี่ยวข้องในการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ ทฤษฎีการออกแบบตัวควบคุม การขับมอเตอร์กระแสตรงแบบไร้แปรงถ่านด้วยสัญญาณพัลส์วริชมอดูเลชัน ไมโครคอนโทรลเลอร์ การประยุกต์ใช้งานเซนเซอร์และตัวกรองคอมพลีเมนทารี (Complementary filter) และนำเอาความรู้ไปประยุกต์ใช้ในการจัดทำโครงการ

บทที่ 3 หลักการออกแบบ จะกล่าวถึงการออกแบบโครงสร้างของอากาศยานสี่ใบพัด การออกแบบวงจรไฟฟ้า การออกแบบตัวกรองคอมพลีเมนทารี การออกแบบตัวสังเกตสเตท

(Observer design) การออกแบบตัวชดเชย (Compensator design) และรวมถึงแนวคิดในการออกแบบโปรแกรมบนไมโครคอนโทรลเลอร์

บทที่ 4 การทดลอง เป็นส่วนการทดสอบแรงยก แรงบิด การปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง การปรับเทียบไจโรสโคป การปรับเทียบเซนเซอร์วัดความชื้นสนามแม่เหล็ก การทดลองวัดค่ามุมพิทช์ ด้วยเซนเซอร์วัดความเร่ง การทดลองวัดค่ามุมโรลด้วยเซนเซอร์วัดความเร่ง การทดลองวัดค่ามุมยอร์ด้วยเซนเซอร์วัดความเร่งและเซนเซอร์วัดความชื้นสนามแม่เหล็ก การทดลองวัดค่ามุมพิทช์ มุมโรล และมุมยอร์ด้วยไจโรสโคป การทดลองตัวสังเกตสเตรท การทดลองควบคุมมุมของอากาศยานสี่ใบพัด และการทดลองรักษาเสถียรภาพของอากาศยานสี่ใบพัด

บทที่ 5 บทวิจารณ์และสรุป นำเสนอบทสรุปการดำเนินงาน ปัญหาที่เกิดขึ้น และแนวทางการปรับปรุงพัฒนาโครงการนี้ต่อไป



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## บทที่ 2 ทฤษฎีและความรู้ที่เกี่ยวข้อง

อากาศยานสี่ใบพัดเป็นสิ่งที่นิยมนำมาศึกษา เนื่องจากเป็นระบบไม่เป็นเชิงเส้นและไม่มีเสถียรภาพวงเปิด จึงต้องศึกษาทฤษฎีที่เกี่ยวข้องในการควบคุมอากาศยานสี่ใบพัด ปริญญาโทฉบับนี้ได้รวบรวมหลักการและทฤษฎีที่มีความสำคัญต่อการศึกษานี้ ได้แก่ แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัด ทฤษฎีการออกแบบตัวควบคุม การขับมอเตอร์กระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน ด้วยสัญญาณพัลส์วidthมอดูเลชัน ไมโครคอนโทรลเลอร์ เซนเซอร์และการประยุกต์ใช้งาน และตัวกรองคอมพลีเมนทารี

### 2.1 แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัด

การเขียนแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัด จำเป็นต้องกล่าวถึงองค์ความรู้หลายส่วน โดยเริ่มจากการพิจารณาเมทริกซ์การหมุน (Rotation matrices) ซึ่งเป็นการพิจารณาการหมุนของอากาศยานสี่ใบพัดรอบแกน  $x$ , แกน  $y$  และแกน  $z$  จากนั้นพิจารณาตัวแปรสแตท (State variables) ที่เกี่ยวข้องกับแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัด ซึ่งมีทั้งหมด 12 ตัวแปร รวมไปถึงการใช้ทฤษฎีที่เกี่ยวข้องกับการอธิบายพลวัตของอากาศยานสี่ใบพัด เช่น ไคเนเมติกของอากาศยานสี่ใบพัด (Quadrotor kinematics) พลวัตของวัตถุแข็งเกร็ง (Rigid body dynamics) แรงและโมเมนต์ (Force and moment) และการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ถูกทำให้ง่าย (Simplified models) ของอากาศยานสี่ใบพัด

#### 2.1.1 เมทริกซ์การหมุน

พิจารณาการหมุนในระนาบ 2 มิติในกรอบเฉื่อย (Inertial frame) ดังรูปที่ 2.1 สามารถเขียนเวกเตอร์  $P$  ในตำแหน่งที่ 0 (แกนที่ 0) ได้เป็น

$$P = P_x^0 i^{\rightarrow 0} + P_y^0 j^{\rightarrow 0} + P_z^0 k^{\rightarrow 0} \quad (2.1)$$

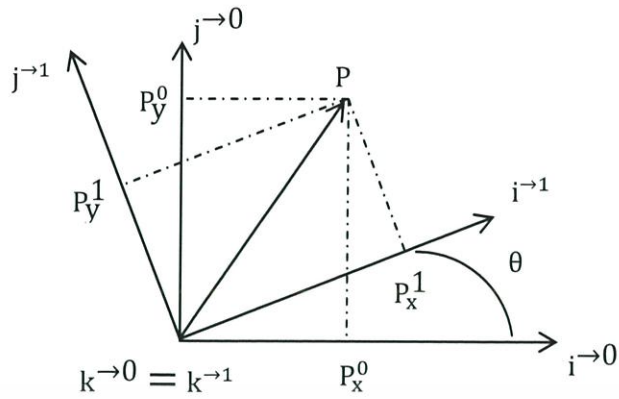
และเมื่อพิจารณาตำแหน่งที่ 1 (แกนที่ 1)

$$P^1 = P_x^1 i^{\rightarrow 1} + P_y^1 j^{\rightarrow 1} + P_z^1 k^{\rightarrow 1} \quad (2.2)$$

โดยสมการ (2.1) เท่ากับ สมการ (2.2) เขียนได้ว่า

$$P_x^0 i^{\rightarrow 0} + P_y^0 j^{\rightarrow 0} + P_z^0 k^{\rightarrow 0} = P_x^1 i^{\rightarrow 1} + P_y^1 j^{\rightarrow 1} + P_z^1 k^{\rightarrow 1}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.1 ระนาบการหมุน 2 มิติ

ทำการคูณจุด (Dot product) ทั้งสองข้างด้วย  $i^1, j^1$  และ  $k^1$  ตามลำดับ ได้ผลลัพธ์ในรูปเมทริกซ์ดังนี้

$$P^1 \cong \begin{pmatrix} P_x^1 \\ P_y^1 \\ P_z^1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} i^1 \cdot i^0 & i^1 \cdot j^0 & i^1 \cdot k^0 \\ j^1 \cdot i^0 & j^1 \cdot j^0 & j^1 \cdot k^0 \\ k^1 \cdot i^0 & k^1 \cdot j^0 & k^1 \cdot k^0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} P_x^0 \\ P_y^0 \\ P_z^0 \end{pmatrix}$$

จากลักษณะทางเรขาคณิตของรูปที่ 2.1 เขียนได้ว่า

$$P^1 = R_0^1 P^0 \quad (2.3)$$

โดย  $R_0^1$  คือ เมทริกซ์การหมุนทวนเข็มนาฬิการอบแกน  $z$  เป็นมุมพิทช์ (Pitch angle,  $\theta$ )

$$R_0^1 \cong \begin{pmatrix} \cos(\theta) & \sin(\theta) & 0 \\ -\sin(\theta) & \cos(\theta) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (2.4)$$

ในทำนองเดียวกัน ถ้าพิจารณาการหมุนทวนเข็มนาฬิการอบแกน  $y$  สามารถเขียนเมทริกซ์การหมุนรอบแกน  $y$  หรือ  $R_0^1$  ได้ดังนี้

$$R_0^1 \cong \begin{pmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{pmatrix} \quad (2.5)$$

และถ้าพิจารณาการหมุนทวนเข็มนาฬิการอบแกน  $x$  สามารถเขียนเมทริกซ์การหมุนทวนเข็มนาฬิกา  
รอบแกน  $x$  หรือ  $R_0^1$  ได้ดังนี้

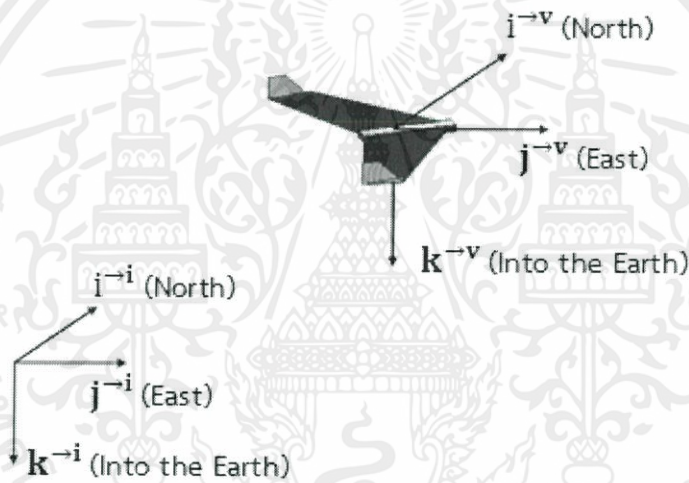
$$R_0^1 \cong \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\theta) & \sin(\theta) \\ 0 & -\sin(\theta) & \cos(\theta) \end{pmatrix} \quad (2.6)$$

เมื่อพิจารณาการหมุนในระนาบ 2 มิติในกรอบพาหนะ (Vehicle frame) โดยจุดกำเนิดของกรอบพาหนะเป็นจุดศูนย์กลางมวลของอากาศยานสี่ใบพัด ในทำนองเดียวกันกับการพิจารณาบนกรอบเฉื่อยดังรูปที่ 2.2 ซึ่งแสดงถึงกรอบพาหนะ โดยแกน  $x$  แสดงถึงทิศเหนือ แกน  $y$  แสดงถึงทิศตะวันออก และแกน  $z$  แสดงถึงทิศชี้ลงบนโลก และรูปที่ 2.3 แสดงถึงกรอบพาหนะ โดยมุมพิทช์และมุมโรล (Roll angle,  $\theta$ ) เท่ากับศูนย์ โดยแกน  $x$  คือด้านหัวของอากาศยาน แกน  $y$  คือแขนขวา และแกน  $z$  เป็นแกนชี้ตั้งฉากกับพื้นโลก เขียนได้ว่า

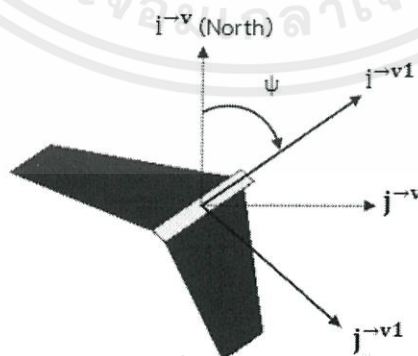
$$P^{v1} = R_V^1(\psi)P^v \quad (2.7)$$

โดย  $R_V^1(\psi)$  คือ เมทริกซ์การหมุนทวนเข็มนาฬิกากรอบแกน  $z$  ของกรอบพาหนะเป็นมุมยอร์ (Yaw angle,  $\psi$ ) สามารถเขียนได้ดังนี้

$$R_V^1(\psi) \triangleq \begin{pmatrix} \cos(\psi) & \sin(\psi) & 0 \\ -\sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \quad (2.8)$$



รูปที่ 2.2 กรอบพาหนะ



รูปที่ 2.3 กรอบพาหนะเมื่อมุมพิทช์และมุมโรลเท่ากับศูนย์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งยังขอสงวนสิทธิ์ในกรณีที่มีการนำเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

พิจารณากรอบพิกัดโดยพิจารณามุมโรลเท่ากับศูนย์ ที่แกน  $x$  คือด้านหัวของอากาศยาน แกน  $y$  คือแขนขวา และแกน  $z$  เป็นแกนชี้หาโลก ในทำนองเดียวกับการพิจารณาบนกรอบเฉื่อย เขียนได้ว่า

$$P^{v2} = R_{v1}^{v2}(\theta)P^{v1} \quad (2.9)$$

โดย  $R_{v1}^{v2}(\theta)$  คือ เมทริกซ์การหมุนทวนเข็มนาฬิกากรอบแกน  $y$  ของกรอบพิกัด สามารถเขียนได้ดังนี้

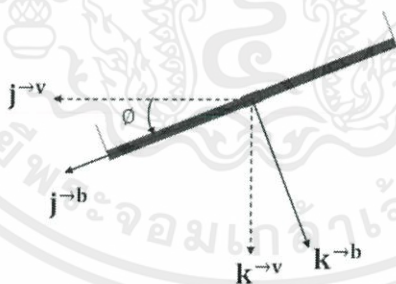
$$R_{v1}^{v2}(\theta) \triangleq \begin{pmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{pmatrix} \quad (2.10)$$

เมื่อพิจารณากรอบบอดี (Body frame) ซึ่งเป็นกรอบที่เกิดจากการหมุนกรอบพิกัดทวนเข็มนาฬิกาเป็นมุมโรล ในทำนองเดียวกับการพิจารณาบนกรอบเฉื่อย ดังรูปที่ 2.4 ซึ่งแสดงถึงกรอบบอดี โดยแกน  $x$  คือด้านหัวอากาศยาน แกน  $y$  คือแขนขวา และแกน  $z$  เป็นแกนชี้ออกตั้งฉากจากกลางลำของอากาศยาน เขียนได้ว่า

$$P^b = R_{v2}^b(\phi)P^{v2} \quad (2.11)$$

โดย  $R_{v2}^b(\phi)$  คือ เมทริกซ์การหมุนทวนเข็มนาฬิกากรอบแกน  $x$  ของกรอบบอดีเป็นมุมโรล สามารถเขียนได้ดังนี้

$$R_{v2}^b(\phi) \triangleq \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & \sin(\phi) \\ 0 & -\sin(\phi) & \cos(\phi) \end{pmatrix} \quad (2.12)$$



รูปที่ 2.4 กรอบบอดี

เมื่อพิจารณาการหมุนของกรอบเฉื่อย กรอบพิกัดและกรอบบอดี โดยเมื่อรวมการแปลง (Transformation) ของกรอบดังกล่าว เมื่อ  $R_{v2}^b$  คือ เมทริกซ์การรวมการแปลงของกรอบเฉื่อย กรอบพิกัดและกรอบบอดี สามารถเขียนได้ดังนี้

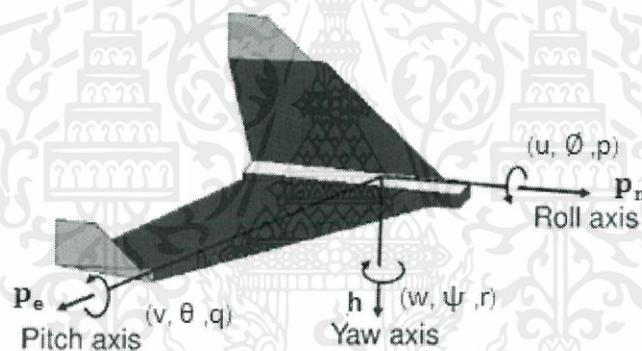
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่จัดทำขึ้นเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\begin{aligned}
R_V^b(\varnothing, \theta, \psi) &= R_{V_2}^b(\varnothing)R_{V_1}^{V_2}(\theta)R_V^1(\psi) \\
&= \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\varnothing) & \sin(\varnothing) \\ 0 & -\sin(\varnothing) & \cos(\varnothing) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos(\psi) & \sin(\psi) & 0 \\ -\sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \\
&= \begin{pmatrix} c\theta c\psi & c\theta s\psi & -s\theta \\ s\varnothing s\theta c\psi - c\varnothing s\psi & s\varnothing s\theta s\psi + c\varnothing c\psi & s\varnothing c\theta \\ c\varnothing s\theta c\psi + s\varnothing s\psi & c\varnothing s\theta s\psi - s\varnothing c & c\varnothing c\theta \end{pmatrix} \quad (2.13)
\end{aligned}$$

โดย  $s\varnothing$  คือ  $\sin(\varnothing)$ ,  $c\varnothing$  คือ  $\cos(\varnothing)$ ,  $s\theta$  คือ  $\sin(\theta)$ ,  $c\theta$  คือ  $\cos(\theta)$ ,  $s\psi$  คือ  $\sin(\psi)$  และ  $c\psi$  คือ  $\cos(\psi)$

### 2.1.2 ตัวแปรสเตทของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัด

การหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัด มีตัวแปรสเตทที่เกี่ยวข้องทั้งหมด 12 ตัวแปร ดังแสดงในรูปที่ 2.5 ตำแหน่ง  $(p_n, p_e, h)$  ของอากาศยานสี่ใบพัดแสดงถึงกรอบเฉื่อย โดยตัวแปร  $h$  อยู่ตามแนวแกน  $z$  ในกรอบเฉื่อย ความเร็วเชิงเส้น  $(u, v, w)$  และความเร็วเชิงมุม  $(p, q, r)$  ของอากาศยานสี่ใบพัด อ้างอิงจากกรอบบอดี้ตามหลักมุมรูลอร์ (Ruler)  $(\varnothing, \theta, \psi)$



รูปที่ 2.5 นิยามของแกน

- $p_n$  คือ ตำแหน่งของกรอบเฉื่อย ทางทิศเหนือของอากาศยานสี่ใบพัด (แกน  $x$ )
- $p_e$  คือ ตำแหน่งของกรอบเฉื่อย ทางทิศตะวันออกของอากาศยานสี่ใบพัด (แกน  $y$ )
- $h$  คือ ระดับความสูงของอากาศยานสี่ใบพัด (แกน  $z$ )
- $u$  คือ ความเร็วเชิงเส้นตามแนวแกน  $x$  ของกรอบบอดี้
- $v$  คือ ความเร็วเชิงเส้นตามแนวแกน  $y$  ของกรอบบอดี้
- $w$  คือ ความเร็วเชิงเส้นตามแนวแกน  $z$  ของกรอบบอดี้
- $\varnothing$  คือ มุมโรล
- $\theta$  คือ มุมพิทช์
- $\psi$  คือ มุมยอร์
- $p$  คือ ความเร็วเชิงมุมโรล
- $q$  คือ ความเร็วเชิงมุมพิทช์
- $r$  คือ ความเร็วเชิงมุมยอร์

### 2.1.3 ไคเนเมติกของอากาศยานสี่ใบพัด

ส่วนสำคัญในการพิจารณาพลวัตของอากาศยานสี่ใบพัด คือการพิจารณาไคเนเมติกของอากาศยานสี่ใบพัด ความสัมพันธ์ระหว่างตัวแปรสเตรท  $p_n, p_e$  และ  $-h$  ซึ่งเป็นปริมาณในกรอบอ้างอิงเฉื่อย กับความเร็ว  $u, v, w$  ซึ่งเป็นปริมาณในกรอบบอดี้ สามารถเขียนความสัมพันธ์ได้ดังนี้

$$\begin{aligned} \frac{d}{dt} \begin{pmatrix} p_n \\ p_e \\ -h \end{pmatrix} &= R_b^v \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} \\ &= (R_v^b)^T \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} \\ &= \begin{pmatrix} c\theta c\psi & s\theta s\theta c\psi - c\theta s\psi & c\theta s\theta c\psi + s\theta s\psi \\ c\theta s\psi & s\theta s\theta s\psi + c\theta c\psi & c\theta s\theta s\psi - s\theta c\psi \\ -s\theta & s\theta c\theta & c\theta c\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (2.14)$$

ความสัมพันธ์ระหว่างมุม  $\theta, \theta, \psi$  ซึ่งมาจากกรอบอ้างอิงที่ต่างกันกับความเร็วเชิงมุม  $p, q, r$  จึงจำเป็นต้องแปลงความสัมพันธ์จาก  $p, q, r$  ไปเป็น  $\dot{\theta}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$

โดยที่  $R_{v_2}^b(\dot{\theta}) = R_{v_1}^{v_2}(\dot{\theta}) = R_v^1(\dot{\psi})$  สามารถเขียนได้ดังนี้

$$\begin{aligned} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} &= R_{v_2}^b(\dot{\theta}) \begin{pmatrix} \dot{\theta} \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} + R_{v_2}^b(\theta) R_{v_1}^{v_2}(\dot{\theta}) \begin{pmatrix} 0 \\ \dot{\theta} \\ 0 \end{pmatrix} + R_{v_2}^b(\theta) R_{v_1}^{v_2}(\theta) R_v^1(\dot{\psi}) \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} \\ &= \begin{pmatrix} 1 & 0 & -s\theta \\ 0 & c\theta & s\theta c\theta \\ 0 & -s\theta & c\theta c\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (2.15)$$

จากสมการ (2.15) เมื่อทำเมทริกซ์ผกผัน (Inverse matrix) เขียนได้เป็น

$$\begin{pmatrix} \dot{\theta} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \sin(\theta) \tan(\theta) & \cos(\theta) \tan(\theta) \\ 0 & \cos(\theta) & -\sin(\theta) \\ 0 & \sin(\theta) \sec(\theta) & \cos(\theta) \sec(\theta) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \quad (2.16)$$

### 2.1.4 พลวัตของวัตถุแข็งเกร็ง

หากพิจารณาพลวัตของอากาศยานสี่ใบพัดเป็นพลวัตของวัตถุแข็งเกร็ง โดยอาศัยกฎของนิวตันในกรอบเฉื่อย สามารถเขียนความสัมพันธ์ได้ดังนี้

$$m \frac{dv}{dt} = F$$

เมื่อ  $v$  คือ ความเร็วเชิงเส้นของอากาศยานสี่ใบพัด

$m$  คือ มวลของอากาศยานสี่ใบพัด

$F$  คือ แรงที่กระทำกับอากาศยานสี่ใบพัด

หากพิจารณาความสัมพันธ์ตามสมการโคริออริส (Coriolis equation) สามารถเขียนความสัมพันธ์ข้างต้นได้เป็น

$$m \frac{dv}{dt_i} = m \left( \frac{dv}{dt_b} + \omega_{b/i} \times v \right) = F \quad (2.17)$$

โดยที่  $\omega_{b/i}$  คือความเร็วเชิงมุมของกรอบของลำอากาศยานสี่ใบพัด เทียบกับกรอบเฉื่อย ซึ่งค่า  $\omega$  ถูกวัดโดยกรอบบอดี ได้ดังสมการ (2.18)

$$\begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} rv - qw \\ pw - ru \\ qu - pv \end{pmatrix} + \frac{1}{m} \begin{pmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{pmatrix} \quad (2.18)$$

เมื่อพิจารณาสมการการหมุนของกฎข้อที่ 2 ของนิวตัน คือ

$$J \frac{d\omega}{dt} = \tau$$

เมื่อ  $\omega$  คือ ความเร็วเชิงมุม

$\tau$  คือ แรงบิด

$J$  คือ เมทริกซ์โมเมนต์ความเฉื่อย (Moment of inertia) ของอากาศยานสี่ใบพัด

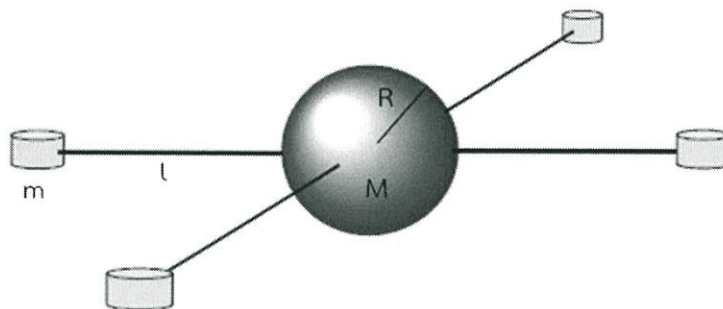
ในที่นี้เมทริกซ์โมเมนต์ความเฉื่อยของอากาศยานสี่ใบพัด จะประมาณมวลตรงกลางซึ่งเป็นส่วนของแผงวงจรควบคุมมีลักษณะเป็นทรงกลมตันมีมวล  $M$  รัศมี  $R$  และประมาณส่วนของมอเตอร์รวมกับใบพัดทั้งสองด้านมีลักษณะเป็นทรงกลมตันมวล  $m$  ตั้งอยู่ห่างจากศูนย์กลางเป็นระยะ  $l$  ดังรูปที่ 2.6 ได้ดังนี้

$$J = \begin{pmatrix} \int (y^2 + z^2) dm & - \int xy dm & - \int xz dm \\ - \int xy dm & \int (x^2 + z^2) dm & - \int yz dm \\ - \int xz dm & - \int yz dm & \int (x^2 + y^2) dm \end{pmatrix} \\ \triangleq \begin{pmatrix} J_x & -J_{xy} & -J_{xz} \\ -J_{xy} & J_y & -J_{yz} \\ -J_{xz} & -J_{yz} & J_z \end{pmatrix} \quad (2.19)$$

เมื่อพิจารณาความสัมพันธ์ตามสมการโคริออริส เขียนได้เป็น

$$J \frac{d\omega}{dt_i} = J \frac{d\omega}{dt_b} + \omega_{b/i} \times \omega = \tau \quad (2.20)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.6 การพิจารณาโมเมนต์ความเฉื่อยของอากาศยานสี่ใบพัด

จากรูปที่ 2.6 เนื่องจากอากาศยานสี่ใบพัดมีลักษณะที่สมมาตรทั้ง 3 แกน ทำให้  $J_{xy} = J_{xz} = J_{yz} = 0$  ดังนั้นสมการ (2.19) สามารถเขียนใหม่ได้ดังนี้

$$J = \begin{pmatrix} J_x & 0 & 0 \\ 0 & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{pmatrix}$$

ทำเมทริกซ์ผกผัน ของเมทริกซ์  $J$  ข้างต้น ได้เป็นดังนี้

$$J^{-1} = \begin{pmatrix} \frac{1}{J_x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{J_y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{J_z} \end{pmatrix}$$

ค่าโมเมนต์ความเฉื่อยของทรงกลมตัน เท่ากับ  $2MR^2/5$  ดังนั้น

$$J_x = \frac{2MR^2}{5} + 2l^2m \quad (2.21)$$

$$J_y = \frac{2MR^2}{5} + 2l^2m \quad (2.22)$$

$$J_z = \frac{2MR^2}{5} + 4l^2m \quad (2.23)$$

จากนิยาม  $m^b \triangleq (\tau_\phi, \tau_\theta, \tau_\psi)^T$  สามารถเขียนได้เป็น

$$\begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{1}{J_x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{J_y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{J_z} \end{pmatrix} \left[ \begin{pmatrix} 0 & r & -q \\ -r & 0 & p \\ q & -p & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} J_x & 0 & 0 \\ 0 & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{pmatrix} \right]$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์ไว้เพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น หากมีข้อสงสัยหรือต้องการข้อมูลเพิ่มเติม กรุณาติดต่อผู้จัดทำ และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีโอกาส (2.24) ใช้

$$= \begin{pmatrix} \frac{J_y - J_z}{J_x} qr \\ \frac{J_z - J_x}{J_y} pr \\ \frac{J_x - J_y}{J_z} pq \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \frac{1}{J_x} \tau_\phi \\ \frac{1}{J_y} \tau_\theta \\ \frac{1}{J_z} \tau_\psi \end{pmatrix}$$

ค่าองศาความเป็นอิสระ (Degree of freedom) ทั้งหกค่าของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัด ทั้งสมการโคโรนิเมติกและสมการพลวัต สามารถเขียนได้ดังนี้

$$\begin{pmatrix} \dot{p}_n \\ \dot{p}_e \\ -\dot{h} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} c\theta c\psi & s\theta s\theta c\psi - c\theta s\psi & c\theta s\theta c\psi + s\theta s\psi \\ c\theta s\psi & s\theta s\theta s\psi + c\theta c\psi & c\theta s\theta s\psi - s\theta c\psi \\ -s\theta & s\theta c\theta & c\theta c\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} \quad (2.25)$$

$$\begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} rv - qw \\ pw - ru \\ qu - pv \end{pmatrix} + \frac{1}{m} \begin{pmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{pmatrix} \quad (2.26)$$

$$\begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \sin(\phi)\tan(\theta) & \cos(\phi)\tan(\theta) \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \sin(\phi)\sec(\theta) & \cos(\phi)\sec(\theta) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \quad (2.27)$$

$$\begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{J_y - J_z}{J_x} qr \\ \frac{J_z - J_x}{J_y} pr \\ \frac{J_x - J_y}{J_z} pq \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \frac{1}{J_x} \tau_\phi \\ \frac{1}{J_y} \tau_\theta \\ \frac{1}{J_z} \tau_\psi \end{pmatrix} \quad (2.28)$$

### 2.1.5 แรงยกและโมเมนต์

เป้าหมายของหัวข้อนี้เพื่ออธิบายแรงและโมเมนต์ที่กระทำอากาศยานสี่ใบพัด โดยไม่พิจารณาผลของอากาศพลศาสตร์ (Aerodynamics) และแรงกับโมเมนต์ทางพลศาสตร์

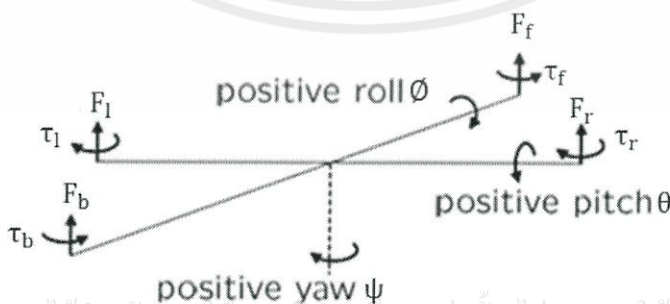
แรงและโมเมนต์เนื่องจากแรงโน้มถ่วงที่กระทำกับใบพัดทั้งสิ้น จะกระทำบนอากาศยานสี่ใบพัด ดังรูปที่ 2.7 ซึ่งสามารถเขียนแรงกระทำรวม และแรงบิดรวมได้ดังนี้

$$F = F_f + F_r + F_b + F_l \quad (2.29)$$

$$\tau_\phi = l(F_l - F_r) \quad (2.30)$$

$$\tau_\theta = l(F_f - F_b) \quad (2.31)$$

$$\tau_\psi = -\tau_r - \tau_l + \tau_f + \tau_b \quad (2.32)$$



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น ลิขสิทธิ์เป็นของกองทัพอากาศและกองทัพบกไทย การนำเอกสารฉบับนี้ไปใช้โดยไม่ได้รับอนุญาตถือว่าผิดกฎหมาย

รูปที่ 2.7 นิยามของแรงยกและแรงบิดที่กระทำบนอากาศยานสี่ใบพัด

แรง  $F_g^v$  ซึ่งเป็นแรงโน้มถ่วงที่กระทำบนอากาศยานสี่ใบพัด จะกระทำเฉพาะแกน  $z$  เท่านั้น ซึ่งเป็นแรงกระทำอยู่บนแกนพาด โดยแรงนี้เป็นแรงที่กระทำที่จุดศูนย์กลางของมวล เขียนได้ว่า

$$F_g^v = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{pmatrix} \quad (2.33)$$

หลังจากนั้นทำการแปลงแรงจากกรอบพาดโดยอาศัยเมทริกซ์การแปลง  $R_v^b$  จากสมการ (2.13) เป็นกรอบบอดี้

$$\begin{aligned} F_g^b &= R_v^b \times F_g^v \\ F_g^b &= R_v^b \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{pmatrix} \\ &= \begin{pmatrix} -mg \sin\theta \\ mg \cos\theta \sin\phi \\ mg \cos\theta \cos\phi \end{pmatrix} \end{aligned} \quad (2.34)$$

เมื่อแทนค่าสมการ (2.34) ลงในสมการ (2.26) สามารถสรุปเป็นแบบจำลองปริภูมิสเทตแบบไม่เป็นเชิงเส้นของอากาศยานจากสมการ (2.25) ถึงสมการ (2.28) เป็นสมการ (2.35) ถึงสมการ (2.38)

$$\begin{pmatrix} \dot{p}_n \\ \dot{p}_e \\ -\dot{h} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} c\theta c\psi & s\theta s\theta c\psi - c\theta s\psi & c\theta s\theta c\psi + s\theta s\psi \\ c\theta s\psi & s\theta s\theta s\psi + c\theta c\psi & c\theta s\theta s\psi - s\theta c\psi \\ s\theta & -s\theta c\theta & -c\theta c\theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} \quad (2.35)$$

$$\begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} rv - qw \\ pw - ru \\ qu - pv \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} -g \sin\theta \\ g \cos\theta \sin\phi \\ g \cos\theta \cos\phi \end{pmatrix} + \frac{1}{m} \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ -F \end{pmatrix} \quad (2.36)$$

$$\begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 1 & \sin(\phi)\tan(\theta) & \cos(\phi)\tan(\theta) \\ 0 & \cos(\phi) & -\sin(\phi) \\ 0 & \sin(\phi)\sec(\theta) & \cos(\phi)\sec(\theta) \end{pmatrix} \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \quad (2.37)$$

$$\begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{J_y - J_z}{J_x} qr \\ \frac{J_z - J_x}{J_y} pr \\ \frac{J_x - J_y}{J_z} pq \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} \frac{1}{J_x} \tau_\phi \\ \frac{1}{J_y} \tau_\theta \\ \frac{1}{J_z} \tau_\psi \end{pmatrix} \quad (2.38)$$

### 2.1.6 แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ที่ถูกทำให้ง่าย

แบบจำลองทางคณิตศาสตร์อย่างสมบูรณ์ของอากาศยานสี่ใบพัดตั้งสมการ (2.35) ถึงสมการ (2.38) ยังไม่เหมาะสำหรับการออกแบบระบบควบคุม เนื่องจากมีความยุ่งยากและซับซ้อน ในหัวข้อนี้ จึงเป็นการประมาณแบบจำลองดังกล่าวเพื่อให้ง่ายต่อการออกแบบระบบควบคุม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์สำหรับการใช้ในเชิงวิชาการเท่านั้น ไม่อนุญาตให้เผยแพร่ในเชิงพาณิชย์ การค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สำหรับอากาศยานสี่ใบพัด เมื่อพิจารณามุม  $\psi$  มีค่าน้อยมาก ดังนั้นจากสมการ (2.35) เขียนได้เป็น

$$\begin{pmatrix} \dot{p}_x \\ \dot{p}_y \\ \dot{p}_z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} c\theta & s\theta s\psi & c\theta s\psi \\ 0 & c\psi & -s\psi \\ -s\theta & s\theta c\psi & c\theta c\psi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} u \\ v \\ w \end{pmatrix} \quad (2.39)$$

เมื่อพิจารณาว่าผลของเทอมคอสิริอัส มุม  $\psi$  และมุม  $\theta$  มีค่าน้อยมาก ดังนั้นสมการ (2.36) เขียนได้เป็นสมการ (2.40)

$$\begin{pmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ g \end{pmatrix} + \frac{1}{m} \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ -F \end{pmatrix} \quad (2.40)$$

และสมการ (2.37) กลายเป็น

$$\begin{pmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} p \\ q \\ r \end{pmatrix} \quad (2.41)$$

ในทำนองเดียวกันเมื่อพิจารณาว่าเทอมของคอสิริอัส  $qr$ ,  $pr$  และ  $pq$  มีค่าน้อยมาก ดังนั้นสมการ (2.38) กลายเป็น

$$\begin{pmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{1}{J_x} \tau_\phi \\ \frac{1}{J_y} \tau_\theta \\ \frac{1}{J_z} \tau_\psi \end{pmatrix} \quad (2.42)$$

เมื่อพิจารณาการรักษาสมดุลของอากาศยานสี่ใบพัดเป็นหลัก จึงเพียงพอที่จะพิจารณาสมการ (2.41) และสมการ (2.42) ซึ่งเขียนในรูปปริภูมิสเตตได้ดังนี้

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \\ \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 1/J_x & 0 & 0 \\ 0 & 1/J_y & 0 \\ 0 & 0 & 1/J_z \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} \quad (2.43)$$

ค่าโมเมนต์ความเฉื่อยของทรงกลมตันสามารถคำนวณได้จากสมการ (2.21) ถึง สมการ (2.23) โดยแทนค่า  $m = 0.111 \text{ kg}$ ,  $M = 0.111 \text{ kg}$ ,  $R = 0.05 \text{ m}$ , และ  $l = 0.225 \text{ m}$  จะได้ค่า  $J_x = J_y = 0.01135 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$  และ  $J_z = 0.0027 \text{ kg}\cdot\text{m}^2$  หลังจากนั้นให้แทนค่า  $J_x$ ,  $J_y$  และ  $J_z$  ลงในสมการ (2.43) จะได้สมการสเตตดังสมการ (2.44)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \\ \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \\ \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 88.11 & 0 & 0 \\ 0 & 88.11 & 0 \\ 0 & 0 & 370.37 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tau_{\phi} \\ \tau_{\theta} \\ \tau_{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.44)$$

โดยพิจารณาตัวแปรสเทททุกตัวเป็นเอาต์พุต นั่นคือ  $y(t) = x(t)$  จึงได้ว่า

$$\begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \\ y_3 \\ y_4 \\ y_5 \\ y_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \\ \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \tau_{\phi} \\ \tau_{\theta} \\ \tau_{\psi} \end{bmatrix} \quad (2.45)$$

สมการสเททนี้ถูกใช้ในการออกแบบตัวสังเกตสเทท ในหัวข้อ 3.4

## 2.2 ทฤษฎีการออกแบบตัวควบคุม

การออกแบบตัวควบคุมอากาศยานสี่ใบพัดโดยอาศัยเส้นทางราก (Root locus) สำหรับใช้ในการออกแบบเพื่อให้ได้สมรรถนะตามที่ต้องการ และเพื่อให้อากาศยานสี่ใบพัดสามารถทรงตัวอยู่หนึ่งได้ รวมไปถึงการเขียนความสัมพันธ์ในรูปของแบบจำลองในรูปอนุพันธ์อันดับหนึ่งของตัวแปรสเทท (State-space model) เพื่อใช้สำหรับการออกแบบตัวสังเกตสเทท

### 2.2.1 การออกแบบตัวควบคุมโดยอาศัยเส้นทางราก

เมื่อทราบปริภูมิสเทท ดังสมการ (2.43) สามารถหาฟังก์ชันถ่ายโอน (Transfer function) บนโดเมน  $s$  ( $s$  domain) สำหรับแต่ละมุมเป็นอิสระจากกัน โดยเอาต์พุตคือมุมตามแนวแกน  $x$  แกน  $y$  และแกน  $z$  หรือมุม  $\phi, \theta, \psi$  ตามลำดับ และอินพุตคือแรงบิดตามแนวแกน  $x$  แกน  $y$  และแกน  $z$  หรือ  $\tau_{\phi}, \tau_{\theta}, \tau_{\psi}$  ตามลำดับ ดังสมการ (2.46) ถึงสมการ (2.48)

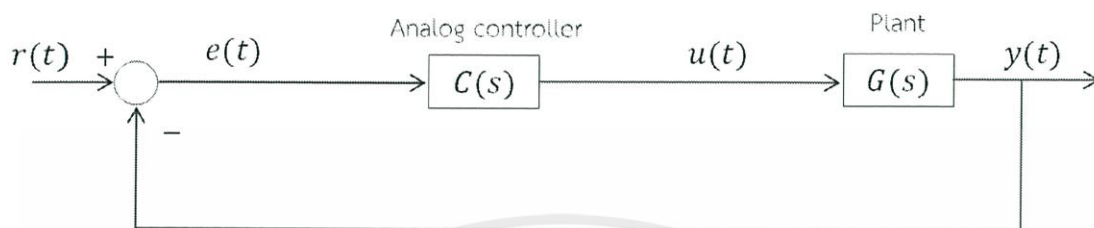
$$\frac{\phi(s)}{\tau_{\phi}(s)} = \frac{1}{J_x s^2} \quad (2.46)$$

$$\frac{\theta(s)}{\tau_{\theta}(s)} = \frac{1}{J_y s^2} \quad (2.47)$$

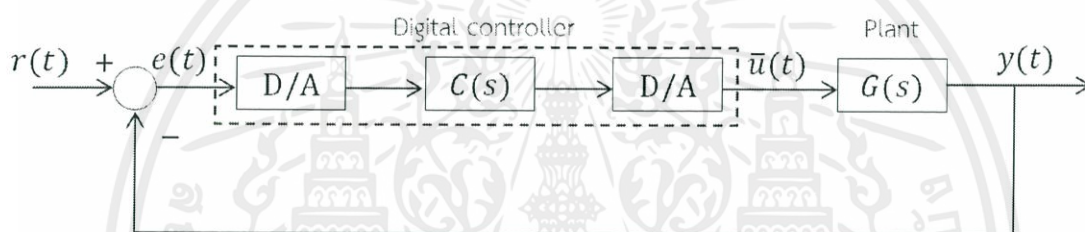
$$\frac{\psi(s)}{\tau_{\psi}(s)} = \frac{1}{J_z s^2} \quad (2.48)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ ในการออกแบบตัวควบคุมดิจิทัลโดยอาศัยเส้นทางราก กระทำได้โดยตรงในโดเมน  $z$  ( $z$  domain) โดยไม่อาศัยเทคนิคการออกแบบตัวควบคุมแอนะล็อก เมื่อกำหนดฟังก์ชันถ่ายโอนของ

กระบวนการในโดเมน  $z$  คือ  $G(z)$  และฟังก์ชันถ่ายโอนที่ต้องการและนำไปสร้างได้ของระบบวงปิด  $Y(z)/R(z)$  หากค่าฟังก์ชันถ่ายโอนของตัวควบคุมดิจิทัล  $C(z)$  แล้วเขียนลงในไมโครคอนโทรลเลอร์ รูปที่ 2.8 แสดงถึงความแตกต่างระหว่างระบบควบคุมแอนะล็อกและระบบควบคุมดิจิทัล ตัวควบคุมแอนะล็อก ในรูปที่ 2.8(ก) ถูกแทนที่ด้วยตัวควบคุมดิจิทัล ตัวแปลงสัญญาณแอนะล็อกเป็นดิจิทัล และตัวแปลงสัญญาณดิจิทัลเป็นแอนะล็อก เป็นระบบควบคุมแบบดิจิทัลดังรูปที่ 2.8(ข)



(ก) ระบบควบคุมป้อนกลับแบบแอนะล็อก



(ข) ระบบควบคุมป้อนกลับแบบดิจิทัล

รูปที่ 2.8 ระบบควบคุมป้อนกลับ

ระบบ (Plant) ในทางปฏิบัติเป็นแอนะล็อกคือ สามารถหาแบบจำลองคณิตศาสตร์และนำมาเขียนเป็นฟังก์ชันถ่ายโอนบนโดเมน  $s$  ได้ แต่การออกแบบระบบควบคุมแบบดิจิทัลจะทำการออกแบบและพิจารณาด้านโดเมน  $z$  ดังนั้นฟังก์ชันถ่ายโอนของระบบต้องเพื่อผลของการกระจัดสัญญาณอันดับศูนย์ (Zero-order hold: ZOH) เสียก่อนเพื่อแปลงให้ไปอยู่บนโดเมน  $z$  โดยอาศัยการแปลง  $z$  ดังนี้

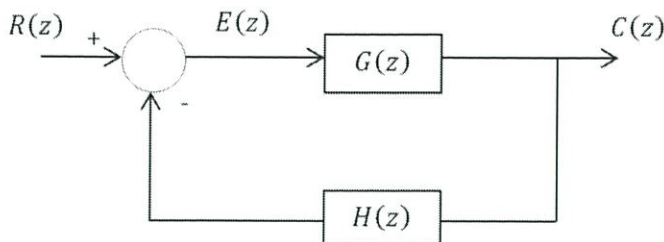
$$G(z) = Z \left[ (1 - e^{-Ts}) \frac{G(s)}{s} \right] = (1 - z^{-1}) Z \left[ \frac{G(s)}{s} \right] \quad (2.49)$$

เมื่อ  $T$  เป็นค่าคาบเวลาของการซิกตัวอย่าง (Sampling time)

เมื่อเปลี่ยนฟังก์ชันถ่ายโอนบนโดเมน  $s$  เป็นฟังก์ชันถ่ายโอนบนโดเมน  $z$  แล้ว สามารถออกแบบตัวควบคุมโดยอาศัยเงื่อนไขมุมและเงื่อนไขขนาดของเส้นทางราก ดังนี้ เมื่อพิจารณาระบบควบคุมเอกส ดังรูปที่ 2.9 ฟังก์ชันถ่ายโอนวงปิดสามารถอธิบายได้ดังสมการ (2.50) อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดลอกเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\frac{C(z)}{R(z)} = \frac{G(z)}{1 + G(z)H(z)} \quad (2.50)$$



รูปที่ 2.9 ระบบควบคุมวงปิด

สมการคุณลักษณะของระบบวงปิด หาได้โดยกำหนดให้พหุนามส่วนของด้านขวามือของสมการ (2.50) มีค่าเท่ากับศูนย์ นั่นคือ

$$1 + G(z)H(z) = 0$$

หรือ

$$G(z)H(z) = -1 \quad (2.51)$$

กรณี  $G(z)H(z)$  เป็นพหุนามเศษส่วนของตัวแปร  $z$  ซึ่งเป็นจำนวนเชิงซ้อน ดังนั้นสมการ (2.51) สามารถแยกออกเป็น 2 สมการในรูปของมุมและขนาด ดังนี้

เงื่อนไขมุม

$$\angle G(z)H(z) = 180^\circ(2k+1) \quad (k = 0, \pm 1, \pm 2 \dots) \quad (2.52)$$

เงื่อนไขขนาด

$$|G(z)H(z)| = 1 \quad (2.53)$$

ค่าของ  $z$  ซึ่งสอดคล้องทั้งเงื่อนไขมุมและเงื่อนไขขนาด เป็นรากของสมการคุณลักษณะหรือโพลวงปิด

### 2.2.2 ปริภูมิสแตตและการออกแบบตัวสังเกตสแตต

ในหัวข้อนี้กล่าวถึงสมการเชิงอนุพันธ์ซึ่งสามารถแสดงการทำงานของระบบให้อยู่ในรูปของแบบจำลองสมการสแตต กำหนดให้ระบบพลวัตมี  $u(t)$  เป็นสัญญาณขาเข้า  $y(t)$  เป็นสัญญาณขาออก และ  $x(t)$  เป็นตัวแปรสแตต รูปทั่วไปของสมการสแตตสามารถเขียนได้ดังนี้

$$\dot{x}(t) = A(t)x(t) + B(t)u(t) \quad (2.54)$$

$$y(t) = C(t)x(t) + D(t)u(t) \quad (2.55)$$

โดยที่

$x(t)$  คือ เวกเตอร์ของตัวแปรสแตต (State vector) มีจำนวนมิติเป็น  $n$  มิติ

$y(t)$  คือ เวกเตอร์ของสัญญาณเอาต์พุต (Output vector) มีจำนวนมิติเป็น  $m$  มิติ

$u(t)$  คือ เวกเตอร์ของสัญญาณควบคุม (Control vector) มีจำนวนมิติเป็น  $r$  มิติ

$A(t)$  คือ เมทริกซ์สแตต (State matrix) มีขนาดเป็น  $n \times n$

$B(t)$  คือ เมทริกซ์อินพุต (Input matrix) มีขนาดเป็น  $n \times r$

$C(t)$  คือ เมทริกซ์เอาต์พุต (Output matrix) มีขนาดเป็น  $m \times n$

$D(t)$  คือ เมทริกซ์ป้อนผ่าน (Direct transmission matrix) มีขนาดเป็น  $m \times r$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่จัดทำขึ้นเพื่อใช้ในการเรียนการสอนเท่านั้น ไม่ควรนำเอกสารนี้ไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

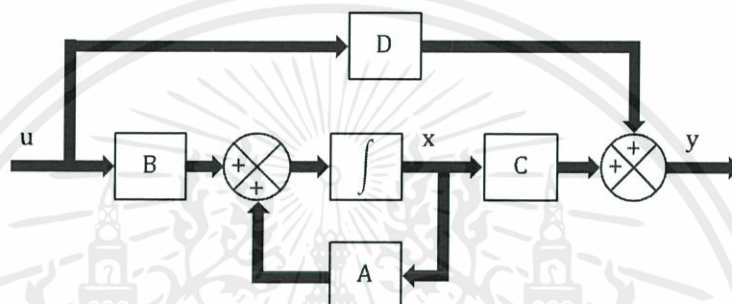
ไม่ว่ากรณีใดๆก็ตาม หากมีข้อผิดพลาดประการใด ขออภัยเป็นอย่างสูง และขอเชิญแจ้งข้อผิดพลาดทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดยทั่วไปแล้วเมทริกซ์ข้างต้นนี้เป็นเมทริกซ์ที่แปรผันตามเวลา แต่ในบางกรณีระบบอาจเป็นระบบเชิงเส้นไม่แปรผันตามเวลา (Linear time-invariant system) ก็ได้ ระบบเชิงเส้นไม่แปรผันตามเวลามักถูกนำมาศึกษาอย่างแพร่หลาย เพราะมีความซับซ้อนน้อยกว่าและเหมาะต่อการศึกษาในระดับพื้นฐาน โดยสามารถเขียนรูปทั่วไปของระบบเชิงเส้นไม่แปรผันตามเวลาด้วยสมการสเตทได้ดังนี้

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + Bu(t) \quad (2.56)$$

$$y(t) = Cx(t) + Du(t) \quad (2.57)$$

โดยที่เมทริกซ์  $A$ ,  $B$ ,  $C$  และ  $D$  ไม่ขึ้นกับเวลา แผนผังของระบบไม่แปรผันตามเวลาสามารถเขียนได้ดังรูปที่ 2.10



รูปที่ 2.10 แผนผังของระบบไม่แปรผันตามเวลา

ตัวแปรเวลาสามารถมีได้ทั้งแบบเวลาต่อเนื่อง (Continuous time) และแบบเวลาดีสครีต (Discrete time) นอกจากนั้นแล้วยังมีระบบผสมซึ่งเป็นระบบที่มีโดเมนเวลาอยู่ทั้งเวลาต่อเนื่องและเวลาดีสครีต

### 2.2.2.1 ความควบคุมได้

ก่อนที่จะออกแบบระบบใด ๆ ควรตรวจสอบก่อนว่าสเตทของระบบนั้นสามารถควบคุมได้หรือไม่ เนื่องจากต้องนำตัวแปรสเตทไปใช้ในการป้อนกลับเพื่อควบคุมระบบ ถ้าหากว่าสเตทของระบบนั้นสามารถควบคุมได้ จึงจะสามารถออกแบบตัวควบคุมต่อไปได้

#### นิยาม ความควบคุมได้ของสเตท

ระบบพลวัต  $\dot{x}(t) = A(t)x(t) + B(t)u(t)$  มีความสามารถควบคุมได้ (Controllable) ถ้ากำหนดให้สเตทเริ่มต้น  $x(t_0) = x_0$  และสเตทสุดท้าย  $x(t_1) = x_1$  ใด ๆ โดยที่  $t_0 \leq t \leq t_1$  แล้วสามารถหาอินพุต  $u(t)$  ที่ใช้ขับสเตทจากสเตท  $x_0$  ไปยังสเตท  $x_1$  ได้ ในทางกลับกันถ้าไม่สามารถหาอินพุตดังกล่าวได้ ระบบถูกเรียกว่าไม่สามารถควบคุมสเตทได้ (Uncontrollable) โดยสามารถตรวจสอบความควบคุมได้ของสเตทโดยใช้ทฤษฎีดังนี้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับบริการใช้งานเพื่อการศึกษานี้เท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### ทฤษฎี การตรวจสอบความควบคุมได้ของสเตท

ระบบพลวัต  $\dot{x}(t) = A(t)x(t) + B(t)u(t)$  สามารถควบคุมสเตทได้ก็ต่อเมื่อ ค่าลำดับชั้น (Rank) ของเมทริกซ์ความควบคุมได้ (Controllability matrix)  $M$  มีค่าเท่ากับค่าลำดับชั้นเต็ม (Full rank) โดยที่

$$M = [B \quad AB \quad A^2B \quad \dots \quad A^{n-1}B]$$

#### 2.2.2.2 ความสังเกตได้

ก่อนออกแบบตัวสังเกตสเตท ควรตรวจสอบก่อนว่าระบบนั้นสามารถสังเกตได้หรือไม่ เนื่องจากต้องนำตัวแปรสเตทไปใช้ในการป้อนกลับเพื่อควบคุมระบบ ถ้าหากระบบสามารถสังเกตได้ ก็จะสามารออกแบบตัวสังเกตสเตทต่อไปได้

นิยาม ความสังเกตได้ของระบบ

ระบบพลวัต  $\dot{x}(t) = A(t)x(t) + B(t)u(t)$  สามารถสังเกตได้ (Observable) ถ้าทุก ๆ สเตท  $x(t)$  สามารถหาได้จากเอาต์พุต  $y(t)$  ใด ๆ โดยที่  $t_0 \leq t \leq t_1$  ในทางกลับกันถ้าไม่สามารถหาสเตทดังกล่าวได้จากสัญญาณเอาต์พุต ระบบก็ไม่สามารถสังเกตได้ (Unobservable) โดยสามารถตรวจสอบความสังเกตได้ของระบบโดยใช้ทฤษฎีดังนี้

ทฤษฎี การตรวจสอบความสังเกตได้ของระบบ

ระบบพลวัต  $\dot{x}(t) = A(t)x(t) + B(t)u(t)$  สามารถสังเกตได้ก็ต่อเมื่อค่าลำดับชั้นของเมทริกซ์ความสังเกตได้ (Observability matrix)  $N$  มีค่าเท่ากับค่าลำดับชั้นเต็ม โดยที่

$$N = \begin{bmatrix} C \\ CA \\ CA^2 \\ \vdots \\ CA^{n-1} \end{bmatrix}$$

#### 2.2.2.3 ตัวสังเกตสเตท

ในทางปฏิบัติ ระบบเซนเซอร์อาจไม่สามารถวัดตัวแปรสเตทได้ครบทุกตัว ทำให้ควบคุมแบบป้อนกลับไม่ได้ หรือบางครั้งตัวแปรสเตทที่วัดได้ก็มีสัญญาณรบกวนที่เกิดจากระบบการวัด ทำให้ตัวแปรสเตทไม่เหมาะสมที่จะนำไปใช้ในการควบคุมต่อไป สามารถแก้ไขปัญหานี้ได้ด้วยการใช้ตัวสังเกตสเตท ซึ่งทำหน้าที่ประมาณตัวแปรสเตท  $\hat{x}(t)$  ขึ้นมาใหม่ โดยใช้สัญญาณที่วัดได้จากเซนเซอร์ต่าง ๆ  $y(t)$  และสัญญาณควบคุม  $u(t)$

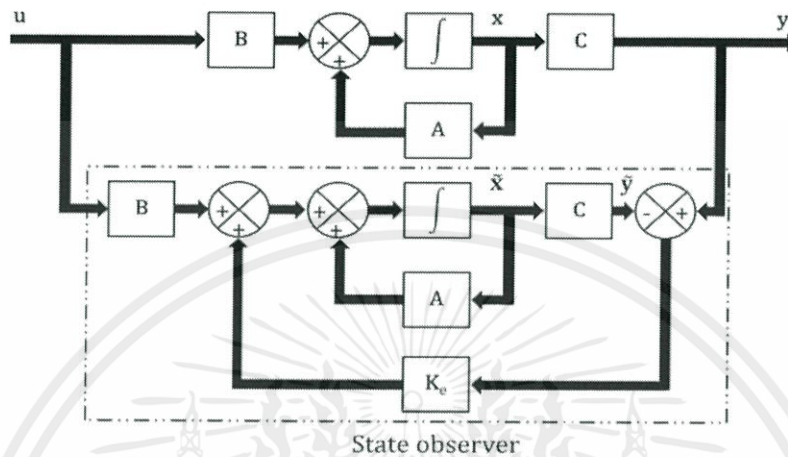
โดยพื้นฐานแล้ว ตัวสังเกตสเตทมีแบบจำลองทางคณิตศาสตร์คล้ายกันกับระบบ ต่างกันตรงที่สมการสเตทของตัวสังเกตสเตทจะมีพจน์บางพจน์เพิ่มเข้ามา คือความคลาดเคลื่อนจากการประมาณ ซึ่งก็คือผลต่างระหว่างสัญญาณเอาต์พุตที่วัดได้จากเซนเซอร์ และสัญญาณเอาต์พุตที่ได้จากการประมาณ ดังนั้นจึงเขียนแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของตัวสังเกตสเตทได้เป็น

$$\dot{\hat{x}}(t) = A\hat{x}(t) + Bu(t) + K_e(y(t) - C\hat{x}(t)) \quad (2.58)$$

หรือ

$$\dot{\hat{x}}(t) = (A - K_e C)\hat{x}(t) + Bu(t) + K_e y(t) \quad (2.59)$$

เมื่อ  $K_e$  คือ เมทริกซ์เกนตัวสังเกตสเทท (Observer gain matrix) ทำหน้าที่ถ่วงน้ำหนักเพื่อปรับแก้ค่า  $\dot{\hat{x}}(t)$  ให้เหมาะสม ดังนั้นจึงสามารถเขียนแผนผังของตัวสังเกตสเททได้ดังรูปที่ 2.11



รูปที่ 2.11 แผนผังของระบบเดิมที่ต่อเข้ากับตัวสังเกตสเทท

สมรรถนะของตัวสังเกตสเททขึ้นอยู่กับเมทริกซ์  $K_e$  เป็นหลัก หากนำสมการ (2.56) ลบด้วยสมการ (2.58) เขียนได้ว่า

$$\begin{aligned} \dot{x}(t) - \dot{\hat{x}}(t) &= Ax(t) - A\hat{x}(t) - K_e(Cx(t) - C\hat{x}(t)) \\ \dot{x}(t) - \dot{\hat{x}}(t) &= (A - K_e C)(x(t) - \hat{x}(t)) \end{aligned} \quad (2.60)$$

กำหนดให้ผลต่างระหว่าง  $x(t)$  กับ  $\hat{x}(t)$  คือ เวกเตอร์ความคลาดเคลื่อน (Error vector)  $e(t)$  หรือ

$$e(t) = x(t) - \hat{x}(t)$$

ดังนั้นสมการ (2.60) จึงกลายเป็น

$$\dot{e}(t) = (A - K_e C)e(t) \quad (2.61)$$

จากสมการ (2.61) เห็นได้ว่าสมรรถนะของเวกเตอร์ความคลาดเคลื่อน  $e(t)$  นั้นขึ้นอยู่กับค่าไอเกนของเมทริกซ์  $A - K_e C$  ถ้าเมทริกซ์ดังกล่าวทำให้ระบบมีเสถียรภาพ ค่าของเวกเตอร์ความคลาดเคลื่อน  $e(t)$  จะลู่เข้าสู่ศูนย์ ซึ่งหมายความว่าค่าของ  $\hat{x}(t)$  ก็จะลู่เข้าสู่  $x(t)$

ดังนั้น ถ้าหากระบบเดิมสามารถสังเกตได้แล้ว สามารถเลือกค่าเมทริกซ์  $K_e$  ที่ทำให้เมทริกซ์  $A - K_e C$  มีค่าไอเกนตามต้องการ ซึ่งการออกแบบค่า  $K_e$  สามารถทำได้ตามขั้นตอนดังนี้

### การหาเมทริกซ์ $K_e$

ขั้นตอนที่ 1: ให้ตรวจสอบว่าระบบสามารถสังเกตได้หรือไม่ ถ้าสามารถสังเกตได้ให้ทำขั้นตอนต่อไป

ขั้นตอนที่ 2: หาสัมประสิทธิ์  $a_1, a_2, \dots, a_n$  จากพหุนามคุณลักษณะ (Characteristic polynomial) ของเมทริกซ์  $A$  นั่นคือ

$$|sI - A| = s^n + a_1s^{n-1} + \dots + a_{n-1}s + a_n$$

ขั้นตอนที่ 3: หาเมทริกซ์การแปลง  $Q$  เมื่อ

$$Q = (WN^T)^{-1}$$

$$N = [C^T A^T C^T (A^T)^2 C^T \dots (A^T)^{n-1} C^T]$$

$$W = \begin{bmatrix} a_{n-1} & a_{n-2} & \dots & a_1 & 1 \\ a_{n-2} & a_{n-3} & \dots & 1 & 0 \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots & \vdots \\ a_1 & 1 & \dots & 0 & 0 \\ 1 & 0 & \dots & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

ขั้นตอนที่ 4: จากค่าไอเกนที่ต้องการ เขียนเป็นพหุนามคุณลักษณะที่สอดคล้องและหาสัมประสิทธิ์  $\alpha_1, \alpha_2, \dots, \alpha_n$

$$(s - \mu_1)(s - \mu_2) \dots (s - \mu_n) = s^n + \alpha_1s^{n-1} + \dots + \alpha_{n-1}s + \alpha_n$$

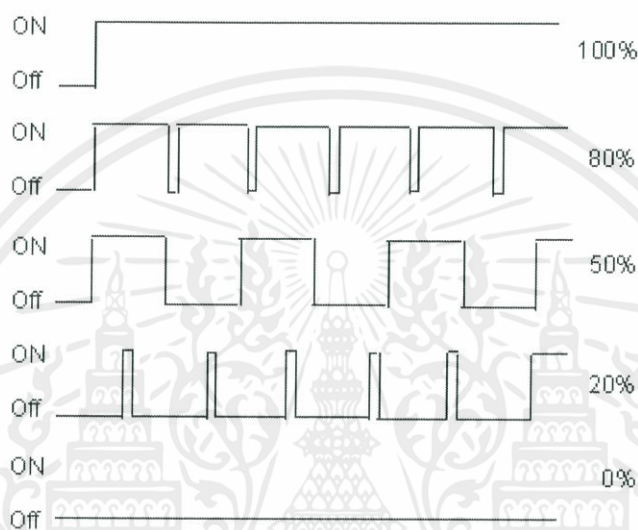
ขั้นตอนที่ 5: หาเมทริกซ์  $K_e$  โดย

$$K_e = Q \begin{bmatrix} \alpha_n - a_n \\ \alpha_{n-1} - a_{n-1} \\ \vdots \\ \alpha_1 - a_1 \end{bmatrix}$$

## 2.3 การขับมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไร้แปรงถ่านด้วยสัญญาณพัลส์วิธึมอดูละชัน

มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน เป็นเครื่องจักรกลทางไฟฟ้าที่เปลี่ยนพลังงานไฟฟ้าเป็นพลังงานกลผ่านทางแกนหมุนหรือเพลลา ซึ่งมอเตอร์สามารถหมุนได้ก็ต่อเมื่อมีสนามแม่เหล็ก 2 แหล่งกระทำต่อกัน โดยที่สนามแม่เหล็กทั้ง 2 แหล่ง เกิดจากการจ่ายไฟฟ้าผ่านขดลวดสเตเตอร์ (Stator winding) และขดลวดอาร์เมเจอร์ (Armature winding) แต่มอเตอร์กระแสตรงที่นิยมเป็นแบบแม่เหล็กถาวร ซึ่งทำหน้าที่เป็นตัวสร้างสนามแม่เหล็กแทนขดลวดสเตเตอร์ จึงลดการสูญเสีย เพราะไม่มีขดลวดสนามแม่เหล็ก (Field winding) ส่งผลให้มีประสิทธิภาพดีขึ้น สนามแม่เหล็กที่เกิดจากการจ่ายกระแสไฟฟ้ากระแสตรงเข้าไปในขดลวดอาร์เมเจอร์ ทำให้เกิดแรงบิดขึ้นที่โรเตอร์ ซึ่งทำให้เกิดการหมุนได้

การปรับความเร็วมอเตอร์ทำได้โดยการเปลี่ยนค่าความต่างศักย์ที่ขดลวดอาร์เมเจอร์ ซึ่งค่าความต่างศักย์นี้แปรผันตรงกับความเร็วในการหมุนของมอเตอร์ วิธีเปลี่ยนความต่างศักย์ไฟฟ้านั้นใช้คลื่นรูปสี่เหลี่ยมที่สามารถเปลี่ยนแปลงช่วงเวลาในการเปิดและปิดแหล่งจ่ายได้ ซึ่งเป็นการเปลี่ยนแปลงค่าเฉลี่ยแรงดัน เรียกว่าสัญญาณพัลส์วอร์มอดูเลชัน ดังรูปที่ 2.12 ซึ่งในโครงการนี้ได้ใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์สร้างสัญญาณคลื่นรูปสี่เหลี่ยมสำหรับใช้ควบคุมมอเตอร์ขึ้นมา โดยการปรับความกว้างของพัลส์วอร์มอดูเลชัน หรือค่าดิวทีไซเคิล (Duty cycle) เมื่อความกว้างของพัลส์มีค่ามาก จะทำให้ค่าเฉลี่ยของแรงดันมีค่ามากหรือทำให้มอเตอร์หมุนเร็ว ถ้าความกว้างของพัลส์มีค่าน้อย จะทำให้ค่าเฉลี่ยแรงดันมีค่าน้อย หรือทำให้มอเตอร์หมุนช้า



รูปที่ 2.12 สัญญาณพัลส์วอร์มอดูเลชันที่ดิวทีไซเคิลต่าง ๆ กัน

## 2.4 ไมโครคอนโทรลเลอร์

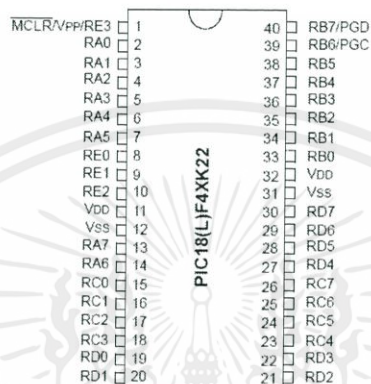
สำหรับโครงการนี้มีความจำเป็นที่ต้องใช้ตัวควบคุมและหน่วยประมวลผลที่มีความเร็วสูง ซึ่งสามารถติดต่อสื่อสารกับอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์อื่น ๆ ได้ เช่น เซนเซอร์ อุปกรณ์สื่อสารแบบไร้สาย และคอมพิวเตอร์ เป็นต้น นอกจากนั้นตัวควบคุมต้องสามารถสร้างสัญญาณพัลส์วอร์มอดูเลชันที่มีความถี่ และดิวทีไซเคิลที่แตกต่างกันได้อย่างน้อย 4 ช่องสัญญาณ เพื่อส่งสัญญาณพัลส์วอร์มอดูเลชันนั้นไปยังเครื่องมือควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์ (Electronic speed controller: ESC) เพื่อใช้ในการขับมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน โดยไมโครคอนโทรลเลอร์ที่เหมาะสมสำหรับโครงการนี้คือ ไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F46K22 และไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F4431 ซึ่งเป็นผลิตภัณฑ์ของบริษัท ไมโครชิพ เทคโนโลยี จำกัด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 2.4.1 คุณสมบัติของไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F46K22

ไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F46K22 เป็นไมโครคอนโทรลเลอร์ขนาด 8 บิต จำนวนขา 40 ขา (จัดเรียงขาแบบ PDIP) แสดงดังรูปที่ 2.13 จุดเด่นของไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F46K22 คือ ความเร็วที่ใช้ในการประมวลผลที่สูงที่สุดในกลุ่มสถาปัตยกรรม PIC18F เดียวกัน โดยใช้สัญญาณนาฬิกาความถี่ 64 MHz สามารถประมวลผลคำสั่งด้วยความเร็วสูงสุด 16 ล้านคำสั่งต่อวินาที (MIPS) นอกจากนี้ยังมีโหมดบริหารจัดการพลังงานต่ำพิเศษ หาก PIC18F46K22 ทำงานในโหมดสลีป (Sleep) จะใช้กระแสไฟฟ้าประมาณ 20 nA เท่านั้น

40-pin PDIP

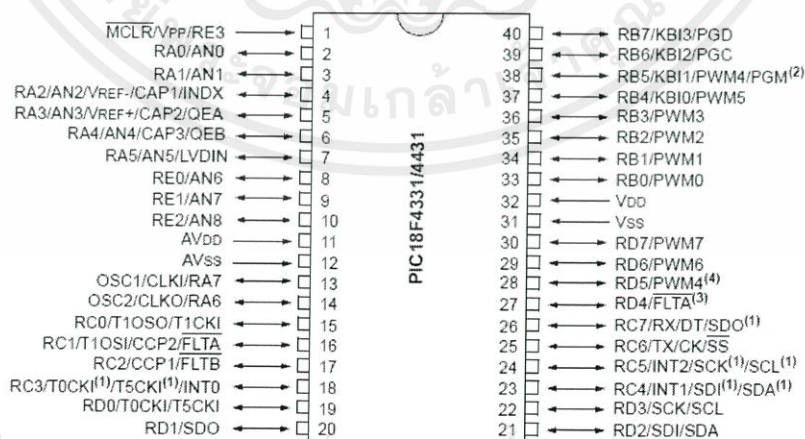


รูปที่ 2.13 แผนภาพการจัดเรียงขาของไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F46K22

### 2.4.2 คุณสมบัติของไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F4431

ไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F4431 เป็นไมโครคอนโทรลเลอร์ขนาด 8 บิต จำนวนขา 40 ขา (จัดเรียงขาแบบ PDIP) แสดงดังรูปที่ 2.14 จุดเด่นของ PIC18F4431 คือ สามารถสร้างสัญญาณพัลส์วิธมอดูเลชันด้วยโมดูล Power Control PWM ได้มากถึง 8 ช่องสัญญาณ ที่ความละเอียดสูงสุด 14 บิต ซึ่งมีประสิทธิภาพสูงที่สุดในกลุ่มสถาปัตยกรรม PIC18F เดียวกัน

40-Pin PDIP



รูปที่ 2.14 แผนภาพการจัดเรียงขาของไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F4431

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่ใช้งานไว้สำหรับการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 2.4.3 โมดูลอุปกรณ์ต่อพ่วงที่ใช้ในโครงการ

อุปกรณ์ที่นำมาต่อพ่วงกับไมโครคอนโทรลเลอร์ มีการติดต่อสื่อสารในรูปแบบที่แตกต่างกันออกไป โมดูลที่เลือกใช้ในโครงการนี้ได้แก่

#### โมดูล Power Control PWM

สัญญาณที่ใช้ในการควบคุมเครื่องมือควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์ คือ สัญญาณพัลส์วิธมอดูเลชันที่มีความถี่อยู่ในช่วง 50 Hz ถึง 500 Hz สำหรับไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F4431 มีช่องสัญญาณให้ใช้ได้ 4 คู่ (8 ช่อง) โดยในแต่ละคู่จะให้สัญญาณที่มีความถี่และดิวตีไซเคิลเดียวกัน ดังนั้นจึงมีช่องสัญญาณเพียงพอต่อการขับเครื่องมือควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์ทั้ง 4 ชุด

#### โมดูลเชื่อมต่ออุปกรณ์อนุกรมหลัก โหมดสื่อสารข้อมูลอนุกรม I<sup>2</sup>C

โครงการนี้เลือกใช้เซนเซอร์ที่สื่อสารแบบ Inter-Integrated Circuit (I<sup>2</sup>C) เนื่องจากการสื่อสารแบบ I<sup>2</sup>C นี้เหมาะสำหรับการสื่อสารในระยะทางที่ไม่ไกลมากนัก และใช้สายสัญญาณเพียง 2 สายเท่านั้น ทำให้วงจรมีขนาดเล็ก โมดูลนี้มีอัตราในการรับส่งข้อมูลสูงสุดอยู่ที่ 400 kbits/s

#### โมดูลเชื่อมต่ออุปกรณ์อนุกรมหลัก โหมดสื่อสารข้อมูลอนุกรม USART

วงจรไมโครคอนโทรลเลอร์มีความจำเป็นที่ต้องติดต่อกับคอมพิวเตอร์แบบไร้สาย เพื่อควบคุมและตรวจสอบสถานะของระบบ โครงการนี้เลือกใช้ Xbee ซึ่งเป็นอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ที่หาซื้อได้ง่ายและมีความสะดวกเนื่องจากเป็นโมดูลที่ใช้การติดต่อสื่อสารแบบ USART จึงทำให้สามารถเชื่อมกับไมโครคอนโทรลเลอร์ได้โดยตรง และใน Xbee ยังมีวงจรคลื่นความถี่วิทยุ (RFIC) อยู่ภายใน ทำให้ Xbee ตัวหนึ่งสามารถติดต่อกับ Xbee อีกตัวหนึ่งได้แบบไร้สาย โดยมีตัวกลางเป็นสัญญาณวิทยุความถี่ 2.4 GHz

## 2.5 เซนเซอร์และการประยุกต์ใช้งาน

การควบคุมการทรงตัวของอากาศยานสี่ใบพัด จำเป็นต้องมีการควบคุมตำแหน่งเชิงมุม ดังนั้นจึงต้องมีเซนเซอร์ที่สามารถวัดตำแหน่งเชิงมุมและอัตราเร็วเชิงมุม เซนเซอร์ที่ใช้ในโครงการนี้ได้แก่ เซนเซอร์วัดความเร่ง (Accelerometer) เซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก (Magnetometer) และ ไจโรสโคป (Gyroscope)

### 2.5.1 เซนเซอร์วัดความเร่ง

เซนเซอร์วัดความเร่งใช้วัดความเร่งที่เกิดจากแรงภายนอกกระทำเซนเซอร์ ความเร่งเนื่องจากแรงโน้มถ่วงของโลก มีขนาดประมาณ  $9.81 \text{ m/s}^2$  หรือ  $1g$  และมีทิศทางเข้าสู่ศูนย์กลางของโลก ดังนั้นจึงสามารถนำเซนเซอร์วัดความเร่งมาประยุกต์ใช้หาตำแหน่งมุมของอากาศยานสี่ใบพัดเทียบกับพื้นโลกได้โดยกำหนดให้  $A_x$ ,  $A_y$  และ  $A_z$  คือ ความเร่งที่วัดได้จากเซนเซอร์ในแกน  $x$ , แกน  $y$  และแกน  $z$  แล้วจึงสามารถหามุมพิทช์ และมุมโรลได้จากสมการ (2.62) และสมการ (2.63) ตามลำดับ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับนักศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์อื่นใด (2.62)

ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดลอกเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้ (2.63)

$$\theta = \arcsin\left(\frac{A_y}{\cos \theta}\right) \quad (2.62)$$

$$\phi = \arcsin\left(\frac{A_x}{\cos \theta}\right) \quad (2.63)$$

### 2.5.2 เซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก

เนื่องจากมุมยอร์เป็นมุมทิศ (Azimuth) คือเป็นมุมที่วัดเทียบจากขั้วเหนือของสนามแม่เหล็กโลก (North magnetic pole) จึงเลือกใช้เซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็กในการหามุมยอร์ และเนื่องจากทิศทางของสนามแม่เหล็กโลกไม่ได้มีทิศทางที่ขนานกับเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็กเสมอไป จึงทำให้เกิดความคลาดเคลื่อนจากมุมเอียง ดังนั้นเพื่อให้ได้ผลที่แม่นยำมากขึ้นจึงเลือกเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็กแบบ 3 แกน ซึ่งค่าวัด  $M_{x1}$ ,  $M_{y1}$  และ  $M_{z1}$  คือค่าความเข้มสนามแม่เหล็กที่วัดได้จากเซนเซอร์ในแกน x, แกน y และแกน z ตามลำดับ หากมุมพิทช์ และมุมโรลไม่ได้มีค่าเป็นศูนย์ สามารถคำนวณความเข้มสนามแม่เหล็ก เพื่อใช้ในการชดเชยผลมุมเอียงที่เกิดขึ้นได้ดังนี้

$$M_{x2} = M_{x1} \cos(\theta) + M_{z1} \sin(\theta) \quad (2.64)$$

$$M_{y2} = M_{x1} \sin(\phi) \sin(\theta) + M_{y1} \cos(\phi) - M_{z1} \sin(\phi) \cos(\theta) \quad (2.65)$$

$$M_{z2} = -M_{x1} \cos(\phi) \sin(\theta) + M_{y1} \sin(\phi) + M_{z1} \cos(\phi) \cos(\theta) \quad (2.66)$$

เมื่อ

$M_{x2}$  คือ ความเข้มสนามแม่เหล็กที่ชดเชยผลของมุมเอียงแล้วในแกน x

$M_{y2}$  คือ ความเข้มสนามแม่เหล็กที่ชดเชยผลของมุมเอียงแล้วในแกน y

$M_{z2}$  คือ ความเข้มสนามแม่เหล็กที่ชดเชยผลของมุมเอียงแล้วในแกน z

และสามารถคำนวณหามุมยอร์ได้จากสมการ (2.67)

$$\psi = \arctan\left(\frac{M_{y2}}{M_{x2}}\right) \quad (2.67)$$

โดยที่  $M_{x2} > 0$  และ  $M_{y2} \geq 0$

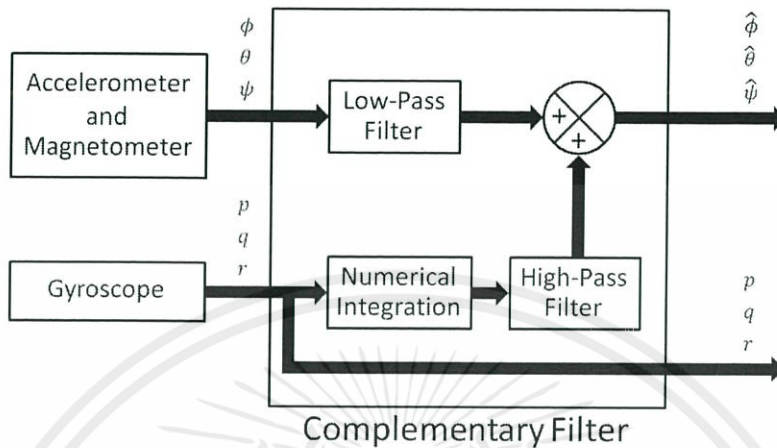
### 2.5.3 ไจโรสโคป

โครงการนี้ต้องการเซนเซอร์วัดความความเร็วเชิงมุมของอากาศยานสี่ใบพัดเพื่อใช้ในการป้อนกลับจึงเลือกไจโรสโคปประเภทเรทไจโร (Rate gyro) แบบ 3 แกน เนื่องจากเป็นไจโรสโคปที่ใช้สำหรับวัดความเร็วเชิงมุม ความเร็วเชิงมุมเหล่านี้สามารถนำมาประยุกต์หามุมโรล มุมพิทช์และมุมยอร์ ด้วยการหาปริพันธ์ของความเร็วเชิงมุม

## 2.6 ตัวกรองคอมพลิเมนทารี

สัญญาณที่ใช้ป้อนกลับสำหรับควบคุมระบบอากาศยานสี่ใบพัดประกอบไปด้วยความเร็วเชิงมุม (p, q, r) และตำแหน่งเชิงมุม ( $\phi, \theta, \psi$ ) ของอากาศยานสี่ใบพัด เนื่องจากสัญญาณที่ใช้ป้อนกลับนั้นมีสัญญาณรบกวนจากระบบการวัด เช่น แรงสั่นจากมอเตอร์ เป็นต้น สัญญาณรบกวนนั้นทำให้ค่าที่วัดได้จากเซนเซอร์มีความคลาดเคลื่อน ส่งผลให้สัญญาณที่ใช้ป้อนกลับไม่เหมาะสมต่อการนำไปใช้ควบคุม ดังนั้นจึงต้องมีการปรับแต่งสัญญาณเพื่อให้สัญญาณมีคุณภาพที่ดีขึ้น โครงการนี้เลือกใช้ตัวกรองคอมพลิเมนทารีแบบดิจิทัลในการกรองสัญญาณรบกวน

ตัวกรองคอมพลิเมนทารีแบบดิจิทัลคือ โปรแกรมหรืออัลกอริทึม (Algorithm) ที่ทำหน้าที่กรองสัญญาณความถี่ในช่วงที่กำหนด โดยรับสัญญาณที่วัดได้จากเซนเซอร์มากรอง โครงสร้างของตัวกรองคอมพลิเมนทารีประกอบไปด้วยตัวกรองความถี่ต่ำผ่าน และตัวกรองความถี่สูงผ่านแสดงดังรูปที่ 2.15



รูปที่ 2.15 โครงสร้างของตัวกรองคอมพลิเมนทารี

สัญญาณตำแหน่งเชิงมุมที่วัดได้จากเซนเซอร์วัดความเร่ง และเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็กจะถูกนำไปกรองสัญญาณความถี่สูงออกด้วยตัวกรองความถี่ต่ำผ่าน เนื่องจากเซนเซอร์วัดความเร่งมีความไวต่อแรงที่มากระทำ และแรงสั่นที่เกิดจากมอเตอร์มีความถี่อยู่ในช่วงความถี่สูง สัญญาณความเร็วเชิงมุมที่วัดได้จากไจโรสโคปจะถูกนำไปใช้หาปริพันธ์เพื่อให้ได้สัญญาณตำแหน่งเชิงมุม และนำสัญญาณตำแหน่งเชิงมุมไปกรองสัญญาณความถี่ต่ำออกด้วยตัวกรองความถี่สูงผ่านตามลำดับ เนื่องจากสัญญาณตำแหน่งเชิงมุมที่ได้จากการหาปริพันธ์มีค่าออฟเซต หรือดีซีเกน (DC gain) ซึ่งเป็นค่าคงที่มีความถี่เป็น 0 Hz ส่งผลให้การหาปริพันธ์มีความคลาดเคลื่อนสะสม และหลังจากที่สัญญาณตำแหน่งเชิงมุมถูกกรองความถี่ออกไปแล้ว จึงนำสัญญาณตำแหน่งเชิงมุมมารวมกัน ได้เป็นสัญญาณตำแหน่งเชิงมุมของอากาศยานสี่ใบพัดที่ได้มาจากตัวกรองคอมพลิเมนทารี โดยกำหนดให้  $\hat{\phi}$ ,  $\hat{\theta}$  และ  $\hat{\psi}$  คือ มุมโรล มุมพิทช์ และมุมยอร์ของอากาศยานสี่ใบพัดที่ได้มาจากตัวกรองคอมพลิเมนทารีตามลำดับ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## บทที่ 3

### การออกแบบ

ในบทนี้กล่าวถึงการออกแบบโครงสร้างอากาศยานสี่ใบพัด การออกแบบวงจรไฟฟ้าสำหรับควบคุมอากาศยานสี่ใบพัด การออกแบบตัวกรองคอมพลิเมนท์ การออกแบบตัวส่งเกตสเตท การออกแบบตัวชดเชยรวมไปถึงการออกแบบโปรแกรมไมโครคอนโทรลเลอร์เพื่อควบคุมให้อากาศยานสี่ใบพัดสามารถทรงตัวอยู่หนึ่งได้

#### 3.1 การออกแบบโครงสร้างอากาศยานสี่ใบพัด

โครงสร้างของอากาศยานสี่ใบพัดประกอบไปด้วยชิ้นส่วนหลัก ๆ คือ โครงของอากาศยานสี่ใบพัด มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน ใบพัด เครื่องมือควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์ แบตเตอรี่แบบลิเทียมโพลิเมอร์ (Lithium-Polymer battery) โดยซื้อมาจากร้านค้าออนไลน์ ควีนฮอบบี้ (Queen hobby) ทางเว็บไซต์ [www.queenhobby.com](http://www.queenhobby.com) และอีกส่วนประกอบหนึ่งคือแผงวงจร

##### 3.1.1 โครงของอากาศยานสี่ใบพัด

โครงของอากาศยานสี่ใบพัดที่ใช้ในโครงการนี้เป็นโครงสำเร็จรูป มีลักษณะเป็นดังรูปที่ 3.1 โดยตัวบอร์ดสีดำเป็นแผ่นไฟเบอร์ที่มีแผ่นวงจรทองแดงสำหรับต่อไฟเลี้ยงมอเตอร์ทั้งสี่ตัว แต่ละแขนของโครงอากาศยานสี่ใบพัดมีความยาวด้านละ 21.5 เซนติเมตร และมีความยาวจากปลายแขนด้านหนึ่งถึงปลายแขนอีกด้านหนึ่ง 49.5 เซนติเมตร



รูปที่ 3.1 โครงของอากาศยานสี่ใบพัด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไมอนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.1.2 มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน

อากาศยานสี่ใบพัดติดตั้งมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน จำนวน 4 ชิ้น รุ่น N2830 มีลักษณะดังรูปที่ 3.2 โดยมีรายละเอียดดังนี้

ขนาดเส้นผ่าศูนย์กลางของสเตเตอร์	22	มิลลิเมตร
ขนาดความหนาของสเตเตอร์	12	มิลลิเมตร
ความเร็วรอบต่อโวลต์	1000	รอบต่อนาที
กำลัง	270	วัตต์
ความต้านทาน	162	มิลลิโอห์ม
กระแสในอุดมคติ	0.6	แอมแปร์
น้ำหนัก	62	กรัม
ขนาดเส้นผ่าศูนย์กลางด้านนอก	27.8	มิลลิเมตร
ขนาดเส้นผ่าศูนย์กลางของเพลลา	3	มิลลิเมตร

โดยอุปกรณ์ประกอบการใช้งานสำหรับมอเตอร์รุ่นนี้ ได้แก่

เครื่องมือควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์	20-30	C
จำนวนเซลล์ของแบตเตอรี่	2-4	เซลล์



รูปที่ 3.2 มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน

### 3.1.3 ใบพัด

ใบพัดยาว 9 นิ้ว มีมุมพิทช์ 4.7 องศา จำนวน 4 ชิ้น มีลักษณะดังรูปที่ 3.3 โดยแต่ละใบพัดประกอบลงบนมอเตอร์กระแสตรงแบบไร้แปรงถ่านแต่ละตัว



รูปที่ 3.3 ใบพัด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาค้นคว้าเท่านั้น เมื่อผู้ดูแลให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหาระหว่างทางจนถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.1.4 เครื่องมือควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์

โครงการนี้ใช้เครื่องมือควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์ จำนวน 4 ชิ้น เป็นอุปกรณ์ที่ใช้ควบคุมความเร็วมอเตอร์กระแสตรงแบบไร้แปรงถ่านแต่ละตัว ภายในประกอบด้วยวงจรรักษาแรงดัน (Voltage regulator circuit) สำหรับลดระดับแรงดันของแบตเตอรี่จาก 12 V เป็น 5 V เพื่อใช้กับอุปกรณ์ไฟฟ้าทั้งหมดของอากาศยานและวงจรควบคุมความเร็ว (Speed control circuit) ภายในวงจรมีการออกแบบโดยใช้ทรานซิสเตอร์สนามไฟฟ้า (Field effect transistor: FET) ซึ่งเบอร์ที่ใช้ในโครงการนี้สามารถจ่ายกระแสได้สูงสุดถึง 30 A เป็นวงจรสำหรับควบคุมมอเตอร์ 3 เฟส โดยการป้อนอินพุตเป็นสัญญาณพัลส์วิธิมอดูเลชันเพื่อควบคุมมอเตอร์ที่มีความเร็วรอบสูง โดยความเร็วที่ได้ขึ้นอยู่กับความกว้างของสัญญาณพัลส์วิธิมอดูเลชัน ตั้งแต่ 1-2 ms ที่ส่งจ่ายจากไมโครคอนโทรลเลอร์ สำหรับรายละเอียดของเครื่องมือนี้สามารถศึกษาเพิ่มเติมได้ที่ ภาคผนวก ง



รูปที่ 3.4 เครื่องมือควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์

### 3.1.5 แบตเตอรี่แบบลิเทียมโพลิเมอร์

แบตเตอรี่ที่เลือกใช้สำหรับโครงการนี้ คือแบตเตอรี่แบบลิเทียมโพลิเมอร์ ยี่ห้อ MEGA รุ่น EON-X30-PRO Lite จำนวน 2 ก้อน มีลักษณะดังรูปที่ 3.5 และมีรายละเอียดของแบตเตอรี่ ดังนี้

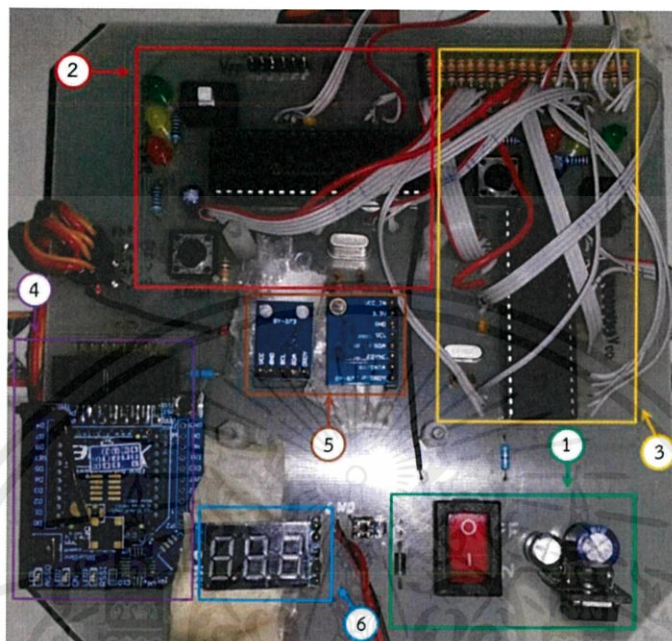
แรงดันไฟฟ้า	11.1 V (3 เซลล์)
ขนาดความจุของแบตเตอรี่	2200 mAh
ค่าจ่ายกระแส (Discharge current)	30C
ขนาด	36 (กว้าง) × 107 (ยาว) × 24 (สูง) มิลลิเมตร
น้ำหนัก	185 กรัม



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
รูปที่ 3.5 แบตเตอรี่แบบลิเทียมโพลิเมอร์

### 3.1.6 แผงวงจร

แผงวงจรที่ใช้ในการควบคุมอากาศยานสีใบพัด รวมถึงใช้สำหรับรับและส่งข้อมูลจากคอมพิวเตอร์ ถูกออกแบบให้มีขนาด 15 × 15 เซนติเมตร และติดตั้งบนอากาศยานสีใบพัด ลักษณะของแผงวงจรแสดงดังรูปที่ 3.6 โดยแผงวงจรประกอบไปด้วยส่วนประกอบที่สำคัญดังนี้



รูปที่ 3.6 แผงวงจรที่ใช้ในการควบคุมอากาศยานสีใบพัด

- หมายเลข 1 คือ วงจรลดแรงดันจาก 12 V เป็น 5 V สำหรับการออกแบบวงจรลดแรงดัน จะกล่าวถึงการออกแบบในหัวข้อ 3.2.1

- หมายเลข 2 คือ ไมโครคอนโทรลเลอร์ตระกูล PIC เบอร์ 18F46K22 สำหรับรายละเอียดของผังวงจรของ PIC18F46K22 สามารถศึกษาเพิ่มเติมได้ที่ ภาคผนวก ค.2

- หมายเลข 3 คือ ไมโครคอนโทรลเลอร์ตระกูล PIC เบอร์ 18F4431 สำหรับรายละเอียดของผังวงจรของ PIC18F4431 สามารถศึกษาเพิ่มเติมได้ที่ ภาคผนวก ค.2

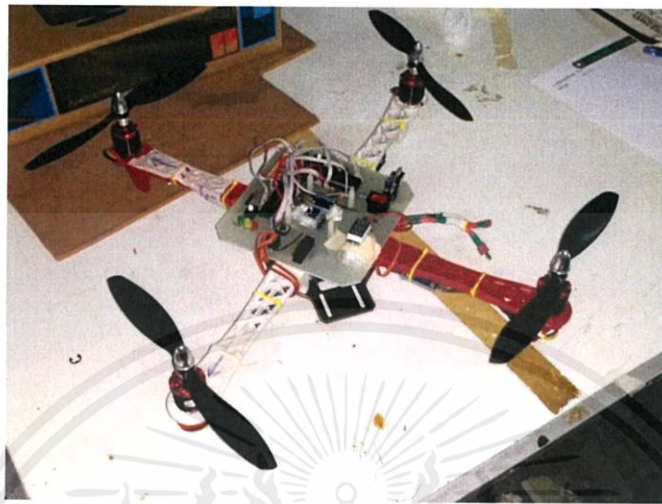
- หมายเลข 4 คือ วงจร BlueBee และ Xbee ใช้สำหรับการติดต่อสื่อสารแบบไร้สายกับเครื่องคอมพิวเตอร์ เป็นวงจรสำเร็จรูป รายละเอียดของวงจร BlueBee สามารถศึกษาเพิ่มเติมได้ที่ ภาคผนวก ค.1

- หมายเลข 5 คือ วงจรเซนเซอร์วัดความเร่งและเซนเซอร์ไจโรสโคป ชื่อ MPU6050 (ขวา) และวงจรเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก ชื่อ HMC5883L (ซ้าย) วงจรเซนเซอร์ทั้งหมดเป็นวงจรสำเร็จรูป รายละเอียดของเซนเซอร์สามารถศึกษาเพิ่มเติมได้ที่ภาคผนวก ง.3 และภาคผนวก ง.4 ตามลำดับ

- หมายเลข 6 คือ วงจรดิจิทัลโวลต์มิเตอร์ (Digital voltmeter) ใช้สำหรับวัดแรงดันของแบตเตอรี่เป็นวงจรสำเร็จรูป สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้ สำหรับแนวทางการเชื่อมต่อยังวงจรต่าง ๆ จะกล่าวถึงในหัวข้อ 3.2.2

### 3.1.7 โครงสร้างอากาศยานสี่ใบพัดเมื่อประกอบชิ้นส่วนเข้าด้วยกัน

เมื่อประกอบชิ้นส่วนต่าง ๆ เข้าด้วยกัน โครงสร้างอากาศยานสี่ใบพัดมีลักษณะดังรูปที่ 3.7 และมีน้ำหนักโดยประมาณ 1.25 กิโลกรัม



รูปที่ 3.7 อากาศยานสี่ใบพัดเมื่อประกอบชิ้นส่วนเข้าด้วยกัน

## 3.2 การออกแบบวงจรไฟฟ้า

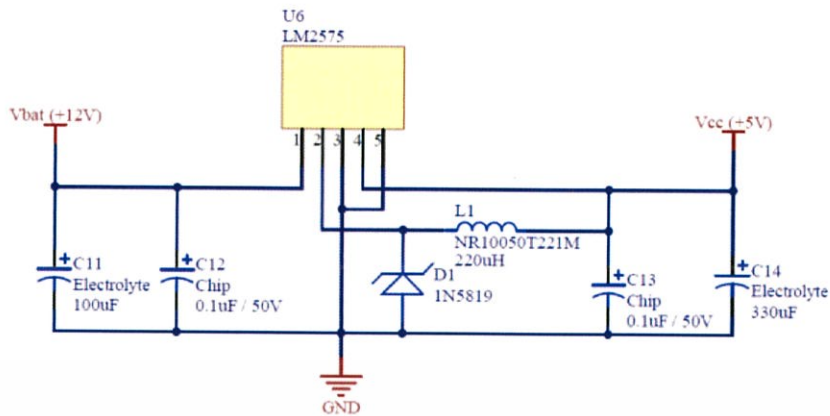
ในหัวข้อนี้จะกล่าวถึงการออกแบบวงจรไฟฟ้าที่ใช้สำหรับควบคุมอากาศยานสี่ใบพัด โดยการออกแบบวงจรไฟฟ้าแบ่งเป็น 2 ส่วนหลัก ๆ คือ วงจรลดแรงดันซึ่งทำหน้าที่ปรับลดแรงดันไฟฟ้าจาก 12 V เป็น 5 V (Buck converter 12V to 5V) จากแบตเตอรี่มาจ่ายไฟเลี้ยงให้วงจร และวงจรไมโครคอนโทรลเลอร์และเซนเซอร์ ซึ่งทำหน้าที่ประมวลผลและเชื่อมต่อ

### 3.2.1 วงจรลดแรงดัน 12 V เป็น 5 V

เนื่องจากวงจรไมโครคอนโทรลเลอร์ต้องการแรงดันไฟฟ้าคงที่ประมาณ 5 V เพื่อใช้ในการประมวลผล แต่เนื่องจากเครื่องมือควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์ต้องการแรงดันไฟฟ้าประมาณ 11.1 V และต้องการให้มีแหล่งจ่ายไฟฟ้าเพียงแหล่งเดียวเพื่อลดขนาด และน้ำหนักของอากาศยานสี่ใบพัด วิธีแก้ไขปัญหานี้ทำได้หลายวิธี ในโครงงานนี้ได้เลือกใช้วงจรลดแรงดัน เนื่องจากมีการสูญเสียพลังงานจากความต้านทานที่น้อยกว่าวิธีอื่น ๆ เช่น วงจรแบ่งแรงดัน (Voltage divider) เป็นต้น

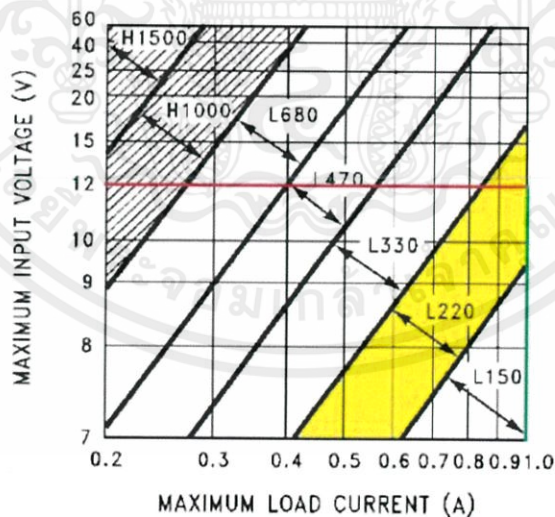
โครงงานนี้เลือกใช้ไอซีสวิตช์ซึ่งสำเร็จรูป LM2575 เนื่องจากมีประสิทธิภาพสูง มีความร้อนเกิดขึ้นน้อยจึงไม่จำเป็นต้องติดตั้งระบายความร้อน (Heat sink) เพิ่ม ทำให้วงจรที่ออกแบบมีขนาดเล็กและมีน้ำหนักเบา เจื่อนโซที่ใช้ในการออกแบบวงจรลดแรงดันมีดังนี้

1. แรงดันอินพุตอยู่ในช่วง 10-12 V
  2. แรงดันเอาต์พุตมีค่าประมาณ 5 V
- วงจรพื้นฐานของวงจรลดแรงดันแสดงดังรูปที่ 3.8



รูปที่ 3.8 วงจรลดแรงดันจาก 12 V เป็น 5 V

ในการออกแบบค่าตัวเหนี่ยวนำ ให้พิจารณาจากกราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงดันอินพุตสูงสุดกับกระแสไฟฟ้าสูงสุดที่จ่ายได้ของ LM2575 โดยจากวงจรที่ออกแบบต้องอาศัยแรงดันเอาต์พุตเป็น 5 V จากเงื่อนไขในการออกแบบวงจรลดแรงดันข้อที่ 1 จึงกำหนดให้แรงดันอินพุตสูงสุดมีค่าเป็น 12 V โดยสามารถลากเส้นแนวอนสตีแดงได้ และกำหนดให้กระแสไฟฟ้าสูงสุดที่แผงวงจรต้องการมีค่าไม่เกิน 1 A จึงสามารถลากเส้นแนวตั้งสีเขียวได้ จะเห็นว่าจุดตัดเส้นแนวอนสตีแดงและเส้นแนวตั้งสีเขียวอยู่ในบริเวณพื้นที่สีเหลืองที่มีตัวหนังสือ L220 ระบุไว้ ดังรูปที่ 3.9 โดยสามารถออกแบบค่าตัวเหนี่ยวนำได้เป็น 220 mH และ ใช้เลือกใช้ขดขดที่ไดโอด (Schottky diode) ขนาด 1 A เพื่อรองรับกระแสไฟฟ้าที่จ่ายสูงสุด 1 A



รูปที่ 3.9 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงดันอินพุตสูงสุดกับกระแสไฟฟ้าสูงสุดที่จ่ายได้ของ LM2575

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า สำหรับตัวเก็บประจุได้เลือกใช้ตัวเก็บประจุชนิดอะลูมิเนียมอิเล็กโทรไลติก (Aluminum electrolytic) ขนาด 100  $\mu$ F และ 330  $\mu$ F ตามคำแนะนำของเอกสารคู่มือการใช้งาน LM2575 เพื่อ

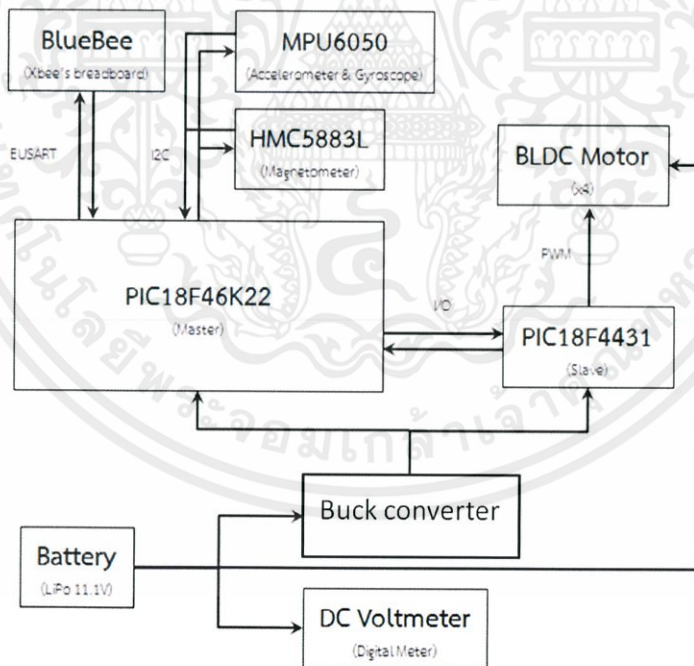
กรองสัญญาณทำให้สัญญาณเอาต์พุตนิ่งและมีเสถียรภาพ สำหรับรายละเอียดข้อมูลของ LM2575 สามารถศึกษาเพิ่มเติมได้ที่ภาคผนวก ง.5

### 3.2.2 วงจรไมโครคอนโทรลเลอร์และเซนเซอร์

วงจรไมโครคอนโทรลเลอร์และเซนเซอร์ประกอบไปด้วยไมโครคอนโทรลเลอร์จำนวน 2 ตัว คือ PIC18F46K22 และ PIC18F4431 โดย PIC18F46K22 เป็นไมโครคอนโทรลเลอร์ตัวหลักที่ทำหน้าที่รับค่าจากเซนเซอร์วัดความเร่ง ไจโรสโคป และเซนเซอร์วัดความชื้นสนามแม่เหล็กด้วยโมดูลสื่อสารข้อมูลอนุกรม I<sup>2</sup>C และประมวลผลสัญญาณ จากนั้นส่งข้อมูลไปให้ไมโครคอนโทรลเลอร์ตัวรอง PIC18F4431 ด้วยการสื่อสารข้อมูลแบบขนาน โดยใช้ขาของไมโครคอนโทรลเลอร์เป็นพอร์ต (Port) อินพุตและเอาต์พุตสำหรับส่งค่าดิวิตไชเกิล หลังจากที่ไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F4431 ได้รับข้อมูลจากไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F46K22 แล้ว ก็จะนำข้อมูลนั้นมาประมวลผลและสร้างสัญญาณพัลส์วิธมอดูเลชันด้วยโมดูล Power Control PWM แล้วส่งสัญญาณไปยังเครื่องมือควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์ เพื่อควบคุมมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน

สำหรับวงจร BlueBee และ Xbee ทำหน้าที่รับส่งสัญญาณด้วยโมดูลสื่อสารข้อมูลอนุกรม EUSART เพื่อนำมาแสดงผลยังคอมพิวเตอร์

ส่วนวงจรดิจิทัลโวลต์มิเตอร์ ทำหน้าที่วัดแรงดันของแบตเตอรี่และแสดงผลผ่านทางหน้าจอ 7-Segments แผนภาพการเชื่อมต่อวงจรต่าง ๆ กับวงจรไมโครคอนโทรลเลอร์ แสดงได้ดังรูปที่ 3.10 สำหรับแผนผังวงจรอย่างละเอียดสามารถศึกษาเพิ่มเติมได้ที่ภาคผนวก ค



รูปที่ 3.10 แผนภาพการเชื่อมต่อวงจรต่าง ๆ กับวงจรไมโครคอนโทรลเลอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

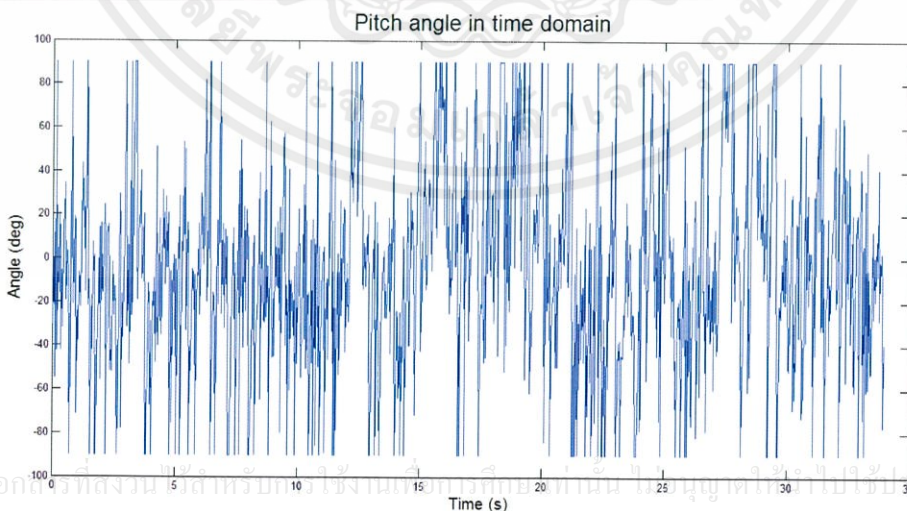
### 3.3 การออกแบบตัวกรองคอมพลิเมนต์ารี

ตัวกรองคอมพลิเมนต์ารีใช้สำหรับกรองสัญญาณความถี่ที่ไม่ต้องการออกไป เช่น สัญญาณรบกวนที่เกิดจากการสั่นของมอเตอร์ สัญญาณความถี่ศูนย์ ที่เกิดจากการปรับพันธ์ค่าที่อ่านได้จากไจโรสโคป เป็นต้น การออกแบบตัวกรองคอมพลิเมนต์ารีควรเริ่มจากการวิเคราะห์สัญญาณตำแหน่งเชิงมุมที่ได้จากเซนเซอร์บนโดเมนความถี่ เนื่องจากสัญญาณบนโดเมนความถี่แสดงให้เห็นถึงองค์ประกอบสัญญาณที่ความถี่ต่าง ๆ ได้ชัดเจนมากกว่าสัญญาณบนโดเมนเวลา จึงทำให้สามารถกำหนดความถี่คัทออฟ (Cut-off frequency) ของตัวกรองได้ง่ายขึ้น สัญญาณบนโดเมนเวลาสามารถถูกแปลงไปอยู่บนโดเมนความถี่ได้โดยใช้การแปลงฟูเรียร์ (Fourier transform)

ตามที่ได้กล่าวไว้ในหัวข้อ 2.6 โครงสร้างของตัวกรองคอมพลิเมนต์ารีประกอบไปด้วยตัวกรองความถี่ต่ำผ่าน และตัวกรองสัญญาณความถี่สูงผ่าน โดยโครงงานนี้เลือกใช้ตัวกรองสัญญาณความถี่แบบแถบผ่านแทนตัวกรองสัญญาณความถี่สูงผ่านเนื่องจากค่ามุมที่วัดได้จากไจโรสโคปมีค่าความคลาดเคลื่อนสะสมจากการปรับพันธ์ และมีสัญญาณรบกวนที่ความถี่สูงด้วย นอกจากนี้ยังมีการรวมตำแหน่งเชิงมุมที่ได้จากทั้งเซนเซอร์วัดความเร็ว และไจโรสโคป ดังนั้นจึงแบ่งการออกแบบตัวกรองคอมพลิเมนต์ารีได้เป็น 3 ส่วนดังนี้

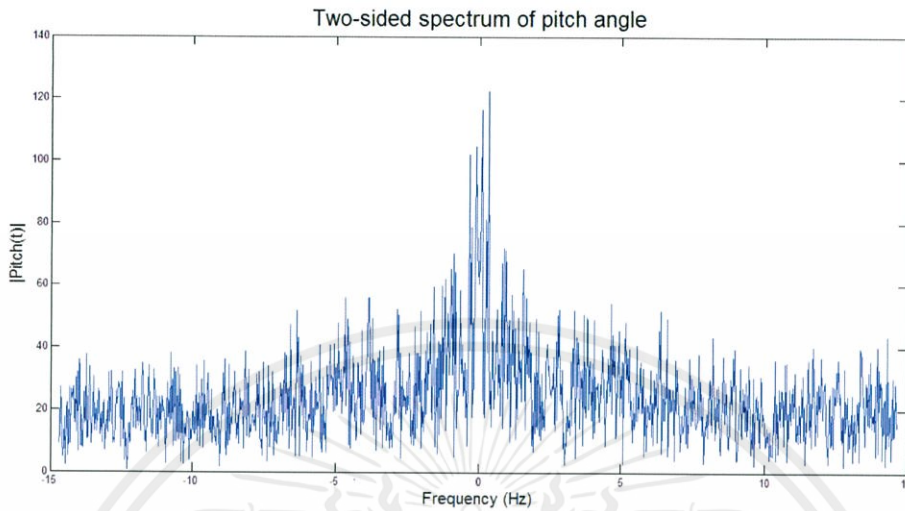
#### 3.3.1 การออกแบบโปรแกรมตัวกรองสัญญาณความถี่ต่ำผ่าน

ตัวกรองสัญญาณความถี่ต่ำผ่านใช้สำหรับกรองสัญญาณตำแหน่งเชิงมุมที่อ่านได้จากเซนเซอร์วัดความเร็วซึ่งมีสัญญาณรบกวนที่เกิดจากการสั่นของมอเตอร์รบกวนอยู่ การวิเคราะห์สัญญาณบนโดเมนความถี่สามารถทำได้ โดยเริ่มจากการซีกตัวอย่างสัญญาณตำแหน่งเชิงมุมที่วัดได้จากเซนเซอร์วัดความเร็ว 1,000 ครั้ง ที่ค่าคาบเวลาของการซีกตัวอย่าง 34 ms โดยในโครงงานนี้เลือกที่จะซีกตัวอย่างจากสัญญาณมุมพิทช์ และในขณะที่กำลังซีกตัวอย่างได้หมุนอากาศยานสี่ใบพัดรอบแกน  $y$  โดยเริ่มหมุนในทิศตามเข็มนาฬิกาไปที่มุม 30 องศา แล้วจึงหมุนกลับในทิศทวนเข็มนาฬิกาไปที่มุม -30 องศา และหมุนในทิศตามเข็มนาฬิกาอีกครั้งไปที่มุม 0 องศา เมื่อนำสัญญาณตำแหน่งเชิงมุมที่ซีกตัวอย่างได้มาวาดกราฟจะได้ผลดังรูปที่ 3.11



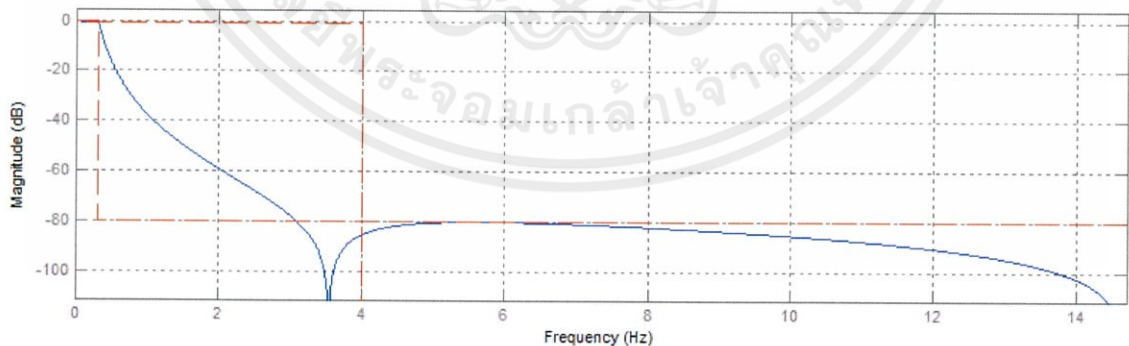
รูปที่ 3.11 สัญญาณตำแหน่งเชิงมุมที่วัดได้จากเซนเซอร์วัดความเร็วบนโดเมนเวลา

จากนั้นจึงใช้โปรแกรมแมทแลปช่วยคำนวณในการแปลงฟูเรียร์ คำสั่งแมทแลปที่ใช้สำหรับการแปลงฟูเรียร์สามารถศึกษาเพิ่มเติมได้ที่ภาคผนวก ก.1.9 ผลลัพธ์ของการแปลงฟูเรียร์แสดงดังรูปที่ 3.12



รูปที่ 3.12 สัญญาณตำแหน่งเชิงมุมที่วัดได้จากเซนเซอร์วัดความเร็วบนโดเมนความถี่

จากรูปที่ 3.12 สัญญาณมีองค์ประกอบความถี่ที่สูงกว่า 0.3 Hz เป็นต้นไป เป็นองค์ประกอบที่เกิดจากแรงสั่นของมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน ดังนั้นจึงเลือกความถี่คัทออฟที่ 0.3 Hz และออกแบบตัวกรองสัญญาณความถี่ต่ำผ่าน โดยใช้เครื่องมือการออกแบบและวิเคราะห์ตัวกรองของโปรแกรมแมทแลป (Filter Design & Analysis Tool : fdatool) ในโครงการนี้เลือกออกแบบตัวกรองแบบผลตอบสนองอิมพัลส์ไม่จำกัด (Infinite impulse response: IIR) และเลือกหน้าต่าง (Window) ชนิด Elliptic เนื่องจากตัวกรองที่ได้จะมีอันดับ (Order) ต่ำที่สุด ซึ่งทำให้มีการหน่วงเวลา (Lag) น้อยกว่าตัวกรองชนิดอื่น ๆ ผลได้จากการออกแบบแสดงดังรูปที่ 3.13



รูปที่ 3.13 กราฟผลตอบสนองเชิงความถี่ของตัวกรองสัญญาณความถี่ต่ำผ่าน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

หลังจากออกแบบตัวกรองความถี่ต่ำผ่านเสร็จแล้ว โปรแกรมแมทแลปจะส่งค่าสัมประสิทธิ์ของสมการผลต่างของตัวกรองความถี่ต่ำผ่านในรูปแบบ Direct form 1 ซึ่งสามารถเขียนเป็นสมการผลต่างที่สอดคล้องได้ดังนี้

$$y[n] = 0.0011x[n] + 0.0018x[n-1] + 0.0011x[n-2] + 1.9277y[n-1] - 0.9300y[n-2] \quad (3.1)$$

โดยที่

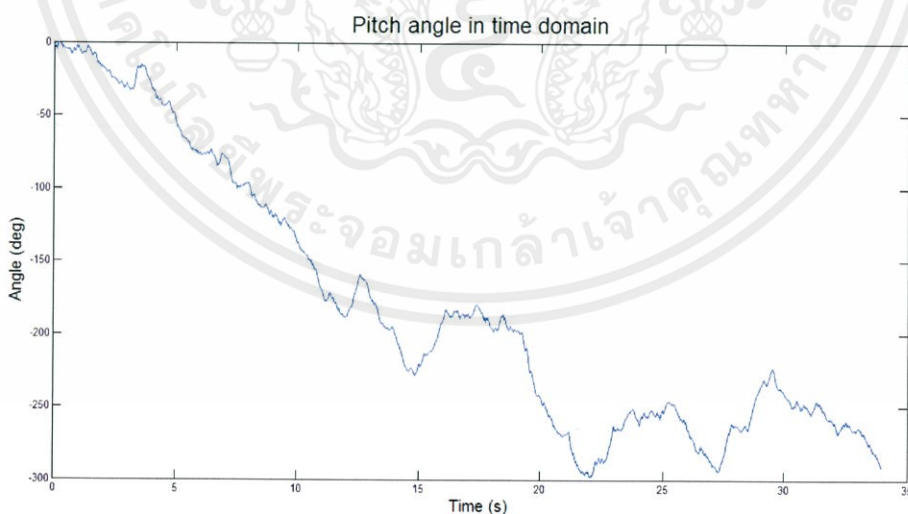
$y$  คือ สัญญาณเอาต์พุต

$x$  คือ สัญญาณอินพุต

$n$  คือ เวลาแบบดิสครีต

### 3.3.2 การออกแบบโปรแกรมตัวกรองสัญญาณความถี่แบบแถบผ่าน

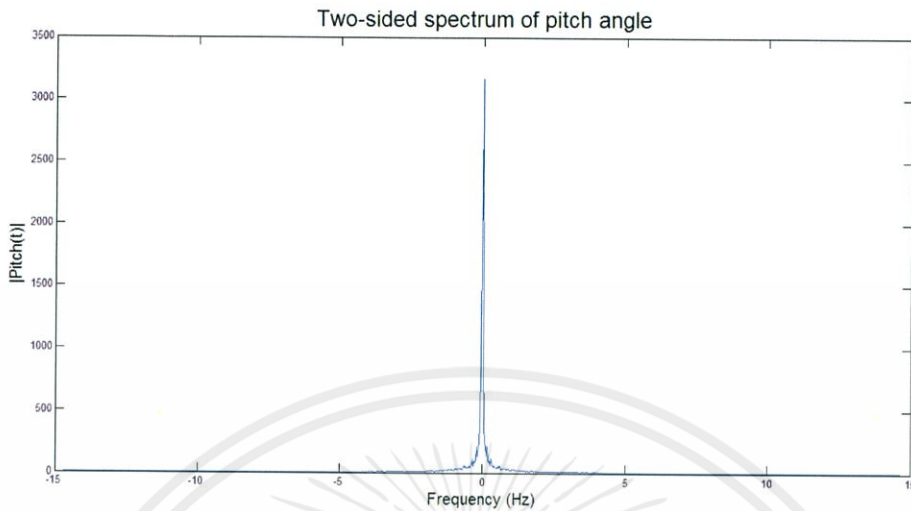
ตัวกรองสัญญาณความถี่แบบแถบผ่านใช้สำหรับกรองสัญญาณตำแหน่งเชิงมุม ที่ได้จากการหาปริพันธ์ของค่าที่วัดได้จากไจโรสโคป ซึ่งมีสัญญาณรบกวนที่เกิดจากค่าความคลาดเคลื่อนสะสมจากการปริพันธ์รบกวนอยู่ และสัญญาณรบกวนจากแรงสั่นของมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน การวิเคราะห์สัญญาณบนโดเมนความถี่สามารถทำได้ โดยการชักตัวอย่างสัญญาณตำแหน่งเชิงมุมที่ได้จากการหาปริพันธ์ของค่าที่วัดได้จากไจโรสโคป 1,000 ครั้ง ที่ค่าคาบเวลาของการชักตัวอย่าง 34 ms โดยในโครงการนี้เลือกชักตัวอย่างจากสัญญาณมุมพิทช์ และในขณะที่กำลังชักตัวอย่างได้หมุนอากาศยานสี่ใบพัดรอบแกน  $y$  โดยเริ่มหมุนในทิศตามเข็มนาฬิกาไปที่มุม 30 องศา แล้วจึงหมุนกลับในทิศทวนเข็มนาฬิกาไปที่มุม -30 องศา และหมุนในทิศตามเข็มนาฬิกาอีกครั้งไปที่มุม 0 องศา เมื่อนำสัญญาณตำแหน่งเชิงมุมที่ชักตัวอย่างได้มาวาดกราฟ ได้ผลดังรูปที่ 3.14



รูปที่ 3.14 สัญญาณตำแหน่งเชิงมุมที่ได้จากการหาปริพันธ์ของค่าที่วัดได้จากไจโรสโคป

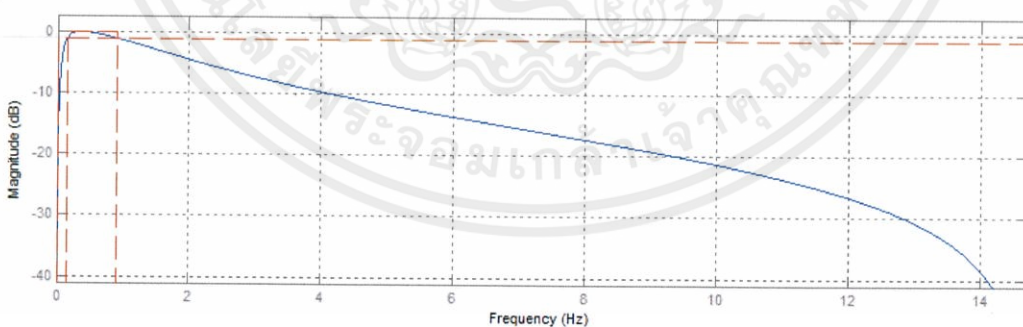
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์ของสถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากนั้นใช้โปรแกรมแมทแลปช่วยในการแปลงฟูรีเยร์ คำสั่งแมทแลปที่ใช้สำหรับการแปลงฟูรีเยร์ สามารถศึกษาเพิ่มเติมได้ที่ภาคผนวก ก.1.9 ผลลัพธ์ของการแปลงฟูรีเยร์แสดงดังรูปที่ 3.15



รูปที่ 3.15 สัญญาณตำแหน่งเชิงมุมที่วัดได้จากไจโรสโคปบนโดเมนความถี่

จากรูปที่ 3.15 สัญญาณที่มีองค์ประกอบความถี่ 0 Hz มีขนาดใหญ่มาก ซึ่งเกิดจากค่าความคลาดเคลื่อนสะสมที่เกิดจากการปริพันธ์ค่าที่วัดได้จากไจโรสโคป นอกจากนี้ยังมีองค์ประกอบความถี่ตั้งแต่ 1 Hz ขึ้นไปซึ่งเป็นผลมาจากแรงสั่นของมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน ดังนั้นจึงเลือกแบนวิดท์ที่มีช่วงความถี่ตั้งแต่ 0.15 Hz ถึง 1 Hz และออกแบบตัวกรองสัญญาณความถี่แบบแถบผ่าน โดยใช้เครื่องมือการออกแบบและวิเคราะห์ตัวกรองของโปรแกรมแมทแลป โครงการนี้เลือกออกแบบตัวกรองแบบผลตอบสนองอิมพัลส์ไม่จำกัด และเลือกหน้าต่างชนิด Elliptic เช่นเดียวกันกับการออกแบบตัวกรองความถี่ต่ำผ่าน เนื่องจากตัวกรองที่ได้จะมีอันดับต่ำที่สุด ซึ่งทำให้มีการหน่วงเวลาน้อยกว่าตัวกรองชนิดอื่น ๆ ผลที่ได้จากการออกแบบแสดงดังรูปที่ 3.16



รูปที่ 3.16 กราฟผลตอบสนองเชิงความถี่ของตัวกรองสัญญาณความถี่แบบแถบผ่าน

หลังจากออกแบบตัวกรองสัญญาณความถี่แบบแถบผ่านแล้ว โปรแกรมแมทแลปจะส่งค่าสัมประสิทธิ์ของสมการผลต่างของตัวกรองสัญญาณความถี่แบบแถบผ่านในรูปแบบ Direct form 1 ซึ่งสามารถเขียนเป็นสมการผลต่างที่สอดคล้องได้ดังนี้



### 3.4 การออกแบบตัวสังเกตสเตท

ตัวสังเกตสเตทใช้สำหรับประมาณตัวแปรสเตทขึ้นมาใหม่ แล้วนำตัวแปรสเตทนั้นไปใช้สร้างสัญญาณที่เหมาะสมโดยผ่านตัวชดเชย เพื่อควบคุมอากาศยานสี่ใบพัด หลังจากทราบแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ จากนั้นออกแบบตัวสังเกตสเตทโดยนำค่าของเมทริกซ์ A, B, C และ D จากสมการ (2.44) และสมการ (2.45) มาใช้ในการออกแบบดังนี้

A = เมทริกซ์ของตัวแปรสเตทมีขนาด  $6 \times 6$

$$= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

B = เมทริกซ์อินพุตมีขนาด  $6 \times 3$

$$= \begin{bmatrix} 88.11 & 0 & 0 \\ 0 & 88.11 & 0 \\ 0 & 0 & 370.37 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

C = เมทริกซ์เอาต์พุตมีขนาด  $6 \times 6$

$$= \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

D = เมทริกซ์ป้อนผ่านมีขนาด  $6 \times 3$

$$= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

จากนั้นจึงตรวจสอบความควบคุมได้และความสังเกตได้ของระบบด้วยคำสั่งในโปรแกรม

แมทแล็บ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

R = rank (ctrb(A,B))

R1 = rank (obsv(A,C))

จะได้ว่า  $R = 6$  และ  $R1 = 6$  ซึ่งหมายความว่าระบบสามารถควบคุมได้และสามารถสังเกตได้ เนื่องจากค่าลำดับชั้นของเมทริกซ์ความควบคุมได้ และเมทริกซ์ความสังเกตได้ มีค่าเท่ากับ 6 ซึ่งเป็นค่าลำดับชั้นเต็ม

ขั้นตอนต่อไปคือ ออกแบบเมทริกซ์  $K_e$  ด้วยวิธีการวางโพล โดยเลือกวางโพลที่ตำแหน่ง -2, -4, -6, -7, -8 และ -9

$$eb = 1 * [-2 \ -4 \ -6 \ -7 \ -8 \ -9]$$

และใช้คำสั่งวางโพลดังนี้

$$Ke = \text{place}(A', C', eb)$$

$$Ke = Ke'$$

จะได้ว่า

$$K_e = \begin{bmatrix} 2 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 4 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 6 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 7 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 8 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 9 \end{bmatrix}$$

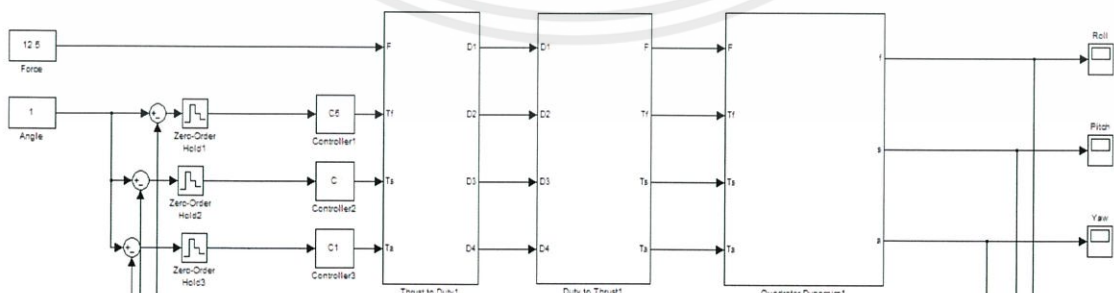
จากนั้นนำค่าเมทริกซ์  $K_e$  ไปใช้ในการคำนวณหาตัวแปรสแตทที่ประมาณขึ้นมาใหม่  $\hat{x}(t)$  ด้วยสมการ (2.58)

### 3.5 การออกแบบตัวชดเชย

เมื่อทราบแบบจำลองสมการสแตทของอากาศยานสี่ใบพัด จะทำการแปลงแบบจำลองดังกล่าวเป็นฟังก์ชันถ่ายโอนในรูปดิสคริต (Discrete transfer function) เพื่อนำไปออกแบบตัวชดเชยต่อไป

#### 3.5.1 การจำลองระบบควบคุมอากาศยานสี่ใบพัด

การจำลองโครงสร้างระบบควบคุมอากาศยานสี่ใบพัดในโปรแกรมแมทแลบ/Simulink ประกอบด้วยบล็อกไดอะแกรม (Block diagram) โดย แสดงดังรูปที่ 3.17



รูปที่ 3.17 บล็อกไดอะแกรมการจำลองระบบควบคุมอากาศยานสี่ใบพัด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บล็อกไดอะแกรมทั้งหมดประกอบด้วย 3 ส่วน ดังนี้

1. บล็อกไดอะแกรม แสดงความสัมพันธ์การแปลงค่าดิฟฟิไซเคิลเป็นแรงยกและแรงบิดตามแนวแกน x, แกน y และแกน z ในรูปของสัญลักษณ์ F, Tf, Ts, และ Ta ตามลำดับ แสดงดังรูปที่ 3.18 และรูปที่ 3.19 แสดงความสัมพันธ์ภายในบล็อกไดอะแกรมการแปลงค่าจากดิฟฟิไซเคิลเป็นแรงยกและแรงบิด ซึ่งใช้สำหรับควบคุมมอเตอร์ตัวที่ 1 ถึง 4 โดยมีความสัมพันธ์ตามสมการดังนี้

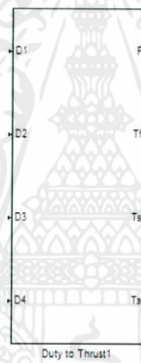
$$F = 0.00404 D1 + 0.003966 D2 + 0.004338 D3 + 0.003962 D4 - 43.9102 \quad (3.5)$$

$$Tf = 0.000909 D1 - 0.00097605 D3 + 0.1999 \quad (3.6)$$

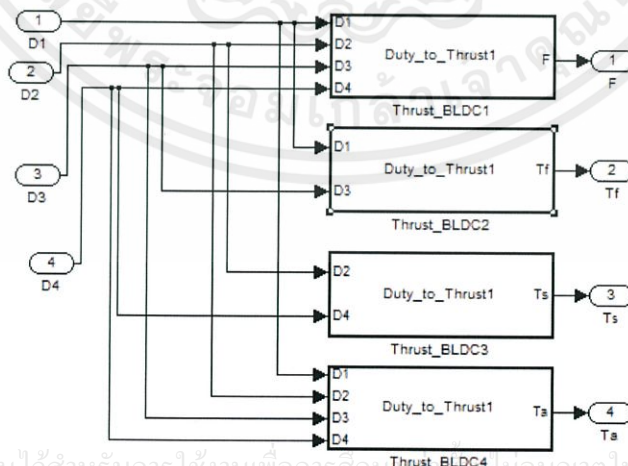
$$Ts = 0.00089235 D2 - 0.00089145 D4 + 0.0983 \quad (3.7)$$

$$Ta = -0.000036 D1 + 0.000052 D2 - 0.000042 D3 + 0.000054 D4 - 0.0878 \quad (3.8)$$

สมการ (3.5) ถึงสมการ (3.8) ได้มาจากการทดลองซึ่งจะกล่าวในหัวข้อ 4.1 การทดลองหาแรงยกและหัวข้อ 4.2 การทดลองหาแรงบิด จากนั้นใช้ความสัมพันธ์ดังสมการ (2.29) ถึงสมการ (2.32) ดังกล่าวไว้แล้วในหัวข้อ 2.1.5 เรืองแรงและโมเมนต์ เพื่อหาความสัมพันธ์ระหว่างดิฟฟิไซเคิลกับแรงยกและแรงบิด



รูปที่ 3.18 บล็อกไดอะแกรมแสดงความสัมพันธ์ระหว่างดิฟฟิไซเคิลกับแรงยกและแรงบิด



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาค้นคว้า ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดลอกเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

รูปที่ 3.19 ความสัมพันธ์ภายในบล็อกไดอะแกรมระหว่างดิฟฟิไซเคิลกับแรงยกและแรงบิด

2. บล็อกไดอะแกรมแสดงความสัมพันธ์ระหว่างการแปลงค่าจากแรงยกและแรงบิดเป็นค่าตัวที่ไซเกิล ซึ่งเป็นบล็อกไดอะแกรมที่เป็นส่วนกลับกับบล็อกไดอะแกรมที่กล่าวในส่วนที่ 1 ดังรูปที่ 3.18 และรูปที่ 3.19 แสดงความสัมพันธ์ภายในบล็อกไดอะแกรมการแปลงค่าจากแรงยกและแรงบิดเป็นตัวที่ไซเกิล โดยมีความสัมพันธ์ดังนี้

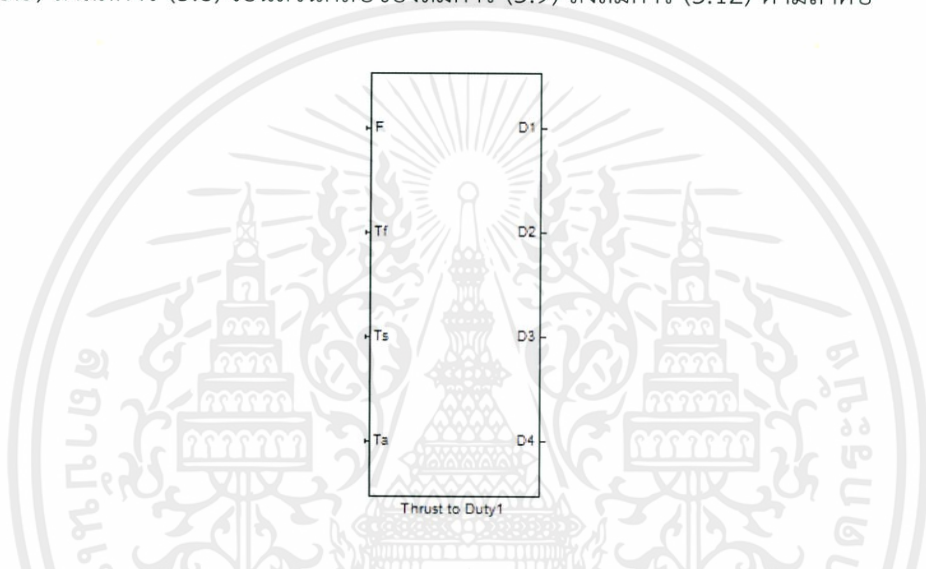
$$D1 = 73.003 F + 559.4 Tf - 6.285 Ts - 5460 Ta + 2614.99 \quad (3.9)$$

$$D2 = 51.705 F - 9.529 Tf + 566.72 Ts + 5561.9 Ta + 2704.95 \quad (3.10)$$

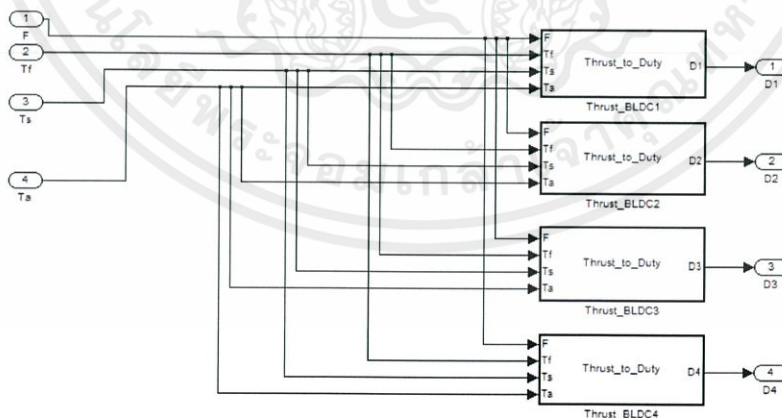
$$D3 = 67.988 F - 503.5 Tf - 5.853 Ts - 5084 Ta + 2640.16 \quad (3.11)$$

$$D4 = 51.758 F - 9.538 Tf - 554.4 Ts + 5567.9 Ta + 2817.95 \quad (3.12)$$

สมการ (3.5) ถึงสมการ (3.8) เป็นส่วนกลับของสมการ (3.9) ถึงสมการ (3.12) ตามลำดับ



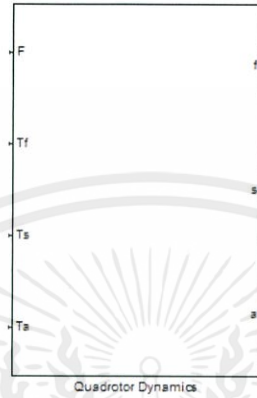
รูปที่ 3.20 บล็อกไดอะแกรมแสดงความสัมพันธ์ระหว่างแรงยกและแรงบิดกับตัวที่ไซเกิล



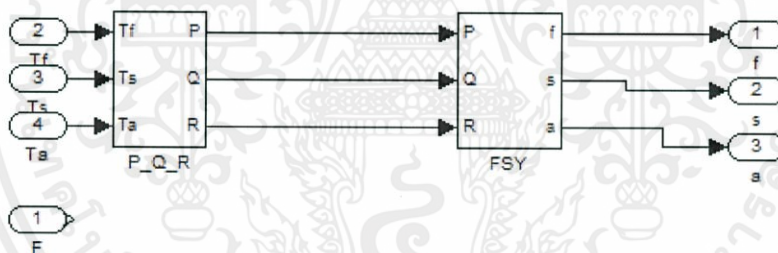
รูปที่ 3.21 ความสัมพันธ์ภายในบล็อกไดอะแกรมแรงยกและแรงบิดกับตัวที่ไซเกิล

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไมอนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดลอกเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3. บล็อกไดอะแกรมของระบบอากาศยานสี่พัด ซึ่งเป็นความสัมพันธ์ระหว่างแรงยกและแรงบิดกับมุมโรล มุมพิทช์และมุมยอร์ ดังรูปที่ 3.22 และรูปที่ 3.23 แสดงความสัมพันธ์ภายในของบล็อกไดอะแกรมดังกล่าวซึ่งประกอบด้วย บล็อกไดอะแกรมแสดงความสัมพันธ์ระหว่างแรงบิดตามแกน  $x$ , แกน  $y$  และแกน  $z$  กับความเร็วเชิงมุมตามแนวแกน  $x$ , แกน  $y$  และแกน  $z$  หรือสัญลักษณ์  $P, Q, R$  ตามลำดับ และบล็อกไดอะแกรมแสดงความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วเชิงมุมตามแนวแกน  $x$ , แกน  $y$  และแกน  $z$  กับมุมโรล มุมพิทช์และมุมยอร์ หรือสัญลักษณ์  $f, s, a$  ตามลำดับ



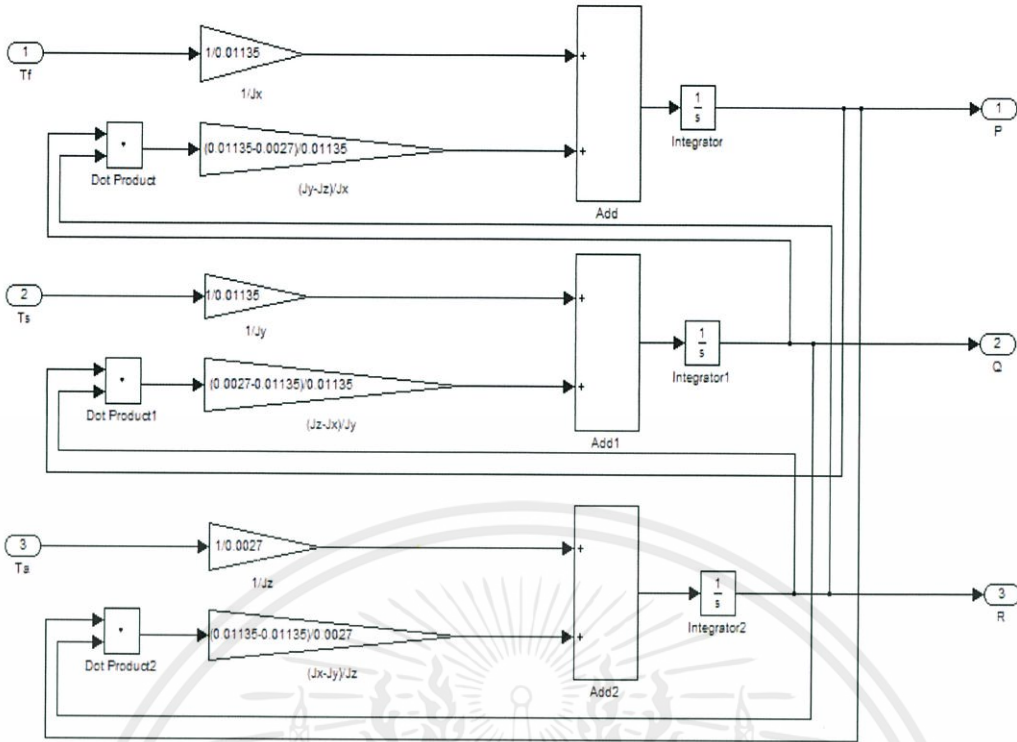
รูปที่ 3.22 บล็อกไดอะแกรมของระบบอากาศยานสี่ใบพัด



รูปที่ 3.23 ความสัมพันธ์ภายในบล็อกไดอะแกรมของระบบอากาศยานสี่ใบพัด

จากรูปที่ 3.23 เห็นว่าประกอบไปด้วยบล็อกไดอะแกรมย่อย 2 ส่วนด้วยกัน คือ บล็อกไดอะแกรม  $P_Q_R$  ซึ่งเป็นความสัมพันธ์ระหว่างแรงบิดตามแนวแกน  $x$ , แกน  $y$  และแกน  $z$  กับความเร็วเชิงมุมตามแนวแกน  $x$ , แกน  $y$  และแกน  $z$  โครงสร้างภายในแสดงดังรูปที่ 3.24 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างแรงบิดกับความเร็วเชิงมุม โดยเป็นไปตามสมการ (2.38) และบล็อกไดอะแกรม  $FSY$  เป็นความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วเชิงมุมตามแนวแกน  $x$ , แกน  $y$  และแกน  $z$  กับมุมโรล มุมพิทช์และมุมยอร์ โครงสร้างภายในแสดงดังรูปที่ 3.25 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วเชิงมุมกับมุม เป็นไปตามสมการ (2.37)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.24 ความสัมพันธ์ภายในของบล็อกไดอะแกรมย่อย P\_Q\_R

### 3.5.2 การแปลงสมการสเตตเป็นฟังก์ชันถ่ายโอนในรูปดิสคริต

การแปลงสมการสเตตเป็นฟังก์ชันถ่ายโอนในรูปดิสคริต โดยเพื่อผลของการคงระดับสัญญาณอันดับศูนย์ สามารถทำได้โดยพิมพ์คำสั่ง  $\text{sysz} = \text{c2d}(\text{ss}(\text{A}, \text{B}, \text{C}, \text{D}, \text{Ts}))$  ลงในโปรแกรมแมทแลบ โดยค่า Ts คือ ค่าคาบเวลาของการซิกตัวอย่าง ในโครงการนี้ กำหนด  $T_s = 0.2 \text{ ms}$  ได้ฟังก์ชันถ่ายโอนในรูปดิสคริตซึ่งเป็นความสัมพันธ์ระหว่างอินพุต (แรงบิด) กับ เอาต์พุต (มุม) ดังสมการ (3.13) ถึงสมการ (3.15)

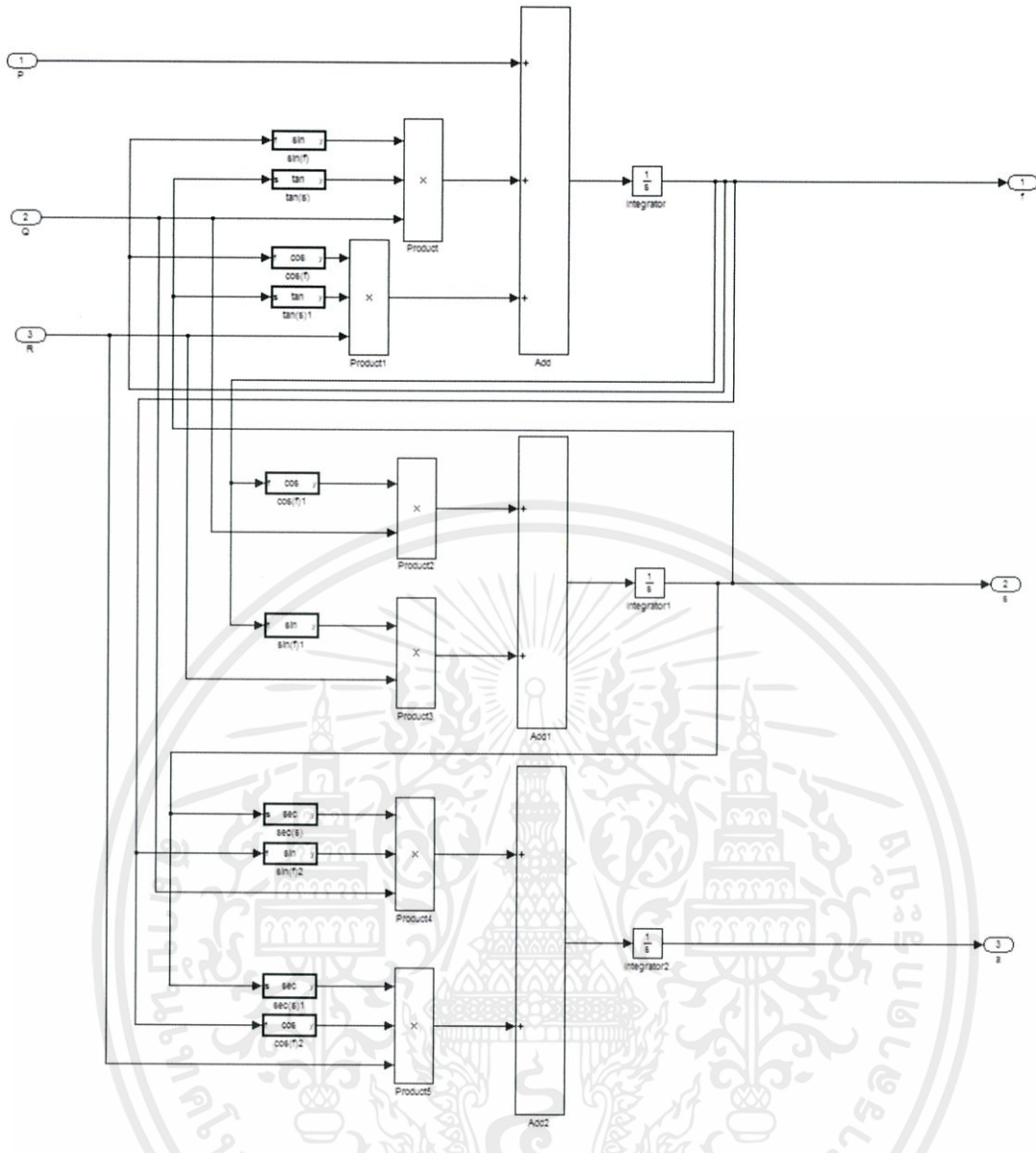
$$\frac{\theta(z)}{T_\theta(z)} = \frac{0.01762z + 0.01762}{z^2 - 2z + 1} = \frac{0.01762z^{-1} + 0.01762z^{-2}}{1 - 2z^{-1} + z^{-2}} \quad (3.13)$$

$$\frac{\phi(z)}{T_\phi(z)} = \frac{0.01762z + 0.01762}{z^2 - 2z + 1} = \frac{0.01762z^{-1} + 0.01762z^{-2}}{1 - 2z^{-1} + z^{-2}} \quad (3.14)$$

$$\frac{\psi(z)}{T_\psi(z)} = \frac{0.07407z + 0.07407}{z^2 - 2z + 1} = \frac{0.07407z^{-1} + 0.07407z^{-2}}{1 - 2z^{-1} + z^{-2}} \quad (3.15)$$

หลังจากที่ทราบฟังก์ชันถ่ายโอนแล้ว จะนำไปวาดเส้นทางรากในหัวข้อ (3.5.3) ต่อไป

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดลอกเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.25 ความสัมพันธ์ภายในของบล็อกไดอะแกรมย่อย FSM

### 3.5.3 เส้นทางรากและแผนภาพโหนดของระบบก่อนการชดเชย

การตรวจสอบสมรรถนะของระบบควบคุม เมื่อพารามิเตอร์ของระบบหนึ่งตัวหรือมากกว่านั้นแปรค่าไปเกินกว่าขอบเขตที่กำหนดให้ เป็นสิ่งที่จำเป็นอย่างมากในการพิจารณาออกแบบระบบควบคุม ดังที่ทราบกันดีอยู่แล้วว่า สมการคุณลักษณะของระบบมีบทบาทสำคัญในการวิเคราะห์ระบบเชิงเส้น วิธีเส้นทางราก เป็นวิธีที่ศึกษาถึงพฤติกรรมทางเดินของรากของสมการคุณลักษณะของระบบ เมื่อพารามิเตอร์แปรค่าไป จึงเป็นวิธีที่มีประสิทธิภาพวิธีหนึ่งในการศึกษาระบบควบคุม โดยทั่วไปวิธีเส้นทางราก ใช้สำหรับพิจารณาทางเดินของราก เมื่อพารามิเตอร์หนึ่งตัวแปรค่าไป แต่ในกรณีที่พารามิเตอร์มากกว่าหนึ่งตัวแปรค่าไปนั้นก็สามารถประยุกต์ใช้วิธีเส้นทางรากได้เช่นกัน

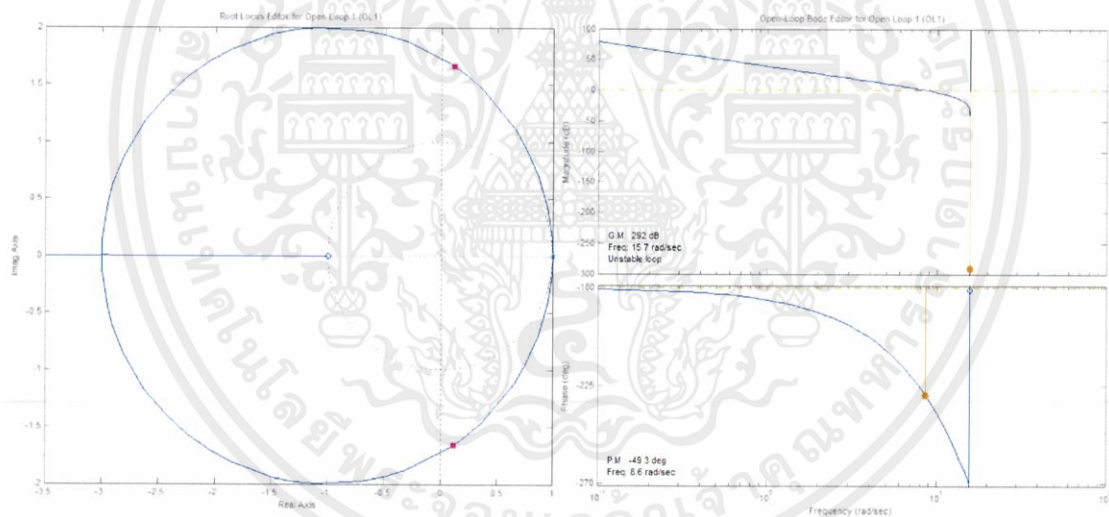
การทำให้ระบบมีเสถียรภาพเป็นเรื่องที่สำคัญของระบบควบคุมแบบป้อนกลับ ดังนั้นจึงพยายามหาทางวิเคราะห์และออกแบบให้เป็นระบบที่มีเสถียรภาพ ซึ่งก็คือระบบควบคุมที่เมื่อป้อน

สัญญาณอินพุตจำกัด (Bounded input) ก็จะได้สัญญาณเอาต์พุตจำกัด (Bounded output) เช่นเดียวกัน มักใช้คำว่าเสถียรภาพสัมพัทธ์ (Relative stability) เพื่อบอกว่าระบบมีเสถียรภาพมากน้อยเท่าใด และสามารถเปลี่ยนแปลงค่าพารามิเตอร์ที่เกี่ยวข้องกับระบบก่อนที่จะสูญเสียความมีเสถียรภาพไปได้เท่าใด พารามิเตอร์นั้นได้แก่ ค่าเกนมาร์จิ้น (Gain margin) และ ค่าเฟสมาร์จิ้น (Phase margin) ซึ่งสามารถพิจารณาได้จากผลตอบสนองเชิงความถี่ ซึ่งนิยมนำเสนอด้วยแผนภาพโบด (Bode diagram)

เมื่อทราบฟังก์ชันถ่ายโอนในรูปดีสครีตตามสมการ (3.13) ถึงสมการ (3.15) จากนั้นสามารถวาดเส้นทางรากและแผนภาพโบดของระบบ โดยใช้เครื่องมือวิเคราะห์และออกแบบระบบหนึ่งอินพุตหนึ่งเอาต์พุต (SISOTOOL) ในโปรแกรมแมทแล็บ จะได้เส้นทางรากและแผนภาพโบด ดังนี้

### 3.5.3.1 เส้นทางรากและแผนภาพโบด ของความสัมพันธ์ระหว่างอินพุตแรงบิด $T_\theta$ และเอาต์พุตมุมพิทช์ $\theta$ ก่อนการชดเชย

เส้นทางรากและแผนภาพโบดกรณีก่อนการออกแบบชดเชย ดังรูปที่ 3.26 เห็นว่าหากป้อนกลับเป็นระบบวงปิดโดยตรง ระบบวงปิดที่ได้จะไม่มีเสถียรภาพ เนื่องจากมีค่าเฟสมาร์จิ้น  $\gamma = -49.3 \text{ deg}$  ณ ความถี่ตัดข้ามเกน  $\omega_{cg} = 8.6 \text{ rad/sec}$  และมีค่าเกนมาร์จิ้น  $K_g = -\infty \text{ dB}$  ณ ความถี่ตัดข้ามเฟส  $\omega_{cp} = 0 \text{ rad/sec}$  ดังนั้นจะต้องออกแบบตัวชดเชยเพื่อให้ระบบวงปิดมีเสถียรภาพต่อไป



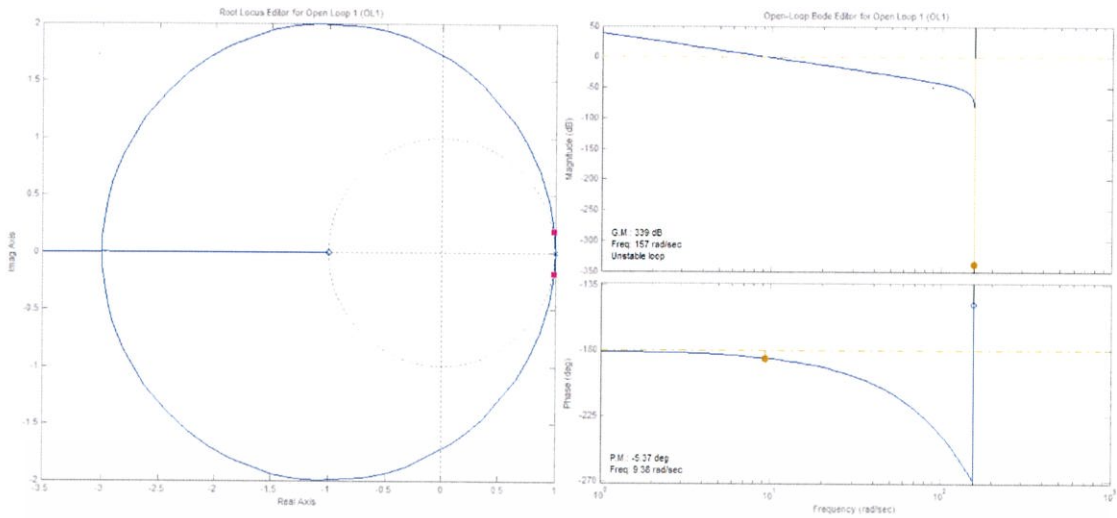
(ก) เส้นทางราก

(ข) แผนภาพโบด

รูปที่ 3.26 เส้นทางรากและแผนภาพโบดของมุมพิทช์

### 3.5.3.2 เส้นทางรากและแผนภาพโบด ของความสัมพันธ์ระหว่างอินพุต $T_\theta$ และเอาต์พุตมุมโวล $\theta$ ก่อนการชดเชย

เส้นทางรากและแผนภาพโบดกรณีก่อนการออกแบบชดเชย ดังรูปที่ 3.27 เห็นว่าหากป้อนกลับเป็นระบบวงปิดโดยตรง ระบบวงปิดที่ได้จะไม่มีเสถียรภาพ เนื่องจากมีค่าเฟสมาร์จิ้น  $\gamma = -5.37 \text{ deg}$  ณ ความถี่ตัดข้ามเกน  $\omega_{cg} = 89.38 \text{ rad/sec}$  และมีค่าเกนมาร์จิ้น  $K_g = -\infty \text{ dB}$  ณ ความถี่ตัดข้ามเฟส  $\omega_{cp} = 0 \text{ rad/sec}$  ดังนั้นจะต้องออกแบบตัวชดเชยเพื่อให้ระบบวงปิดมีเสถียรภาพต่อไป



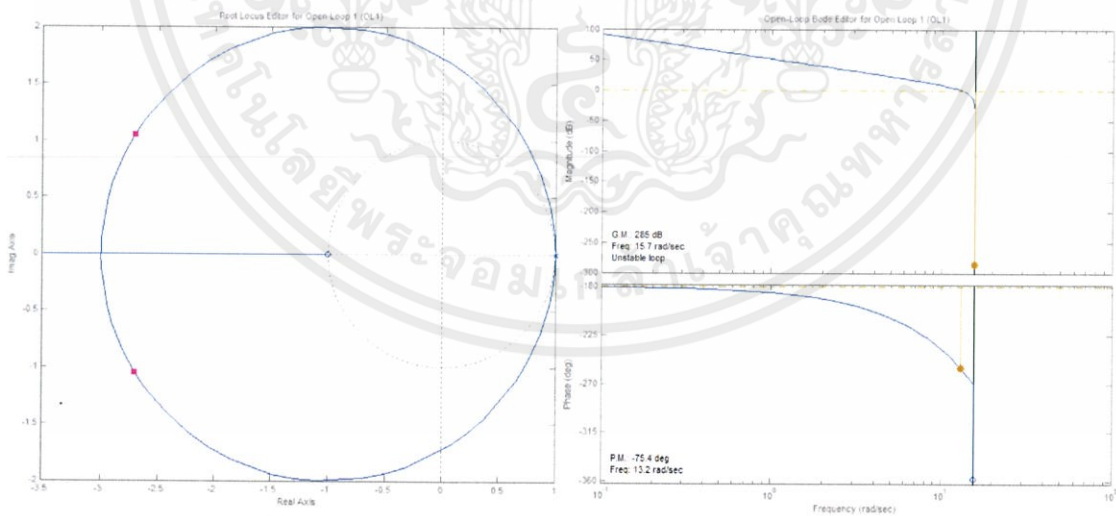
(ก) เส้นทางการาก

(ข) แผนภาพโบด

รูปที่ 3.27 เส้นทางการากและแผนภาพโบดของมูโรว์

### 3.5.3.3 เส้นทางการากและแผนภาพโบด ของความสัมพันธ์ระหว่างอินพุต $T_p$ และเอาต์พุต มุมยอร์ $\psi$ ก่อนการชดเชย

เส้นทางการากและแผนภาพโบดกรณีก่อนการออกแบบชดเชย ดังรูปที่ 3.27 เห็นว่าหากป้อนกลับเป็นระบบวงปิดโดยตรง ระบบวงปิดที่ได้จะไม่มีเสถียรภาพ เนื่องจากมีค่าเฟสมาร์จิน  $\gamma = -75.4$  deg ณ ความถี่ตัดข้ามแกน  $\omega_{cg} = 13.2$  rad/sec และมีค่าเกนมาร์จิน  $K_g = -\infty$  dB ณ ความถี่ตัดข้ามเฟส  $\omega_{cp} = 0$  rad/sec ดังนั้นจะต้องออกแบบตัวชดเชยเพื่อให้ระบบวงปิดมีเสถียรภาพต่อไป



(ก) เส้นทางการาก

(ข) แผนภาพโบด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนรูปที่ 3.28 เส้นทางการากและแผนภาพโบดของมูโรว์ ให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.5.4 เส้นทางรากและแผนภาพโบทของระบบหลังการชดเชย

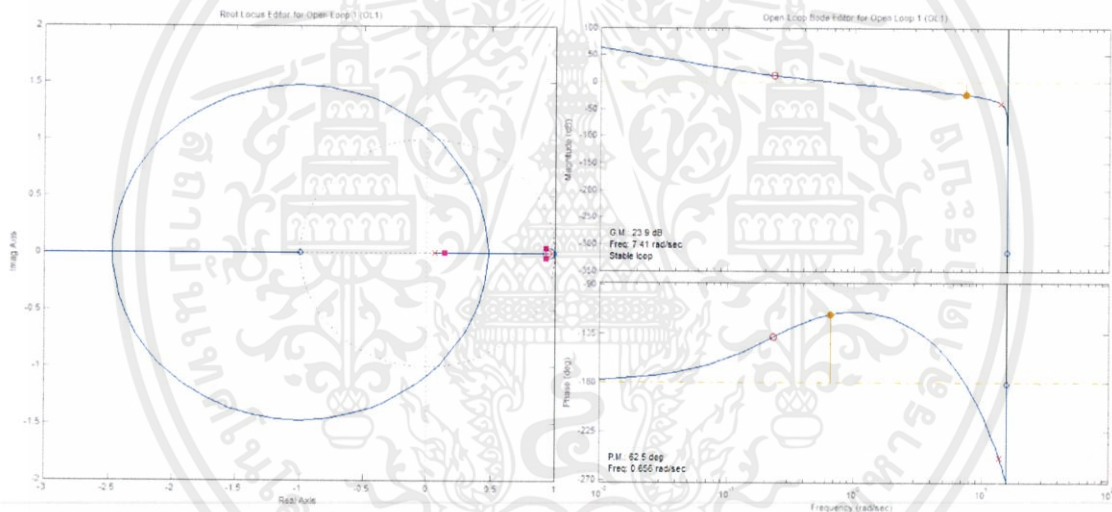
การวิเคราะห์เส้นทางรากของระบบในโดเมน  $z$  เป็นการออกแบบเพื่อผลของการคงระดับสัญญาณอันดับศูนย์ ในที่นี้ออกแบบด้วยเครื่องมือวิเคราะห์และออกแบบระบบหนึ่งอินพุตหนึ่งเอาต์พุต (SISOTOOL) ในโปรแกรมแมทแล็บ โดยการวางโพลวงเปิดและซีโรวงเปิดบนเส้นทางราก ซึ่งเป็นวิธีที่ง่ายในการปรับสมรรถนะของระบบ ซึ่งผลหลังจากออกแบบตัวชดเชยแสดงดังนี้

#### 3.5.4.1 เส้นทางรากและแผนภาพโบทของเอาต์พุตมุมพิทซ์ $\theta$ หลังการชดเชย

การออกแบบตัวชดเชยมุมพิทซ์ เลือกวางซีโรที่  $z = 0.9843$  วางโพลที่  $z = 0.131$  และมีเกนเท่ากับ  $0.051516$  โดยได้ฟังก์ชันถ่ายโอนได้รูปดีสคริตที่สอดคล้องดังสมการ (3.16) โดยสามารถเขียนเส้นทางราก และแผนภาพโบท ได้ดังรูปที่ 3.29

$$\frac{T_\theta(z)}{Er_\theta(z)} = \frac{0.0515 - 0.0507z^{-1}}{1 - 0.131z^{-1}} \quad (3.16)$$

เมื่อ  $Er$  คือ ค่าความผิดพลาดของมุม



(ก) เส้นทางราก

(ข) แผนภาพโบท

รูปที่ 3.29 เส้นทางรากและแผนภาพโบทหลังออกแบบตัวชดเชยมุมพิทซ์

จากผลที่ได้เห็นวาระบบวงปิดมีเสถียรภาพเพราะมีเกนมาร์จิ้นและเฟสมาร์จิ้นมีค่าเป็นบวก กล่าวคือ อ่านค่าเฟสมาร์จิ้น  $\gamma = 62.5 \text{ deg}$  ณ ความถี่ตัดข้ามเกน  $\omega_{cg} = 0.656 \text{ rad/sec}$  และอ่านค่าเกนมาร์จิ้น  $K_g = 23.9 \text{ dB}$  ณ ความถี่ตัดข้ามเฟส  $\omega_{cp} = 7.41 \text{ rad/sec}$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.5.4.2 เส้นทางรากและแผนภาพโบทของเอาต์พุตมูโรล $\theta$ หลังการชดเชย

การออกแบบตัวชดเชยมูโรล เลือกวงซีโรที่  $z = 0.9544$  วางโพลที่  $z = 0.00635$  และมีเกนเท่ากับ  $0.003371$  โดยได้ฟังก์ชันถ่ายโอนได้รูปติสคริตที่สอดคล้องดังสมการ (3.17) โดยสามารถเขียนเส้นทางราก และแผนภาพโบท ได้ดังรูปที่ 3.30

$$\frac{T_\theta(z)}{Er_\theta(z)} = \frac{0.0337 - 0.0322z^{-1}}{1 - 0.0064z^{-1}} \quad (3.17)$$

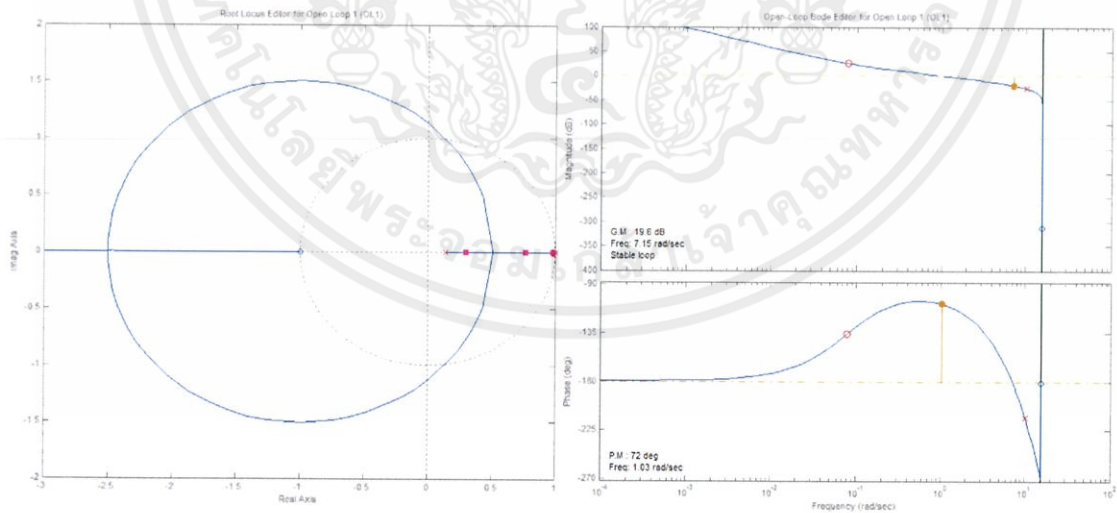
จากผลที่ได้เห็นว่าระบบวงปิดมีเสถียรภาพเพราะมีเกนมาร์จินและเฟสมาร์จินมีค่าเป็นบวก กล่าวคือ อ่านค่าเฟสมาร์จิน  $\gamma = 72$  deg ณ ความถี่ตัดข้ามเกน  $\omega_{cg} = 1.03$  rad/sec และอ่านค่าเกนมาร์จิน  $K_g = 19.6$  dB ณ ความถี่ตัดข้ามเฟส  $\omega_{cp} = 7.15$  rad/sec

### 3.5.4.3 เส้นทางรากและแผนภาพโบทของเอาต์พุต มุมยอร์ $\psi$ หลังการชดเชย

การออกแบบตัวชดเชยมุมยอร์ เลือกวงซีโรที่  $z = 0.9515$  วางโพลที่  $z = 0.2748$  และมีเกนเท่ากับ  $0.009795$  โดยได้ฟังก์ชันถ่ายโอนได้รูปติสคริตที่สอดคล้องดังสมการ (3.18) โดยสามารถเขียนเส้นทางราก และแผนภาพโบท ได้ดังรูปที่ 3.31

$$\frac{T_\psi(z)}{Er_\psi(z)} = \frac{0.0098 - 0.0093z^{-1}}{1 - 0.2748z^{-1}} \quad (3.18)$$

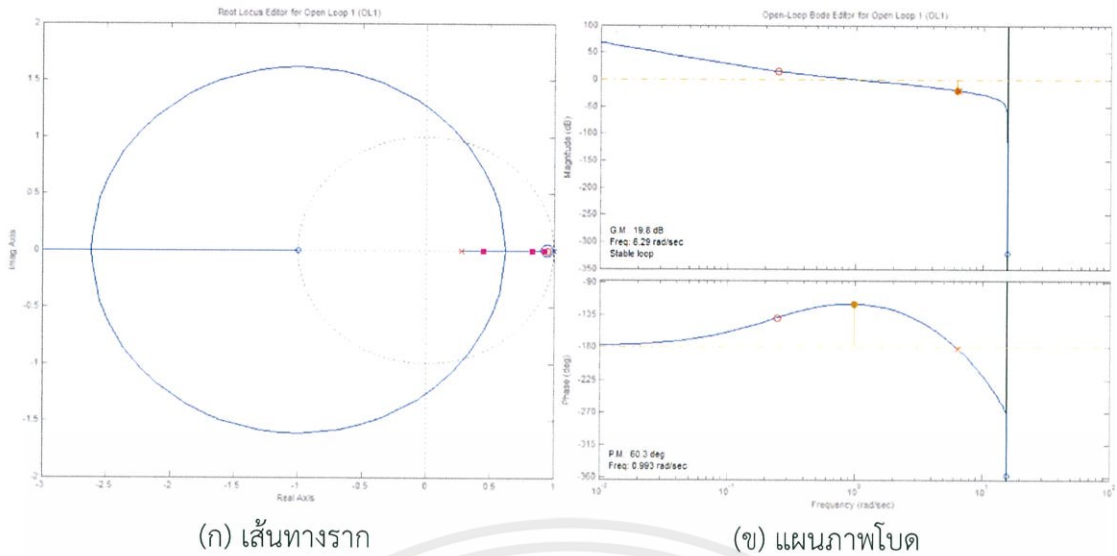
จากผลที่ได้เห็นว่าระบบวงปิดมีเสถียรภาพเพราะมีเกนมาร์จินและเฟสมาร์จินมีค่าเป็นบวก กล่าวคือ อ่านค่าเฟสมาร์จิน  $\gamma = 60.3$  deg ณ ความถี่ตัดข้ามเกน  $\omega_{cg} = 0.993$  rad/sec และอ่านค่าเกนมาร์จิน  $K_g = 19.8$  dB ณ ความถี่ตัดข้ามเฟส  $\omega_{cp} = 6.29$  rad/sec



(ก) เส้นทางราก

(ข) แผนภาพโบท

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่มอบไว้สำหรับบริการใช้งานเพื่อการศึกษานี้เท่านั้น ไม่สามารถนำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
รูปที่ 3.30 เส้นทางรากและแผนภาพโบทหลังออกแบบตัวชดเชยมูโรล  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



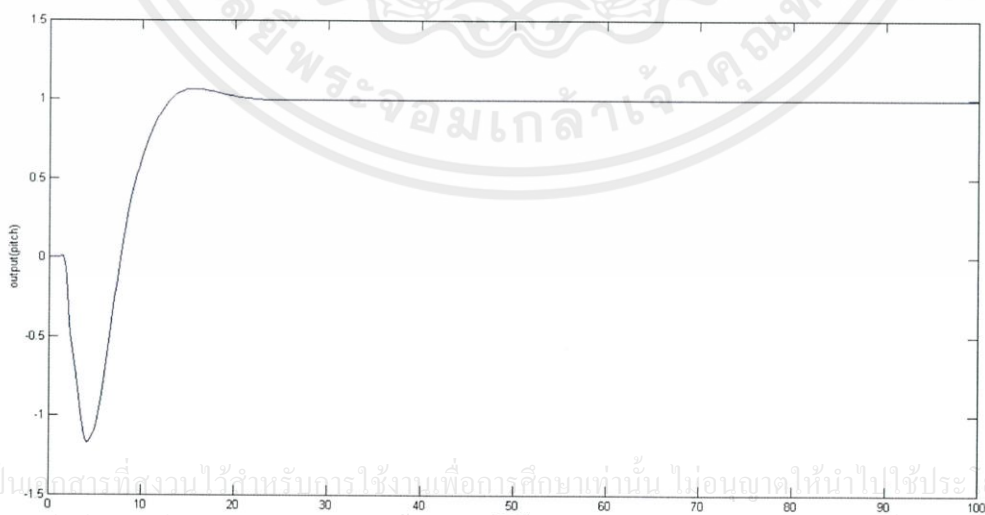
รูปที่ 3.31 เส้นทางการากและแผนภาพโบบหลังออกแบบตัวชดเชยมูมยอร์

### 3.5.5 ผลตอบสนองเชิงเวลาหลังออกแบบตัวชดเชย

หลังจากออกแบบตัวชดเชยเพื่อชดเชยมูมพิทซ์ มูมโรล และมูมยอร์ โดยจ่ายอินพุตเป็นสัญญาณขั้นบันไดหนึ่งหน่วย (Unit step) และค่าแรงยก เท่ากับ 12.5 นิวตัน ซึ่งเป็นแรงที่ทำให้อากาศยานสี่ใบพัดยกตัวขึ้น โดยจ่ายเป็นระบบป้อนกลับ เพื่อพิจารณาผลตอบสนองเชิงเวลาที่จำลองด้วยโปรแกรมแมทแลปดังรูปที่ 3.17 ได้ผลตอบสนองเชิงเวลา หลังออกแบบตัวชดเชย ดังต่อไปนี้

#### 3.5.5.1 ผลตอบสนองเชิงเวลาหลังออกแบบตัวชดเชยมูมพิทซ์

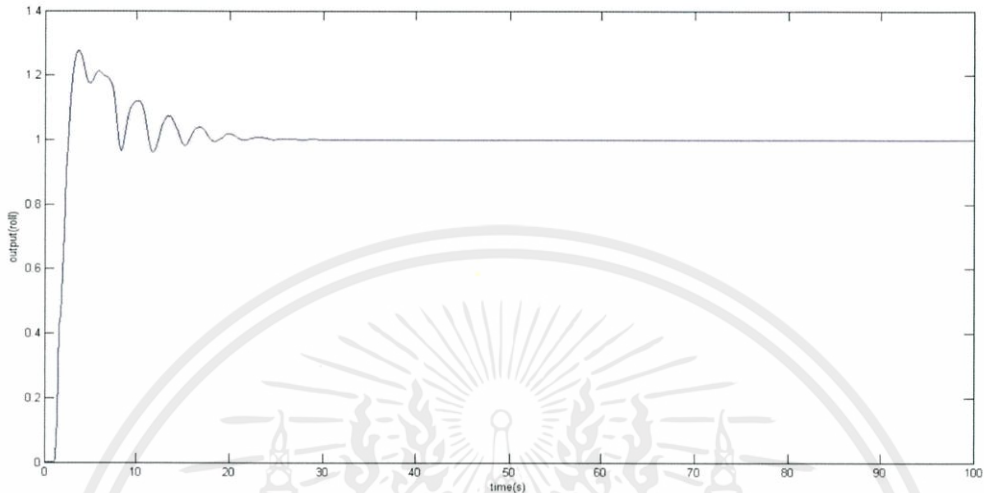
เมื่อออกแบบตัวชดเชยมูมพิทซ์ พบว่าระบบควบคุมมีสมรรถนะของผลตอบสนองต่อสัญญาณขั้นบันไดหนึ่งหน่วยดังนี้ มีช่วงเวลาขาขึ้น (Rise time) 11.7 วินาที เวลาพุ่งเกินสูงสุด (Peak time) 14 วินาที ค่าพุ่งเกินสูงสุด (Maximum overshoot) ประมาณ 6.4% ช่วงเวลาเข้าที่ (Settling time) 22 วินาที และมีค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัว (Steady stage error)  $e_{ss} = 0.007$  ดังรูปที่ 3.32



รูปที่ 3.32 ผลตอบสนองเชิงเวลาหลังออกแบบตัวชดเชยมูมพิทซ์

### 3.5.5.2 ผลตอบสนองเชิงเวลาหลังออกแบบตัวชดเชยมูโรล

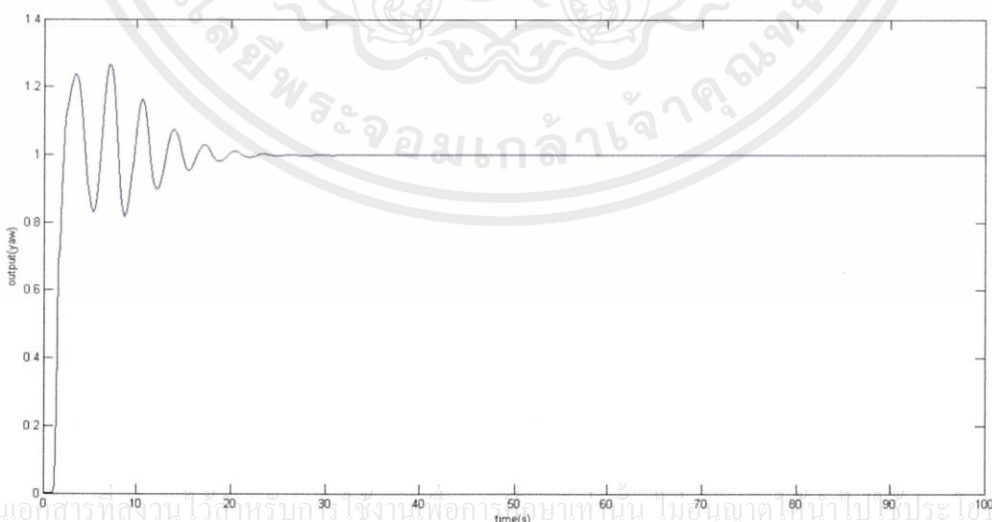
เมื่อออกแบบตัวชดเชยมูโรล พบว่าระบบควบคุมมีสมรรถนะของผลตอบสนองต่อสัญญาณขั้นบันไดหนึ่งหน่วยดังนี้ มีช่วงเวลาขาขึ้น 0.9 วินาที เวลาพุ่งเกินสูงสุด 2.2 วินาที ค่าพุ่งเกินสูงสุดประมาณ 27.7% ช่วงเวลาเข้าที่ 28 วินาที และมีค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัว  $e_{ss}$  เท่ากับศูนย์ ดังรูปที่ 3.33



รูปที่ 3.33 ผลตอบสนองเชิงเวลาหลังออกแบบตัวชดเชยมูโรล

### 3.5.5.3 ผลตอบสนองเชิงเวลา หลังออกแบบตัวชดเชยมูมยอร์

เมื่อออกแบบตัวชดเชยมูมยอร์ พบว่าระบบควบคุมมีสมรรถนะของผลตอบสนองต่อสัญญาณขั้นบันไดหนึ่งหน่วยดังนี้ มีช่วงเวลาขาขึ้น 0.6 วินาที เวลาพุ่งเกินสูงสุด 5.6 วินาที ค่าพุ่งเกินสูงสุดประมาณ 26.5% ช่วงเวลาเข้าที่ 28 วินาที และค่าความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัว  $e_{ss}$  เท่ากับศูนย์ ดังรูปที่ 3.34



รูปที่ 3.34 ผลตอบสนองเชิงเวลาหลังออกแบบตัวชดเชยมูมยอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับศึกษาใช้งานเพื่อการถ่ายทอดเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### 3.5.6 การแปลงฟังก์ชันถ่ายโอนในรูปดิสคริตเป็นสมการผลต่าง

เมื่อออกแบบตัวชดเชยและได้ฟังก์ชันถ่ายโอนในรูปดิสคริตแล้ว เพื่อใช้งานจริงจึงต้องเปลี่ยนฟังก์ชันถ่ายโอนในรูปดิสคริตให้เป็นสมการผลต่าง(Difference equation) โดยการแปลงซิมพลัน (Inversion of z transform) เพื่อนำสมการดังกล่าว ไปใช้เขียนโปรแกรมไมโครคอนโทรลเลอร์

ตัวชดเชยมูมพิทซ์มีฟังก์ชันถ่ายโอนในรูปดิสคริต ดังสมการ (3.16) เมื่อแปลงซิมพลันได้สมการผลต่างที่สอดคล้องดังนี้

$$T_{\theta} [k] = 0.131T_{\theta} [k-1] + 0.0515Er_{\theta}[k] -0.0507Er_{\theta} [k-1] \quad (3.19)$$

ตัวชดเชยมูมโรลมีฟังก์ชันถ่ายโอนในรูปดิสคริต ดังสมการ (3.17) เมื่อแปลงซิมพลันได้สมการผลต่างที่สอดคล้องดังนี้

$$T_{\theta} [k] = 0.0064T_{\theta} [k-1] + 0.0337Er_{\theta} [k] -0.0322Er_{\theta} [k-1] \quad (3.20)$$

ตัวชดเชยมูมยอร์มีฟังก์ชันถ่ายโอนในรูปดิสคริต ดังสมการ (3.18) เมื่อแปลงซิมพลันได้สมการผลต่างที่สอดคล้องดังนี้

$$T_{\psi} [k] = 0.2748T_{\psi} [k-1] + 0.0098Er_{\psi} [k] -0.0093Er_{\psi} [k-1] \quad (3.21)$$

สมการ (3.19) ถึงสมการ (3.21) จะถูกนำไปใช้ในการเขียนโปรแกรมสำหรับ PIC18F46K22 ด้วยภาษาซี เพื่อใช้ในการควบคุมอากาศยานสี่ใบพัดต่อไป

## 3.6 การออกแบบโปรแกรม

ในหัวข้อนี้จะกล่าวถึงแนวคิดการออกแบบโปรแกรมสำหรับไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F46K22 และ ไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F4431 รวมถึงแผนผังการทำงานของโปรแกรมโดยรวม

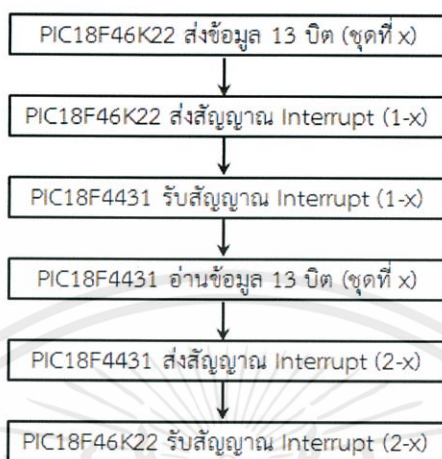
### 3.6.1 โปรแกรมไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F46K22

หลังจากเปิดสวิตช์แหล่งจ่ายไฟฟ้า PIC18F46K22 จะกำหนดค่าเริ่มต้นของตัวแปรต่าง ๆ และเปิดใช้งานโมดูลต่าง ๆ ได้แก่โมดูลสื่อสารข้อมูลอนุกรม USART โมดูลสื่อสารข้อมูลอนุกรม I<sup>2</sup>C และโมดูล Timer0 โดยเริ่มจับเวลาด้วยโมดูล Timer0 ทันทีก่อนที่จะทำงานในขั้นตอนอื่นๆ ต่อไป

หลังจากเริ่มจับเวลาแล้ว PIC18F46K22 จะเริ่มอ่านค่าจากเซนเซอร์วัดความเร่ง ไจโรสโคป และเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็กด้วยโมดูลสื่อสารข้อมูลอนุกรม I<sup>2</sup>C จากนั้นจึงนำค่าที่อ่านได้มาประมวลผล ในขั้นตอนประมวลผลนี้เป็นการคำนวณทางคณิตศาสตร์ ได้แก่ การแปลงหน่วย การปรับเทียบ การประมาณตัวแปรสแตทด้วยตัวสังเกตสแตท และการควบคุมสัญญาณด้วยตัวชดเชย ขั้นตอนต่อไปคือ การส่งข้อมูลที่ได้หลังจากการประมวลผลไปให้ไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F4431 โดยใช้การสื่อสารข้อมูลแบบขนานที่ใช้ขาของไมโครคอนโทรลเลอร์เป็นพอร์ตอินพุตและเอาต์พุต

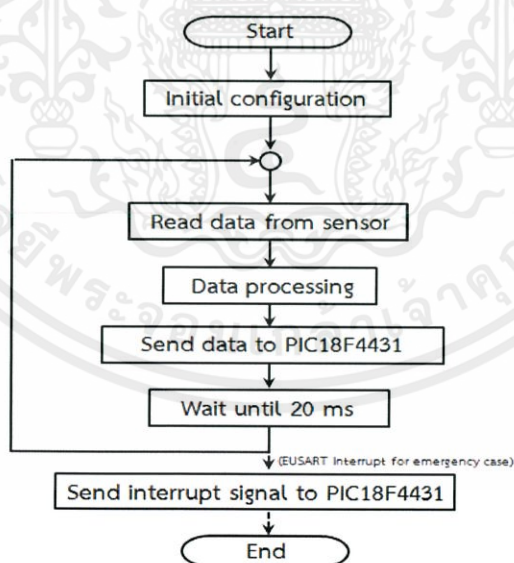
ขั้นตอนการส่งข้อมูลนี้แสดงดังรูปที่ 3.35 โดยการส่งข้อมูลทั้งหมดจะต้องทำตามขั้นตอนดังกล่าวทั้งหมด 4 ครั้ง ( $x = 1, 2, 3$  และ 4) หลังจากส่งข้อมูลเสร็จแล้ว โปรแกรมจะรอจน โมดูล Timer0 จับเวลาครบ 20 ms แล้วจึงกลับไปอ่านค่าจากเซนเซอร์และประมวลผลอีกครั้งไปเรื่อย ๆ

### ขั้นตอนการส่งข้อมูลจาก PIC18F46K22 ไปยัง PIC18F4431



รูปที่ 3.35 แผนผังขั้นตอนการส่งข้อมูลจาก PIC18F46K22 ไปยัง PIC18F4431

ถ้าหากมีเหตุขัดข้องหรือต้องการหยุดการบิน โปรแกรมจะรอรับสัญญาณอินเทอร์รัปต์จากคอมพิวเตอร์ผ่านวงจร BlueBee และ Xbee เข้าสู่ไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F46K22 ด้วยโมดูลสื่อสารข้อมูลอนุกรม USART เพื่อส่งสัญญาณอินเทอร์รัปต์ไปให้ PIC18F4431 และจบการทำงาน แผนผังโปรแกรมของไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F46K22 แสดงดังรูปที่ 3.36



รูปที่ 3.36 แผนผังโปรแกรมไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F46K22

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า รายละเอียดของโปรแกรมไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F46K22 สามารถศึกษาเพิ่มเติมได้ที่ภาคผนวก ก.2.1

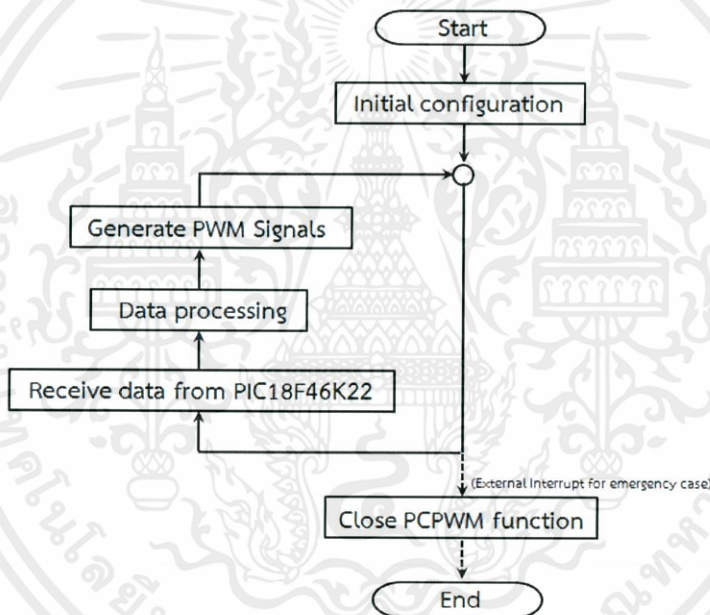
### 3.6.2 โปรแกรมไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F4431

หลังจากเปิดสวิตช์แหล่งจ่ายไฟฟ้า ไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F4431 จะกำหนดค่าเริ่มต้นของตัวแปรต่าง ๆ และเปิดใช้งานโมดูล Power control PWM หลังจากเปิดใช้งานโมดูล โปรแกรมจะวนลูปอนันต์ (Infinity loop) ซึ่งไม่มีคำสั่งใด ๆ ในลูปและการทำงานของโปรแกรมจะออกจากลูปอนันต์เมื่อได้รับสัญญาณอินเทอร์รัปต์จากไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F46K22

เมื่อไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F4431 ได้รับสัญญาณอินเทอร์รัปต์แล้ว จะรับข้อมูลจากไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F46K22 ตามขั้นตอนที่แสดงดังรูปที่ 3.35

เมื่อรับข้อมูลครบแล้ว ข้อมูลเหล่านั้นจะถูกนำไปประมวลผลเพื่อสร้างสัญญาณพัลส์วิธ-มอดูเลชัน แล้วส่งสัญญาณไปยังเครื่องมือควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์เพื่อควบคุมมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไร้แปรงถ่านต่อไป

ถ้าหากมีเหตุขัดข้องหรือต้องการหยุดการบิน โปรแกรมจะรอรับสัญญาณอินเทอร์รัปต์จากไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F46K22 เพื่อปิดการใช้งานโมดูล Power control PWM และจบการทำงาน แผนผังโปรแกรมของไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F4431 แสดงดังรูปที่ 3.37



รูปที่ 3.37 แผนผังโปรแกรมไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F4431

รายละเอียดของโปรแกรมไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F4431 สามารถศึกษาเพิ่มเติมได้ที่ภาคผนวก ก.2.2

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

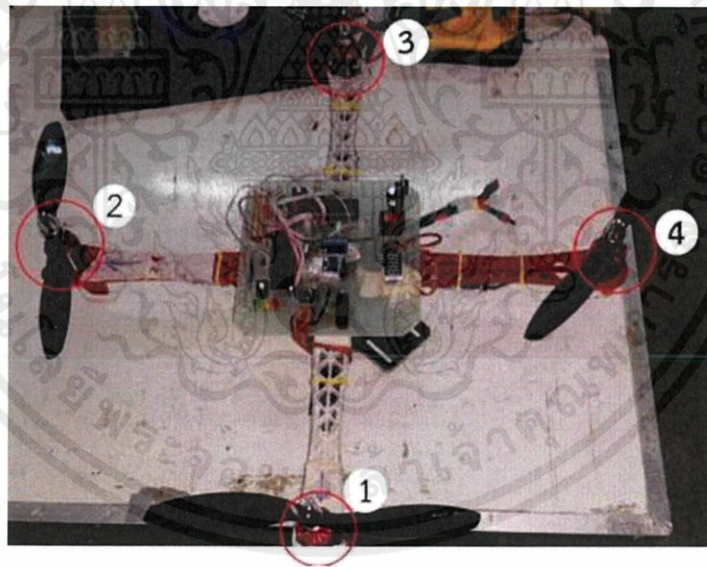
## บทที่ 4

### การทดลองและผลการทดลอง

ในบทนี้นำเสนอการทดลองของโครงการระบบควบคุมอากาศยานสี่ใบพัด ซึ่งแบ่งออกเป็น การทดสอบแรงยก การทดสอบแรงบิด การปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง (Accelerometer calibration) การปรับเทียบไจโรสโคป (Gyroscope calibration) การปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก (Magnetometer calibration) การทดลองวัดค่ามุมพิชช์ด้วยเซนเซอร์วัดความเร่ง การทดลองวัดค่ามุมโรลด้วยเซนเซอร์วัดความเร่ง การทดลองวัดค่ามุมยอร์ด้วยเซนเซอร์วัดความเร่งและเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก การทดลองวัดค่ามุมพิชช์ มุมโรลและมุมยอร์ด้วยไจโรสโคป การทดลองตัวสังเกตสเทท การทดลองควบคุมมุมของอากาศยานสี่ใบพัด และการทดลองรักษาเสถียรภาพของอากาศยานสี่ใบพัด

#### 4.1 การทดสอบแรงยก

ในหัวข้อนี้ทำการทดสอบเพื่อหาแรงยกที่มอเตอร์แต่ละตัวสามารถสร้างได้ เพื่อนำผลการทดสอบไปใช้ในการออกแบบตัวควบคุม โดยตำแหน่งการติดตั้งของมอเตอร์ทั้ง 4 ตัวเป็นดังรูปที่ 4.1



รูปที่ 4.1 ตำแหน่งการติดตั้งมอเตอร์ในอากาศยานสี่ใบพัด

โดย หมายเลข 1 คือ มอเตอร์ตัวที่ 1

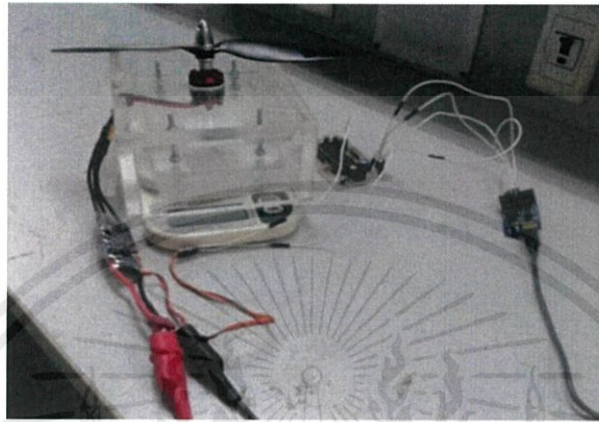
หมายเลข 2 คือ มอเตอร์ตัวที่ 2

หมายเลข 3 คือ มอเตอร์ตัวที่ 3

หมายเลข 4 คือ มอเตอร์ตัวที่ 4

เอกสารนี้เป็นเอกสารทสงาน วิชาสำหรับครู ใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมี เหตุใดแบบสงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ทำการทดสอบโดยนำมอเตอร์ที่ติดใบพัดพร้อมกับเครื่องมือควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์และแบตเตอรี่ยึดติดกับมวลถ่วงที่มีน้ำหนัก 1 กิโลกรัม ในการทดสอบมีการติดตั้งกล่องครอบกันระหว่างใบพัดกับเครื่องชั่ง เพื่อป้องกันแรงลมที่เกิดจากใบพัดซึ่งอาจส่งผลกระทบต่อค่าอ่านค่าน้ำหนัก นำอุปกรณ์ทั้งหมดวางบนเครื่องชั่งน้ำหนักแล้วตั้งค่าเครื่องชั่งขณะนั้นเป็น 0 กิโลกรัม เพื่อให้ง่ายต่อการอ่านค่าน้ำหนัก แรงยกของมอเตอร์แสดงเป็นค่าน้ำหนักที่หายไป (เครื่องชั่งน้ำหนักแสดงเป็นค่าลบ) การทดลองเป็นดังรูปที่ 4.2



รูปที่ 4.2 การทดสอบแรงยก

การสั่งงานเครื่องมือควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์สั่งงานจากคอมพิวเตอร์โดยส่งค่าตัวที่ไซเกิลของสัญญาณพัลส์วิธมอดูเลชันเริ่มตั้งแต่ 2,500 คิดเป็น 50% จนไปถึง 4,700 คิดเป็น 94% โดยทำการปรับเพิ่มครั้งละ 100 หรือคิดเป็นครั้งละ 2% ผ่านไมโครคอนโทรลเลอร์มายังมอเตอร์ ทำการเก็บค่าการเปลี่ยนแปลงแรงยกในหน่วยนิวตัน โดยการนำค่าน้ำหนักที่บันทึกได้คูณกับค่าแรงโน้มถ่วงของโลก ( $g = 9.81 \text{ m/s}^2$ ) ได้ดังตารางที่ 4.1

ตารางที่ 4.1 ผลการทดสอบหาความสัมพันธ์ระหว่างค่าพัลส์วิธมอดูเลชันกับแรงยก

ตัวที่ไซเกิล	แรงยก F (N)			
	มอเตอร์ตัวที่ 1	มอเตอร์ตัวที่ 2	มอเตอร์ตัวที่ 3	มอเตอร์ตัวที่ 4
50%	0	0	0	0
52%	0	0	0	0
54%	0.3924	0.3924	0.3924	0.32373
56%	0.6867	0.65727	0.65727	0.52974
58%	0.981	0.94176	0.94176	0.79461
60%	1.2753	1.24587	1.21644	1.04967
62%	1.59903	1.54017	1.50093	1.32435
64%	1.90314	1.85409	1.85409	1.62846
66%	2.26611	2.16801	2.16801	1.94238

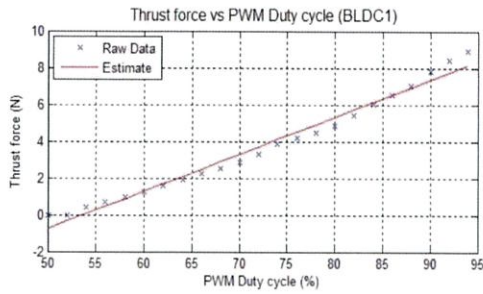
ตารางที่ 4.1 (ต่อ)

ดิวทีไซเกิล	แรงยก F (N)			
	มอเตอร์ตัวที่ 1	มอเตอร์ตัวที่ 2	มอเตอร์ตัวที่ 3	มอเตอร์ตัวที่ 4
68%	2.54079	2.49174	2.49174	2.2563
70%	2.86452	2.95281	2.8449	2.58003
72%	3.32559	3.3354	3.30597	3.00186
74%	3.84552	3.84552	3.81609	3.46293
76%	4.20849	4.2183	4.32621	3.95343
78%	4.48317	4.79709	4.83633	4.49298
80%	4.87557	5.30721	5.46417	4.94424
82%	5.41512	5.92524	6.07239	5.52303
84%	6.01353	6.04296	6.72966	6.06258
86%	6.50403	6.19992	7.32807	6.11163
88%	7.01415	6.65118	7.9461	6.21954
90%	7.82838	7.6518	8.21097	7.38693
92%	8.4366	8.0442	8.59356	8.19135
94%	8.90748	8.55432	8.77995	8.77014

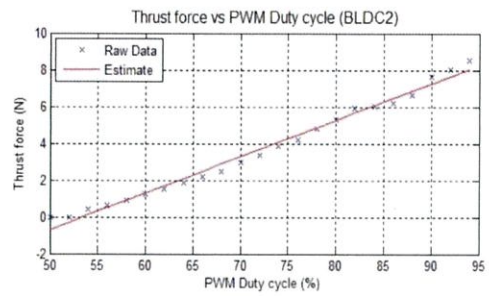
จากตารางที่ 4.1 ค่าดิวทีไซเกิลต่ำสุดที่ทำให้มอเตอร์เริ่มหมุนคือ 3,200 หรือคิดเป็น 54% และค่าดิวทีไซเกิลที่ 4,700 หรือคิดเป็น 94% ซึ่งเป็นค่าสูงสุดที่เครื่องมือควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์สามารถรับได้ หากจ่ายสัญญาณพัลส์วิธมอดูเลชันเกินค่าดิวทีไซเกิลดังกล่าว เครื่องมือควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์จะไม่สร้างสัญญาณควบคุมให้กับมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแบบไร้แปรงถ่าน

เมื่อนำผลการทดสอบมาวาดกราฟความสัมพันธ์ระหว่างพัลส์วิธมอดูเลชันกับแรงยก ได้กราฟผลการทดสอบมีลักษณะดังรูปที่ 4.3 โดยแกน x คือค่าดิวทีไซเกิลของสัญญาณพัลส์วิธมอดูเลชัน (PWM duty cycle) แกน y คือ แรงยก (Thrust force) เมื่อสัญลักษณ์ “x” แทนผลการทดสอบจริง (Raw data) และสัญลักษณ์ “—” แทนการประมาณ (Estimate)

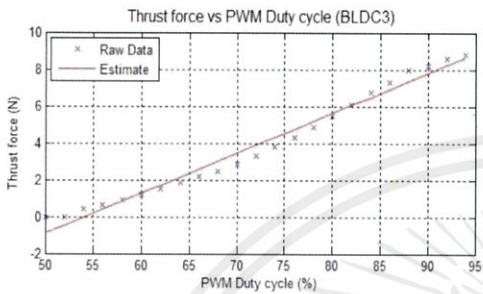
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



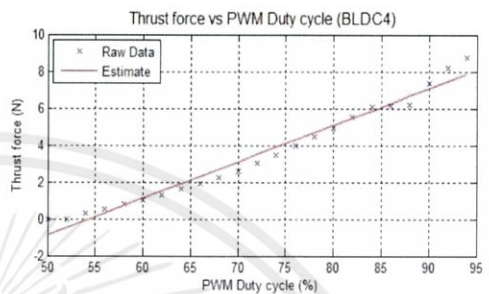
(ก) ผลการทดสอบมอเตอร์ตัวที่ 1



(ข) ผลการทดสอบมอเตอร์ตัวที่ 2



(ค) ผลการทดสอบมอเตอร์ตัวที่ 3



(ง) ผลการทดสอบมอเตอร์ตัวที่ 4

### รูปที่ 4.3 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างค่าตัวที่ไซเกิลกับแรงยกของมอเตอร์ทั้ง 4 ตัว

จากกราฟผลการทดสอบรูปที่ 4.3 เห็นว่าเมื่อมีการเพิ่มตัวที่ไซเกิลมากขึ้น แรงยกที่มอเตอร์สามารถสร้างได้ก็เพิ่มขึ้นเช่นกัน ซึ่งเมื่อดูจากเส้นประมาณเห็นได้ชัดเจนว่ามีลักษณะเป็นเชิงเส้น ดังความสัมพันธ์ต่อไปนี้ เมื่อ  $x$  คือ เปอร์เซนต์ตัวที่ไซเกิล และ  $y$  คือแรงยก

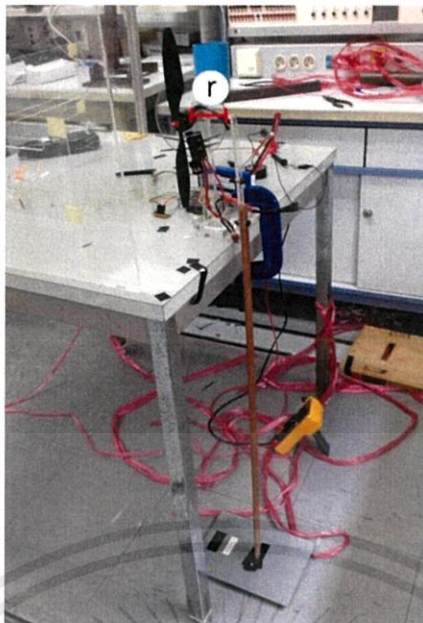
มอเตอร์ตัวที่ 1	$y = 0.2020x - 10.8350$
มอเตอร์ตัวที่ 2	$y = 0.1983x - 10.5908$
มอเตอร์ตัวที่ 3	$y = 0.2169x - 11.7234$
มอเตอร์ตัวที่ 4	$y = 0.1981x - 10.7610$

## 4.2 การทดสอบแรงบิด

ทำการทดสอบเพื่อหาแรงบิดที่มอเตอร์แต่ละตัวสามารถสร้างได้ เพื่อนำผลการทดสอบไปใช้ในการออกแบบตัวควบคุม

ทำการทดสอบโดยนำมอเตอร์ที่ติดใบพัดพร้อมกับชุดขับมอเตอร์ยึดติดกับแผ่นรองลักษณะกลมแบนรัศมี 7 เซนติเมตร และยึดแกนไม้เข้ากับขอบจานรองในลักษณะตั้งฉาก โดยอีกด้านของแกนไม้จะติดอยู่กับเครื่องชั่งน้ำหนัก เมื่อสั่งงานให้มอเตอร์ทำงาน จานรองจะมีการหมุนและกดแกนไม้ลงกับเครื่องชั่งน้ำหนัก ได้ผลการทดสอบออกมาในหน่วยกิโลกรัม การทดสอบเป็นดังรูปที่ 4.4

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไมอนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.4 การทดสอบแรงบิด

การสั่งงานเครื่องมือควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์จะสั่งงานจากคอมพิวเตอร์ โดยส่งค่าตัวที่ไซเกิลของสัญญาณพัลส์วอร์มอดูเลชันเริ่มตั้งแต่ 2,500 คิตเป็น 50% จนไปถึง 4,700 คิต เป็น 94% โดยทำการปรับเพิ่มครั้งละ 100 หรือคิตเป็นครั้งละ 2% ผ่านไมโครคอนโทรลเลอร์มายังมอเตอร์ เช่นเดียวกับการทดสอบแรงยกในหัวข้อ 4.1

ทำการเก็บค่าการเปลี่ยนแปลงแรงบิดในหน่วยนิวตันเมตร โดยการนำค่าน้ำหนักที่บันทึกได้ คูณกับค่าแรงโน้มถ่วงของโลก ( $g = 9.81 \text{ m/s}^2$ ) และรัศมีของจานรองมอเตอร์ ( $r = 0.007 \text{ m}$ ) ได้ดังตารางที่ 4.2

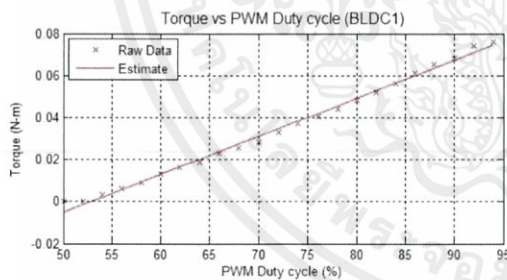
ตารางที่ 4.2 ผลการทดสอบหาความสัมพันธ์ระหว่างค่าพัลส์วอร์มอดูเลชันกับแรงบิด

ตัวที่ไซเกิล	มอเตอร์ตัวที่ 1		มอเตอร์ตัวที่ 2		มอเตอร์ตัวที่ 3		มอเตอร์ตัวที่ 4	
	F (N)	$\tau$ (N-m)	F (N)	$\tau$ (N-m)	F (N)	$\tau$ (N-m)	F (N)	$\tau$ (N-m)
50 %	0	0	0	0	0	0	0	0
52 %	0	0	0	0	0	0	0	0
54 %	0.04	0.0028	0.04	0.0028	0.07	0.0049	0.05	0.0035
56 %	0.08	0.0056	0.08	0.0056	0.11	0.0077	0.09	0.0063
58 %	0.12	0.0084	0.13	0.0091	0.17	0.0119	0.13	0.0091
60 %	0.18	0.0126	0.18	0.0126	0.23	0.0161	0.18	0.0126
62 %	0.23	0.0161	0.22	0.0154	0.28	0.0196	0.22	0.0154
64 %	0.26	0.0182	0.28	0.0196	0.34	0.0238	0.26	0.0182
66 %	0.32	0.0224	0.33	0.0231	0.38	0.0266	0.34	0.0238
68 %	0.36	0.0252	0.39	0.0273	0.42	0.0294	0.38	0.0266

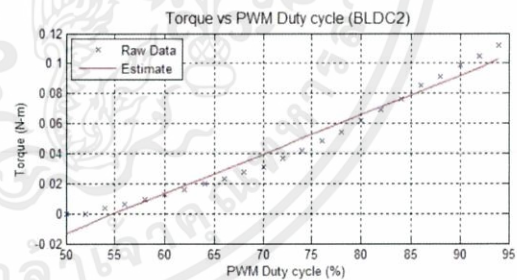
## ตารางที่ 4.2 (ต่อ)

ดิวตี้ไซเคิล	มอเตอร์ตัวที่ 1		มอเตอร์ตัวที่ 2		มอเตอร์ตัวที่ 3		มอเตอร์ตัวที่ 4	
	F (N)	$\tau$ (N-m)	F (N)	$\tau$ (N-m)	F (N)	$\tau$ (N-m)	F (N)	$\tau$ (N-m)
70 %	0.40	0.0280	0.44	0.0308	0.50	0.0350	0.45	0.0315
72 %	0.47	0.0329	0.51	0.0357	0.57	0.0399	0.52	0.0364
74 %	0.52	0.0364	0.59	0.0413	0.64	0.0448	0.60	0.0420
76 %	0.57	0.0399	0.68	0.0476	0.71	0.0497	0.70	0.0490
78 %	0.62	0.0434	0.77	0.0539	0.78	0.0546	0.77	0.0539
80 %	0.68	0.0476	0.88	0.0616	0.86	0.0602	0.90	0.0630
82 %	0.74	0.0518	0.99	0.0693	0.91	0.0637	1.05	0.0735
84 %	0.80	0.0560	1.08	0.0756	1.00	0.0700	1.20	0.0840
86 %	0.87	0.0609	1.21	0.0847	1.05	0.0735	1.29	0.0903
88 %	0.93	0.0651	1.30	0.091	1.09	0.0763	1.36	0.0952
90 %	0.97	0.0679	1.41	0.0987	1.12	0.0784	1.40	0.0980
92 %	1.05	0.0735	1.50	0.1050	1.19	0.0833	1.50	0.1050
94 %	1.08	0.0756	1.59	0.1113	1.25	0.0875	1.59	0.1113

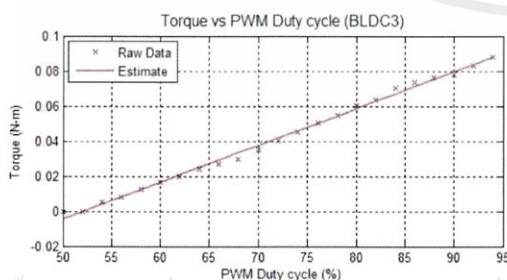
จากตารางที่ 4.2 นำผลการทดสอบมาวาดกราฟความสัมพันธ์ระหว่างพัลส์วิธิมอดูเลชันกับแรงบิด เมื่อทำการวาดกราฟ ผลการทดลองจริง มีลักษณะดังรูปที่ 4.5 โดยแกน x คือค่าดิวตี้ไซเคิลของสัญญาณพัลส์วิธิมอดูเลชัน แกน y คือ แรงบิด (Torque) เมื่อสัญลักษณ์ “x” แทนผลการทดลอง และสัญลักษณ์ “—” แทนการประมาณ



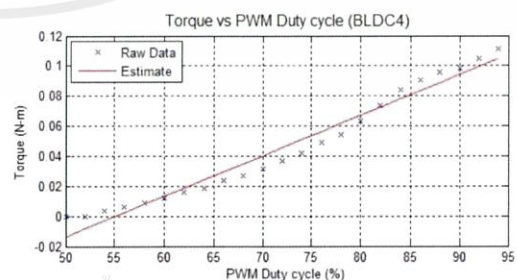
(ก) ผลการทดสอบมอเตอร์ตัวที่ 1



(ข) ผลการทดสอบมอเตอร์ตัวที่ 2



(ค) ผลการทดสอบมอเตอร์ตัวที่ 3



(ง) ผลการทดสอบมอเตอร์ตัวที่ 4

รูปที่ 4.5 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างค่าดิวตี้ไซเคิลกับแรงบิดของมอเตอร์ทั้ง 4 ตัว

จากกราฟผลการทดลอง เห็นว่าเมื่อมีการเพิ่มตัวที่ไซเกลมากขึ้น แรงบิดที่มอเตอร์สามารถสร้างได้ก็เพิ่มขึ้นเช่นกัน ซึ่งเมื่อดูจากเส้นประมาณเห็นได้ชัดเจนว่ามีลักษณะเป็นเชิงเส้น ดังความสัมพันธ์ต่อไปนี้ เมื่อ  $x$  คือ เปอร์เซนต์ตัวที่ไซเกล และ  $y$  คือแรงบิด

มอเตอร์ตัวที่ 1	$y = 0.0018x - 0.0954$
มอเตอร์ตัวที่ 2	$y = 0.0026x - 0.1441$
มอเตอร์ตัวที่ 3	$y = 0.0021x - 0.1093$
มอเตอร์ตัวที่ 4	$y = 0.0027x - 0.1484$

### 4.3 การปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง

หลังจากติดตั้งเซนเซอร์วัดความเร่งลงบนอุปกรณ์ จำเป็นต้องทำการปรับเทียบ เนื่องจากการติดตั้งเซนเซอร์วัดความเร่ง อาจทำได้ไม่สมบูรณ์ (ติดตั้งได้ไม่ตรงตำแหน่งที่ต้องการ) และมีค่าออฟเซต (Off-set error) จึงต้องทำการตั้งค่าศูนย์ (Tare zero) รวมถึงสภาพภูมิอากาศและสภาพภูมิประเทศ ในแต่ละท้องถิ่นมีความแตกต่างกัน เช่น ความดันความชื้น ฯลฯ ซึ่งจะส่งผลต่อความสามารถในการอ่านค่าของเซนเซอร์วัดความเร่ง ในแง่ของสเกลแฟคเตอร์ (Scale factor)

ความสัมพันธ์ระหว่างค่ามาตรฐาน (Normalized)  $A_{x1}$ ,  $A_{y1}$  และ  $A_{z1}$  กับค่าข้อมูลดิบ  $A_x$ ,  $A_y$  และ  $A_z$  เป็นไปตามสมการ (4.1)

$$\begin{bmatrix} A_{x1} \\ A_{y1} \\ A_{z1} \end{bmatrix} = [A_m]_{3 \times 3} \begin{bmatrix} \frac{1}{A_{SCx}} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{A_{SCy}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{A_{SCz}} \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} A_x - A_{OSx} \\ A_y - A_{OSy} \\ A_z - A_{OSz} \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

โดย  $[A_m]_{3 \times 3}$  คือ เมทริกซ์เยื้องศูนย์ (Misalignment Matrix) คุณแก้การติดตั้งอุปกรณ์เบี้ยว

$A_{OS}_i$  คือ ออฟเซตที่ใช้ปรับให้ได้ค่าศูนย์

$A_{SC}_i$  คือ สเกลแฟคเตอร์

หมายเหตุ  $i = x, y$  หรือ  $z$

สามารถจัดรูปสมการ (4.1) ให้อยู่ในรูป

$$\begin{bmatrix} A_{x1} \\ A_{y1} \\ A_{z1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} ACC_{11} & ACC_{12} & ACC_{13} \\ ACC_{21} & ACC_{22} & ACC_{23} \\ ACC_{31} & ACC_{32} & ACC_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} ACC_{10} \\ ACC_{20} \\ ACC_{30} \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

เป้าหมายในการปรับเทียบนี้คือ การหาค่าพารามิเตอร์ (Parameters) ทั้ง 12 ตัว ได้แก่  $ACC_{10}$ ,  $ACC_{11}$ ,  $ACC_{12}$ ,  $ACC_{13}$ ,  $ACC_{20}$ ,  $ACC_{21}$ ,  $ACC_{22}$ ,  $ACC_{23}$ ,  $ACC_{30}$ ,  $ACC_{31}$ ,  $ACC_{32}$  และ  $ACC_{33}$  โดยทำการสุ่มเก็บค่าข้อมูลดิบของเซนเซอร์วัดความเร่งจากตำแหน่งที่รู้ค่า  $A_{x1}$ ,  $A_{y1}$  และ  $A_{z1}$  แน่นนอน แล้วแก้สมการหาพารามิเตอร์ทั้ง 12 ตัวนี้ ด้วยวิธีกำลังสองน้อยที่สุด (Least Square)

จัดรูปสมการ (4.2) ให้อยู่ในรูปสมการพีชคณิตเชิงเส้น (Linear algebraic equation) ได้เป็น

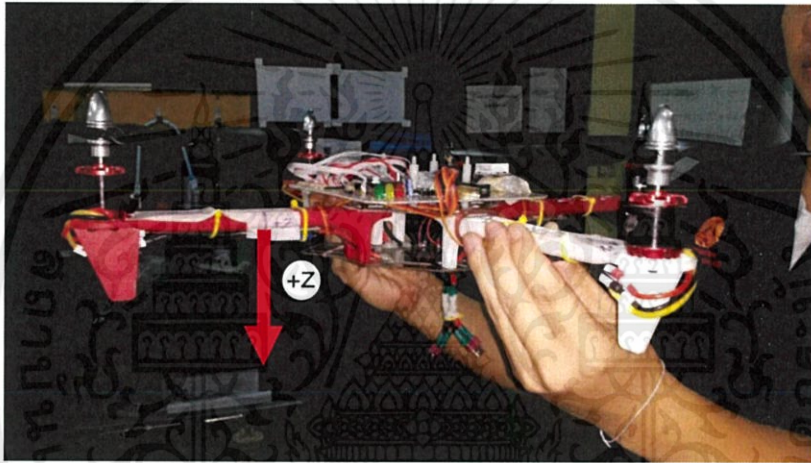
$$[A_{x1} \ A_{y1} \ A_{z1}] = [A_x \ A_y \ A_z \ 1] \begin{bmatrix} ACC_{11} & ACC_{21} & ACC_{31} \\ ACC_{12} & ACC_{22} & ACC_{32} \\ ACC_{13} & ACC_{23} & ACC_{33} \\ ACC_{10} & ACC_{20} & ACC_{30} \end{bmatrix} \quad (4.3)$$

หรืออยู่ในรูป

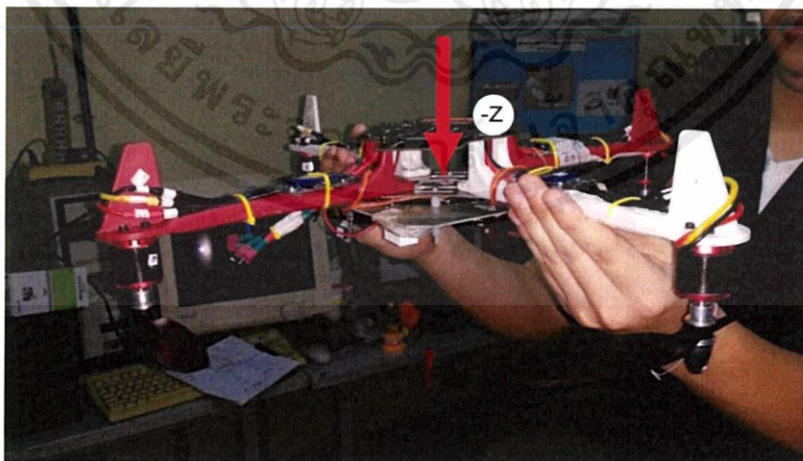
$$[Y]_{n \times 3} = [W]_{n \times 4} \cdot [X]_{4 \times 3} \quad (4.4)$$

โดยที่ค่า  $n$  คือจำนวนตำแหน่งที่เก็บค่าข้อมูลดิบ

ตำแหน่งพื้นฐานที่เก็บค่าข้อมูลดิบมี 6 ตำแหน่งคือ ตำแหน่ง P1 (+z), P2 (-z), P3 (+y), P4 (-y), P5 (+x) และ P6 (-x) ดังรูปที่ 4.6 ถึงรูปที่ 4.11 ตามลำดับ

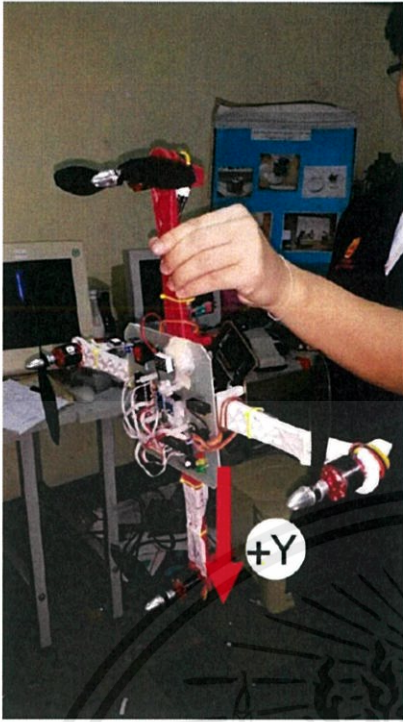


รูปที่ 4.6 การวางอากาศยานสีไบพัดในตำแหน่ง P1 (+z)

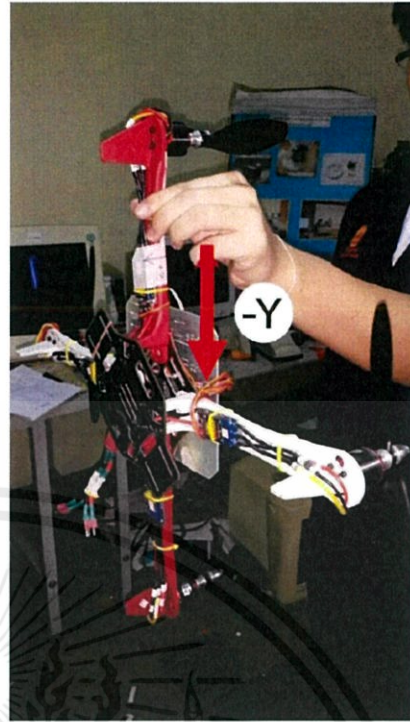


รูปที่ 4.7 การวางอากาศยานสีไบพัดในตำแหน่ง P2 (-z)

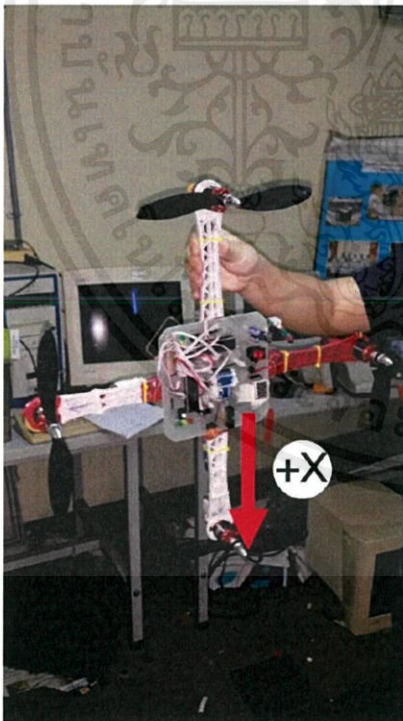
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษานานาชาติ ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



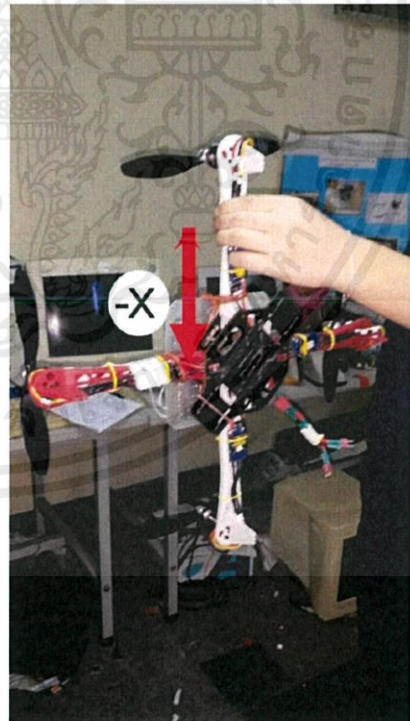
รูปที่ 4.8 การวางอากาศยานสี่ใบพัด  
ในตำแหน่ง P3 (+y)



รูปที่ 4.9 การวางอากาศยานสี่ใบพัด  
ในตำแหน่ง P4 (-y)



รูปที่ 4.10 การวางอากาศยานสี่ใบพัด  
ในตำแหน่ง P5 (+x)



รูปที่ 4.11 การวางอากาศยานสี่ใบพัด  
ในตำแหน่ง P6 (-x)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษานานาชาติ โดยไม่อนุญาตให้นำไปใช้ในเชิงพาณิชย์ การค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งยังขอสงวนสิทธิ์ในเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงแหล่งที่มาของข้อมูลทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ค่าที่ควรจะเป็นในตำแหน่ง P1 ถึง P6 คือ (0,0,1), (0,0,-1), (0,1,0), (0,-1,0), (1,0,0) และ (-1,0,0) ตามลำดับ จึงได้ว่า

$$[Y]_{6 \times 3} = \begin{bmatrix} Y_1 \\ Y_2 \\ Y_3 \\ Y_4 \\ Y_5 \\ Y_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & -1 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.5)$$

และ

$$[W]_{6 \times 4} = \begin{bmatrix} W_1 \\ W_2 \\ W_3 \\ W_4 \\ W_5 \\ W_6 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} Ax_{p1} & Ay_{p1} & Az_{p1} & 1 \\ Ax_{p2} & Ay_{p2} & Az_{p2} & 1 \\ Ax_{p3} & Ay_{p3} & Az_{p3} & 1 \\ Ax_{p4} & Ay_{p4} & Az_{p4} & 1 \\ Ax_{p5} & Ay_{p5} & Az_{p5} & 1 \\ Ax_{p6} & Ay_{p6} & Az_{p6} & 1 \end{bmatrix} \quad (4.6)$$

จากการทดลองเก็บค่าข้อมูลจากตำแหน่งพื้นฐาน 6 ตำแหน่ง ตำแหน่งละ 50 ค่า โดยแต่ละตำแหน่งมีค่าพิกัดสูงสุดและต่ำสุดดังนี้

ตำแหน่ง P1 (+z)	ค่าพิกัดสูงสุด (0.043213, -0.00024, -1.08472)
	ค่าพิกัดต่ำสุด (0.017578, -0.03125, -1.11938)
ตำแหน่ง P2 (-z)	ค่าพิกัดสูงสุด (0.025146, -0.00317, 0.95166)
	ค่าพิกัดต่ำสุด (0.003906, -0.03076, 0.922607)
ตำแหน่ง P3 (+y)	ค่าพิกัดสูงสุด (0.104736, 0.998535, -0.06421)
	ค่าพิกัดต่ำสุด (0.03833, 0.972412, -0.14722)
ตำแหน่ง P4 (-y)	ค่าพิกัดสูงสุด (0.025146, -0.00317, 0.95166)
	ค่าพิกัดต่ำสุด (0.003906, -0.03076, .922607)
ตำแหน่ง P5 (+z)	ค่าพิกัดสูงสุด (0.025146, -0.00317, 0.95166)
	ค่าพิกัดต่ำสุด (0.003906, -0.03076, 0.922607)
ตำแหน่ง P6 (-z)	ค่าพิกัดสูงสุด (0.025146, -0.00317, 0.95166)
	ค่าพิกัดต่ำสุด (0.003906, -0.03076, 0.922607)

นำมาหาค่าเฉลี่ยได้เมทริกซ์  $[W]_{6 \times 4}$  ในสมการ (4.6) ดังนี้

$$[W]_{6 \times 4} = \begin{bmatrix} 0.025506 & -0.02283 & -1.10176 & 1 \\ 0.017217 & -0.02080 & 0.934492 & 1 \\ 0.039961 & -1.01530 & -0.08263 & 1 \\ 0.054268 & 0.980898 & -0.08583 & 1 \\ -0.97847 & -0.0154 & -0.08246 & 1 \\ 1.017626 & -0.00466 & -0.11377 & 1 \end{bmatrix}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์ไว้เพื่อใช้ในการศึกษาวิจัยเท่านั้น ไม่ควรนำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดลอกและทำซ้ำโดยไม่ได้รับอนุญาต ทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การแก้สมการหา  $[X]_{4 \times 3}$  ในสมการ (4.4) โดยวิธีกำลังสองน้อยที่สุด โดย

$$[Y]_{6 \times 3} = [W]_{6 \times 4} \cdot [X]_{4 \times 3} \quad (4.7)$$

$$\begin{aligned} [W^T]_{4 \times 6} \cdot [Y]_{6 \times 3} &= [W^T]_{4 \times 6} \cdot [W]_{6 \times 4} \cdot [X]_{4 \times 3} \\ &= [W^T \cdot W]_{4 \times 4} \cdot [X]_{4 \times 3} \end{aligned}$$

$$[W^T \cdot W]_{4 \times 4}^{-1} \cdot [W^T]_{4 \times 6} \cdot [Y]_{6 \times 3} = [W^T \cdot W]_{4 \times 4}^{-1} \cdot [W^T \cdot W]_{4 \times 4} \cdot [X]_{4 \times 3}$$

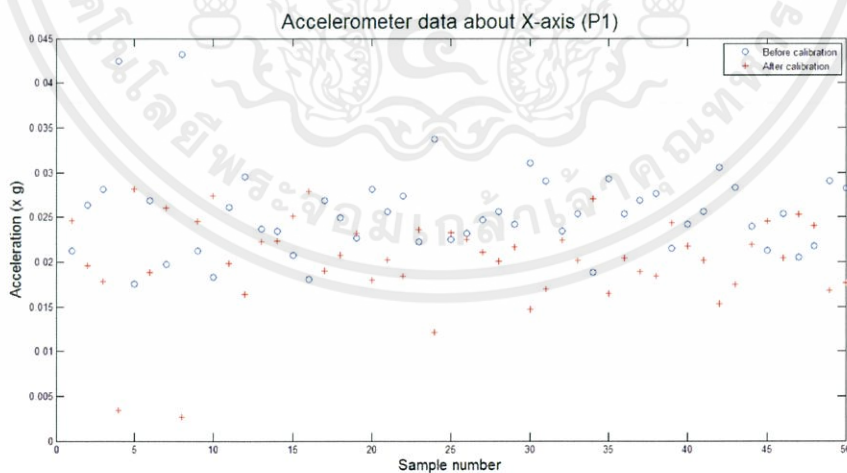
จึงได้ว่า

$$[X]_{4 \times 3} = [W^T \cdot W]_{4 \times 4}^{-1} \cdot [W^T]_{4 \times 6} \cdot [Y]_{6 \times 3} \quad (4.8)$$

$$[X]_{4 \times 3} = \begin{bmatrix} -1.001577 & 0.005368 & -0.015259 \\ 0.007135 & -1.001870 & -0.001556 \\ -0.003949 & 0.000931 & -0.982126 \\ 0.029164 & -0.016454 & -0.086652 \end{bmatrix}$$

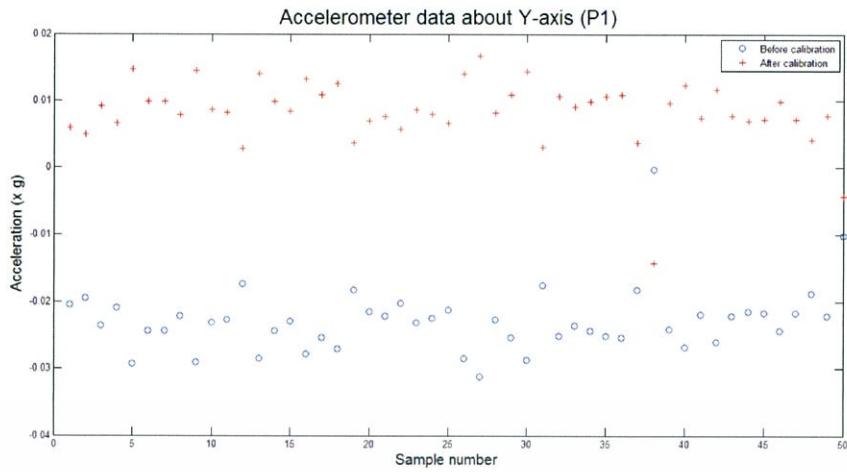
นำ  $[X]_{4 \times 3}$  แทนค่าลงในสมการ (4.3) เห็นได้ว่าค่าข้อมูลดิบถูกคูณกับ  $[X]_{4 \times 3}$  เป็นการปรับแก้ค่าเนื่องจากปัญหาทั้ง 3 ประการที่ได้กล่าวไว้ข้างต้น ค่าที่ได้จากการคูณมีความถูกต้องมากขึ้น และสามารถนำไปประมวลผลต่อไปได้

ผลการเปรียบเทียบข้อมูลระหว่างก่อนและหลังการปรับเทียบ แสดงดังรูปที่ 4.12 ถึงรูปที่ 4.29 โดยแกน x คือจำนวนข้อมูล (Sample number) และแกน y คือค่าข้อมูลที่เซนเซอร์อ่านได้ เมื่อสัญลักษณ์ 0 คือข้อมูลก่อนการปรับเทียบ และสัญลักษณ์ + คือข้อมูลหลังการปรับเทียบ

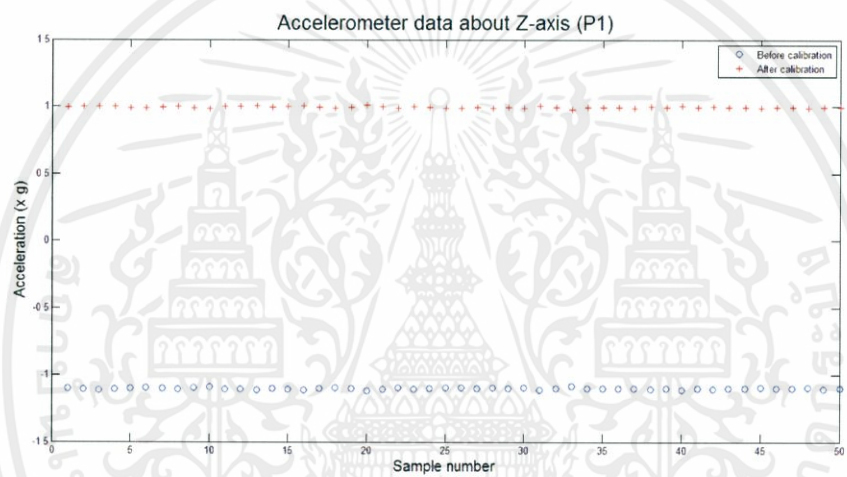


รูปที่ 4.12 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง ตำแหน่ง P1 แกน x

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

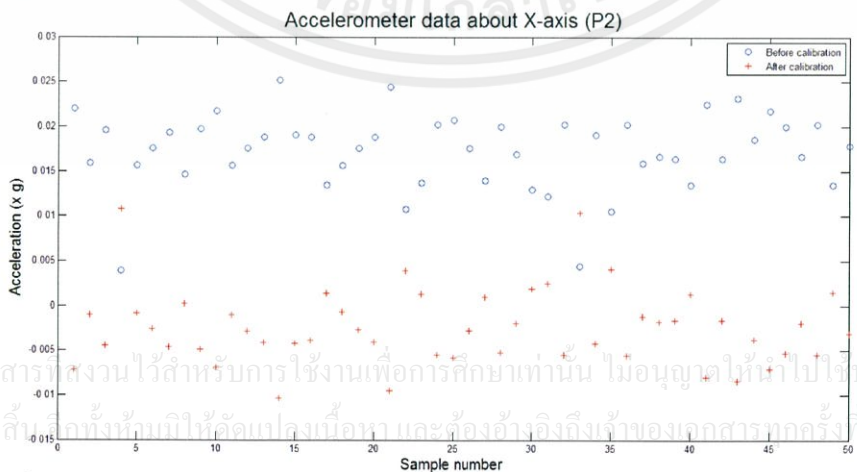


รูปที่ 4.13 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง ตำแหน่ง P1 แกน y

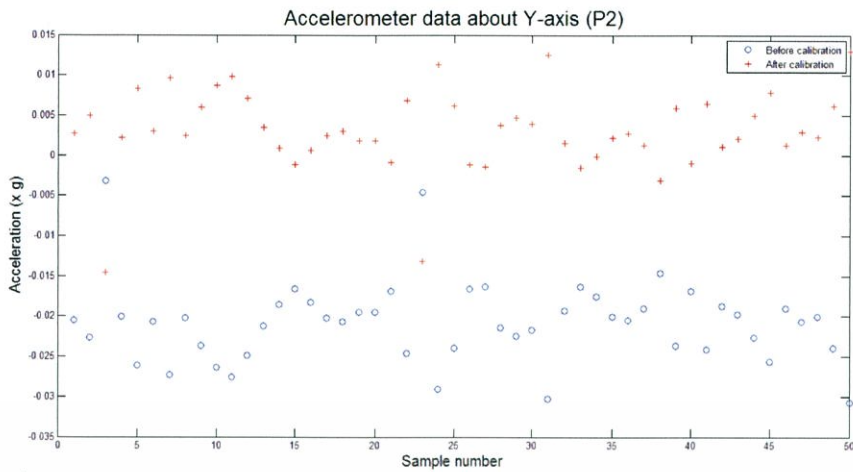


รูปที่ 4.14 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง ตำแหน่ง P1 แกน z

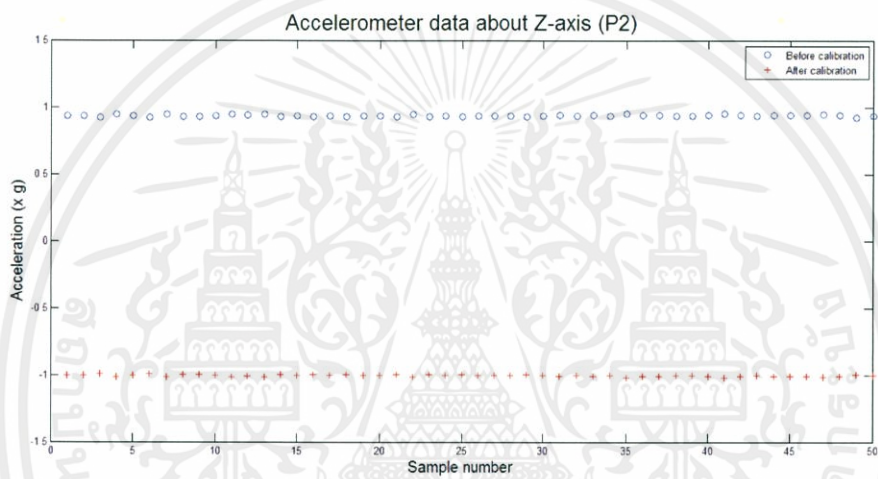
จากรูปที่ 4.12 ถึงรูปที่ 4.14 ผลการเปรียบเทียบข้อมูลระหว่างก่อนและหลังการปรับเทียบในตำแหน่ง P1 เห็นได้ว่าหลังทำการปรับเทียบ ค่าที่เซนเซอร์อ่านได้มีความใกล้เคียงกับค่าที่ควรจะเป็น (0,0,1) มากขึ้น



รูปที่ 4.15 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง ตำแหน่ง P2 แกน x

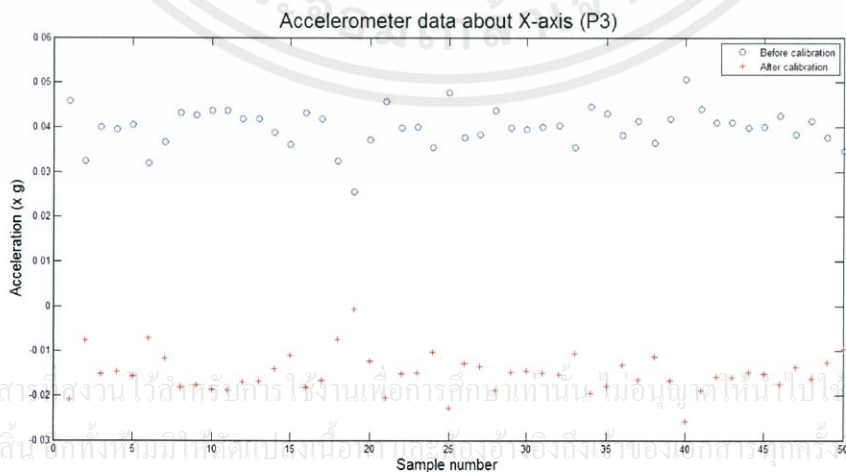


รูปที่ 4.16 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง ตำแหน่ง P2 แกน y

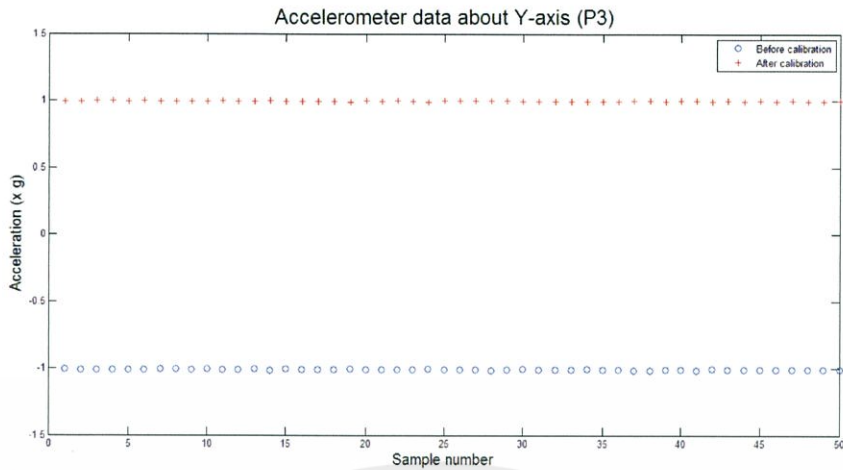


รูปที่ 4.17 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง ตำแหน่ง P2 แกน z

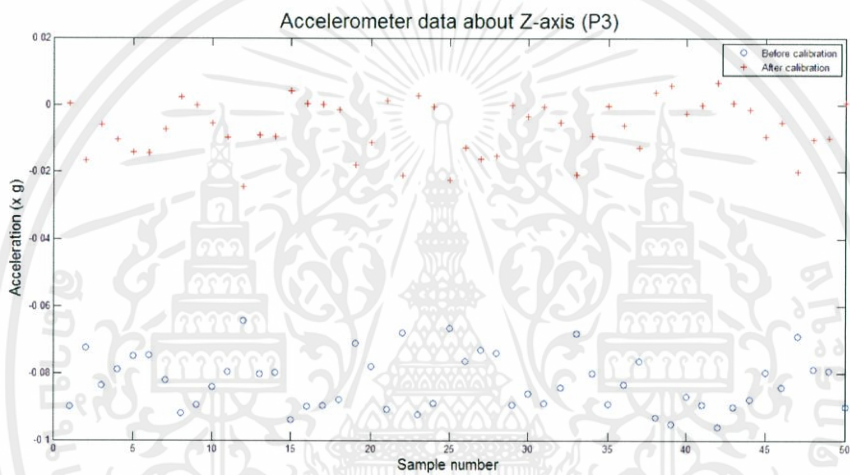
จากรูปที่ 4.15 ถึงรูปที่ 4.17 ผลการเปรียบเทียบข้อมูลระหว่างก่อนและหลังการปรับเทียบในตำแหน่ง P2 เห็นได้ว่าหลังทำการปรับเทียบ ค่าที่เซนเซอร์อ่านได้มีความใกล้เคียงกับค่าที่ควรจะเป็น (0,0,-1) มากขึ้น



รูปที่ 4.18 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง ตำแหน่ง P3 แกน x

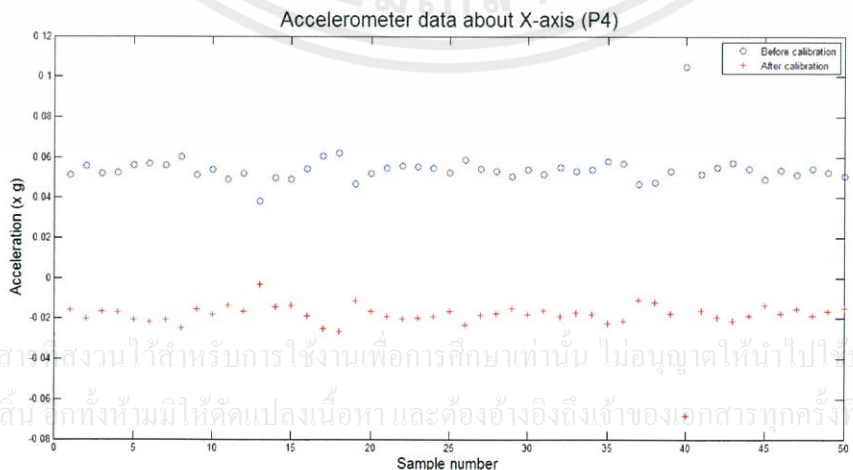


รูปที่ 4.19 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง ตำแหน่ง P3 แกน y

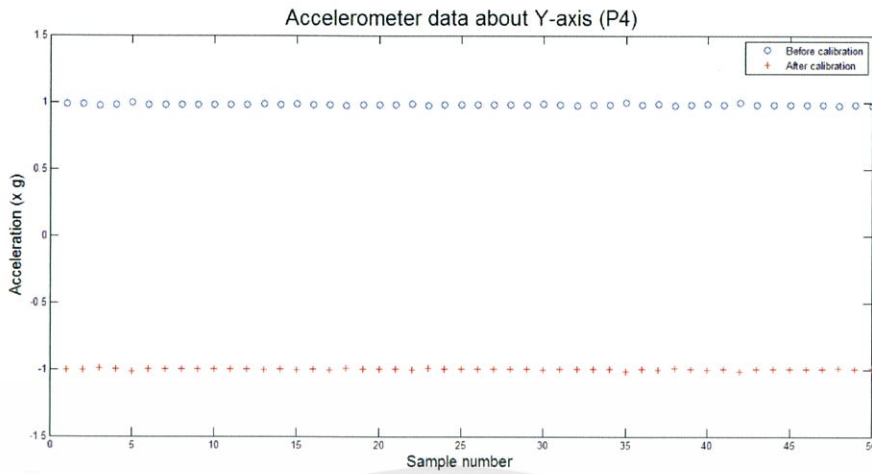


รูปที่ 4.20 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง ตำแหน่ง P3 แกน z

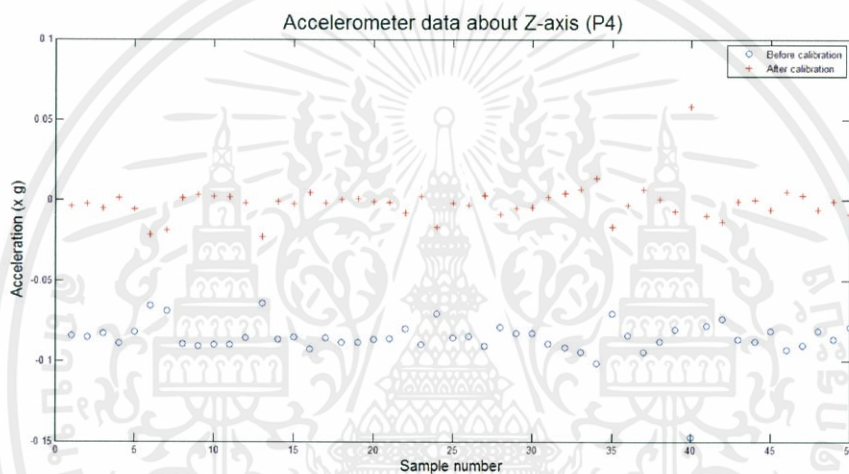
จากรูปที่ 4.18 ถึงรูปที่ 4.20 ผลการเปรียบเทียบข้อมูลระหว่างก่อนและหลังการปรับเทียบในตำแหน่ง P3 เห็นได้ว่าหลังทำการปรับเทียบ ค่าที่เซนเซอร์อ่านได้มีความใกล้เคียงกับค่าที่ควรจะเป็น (0,1,0) มากขึ้น



รูปที่ 4.21 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง ตำแหน่ง P4 แกน x

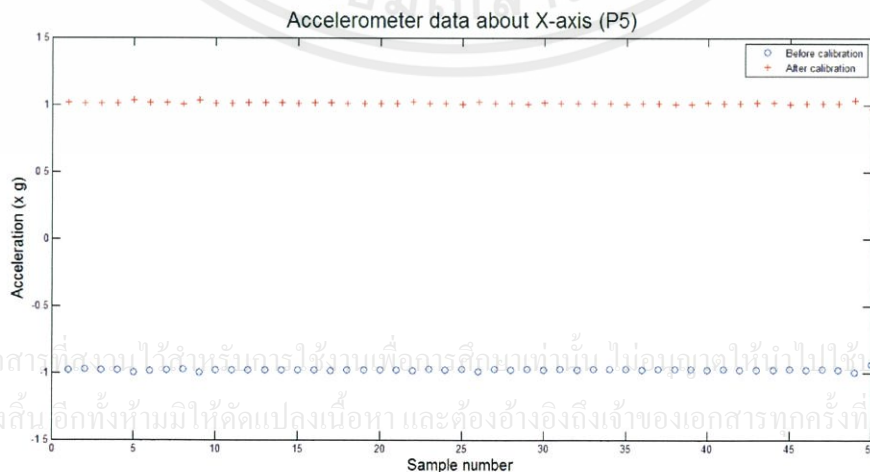


รูปที่ 4.22 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง ตำแหน่ง P4 แกน y

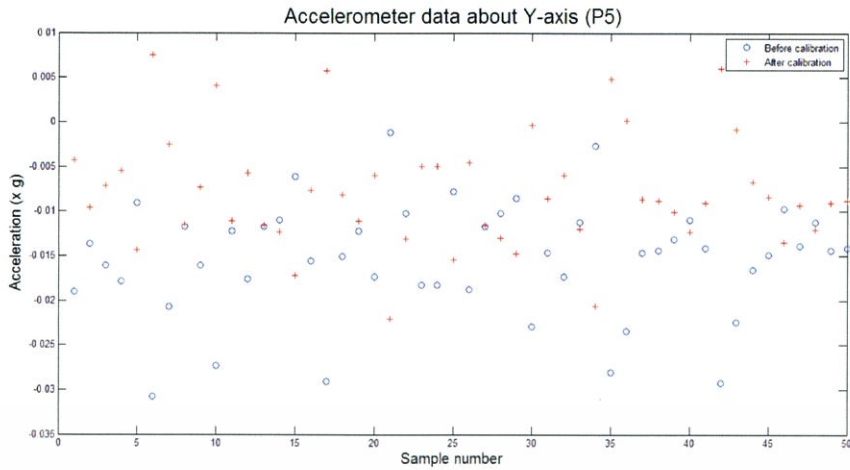


รูปที่ 4.23 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง ตำแหน่ง P4 แกน z

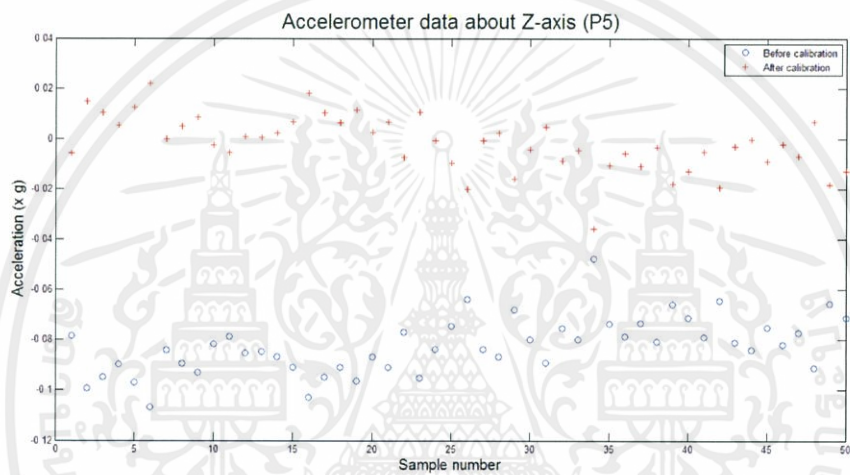
จากรูปที่ 4.21 ถึงรูปที่ 4.23 ผลการเปรียบเทียบข้อมูลระหว่างก่อนและหลังการปรับเทียบในตำแหน่ง P4 เห็นได้ว่าหลังทำการปรับเทียบ ค่าที่เซนเซอร์อ่านได้มีความใกล้เคียงกับค่าที่ควรจะเป็น (0,-1,0) มากขึ้น



รูปที่ 4.24 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง ตำแหน่ง P5 แกน x

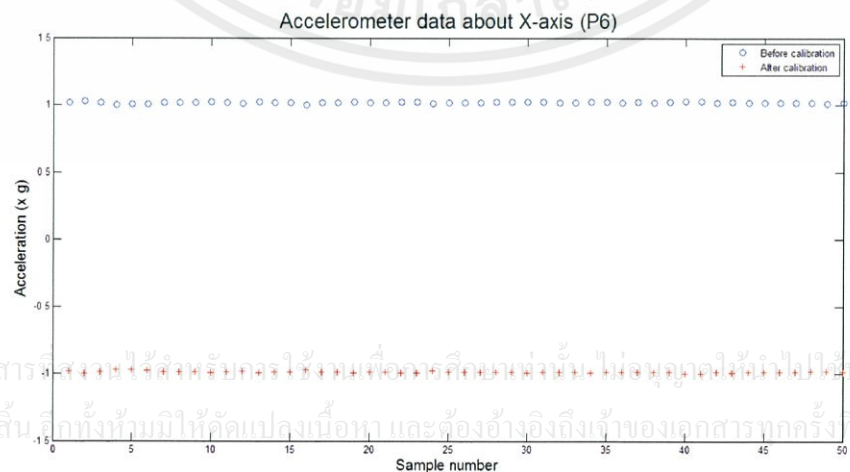


รูปที่ 4.25 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง ตำแหน่ง P5 แกน y

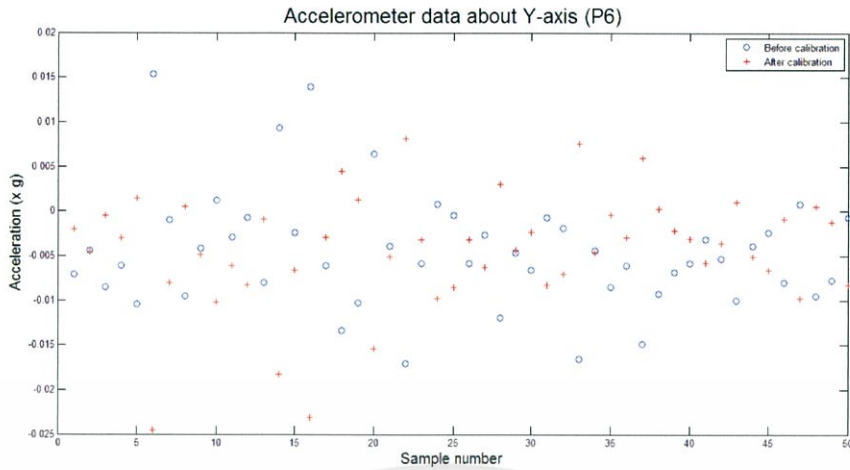


รูปที่ 4.26 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง ตำแหน่ง P5 แกน z

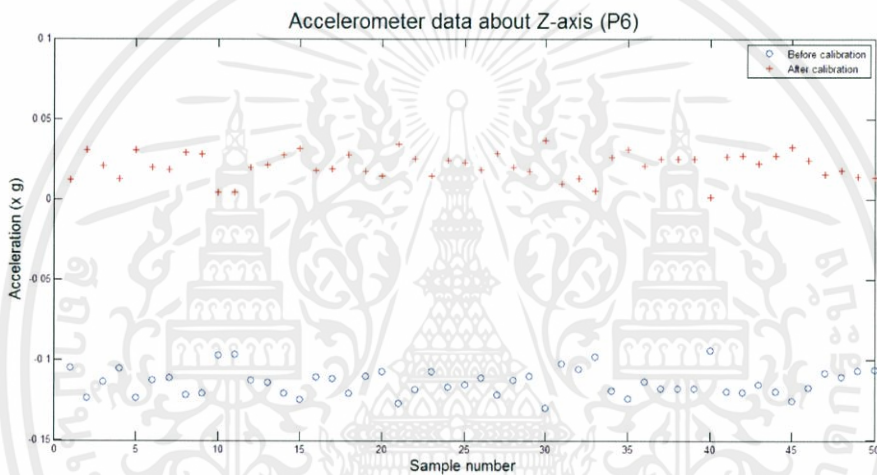
จากรูปที่ 4.24 ถึงรูปที่ 4.26 ผลการเปรียบเทียบข้อมูลระหว่างก่อนและหลังการปรับเทียบในตำแหน่ง P5 เห็นได้ว่าหลังทำการปรับเทียบ ค่าที่เซนเซอร์อ่านได้มีความใกล้เคียงกับค่าที่ควรจะเป็น (+1,0,0) มากขึ้น



รูปที่ 4.27 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง ตำแหน่ง P6 แกน x



รูปที่ 4.28 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง ตำแหน่ง P6 แกน y



รูปที่ 4.29 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง ตำแหน่ง P6 แกน z

จากรูปที่ 4.27 ถึงรูปที่ 4.29 ผลการเปรียบเทียบข้อมูลระหว่างก่อนและหลังการปรับเทียบ ในตำแหน่ง P6 เห็นได้ว่าหลังทำการปรับเทียบ ค่าที่เซนเซอร์อ่านได้มีความใกล้เคียงกับค่าที่ควรจะเป็น  $(-1,0,0)$  มากขึ้น

#### 4.4 การปรับเทียบไจโรสโคป

เนื่องจากหลังทำการติดตั้งไจโรสโคปแล้วอาจมีค่าออฟเซตเกิดขึ้น ดังนั้นจึงต้องทำการปรับเทียบเพื่อตั้งค่าศูนย์เสียก่อน โดยวางอากาศยานสี่ใบพัดไว้บนพื้นราบในลักษณะเดียวกับตำแหน่ง P1 ซึ่งที่ตำแหน่งนี้ไจโรสโคปควรอ่านค่าได้เป็นศูนย์ในทุกแกน  $(0,0,0)$  จากนั้นทำการเก็บค่าข้อมูลดิบจำนวน 100 ข้อมูล ได้ข้อมูลในแต่ละแกนดังนี้

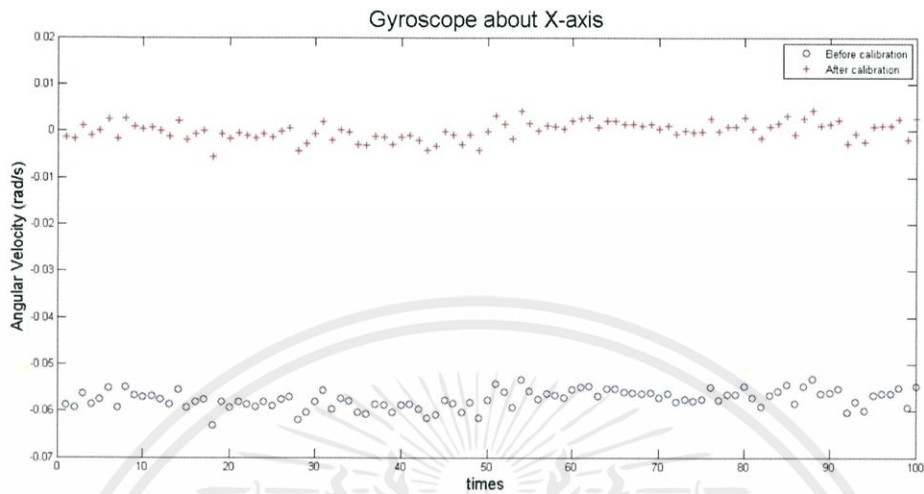
แกน x พิกัดสูงสุด -0.05319 พิกัดต่ำสุด -0.06306 ค่าเฉลี่ย -0.0575

แกน y พิกัดสูงสุด 0.033995 พิกัดต่ำสุด -0.03413 ค่าเฉลี่ย 0.000352

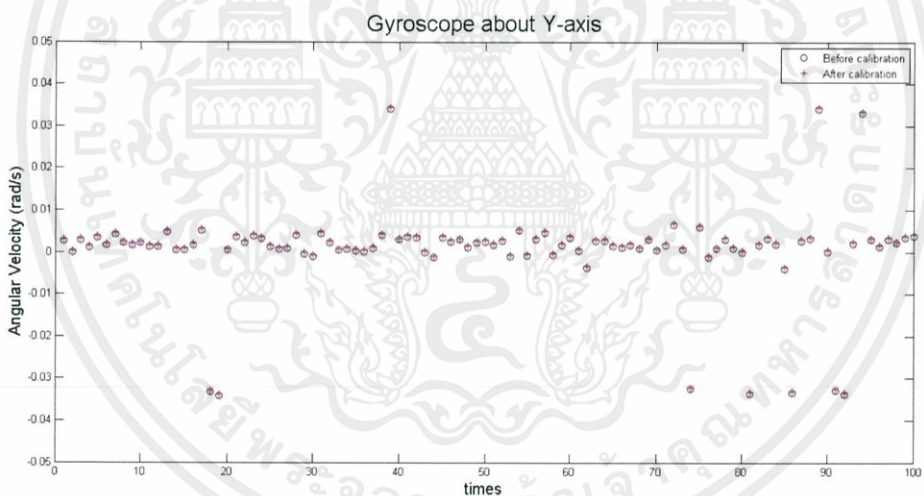
แกน z พิกัดสูงสุด -0.00493 พิกัดต่ำสุด -0.0172 ค่าเฉลี่ย -0.0133

จากนั้นนำค่าเฉลี่ยที่ได้มาเป็นค่าปรับแก้

ผลการเปรียบเทียบข้อมูลระหว่างก่อนและหลังการปรับเทียบ แสดงดังรูปที่ 4.30 ถึงรูปที่ 4.32 โดยแกน x คือจำนวนข้อมูล และแกน y คือค่าความเร็วเชิงมุมที่ไจโรสโคปอ่านได้ เมื่อ 0 คือข้อมูลก่อนการปรับเทียบ และ + คือข้อมูลหลังการปรับเทียบ

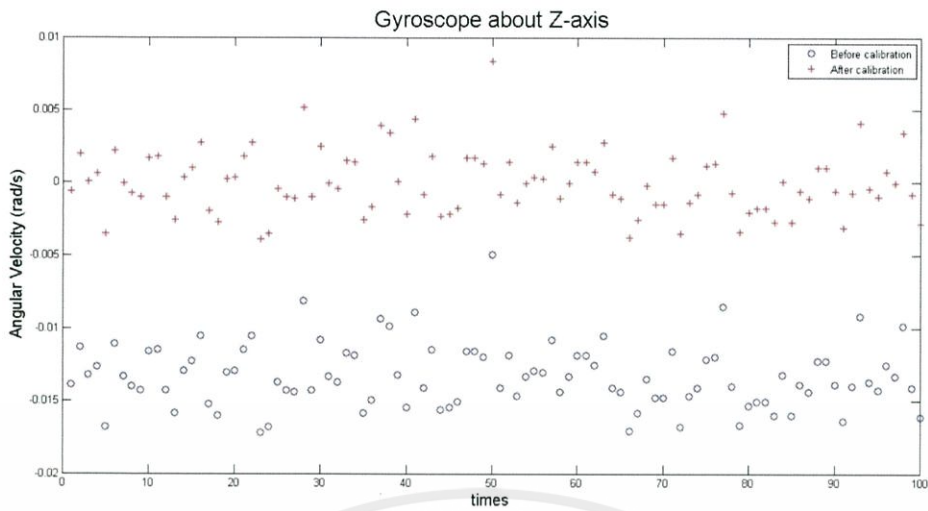


รูปที่ 4.30 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบไจโรสโคปในแกน x



รูปที่ 4.31 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบไจโรสโคปในแกน y

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.32 ผลก่อนและหลังการปรับเทียบไจโรสโคปในแกน z

จากรูปที่ 4.30 ถึงรูปที่ 4.32 การเปรียบเทียบข้อมูลระหว่างก่อนและหลังการปรับเทียบไจโรสโคป เห็นได้ว่าหลังจากทำการปรับเทียบแล้ว ค่าข้อมูลที่ไจโรสโคปอ่านได้ขณะวางอากาศยาน-สี่ใบพัดไว้ในตำแหน่ง P1 มีความใกล้เคียงกับค่าที่ควรจะเป็น (0,0,0) มากขึ้น

#### 4.5 การปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก

หลังจากติดตั้งเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็กลงบนอุปกรณ์แล้ว จำเป็นต้องทำการปรับเทียบเนื่องจากการติดตั้งอาจทำได้ไม่สมบูรณ์ (ติดตั้งเบี้ยว) และอาจมีสนามแม่เหล็กเนื่องจากโครงสร้างอุปกรณ์มารบกวน การอ่านค่าสนามแม่เหล็กโลกทำให้เกิดค่าออฟเซต รวมไปถึงสภาพภูมิอากาศและภูมิภาคในแต่ละท้องถิ่นแตกต่างกัน เช่น อุณหภูมิ ความดัน ความชื้น เป็นต้น ซึ่งส่งผลต่อความสามารถในการอ่านค่าของเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็กในแง่ของสเกลแฟคเตอร์

ความสัมพันธ์ระหว่างค่ามาตรฐาน  $M_{x1}$ ,  $M_{y1}$  และ  $M_{z1}$  กับค่าข้อมูลดิบ  $M_x$ ,  $M_y$  และ  $M_z$  เป็นไปตามสมการ (4.9)

$$\begin{bmatrix} M_{x1} \\ M_{y1} \\ M_{z1} \end{bmatrix} = [M\_m]_{3 \times 3} \begin{bmatrix} \frac{1}{M\_SC_x} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{M\_SC_y} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{M\_SC_z} \end{bmatrix} \cdot [M\_s]_{3 \times 3} \begin{bmatrix} M_x - M\_OS_x \\ M_y - M\_OS_y \\ M_z - M\_OS_z \end{bmatrix} \quad (4.9)$$

โดยที่  $[M\_m]_{3 \times 3}$  คือ เมทริกซ์แยื้องศูนย์ เป็นตัวคูณแก้สำหรับการติดตั้งอุปกรณ์เบี้ยว

$M\_SC_i$  คือ ค่าสเกลแฟคเตอร์

$M\_OS_i$  คือ ค่าออฟเซตที่เกิดขึ้นเนื่องจากสนามแม่เหล็กรบกวนของโลหะหนัก (Hard-Iron)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามเผยแพร่ลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของลิขสิทธิ์ทุกกรณีถ้าไปใช้  
 $M\_S_i$  คือ ออฟเซตที่เกิดขึ้นเนื่องจากสนามแม่เหล็กรบกวนของโลหะเบา (Soft-Iron)  
 หมายถึง  $i = x, y$  หรือ  $z$

สามารถจัดรูปสมการ (4.9) ให้อยู่ในรูป

$$\begin{bmatrix} M_{x1} \\ M_{y1} \\ M_{z1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} MR_{11} & MR_{12} & MR_{13} \\ MR_{21} & MR_{22} & MR_{23} \\ MR_{31} & MR_{32} & MR_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} M_x - MR_{10} \\ M_y - MR_{20} \\ M_z - MR_{30} \end{bmatrix} \quad (4.10)$$

เป้าหมายในการปรับเทียบค่านี้นี้คือหาค่าพารามิเตอร์ทั้ง 12 ตัว ได้แก่  $MR_{10}$ ,  $MR_{11}$ ,  $MR_{12}$ ,  $MR_{13}$ ,  $MR_{20}$ ,  $MR_{21}$ ,  $MR_{22}$ ,  $MR_{23}$ ,  $MR_{30}$ ,  $MR_{31}$ ,  $MR_{32}$  และ  $MR_{33}$  โดยสุ่มเก็บค่าข้อมูลดิบของเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็กตามตำแหน่งต่างๆ แล้วแก้สมการหาพารามิเตอร์ทั้ง 12 ตัวด้วยวิธีกำลังสองน้อยที่สุด

การปรับเทียบมี 3 ขั้นตอนคือ

ขั้นตอนที่ 1: หาว่าเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็กมีสนามแม่เหล็กอื่นๆ รบกวนหรือไม่ ก่อนเลือกแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ สามารถทดสอบได้โดยนำค่าข้อมูลดิบของเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็กมาวาดแบบลงบนโปรแกรมแมทแล็บ การเก็บค่าต้องทำการหมุนเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็กทั้งแบบ 2 มิติ และ 3 มิติ คือ หมุนรอบแกน x หมุนรอบแกน y หมุนรอบแกน z และหมุนแบบสุ่ม

หากมีผลจากสนามแม่เหล็กของโลหะเบา จะได้กราฟทรงกลมแบบบิดเบี้ยว (Tilted ellipsoid) แต่ถ้าไม่มีจะได้กราฟทรงกลมที่ไม่บิดเบี้ยว (Non-tilted ellipsoid)

ขั้นตอนที่ 2: ซดเซยผลของสนามแม่เหล็กรบกวนและสเกลแพคเตอร์

ในการทดลองเลือกให้ไม่มีผลจากสนามแม่เหล็กของโลหะเบา จึงใช้สมการสำหรับทรงกลมที่ไม่บิดเบี้ยว และสมมติให้  $[M\_si]_{3 \times 3}$  เป็นเมทริกซ์เอกลักษณะ ได้สมการดังนี้

$$\frac{(x-x_0)^2}{a^2} + \frac{(y-y_0)^2}{b^2} + \frac{(z-z_0)^2}{c^2} = R^2 \quad (4.11)$$

เมื่อ  $x_0, y_0, z_0$  คือ ค่าออฟเซต  $M_{OS_i}$  ที่เกิดขึ้นจากสนามแม่เหล็กของโลหะหนัก  
 $x, y, z$  คือ ค่าข้อมูลดิบของเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก  
 $a, b, c$  คือ ความยาวครึ่งหนึ่งของแต่ละแกน (Semi-axes length)  
 $R$  คือ ค่าคงที่ของความเข้มสนามแม่เหล็กโลก ณ บริเวณที่ทำการวัด

จากนั้นใช้วิธีกำลังสองน้อยที่สุดในการหาค่า  $M\_SC_i$ ,  $M\_OS_i$ ,  $[M\_si]$  ได้ดังนี้  
 จัดรูปสมการ (4.11) ให้อยู่ในรูปสมการพีชคณิตเชิงเส้น

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
 ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$X^2 = [x \ y \ z \ -y^2 \ -z^2 \ 1] \begin{bmatrix} 2x_0 \\ \frac{a^2}{b^2} 2y_0 \\ \frac{a^2}{c^2} 2z_0 \\ \frac{a^2}{b^2} \\ \frac{a^2}{c^2} \\ a^2 R^2 - x_0^2 - \frac{a^2}{b^2} y_0^2 - \frac{a^2}{c^2} z_0^2 \end{bmatrix} \quad (4.12)$$

หรืออยู่ในรูป

$$[W]_{n \times 1} = [H]_{n \times 6} \cdot [X]_{6 \times 1} \quad (4.13)$$

โดยที่  $n$  คือจำนวนตำแหน่งที่เก็บค่าข้อมูลดิบ ซึ่งในการทดลองนี้เก็บค่า 400 ตำแหน่ง แก้มสมการ (4.13) เพื่อหาค่า  $[X]_{6 \times 1}$  โดยวิธีกำลังสองน้อยที่สุด ซึ่งได้ค่าดังนี้

$$\left. \begin{aligned} M_{OS_x} &= x_0 = \frac{X_1}{2} \\ M_{OS_y} &= y_0 = \frac{X_2}{2X_4} \\ M_{OS_z} &= z_0 = \frac{X_3}{2X_5} \end{aligned} \right\} \quad (4.14)$$

และให้

$$\left. \begin{aligned} A &= a^2 R^2 = X_6 + x_0^2 + X_4 + y_0^2 + X_5 + z_0^2 \\ B &= \frac{A}{X_4} \\ C &= \frac{A}{X_5} \end{aligned} \right\} \quad (4.15)$$

กำหนดให้

$$\left. \begin{aligned} xx &= M_x - M_{OS_x} \\ yy &= M_y - M_{OS_y} \\ zz &= M_z - M_{OS_z} \end{aligned} \right\} \quad (4.16)$$

จึงสามารถเขียนสมการ (4.11) ให้อยู่ในรูปดังนี้

$$\frac{(xx)^2}{A} + \frac{(yy)^2}{B} + \frac{(zz)^2}{C} = 1 \quad (4.17)$$

กำหนดให้

$$\left. \begin{aligned} M_{SC_x} &= \sqrt{A} \\ M_{SC_y} &= \sqrt{B} \\ M_{SC_z} &= \sqrt{C} \end{aligned} \right\} \quad (4.18)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับนักศึกษาเพื่อใช้ในการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ในการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

และกำหนดให้

$$\left. \begin{aligned} xxx &= \frac{xx}{M_{SC_x}} \\ yyy &= \frac{yy}{M_{SC_y}} \\ zz &= \frac{zz}{M_{SC_z}} \end{aligned} \right\} \quad (4.19)$$

เมื่อนำข้อมูลดิบที่ได้จากการทดลองมาคำนวณจะได้

$$\begin{aligned} M_{SC_x} &= 500.4230414 \\ M_{SC_y} &= 504.8785352 \\ M_{SC_z} &= 439.9475862 \\ M_{OS_x} &= 439.9475862 \\ M_{OS_y} &= -193.7977001 \\ M_{OS_z} &= 69.0476978 \end{aligned}$$

$$[M_{si}]_{3 \times 3} = \begin{bmatrix} 0.0019983 & 0 & 0 \\ 0 & 0.0019806 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0022729 \end{bmatrix}$$

นำค่า  $M_{SC_i}$ ,  $M_{OS_i}$ ,  $[M_{si}]_{3 \times 3}$  ที่หาได้แทนลงในสมการ (4.9) และสมมติให้  $[M_m]_{3 \times 3}$  เป็นเมทริกซ์เอกลักษณะไปก่อน (ยังไม่ทำการปรับแก้การติดตั้งเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็กเบี้ยว) แล้วลองอ่านค่าจากเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก พร้อมคูณแก้ค่าดิบแล้วนำค่าที่ได้จากการปรับเทียบขั้นที่ 2 มาสร้างกราฟ จะต้องได้กราฟที่มีความเป็นทรงกลมมากขึ้น

ขั้นตอนที่ 3: ชดเชยผลของการติดตั้งเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็กเบี้ยว

ให้นำสมการที่ปรับเทียบในขั้นตอนที่ 2 มาใช้ต่อในการหา  $[M_m]_{3 \times 3}$  เก็บข้อมูลดิบโดยหมุนแบบ 2 มิติทั้ง 3 แกน (ทำครั้งละ 1 แกน) ยกตัวอย่างว่าหมุนรอบแกน z

กำหนดให้

$$[H]_{m \times 3} = [xxx_z \quad yyy_z \quad zzz_z] \quad (4.20)$$

$$[W]_{m \times 1} = \sqrt{(xxx_z)^2 + (yyy_z)^2 + (zzz_z)^2} \quad (4.21)$$

ใช้วิธีกำลังสองน้อยที่สุดในการหา  $[X]_{3 \times 1}$  จึงได้

$$[X]_{3 \times 1} = [H^T \cdot H]_{3 \times 3}^{-1} \cdot [H^T]_{3 \times 3} \cdot [W]_{m \times 1} \quad (4.22)$$

ดังนั้นเวกเตอร์มาตรฐาน (Normalized Vector) ของการหมุนรอบแกน z จึงได้เป็น

$$[R_z]_{3 \times 1} = \frac{[X]_{3 \times 1}}{\sqrt{(x_1)^2 + (x_2)^2 + (x_3)^2}} \quad (4.23)$$

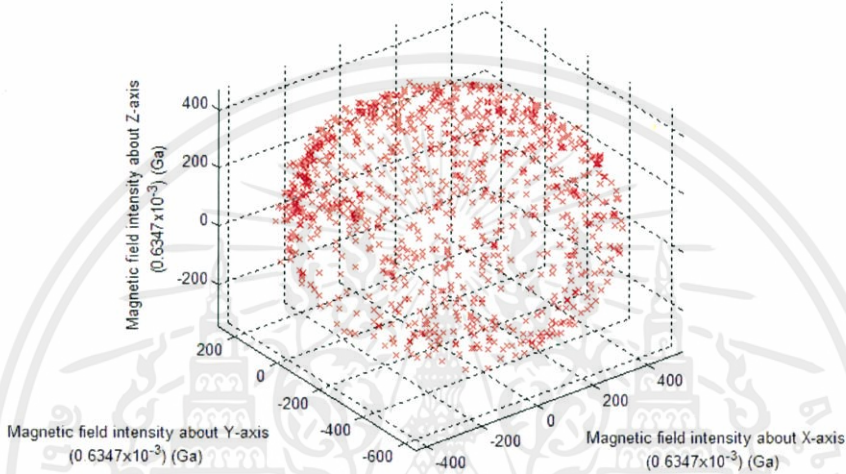
ทำเช่นนี้กับแกน x และแกน y เพื่อหาค่า  $R_x$  และ  $R_y$  สุดท้ายจะได้ว่า

$$[M_m]_{3 \times 3} = [[R_x]_{3 \times 1} \quad [R_y]_{3 \times 1} \quad [R_z]_{3 \times 1}]_{3 \times 3} \quad (4.24)$$

$$[M_m]_{3 \times 3} = \begin{bmatrix} -0.99996 & -0.02841 & -0.00615 \\ 0.00611 & -0.99919 & -0.01184 \\ -0.00610 & -0.02861 & 0.99991 \end{bmatrix}$$

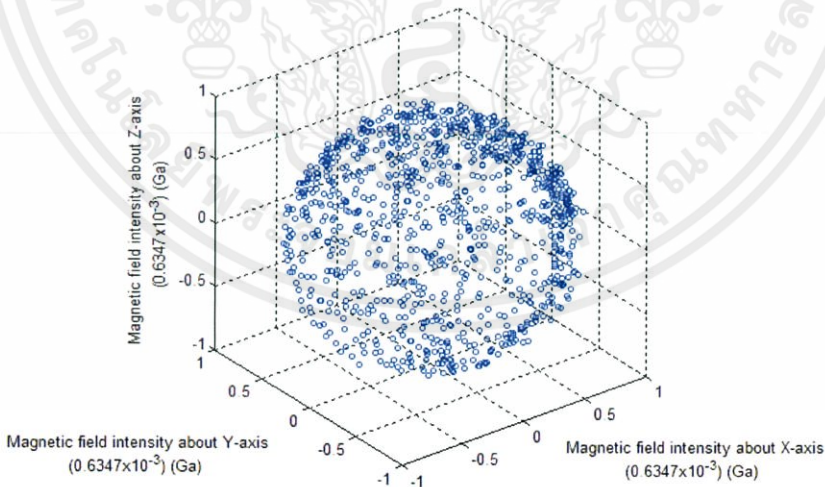
แล้วจึงนำค่า  $[M_m]_{3 \times 3}$  ไปแทนลงในสมการ (4.9)

Magnetometer raw data (Before calibration)



รูปที่ 4.33 ข้อมูลดิบก่อนการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก

Magnetometer data (After calibration)



รูปที่ 4.34 ข้อมูลหลังการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
 จากรูปที่ 4.33 และรูปที่ 4.34 เห็นได้ว่าข้อมูลที่เซนเซอร์อ่านได้หลังจากการปรับเทียบ  
 ไม่ว่าจะดูจากทั้งสี่ทิศทางแล้วมีลักษณะที่เป็นทรงกลมมากขึ้นและมีขนาดหนึ่งหน่วย

#### 4.6 การทดลองวัดค่ามุมพิทช์ด้วยเซนเซอร์วัดความเร่ง

เป็นการทดลองความแม่นยำของการอ่านค่ามุมพิทช์ด้วยเซนเซอร์วัดความเร่ง จึงทำการกำหนดค่ามุมให้ได้ค่าที่เซนเซอร์ควรอ่านได้ โดยให้มุมระนาบพื้นนั้นเป็นมุม 0 องศา และเมื่อตั้งฉากกับพื้นเป็น 90 องศา ทำการเก็บค่าข้อมูลดิบที่เซนเซอร์อ่านได้โดยการขยับมุมพิทช์ เพิ่มครั้งละ 10 องศา ตั้งแต่ตำแหน่งมุม 0 – 90 องศา ครั้งละ 12 ข้อมูล แล้วหาค่าเฉลี่ยเป็นค่าที่เซนเซอร์อ่านได้ใน การเปลี่ยนมุมแต่ละครั้ง ลักษณะการทดลองเป็นดังรูปที่ 4.35



รูปที่ 4.35 การทดลองวัดค่ามุมพิทช์

ค่าเฉลี่ยของข้อมูลดิบที่ได้จากการขยับมุมเพิ่มแต่ละครั้งเป็นดังตารางที่ 4.3 โดยก่อนนำไปคำนวณหามุมพิทช์ต้องนำข้อมูลดังกล่าวไปหารด้วย 16,834 เพื่อให้อยู่ในหน่วยจำนวนเท่าของแรงโน้มถ่วงโลก

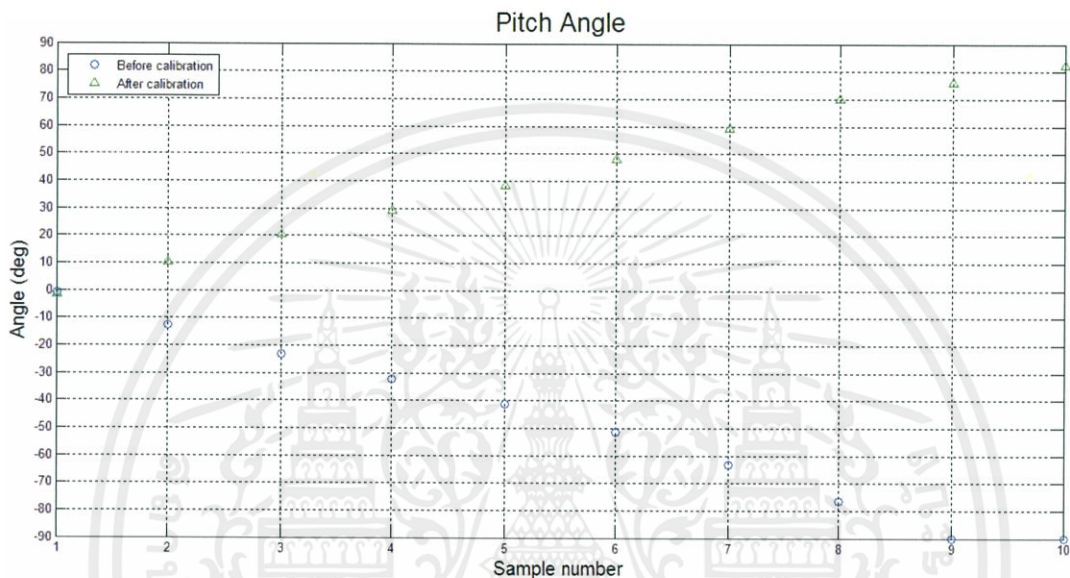
ตารางที่ 4.3 ค่าเฉลี่ยข้อมูลดิบที่ได้จากการทดลองหามุมพิทช์ด้วยเซนเซอร์วัดความเร่ง

องศา	ข้อมูลดิบ	
	$A_x$	$A_x (x \text{ g})$
0	264.857	0.016166
10	3631.467	0.221647
20	6448.286	0.393572
30	8718.546	0.532138
40	10785.067	0.658268
50	12844.286	0.783953
60	14644.750	0.893845
70	15924.857	0.971976
80	16402.667	1.001139
90	16707.429	1.019741

นำข้อมูลมาคำนวณหามุมพิทช์ ตามสมการ (4.25)

$$\text{Pitch} = \theta = \arcsin(-A_{x1}) \quad (4.25)$$

ผลการเปรียบเทียบค่าของมุมพิทช์ที่อ่านได้ก่อนและหลังทำการปรับเทียบแสดงดังรูปที่ 4.36 โดยแกน x คือจำนวนข้อมูล และแกน y คือค่ามุมที่เซนเซอร์อ่านได้ในหน่วยองศา เมื่อสัญลักษณ์  $\circ$  แสดงถึงข้อมูลก่อนการปรับเทียบ และสัญลักษณ์  $\triangle$  แสดงถึงข้อมูลหลังการปรับเทียบ



รูปที่ 4.36 มุมพิทช์ที่เซนเซอร์อ่านได้ก่อนและหลังการปรับเทียบ

จากรูปที่ 4.36 เห็นได้ว่าข้อมูลก่อนทำการปรับเทียบ ค่ามุมพิทช์ที่เซนเซอร์อ่านได้นั้นมีความคลาดเคลื่อนจากมุมที่กำหนดไว้ตอนเก็บค่าและเป็นค่าตรงข้ามกับค่าที่ควรอ่านได้ แต่ค่าหลังจากปรับเทียบแล้วมีความแม่นยำมากขึ้นและเป็นทิศมุมที่ถูกต้อง

#### 4.7 การทดลองวัดค่ามุมโรลด้วยเซนเซอร์วัดความเร่ง

เป็นการทดลองความแม่นยำของการอ่านค่ามุมโรลด้วยเซนเซอร์วัดความเร่ง จึงกำหนดค่ามุมให้ได้ค่าที่เซนเซอร์ควรอ่านได้ โดยให้มุมระนาบพื้นนั้นเป็นมุม 0 องศา และเมื่อตั้งฉากกับพื้นเป็น 90 องศา ทำการเก็บค่าข้อมูลดิบที่เซนเซอร์อ่านได้โดยการขยับมุมโรล เพิ่มครั้งละ 10 องศา ตั้งแต่ตำแหน่งมุม 0 – 90 องศา ครั้งละ 12 ข้อมูล แล้วหาค่าเฉลี่ยเป็นค่าที่เซนเซอร์อ่านได้ในการเปลี่ยนมุมแต่ละครั้ง ลักษณะการทดลองเป็นดังรูปที่ 4.37

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.37 การทดลองวัดค่ามุมโรล

ค่าเฉลี่ยของข้อมูลดิบที่ได้จากการขยับมุมเพิ่มแต่ละครั้งเป็นดังตารางที่ 4.4 โดยก่อนนำไปคำนวณหามุมโรลต้องนำข้อมูลดังกล่าวไปหารด้วย 16,834 เพื่อให้อยู่ในหน่วยจำนวนเท่าของแรงโน้มถ่วงโลก

ตารางที่ 4.4 ค่าเฉลี่ยข้อมูลดิบที่ได้จากการทดลองหามุมโรลด้วยเซนเซอร์วัดความเร่ง

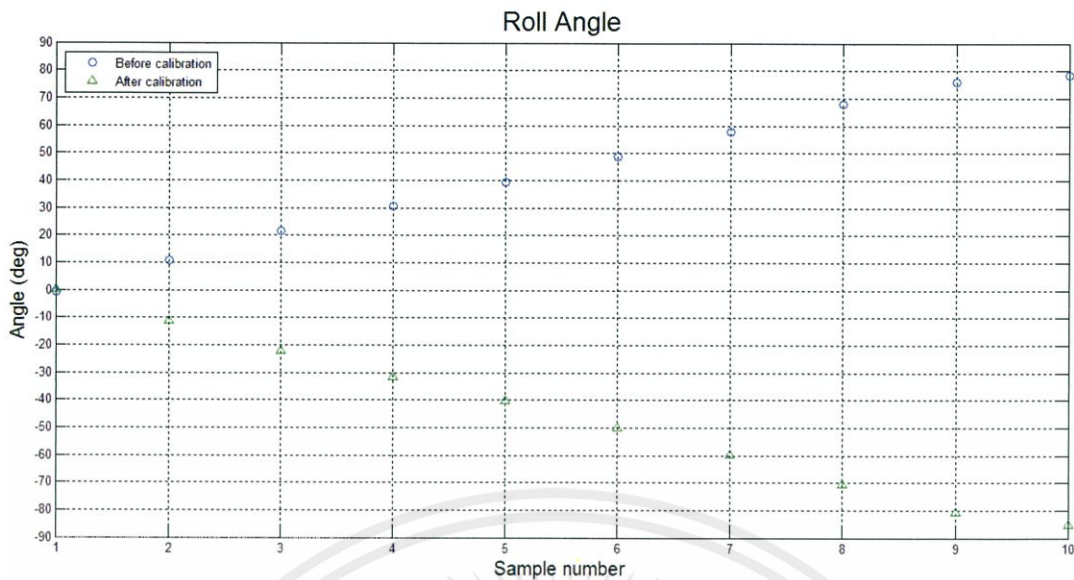
องศา	ค่าข้อมูลดิบ			
	Ax	Ax (x g)	Ay	Ay (x g)
0	310.909	0.018976	-273.455	-0.016690
10	161.455	0.009854	2984.000	0.182129
20	227.556	0.013889	5955.556	0.363498
30	126.909	0.007746	8291.273	0.506059
40	284.667	0.017375	10343.667	0.631327
50	284.000	0.017334	12292.400	0.750269
60	376.800	0.022998	13870.667	0.846598
70	346.769	0.021165	15171.077	0.925969
80	341.500	0.020844	15884.750	0.969528
90	366.889	0.022393	16035.556	0.978733

นำข้อมูลมาคำนวณหามุมโรล ตามสมการ (4.26)

$$Roll = \theta = \arcsin(A_{y1} / \cos \theta) \quad (4.26)$$

โดย  $\theta$  สามารถหาได้จากสมการ (4.25)

ผลการเปรียบเทียบค่าของมุมโรลที่อ่านได้ก่อนและหลังทำการปรับเทียบแสดงดังรูปที่ 4.38 โดยแกน x คือจำนวนข้อมูล และแกน y คือค่ามุมที่เซนเซอร์อ่านได้ เมื่อสัญลักษณ์  $\circ$  แสดงถึงข้อมูลก่อนการปรับเทียบ และสัญลักษณ์  $\Delta$  แสดงถึงข้อมูลหลังการปรับเทียบ

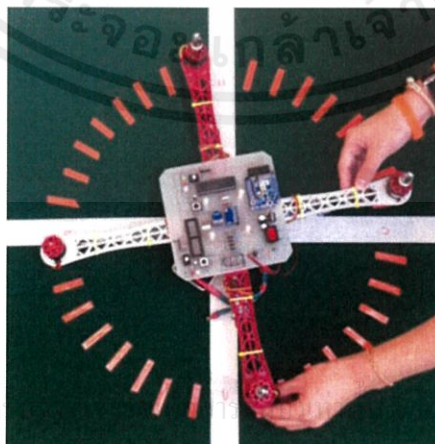


รูปที่ 4.38 มุมโรลที่เซนเซอร์อ่านได้ก่อนและหลังการปรับเทียบ

จากรูปที่ 4.38 เห็นได้ว่าข้อมูลก่อนทำการปรับเทียบ ค่ามุมโรลที่เซนเซอร์อ่านได้นั้นมีความคลาดเคลื่อนจากมุมที่กำหนดไว้ตอนเก็บค่าและเป็นค่าตรงข้ามกับค่าที่ควรอ่านได้ แต่ค่าหลังจากปรับเทียบแล้วมีความแม่นยำมากขึ้นและเป็นทิศมุมที่ถูกต้อง

#### 4.8 การทดลองวัดค่ามุมยอร์ด้วยเซนเซอร์วัดความเร่ง และเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก

เป็นการทดลองความแม่นยำของการอ่านค่ามุมยอร์ด้วยเซนเซอร์วัดความเร่งและเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก จึงทำการกำหนดค่ามุมในระนาบพื้นโลกหมุนรอบแกน z ให้ได้ค่าที่เซนเซอร์ควรอ่านได้ตั้ง 0 องศา ถึง 360 องศา ทำการเก็บค่าข้อมูลดิบที่เซนเซอร์อ่านได้โดยการขยับมุมยอร์เพิ่มครั้งละ 10 องศา ครั้งละ 14 ข้อมูล แล้วหาค่าเฉลี่ยเป็นค่าที่เซนเซอร์อ่านได้ในการเปลี่ยนมุมแต่ละครั้ง ลักษณะการทดลองเป็นดังรูปที่ 4.39



รูปที่ 4.39 การทดลองวัดค่ามุมยอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับใช้ภายในเท่านั้น กรุณาอย่าให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ค่าเฉลี่ยของข้อมูลดิบที่ได้จากการขยับมุมเพิ่มแต่ละครั้งเป็นดังตารางที่ 4.5

ตารางที่ 4.5 ค่าเฉลี่ยข้อมูลดิบจากการหามุมยอร์ด้วยเซนเซอร์วัดความเร่งและเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก

องศา (deg)	ข้อมูลดิบ				
	Ax	Ay	Mx	My	Mz
0	228.308	-455.077	-37.385	319.615	531.769
10	276.000	-426.857	-128.286	301.214	531.786
20	337.538	-455.385	-210.385	274.462	531.231
30	357.846	-441.231	-291.846	229.538	530.769
40	358.462	-427.692	-355.923	183.692	533.308
50	337.714	-398.571	-412.929	111.357	533.429
60	393.143	-397.143	-453.286	33.357	534.571
70	435.429	-371.429	-487.786	-52.929	536.500
80	464.000	-340.923	-499.769	-139.615	538.923
90	386.286	-287.714	-499.429	-238.429	538.857
100	698.462	-237.846	-477.538	-316.769	541.769
110	410.769	-248.923	-444.308	-406.615	543.154
120	388.571	-201.714	-387.857	-481.000	545.786
130	401.143	-174.286	-324.643	-549.571	547.071
140	381.231	-162.462	-250.308	-606.231	546.692
150	352.000	-136.800	-165.133	-644.333	548.800
160	324.000	-153.333	-81.533	-666.933	548.667
170	276.571	-174.857	11.857	-674.571	551.429
180	245.538	-157.231	104.538	-673.077	552.000
190	207.385	-157.231	193.615	-648.462	552.769
200	209.143	-130.286	267.929	-615.857	550.071
210	211.692	-156.923	342.923	-563.692	550.077
220	193.667	-201.667	396.917	-507.000	548.500
230	151.714	-172.571	451.071	-438.000	545.714
240	154.462	-161.538	484.615	-363.000	546.615
250	122.769	-204.923	508.308	-287.308	545.077
260	161.846	-214.154	517.538	-202.308	542.308
270	124.667	-323.000	516.833	-116.500	538.333
280	121.867	-331.733	497.133	-40.467	539.000
290	134.462	-377.846	466.077	38.308	537.385

## ตารางที่ 4.5 (ต่อ)

องศา (deg)	ข้อมูลดิบ				
	Ax	Ay	Mx	My	Mz
300	144.000	-394.286	418.643	108.429	537.714
310	150.857	-404.571	361.214	176.214	535.071
320	165.429	-375.714	288.143	229.643	534.429
330	179.692	-439.385	214.462	271.692	533.308
340	249.143	-424.571	138.429	301.214	532.000
350	244.615	-395.077	47.154	314.385	533.385
360	237.846	-425.231	-39.692	321.846	531.769

นำข้อมูลมาคำนวณหามุมยอร์ตามสมการ (4.27) โดยก่อนคำนวณหามุมยอร์ต้องนำข้อมูลดังกล่าวไปหารด้วย 16,834 เพื่อให้อยู่ในหน่วยจำนวนเท่าของแรงโน้มถ่วงโลก

$$\text{Yaw} = \psi = \arctan (M_{y2} / M_{x2}) \quad (4.27)$$

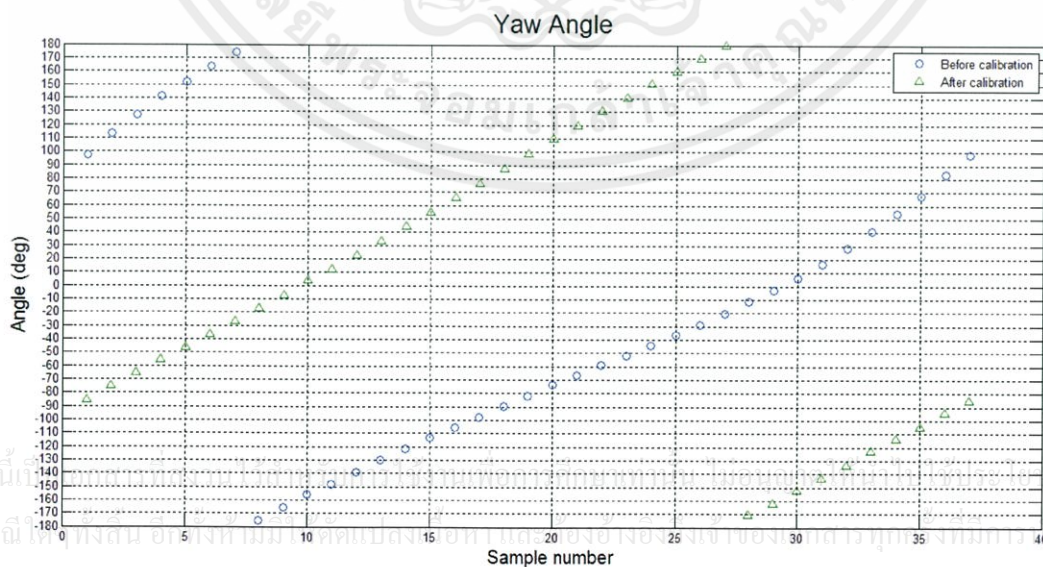
$M_{x2}$  และ  $M_{y2}$  หาได้จาก

$$M_{x2} = M_{x1} \cos \theta + M_{z1} \sin \theta \quad (4.28)$$

$$M_{y2} = M_{x1} \sin \theta \sin \phi + M_{y1} \cos \theta - M_{z1} \sin \theta \cos \phi \quad (4.29)$$

โดยที่  $M_{x2} > 0$  และ  $M_{y2} > 0$

ผลการเปรียบเทียบค่าของมุมยอร์ที่อ่านได้ก่อนและหลังทำการปรับเทียบแสดงดังรูปที่ 4.40 โดยแกน x คือจำนวนข้อมูล และแกน y คือค่ามุมที่เซนเซอร์อ่านได้ เมื่อสัญลักษณ์  $\circ$  แสดงถึงข้อมูลก่อนการปรับเทียบ และสัญลักษณ์  $\triangle$  แสดงถึงข้อมูลหลังการปรับเทียบ



รูปที่ 4.40 มุมยอร์ที่เซนเซอร์อ่านได้ก่อนและหลังการปรับเทียบ

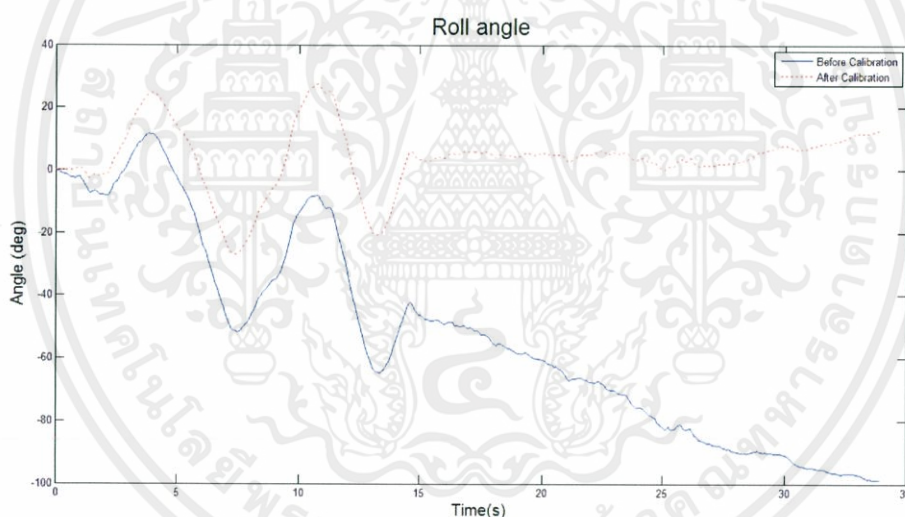
จากรูปที่ 4.40 เห็นได้ว่าข้อมูลก่อนทำการปรับเทียบค่ามุมยอร์ที่เซนเซอร์อ่านได้นั้นมีความคลาดเคลื่อนจากมุมที่กำหนดไว้ตอนเก็บค่าและเป็นค่าตรงข้ามกับค่าที่ควรอ่านได้ แต่ค่าหลังจากทำการปรับเทียบแล้วมีความแม่นยำมากขึ้นและเป็นทิศมุมที่ถูกต้อง

#### 4.9 การทดลองวัดมุมพิทช์ มุมโรล และมุมยอร์ด้วยไจโรสโคป

ในการทดลองนี้ได้ทำการชั่งตัวอย่างค่าจากไจโรสโคปมาทั้งหมด 1,000 ครั้ง ที่ค่าคาบเวลาของการชั่งตัวอย่าง 34 ms และในขณะที่ชั่งตัวอย่างได้ทำการหมุนอากาศยานสี่ใบพัดเล็กน้อยตามแนวแกน x และแกน y ทั้งทิศตามเข็มนาฬิกาและทิศทวนเข็มนาฬิกา (หมุน 2 รอบต่อ 1 แกน) โดยถืออากาศยานสี่ใบพัดไว้นิ่งๆ ตามลำดับ อีกทั้งยังสั่งให้ PIC18F4431 สร้างสัญญาณพัลส์ริทมอดูเลชันที่ดิวทีซีเกิล 54% เพื่อเป็นการจำลองสัญญาณรบกวนด้วย

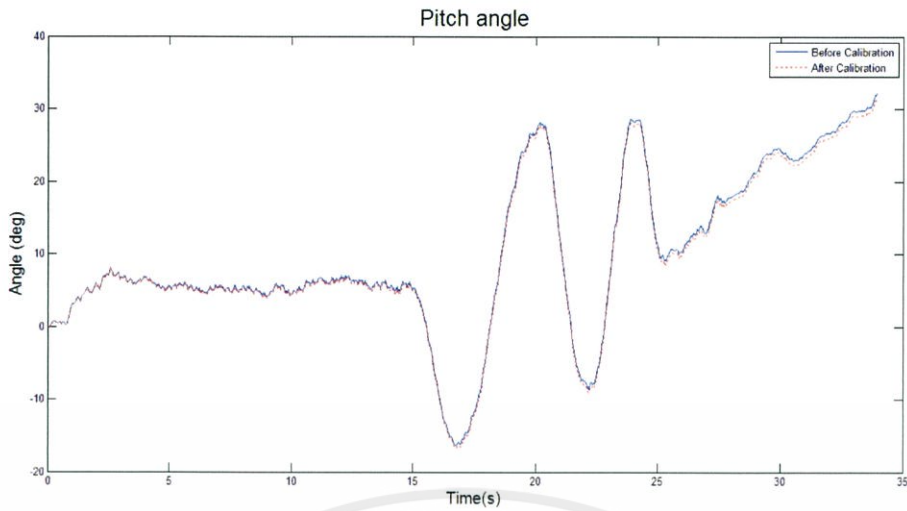
โปรแกรมที่ใช้ในการคำนวณการหาปริพันธ์เชิงตัวเลข รายละเอียดของโปรแกรมที่ใช้ในการคำนวณด้วยโปรแกรมเมทแลป สามารถศึกษาเพิ่มเติมได้ที่ ภาคผนวก ก.1.7

หลังจากทำการคำนวณแล้วจึงนำค่าของมุมต่างๆ ทั้งก่อนและหลังการปรับเทียบมาเปรียบเทียบกันดังรูปที่ 4.41 ถึงรูปที่ 4.43

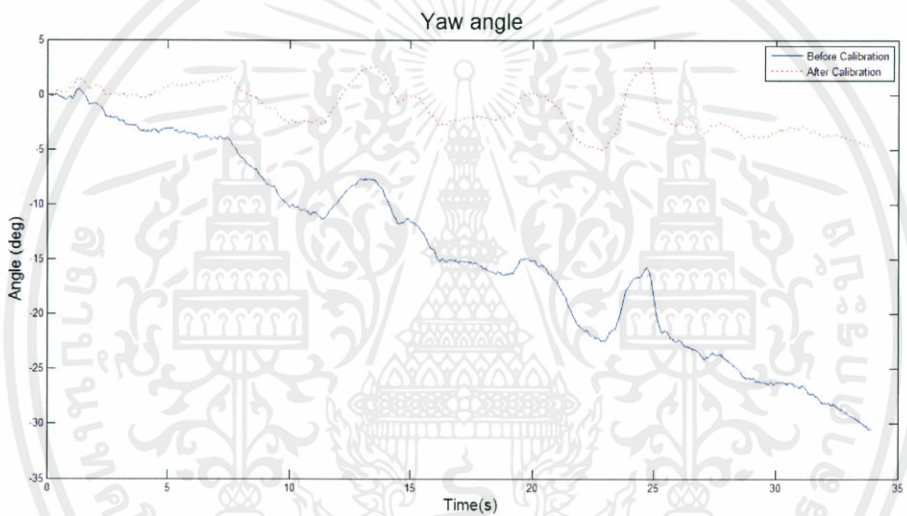


รูปที่ 4.41 ผลการทดลองวัดค่ามุมโรลด้วยไจโรสโคป

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.42 ผลการทดลองวัดค่ามุมพิชต์ด้วยไจโรสโคป



รูปที่ 4.43 ผลการทดลองวัดค่ามุมยอร์ด้วยไจโรสโคป

จากรูปที่ 4.41 ถึงรูปที่ 4.43 แกน  $x$  เป็นเวลาในหน่วยวินาที แกน  $y$  เป็นมุมในหน่วยองศา เส้นทึบสีน้ำเงินแสดงถึงค่าของมุมก่อนทำการปรับเทียบ เส้นปะสีแดงแสดงถึงค่าของมุมก่อนทำการปรับเทียบแล้ว เห็นว่าข้อมูลก่อนทำการปรับเทียบมีค่าออฟเซตอยู่ ซึ่งเมื่อข้อมูลเหล่านี้ผ่านกระบวนการหาปริพันธ์เชิงตัวเลขแล้วก่อให้เกิดค่าความคลาดเคลื่อนสะสม นั่นคือถึงแม้ว่าอากาศยานสี่ใบพัดจะอยู่นิ่งแล้วแต่ค่าคลาดเคลื่อนสะสมจะทำให้ค่าของมุมเพิ่มขึ้น หรือลดลงเรื่อยๆ ซึ่งเป็นค่าที่ไม่เหมาะสมที่จะนำไปใช้ คลาดเคลื่อนสะสมนี้เป็นที่รู้จักกันในชื่อ ไจโรดริฟต์ (Gyro drift) เมื่อทำการปรับเทียบแล้ว เห็นว่ากราฟเส้นปะสีแดงมีแนวโน้มที่คงค่าอยู่ที่ 0 องศา มากกว่ากราฟเส้นทึบสีน้ำเงิน นั่นคือผลของไจโรดริฟต์หลังจากทำการปรับเทียบลดลงอย่างมีนัยสำคัญ

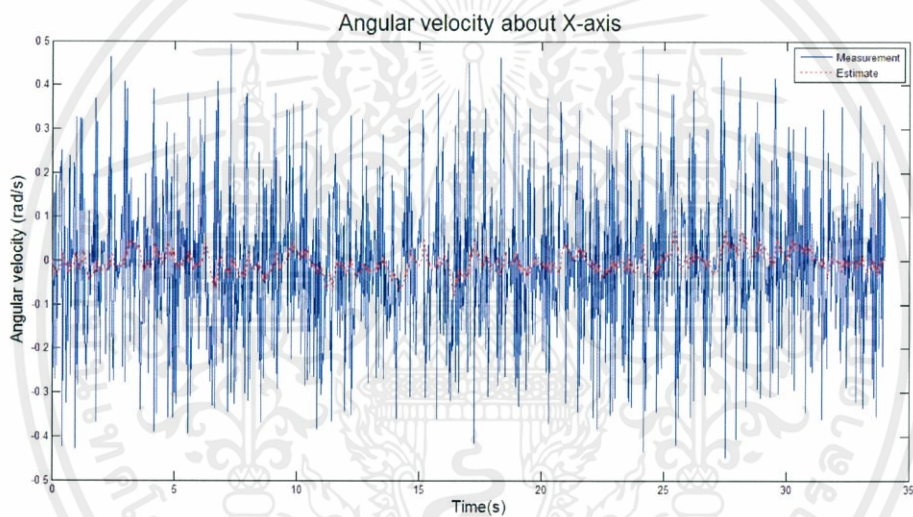
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

#### 4.10 การทดลองใช้ตัวสังเกตสเตท

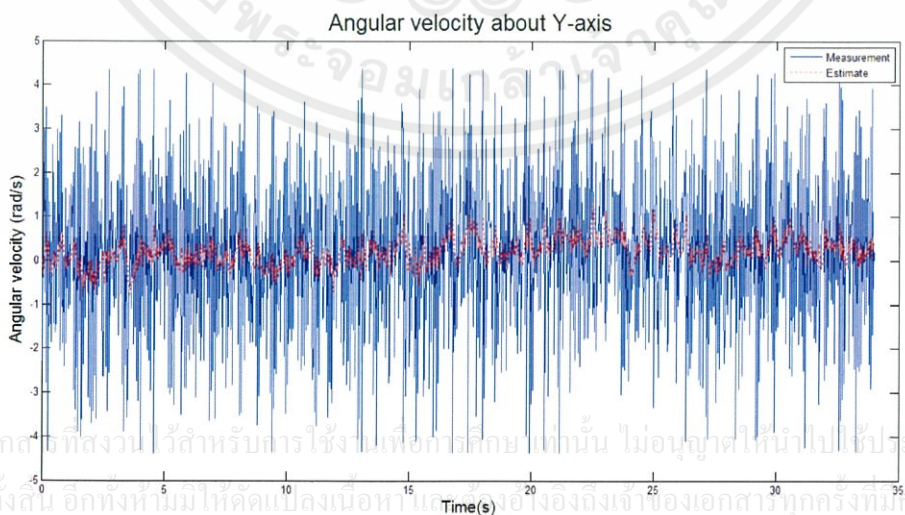
หลังจากที่ได้ออกแบบตัวสังเกตสเตทในหัวข้อ 3.4 แล้ว ต่อไปจะนำตัวสังเกตสเตทมาทดลองใช้เพื่อเปรียบเทียบค่าที่ได้จากตัวสังเกตสเตท และค่าที่วัดได้จากเซนเซอร์ โดยทำการชกตัวอย่างค่าจากเซนเซอร์มาทั้งหมด 1,000 ครั้ง ที่ค่าคาบเวลาของการชกตัวอย่าง 34 ms และถืออากาศยานไว้นิ่งๆ ให้ขนานกับพื้นโลก ในขณะที่เก็บค่าจากเซนเซอร์ก็สั่งให้ไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F4431 สร้างสัญญาณพัลส์สี่มุมดูเลชันที่ตัวที่ไซเกิล 80% ด้วยเพื่อเป็นการจำลองสัญญาณรบกวนด้วย

โปรแกรมที่ใช้ในการคำนวณประกอบไปด้วย 2 ส่วนหลักๆ คือ แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ และการหาปริพันธ์เชิงตัวเลข รายละเอียดของโปรแกรมที่ใช้ในการคำนวณโปรแกรมแมทแลปสามารถศึกษาเพิ่มเติมได้ที่ ภาคผนวก ก.1.8

หลังจากทำการคำนวณแล้วจึงนำตัวแปรสเตทที่วัดได้และตัวแปรสเตทที่ถูกประมาณจากสังเกตสเตทมาเปรียบกันดังรูปที่ 4.44 ถึงรูปที่ 4.49

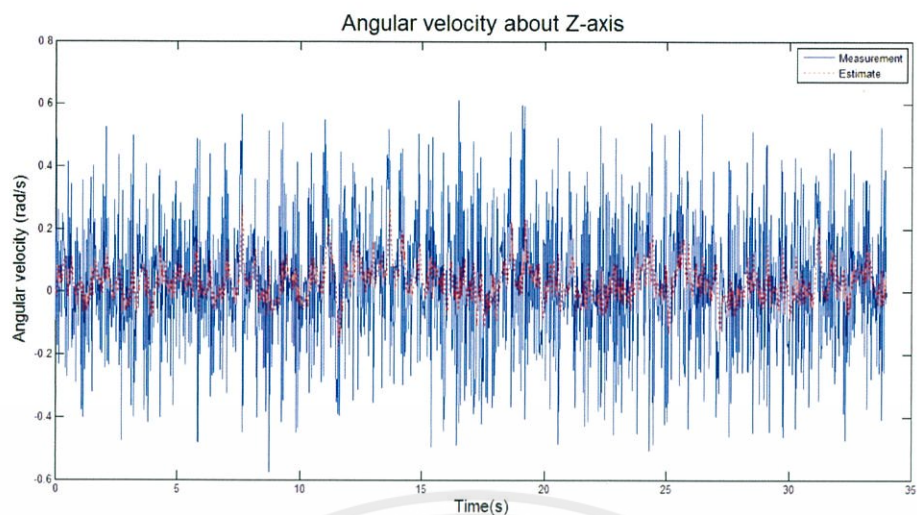


รูปที่ 4.44 ผลการทดลองวัดความเร็วเชิงมุมรอบแกน x ก่อนและหลังอาศัยตัวสังเกตสเตท

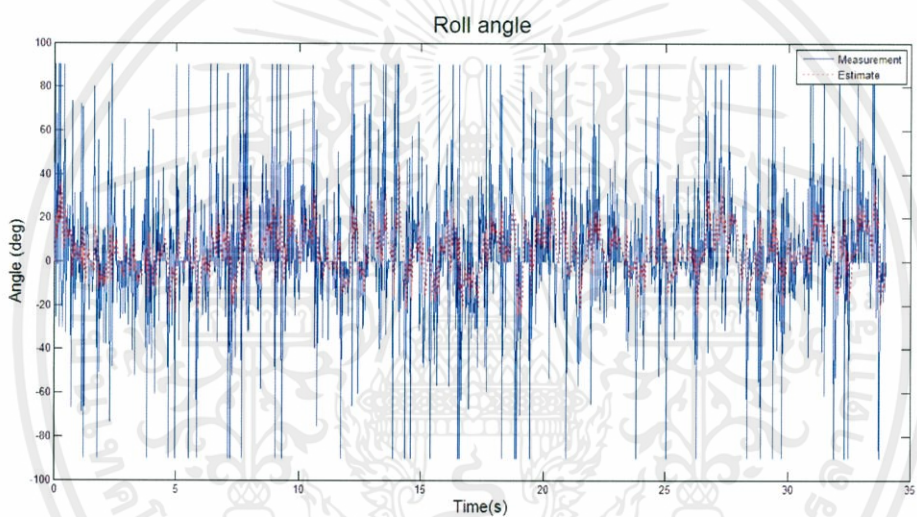


รูปที่ 4.45 ผลการทดลองวัดความเร็วเชิงมุมรอบแกน y ก่อนและหลังอาศัยตัวสังเกตสเตท

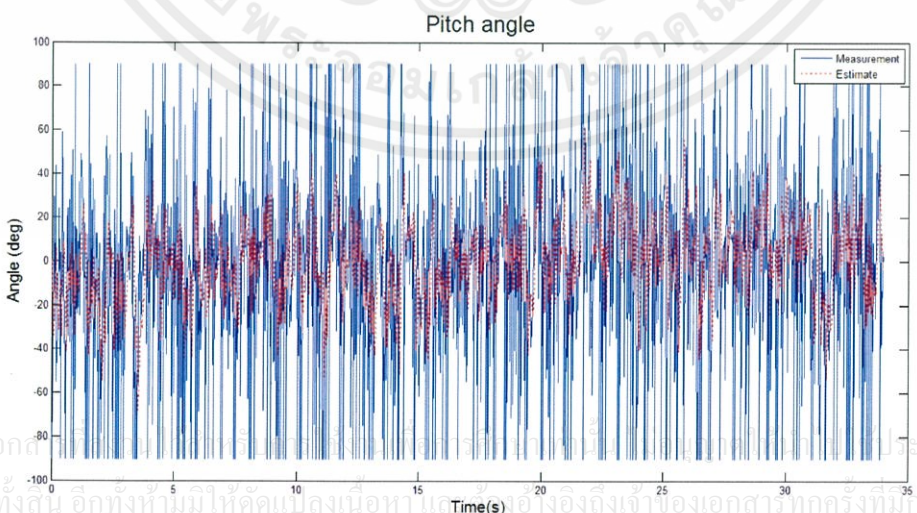
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหาไปใช้อ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.46 ผลการทดลองวัดความเร็วเชิงมุมรอบแกน z ก่อนและหลังอาศัยตัวสังเกตสเตรท

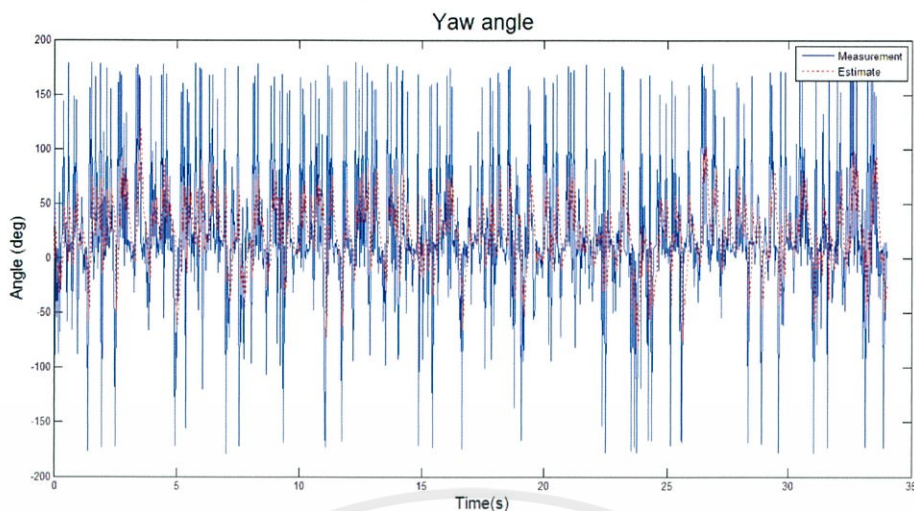


รูปที่ 4.47 ผลการทดลองวัดค่ามุมโรลก่อนและหลังอาศัยตัวสังเกตสเตรท



รูปที่ 4.48 ผลการทดลองวัดค่ามุมพิทช์ก่อนและหลังอาศัยตัวสังเกตสเตรท

เอกสารนี้เป็นเอกสารลิขสิทธิ์ของมหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าธนบุรี  
 ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแบบลงเนื้อหาใด ๆ เข้าใจถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีกรนำไปใช้



รูปที่ 4.49 ผลการทดลองวัดค่ามุมยอร์ก่อนและหลังอาศัยตัวสังเกตสเตต

จากรูปที่ 4.44 ถึงรูปที่ 4.49 แกน  $x$  เป็นแกนเวลาในหน่วยวินาที แกน  $y$  เป็นความเร็วเชิงมุมในหน่วย  $\text{rad/s}$  และสำหรับรูปที่ 4.47 ถึงรูปที่ 4.49 แกน  $y$  เป็นแกนมุมในหน่วยองศา เส้นทึบสีน้ำเงินแสดงถึงค่าของตัวแปรสเตตที่วัดได้จากเซนเซอร์ (หลังทำการปรับเทียบแล้ว) ส่วนเส้นปะสีแดงแสดงถึงค่าของตัวแปรสเตตที่ถูกประมาณขึ้นมาจากตัวสังเกตตัวสเตต เห็นได้ชัดเจนจากกราฟเส้นทึบสีน้ำเงินว่ามีสัญญาณรบกวนขนาดใหญ่จากระบบการวัดทำให้ตัวแปรสเตตที่วัดได้จากเซนเซอร์โดยตรงมีการแกว่งมาก และไม่เหมาะสมที่จะนำไปใช้ในการควบคุม แต่หลังจากที่ตัวสังเกตสเตตได้ทำการประมาณตัวแปรสเตตเหล่านั้นขึ้นมาใหม่ เห็นได้จากกราฟเส้นปะสีแดงว่าสัญญาณรบกวนถูกรองออกไปจนตัวแปรสเตตมีความเหมาะสมมากขึ้นที่จะนำไปใช้ในการควบคุมต่อไป แต่จากรูปที่ 4.47 ถึงรูปที่ 4.49 กราฟเส้นปะสีแดงแสดงให้เห็นว่ามุมทั้งสามที่ได้จากการประมาณก็ยังคงมีการแกว่งอย่างมากอยู่ในช่วง  $-50$  องศา ถึง  $50$  องศา เมื่อเปรียบเทียบกับค่าที่คาดหวังไว้คือ  $0$  องศา ถือว่ายังมีความคลาดเคลื่อนอยู่มากและต้องทำการปรับแต่งสัญญาณให้มีความเหมาะสมมากกว่านี้

#### 4.11 การทดลองควบคุมมุมของอากาศยานสี่ใบพัด

ก่อนทดลองรักษาเสถียรภาพของอากาศยานสี่ใบพัด ในเบื้องต้นควรพิจารณาการควบคุมมุมโรล มุมพิทช์ และมุมยอร์กของอากาศยานสี่ใบพัดขณะยังไม่บินจริงก่อน

การทดลองนี้ใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F46K22 และ PIC18F4431 ซึ่งเขียนโปรแกรมจากสมการที่ได้ออกแบบไว้ในหัวข้อ 3 ยกเว้นสมการตัวสังเกตสเตตที่จะไม่นำมาใช้ในการทดลองนี้ เนื่องจากโปรแกรมตัวกรองคอมพลีเมนทารีมีเวลาหน่วงประมาณ 1 วินาที ซึ่งถือว่าค่อนข้างมาก หากนำสมการตัวสังเกตสเตตมาใช้ร่วมกันจะส่งผลให้เกิดเวลาหน่วงมากขึ้น ทำให้ไมโครคอนโทรลเลอร์สร้างสัญญาณพัลส์วิธิมอดูเลชันสำหรับควบคุมมอเตอร์ช้าเกินไป และอาจทำให้ระบบอากาศยานสี่ใบพัดไม่สามารถรักษาเสถียรภาพมุมได้

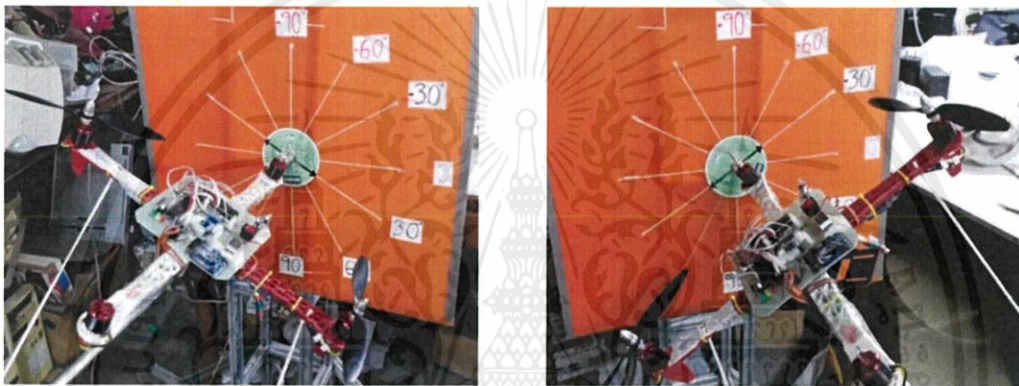
การทดลองแบ่งเป็น 3 ส่วน ได้แก่ การทดลองควบคุมมุมโรล มุมพิทช์ และมุมยอร์กของอากาศยานสี่ใบพัด

#### 4.11.1 การทดลองควบคุมมุมโรลของอากาศยานสี่ใบพัด

การทดลองควบคุมมุมโรลของอากาศยานสี่ใบพัดกำหนดเงื่อนไขการทดลองได้เป็น 2 กรณี คือกำหนดมุมโรลเริ่มต้นเป็นค่าบวก และกำหนดมุมโรลเริ่มต้นเป็นค่าลบ

การทดลองทำได้โดยยึดอากาศยานสี่ใบพัดด้วยเพลาและแบริ่งสองด้าน ดังรูปที่ 4.50 เพื่อจำกัดให้อากาศยานสี่ใบพัดสามารถหมุนรอบแกน  $x$  ได้เพียงแกนเดียวเท่านั้น และผูกเชือกไว้กับแขนของอากาศยานสี่ใบพัด เพื่อใช้ตั้งกำหนดมุมโรลเริ่มต้น

หลังจากนั้น เปิดสวิตช์แหล่งจ่ายไฟฟ้าเพื่อให้ไมโครคอนโทรลเลอร์เริ่มทำงานตามที่ได้โปรแกรมไว้ ในขณะที่อากาศยานสี่ใบพัดกำลังบินอยู่ จะผ่อนเชือกเพื่อให้อากาศยานทรงตัวด้วยตัวเอง และเก็บค่ามุมโรลที่อ่านได้จากตัวกรองคอมพลีเมนทารี และค่าดิฟฟิเชนเชียลของสัญญาณพัลส์วิธึมอดูเลชันที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 2 และตัวที่ 4 โดยส่งข้อมูลเข้าคอมพิวเตอร์ผ่านวงจร Xbee และ BlueBee



(ก) มุมโรลเริ่มต้นเป็นค่าบวก

(ข) มุมโรลเริ่มต้นเป็นค่าลบ

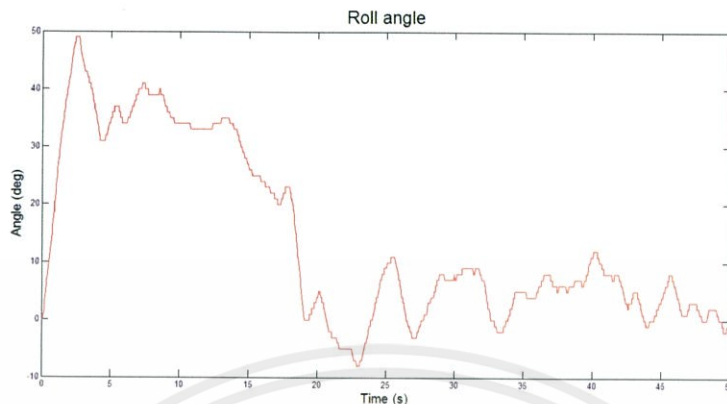
รูปที่ 4.50 การยึดอากาศยานสี่ใบพัดให้หมุนรอบแกน  $x$

##### 4.11.1.1 กรณีมุมโรลเริ่มต้นเป็นค่าบวก

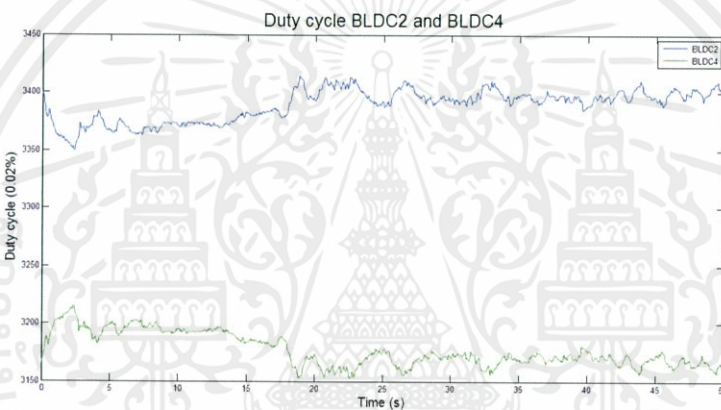
ในกรณีนี้กำหนดให้มุมโรลเริ่มต้นมีค่าเป็น 30 องศา ผลที่ได้จากการทดลองแสดงดังรูปที่ 4.51 กราฟของค่ามุมโรลที่อ่านได้จากตัวกรองคอมพลีเมนทารี และค่าดิฟฟิเชนเชียลของสัญญาณพัลส์วิธึมอดูเลชัน รูปที่ 4.51(ก) แสดงถึงมุมโรล รูปที่ 4.51(ข) เส้นสีน้ำเงินแสดงถึงค่าดิฟฟิเชนเชียลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 2 และเส้นสีเขียวแสดงถึงค่าดิฟฟิเชนเชียลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 4 โดยแกน  $x$  คือแกนเวลา

จากการทดลองพบว่าอากาศยานสี่ใบพัดไม่สามารถรักษาเสถียรภาพของมุมโรลได้ แต่มีแนวโน้มเคลื่อนที่เข้าสู่จุดสมดุลและแกว่งไปมารอบจุดสมดุล ที่เวลา 0 วินาที ค่าของมุมโรลที่อ่านได้มีค่าเป็น 0 องศา เนื่องจากค่าของตัวแปรในโปรแกรมไมโครคอนโทรลเลอร์ได้กำหนดให้มุมโรลเริ่มต้นมีค่าเป็น 0 เมื่อเวลาผ่านไป 1 วินาที ค่าของมุมโรลจึงอ่านได้ประมาณ 30 องศา เนื่องจากมีเวลาหน่วงที่เกิดจากการประมวลผล หลังจากนั้นค่าของมุมโรลจะค่อย ๆ ลดลงและแกว่งไปมาอยู่บริเวณค่ามุมโรล 0 องศา โดยใช้เวลาประมาณ 20 วินาที สำหรับกราฟของค่าดิฟฟิเชนเชียลจะเห็นว่าค่าดิฟฟิเชนเชียลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 2 มีแนวโน้มเพิ่มขึ้น และค่าดิฟฟิเชนเชียลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 4 มีแนวโน้มลดลง ซึ่งส่งผลให้อากาศยานหมุนรอบแกน  $x$  ในทิศทางเข็มนาฬิกา และเมื่อมุมโรลมีค่าประมาณ 0 องศา

ค่าตัวที่ไซเกิลจะเริ่มคงที่ โดยค่าตัวที่ไซเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 2 มีค่าประมาณ 3,400 หรือคิดเป็น 68% ในขณะที่เดียวกัน ค่าตัวที่ไซเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 4 มีค่าประมาณ 3,140 คิดเป็น 62.8%



(ก) มุมโรล



(ข) ค่าตัวที่ไซเกิล

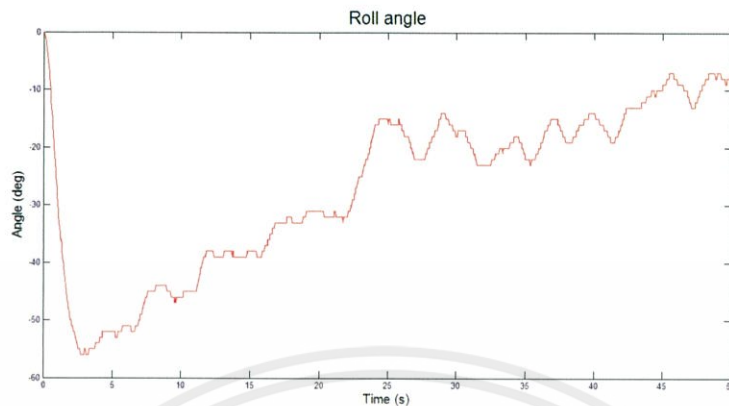
รูปที่ 4.51 ผลการทดลองกรณีมุมโรลเริ่มต้นที่ 30 องศา

#### 4.11.1.2 กรณีมุมโรลเริ่มต้นเป็นค่าลบ

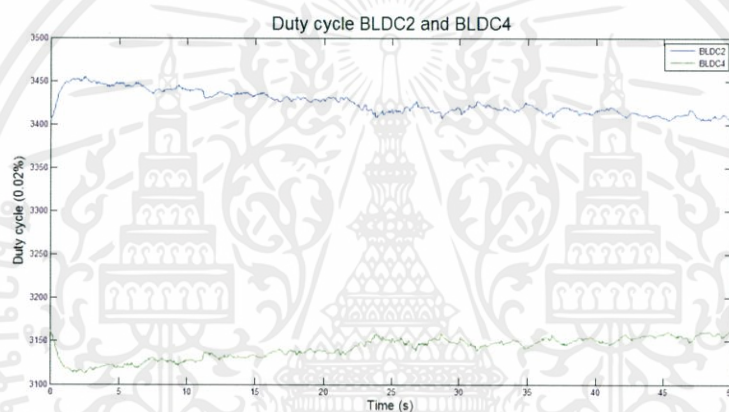
ในกรณีนี้กำหนดให้มุมโรลเริ่มต้นมีค่าเป็น -30 องศา ผลที่ได้จากการทดลองแสดงดังรูปที่ 4.52 กราฟของค่ามุมโรลที่อ่านได้จากตัวกรองคอมพลิเมนทารีและค่าตัวที่ไซเกิลของสัญญาณพัลส์วิธึมอดูเลชัน รูปที่ 4.52(ก) คือค่ามุมโรล รูปที่ 4.52(ข) เส้นสีน้ำเงินแสดงถึงค่าตัวที่ไซเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 2 และเส้นสีเขียวแสดงถึงค่าตัวที่ไซเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 4 โดยแกน x คือแกนเวลา

จากการทดลองพบว่าอากาศยานสี่ใบพัดไม่สามารถรักษาเสถียรภาพของมุมโรลได้ แต่มีแนวโน้มเคลื่อนที่เข้าสู่จุดสมดุลและแกว่งไปมารอบจุดสมดุล ในทำนองเดียวกันกับผลการทดลองในหัวข้อ 4.11.1.1 ที่เวลา 0 วินาที ค่าของมุมโรลที่อ่านได้มีค่าเป็น 0 องศา และเมื่อเวลาผ่านไป 1 วินาที ค่าของมุมโรลจึงอ่านได้ประมาณ -30 องศา หลังจากนั้นค่าของมุมโรลจะค่อย ๆ เพิ่มขึ้นและใช้เวลาในการลู่อู่เข้าค่าศูนย์มากกว่า 50 วินาที สำหรับกราฟของค่าตัวที่ไซเกิลจะเห็นว่า ค่าตัวที่ไซเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 2 มีแนวโน้มลดลง และค่าตัวที่ไซเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 4 มีแนวโน้มเพิ่มขึ้น ซึ่งส่งผลให้อากาศยานหมุนรอบแกน x ในทิศทางเข็มนาฬิกา และที่เวลา 50 วินาที ค่าตัวที่ไซเกิลที่

จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 2 มีค่าประมาณ 3,400 หรือ 68% ในขณะเดียวกัน ค่าดิวทีซีเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 4 มีค่าประมาณ 3,140 หรือ 62.8%



(ก) มุมโรล



(ข) ค่าดิวทีซีเกิล

รูปที่ 4.52 ผลการทดลองกรณีมุมโรลเริ่มต้นที่ -30 องศา

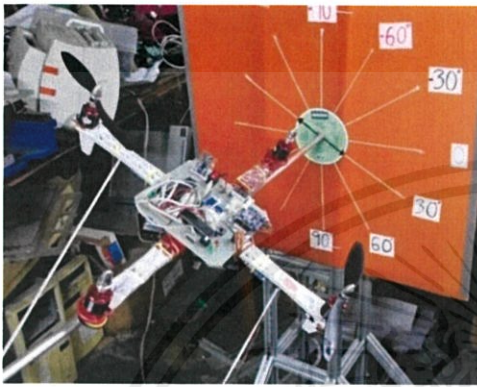
ข้อสังเกตที่ได้จากการทดลองควบคุมมุมโรลของอากาศยานสี่ใบพัดทั้ง 2 กรณีคือ ถ้ามุมโรลมีค่าเป็นบวก อากาศยานสี่ใบพัดจะหมุนรอบแกน  $x$  ในทิศทวนเข็มนาฬิกา แต่ถ้าในกรณีที่มุมโรลมีค่าเป็นลบ อากาศยานสี่ใบพัดจะหมุนรอบแกน  $x$  ในทิศตามเข็มนาฬิกา เห็นได้ชัดว่าเป็นแนวโน้มที่ตรงข้ามกัน และที่เวลา 50 วินาที ค่าดิวทีซีเกิลของสัญญาณพัลส์วิธมอดูเลชันที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 2 มีค่าประมาณ 68% ส่วนค่าดิวทีซีเกิลของสัญญาณพัลส์วิธมอดูเลชันที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 4 มีค่าประมาณ 62.8% ซึ่งอ่านค่าได้ใกล้เคียงกันทั้ง 2 กรณี จึงสรุปได้ว่าอากาศยานสี่ใบพัดพยายามจะรักษาเสถียรภาพของมุมโรลไว้ แต่มุมโรลมีค่าแกว่งไปมามากกว่าที่คาดหวัง

#### 4.11.2 การทดลองควบคุมมุมพิทช์ของอากาศยานสี่ใบพัด

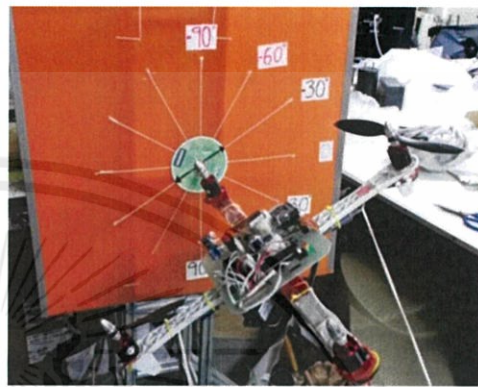
การทดลองควบคุมมุมพิทช์ของอากาศยานสี่ใบพัด กำหนดเงื่อนไขการทดลองได้เป็น 2 กรณี คือกำหนดมุมพิทช์เริ่มต้นเป็นค่าบวก และกำหนดมุมพิทช์เริ่มต้นมีค่าเป็นค่าลบ

การทดลองทำได้โดยยึดอากาศยานสี่ใบพัดด้วยเฟลาและแบร์ริงสองด้าน ดังรูปที่ 4.53 เพื่อจำกัดให้อากาศยานสี่ใบพัดสามารถหมุนรอบแกน  $y$  ได้เพียงแกนเดียวเท่านั้น และผูกเชือกไว้กับแขนของอากาศยานสี่ใบพัด เพื่อใช้ตั้งกำหนดมุมพิทช์เริ่มต้น

หลังจากนั้นจึงเริ่มเปิดสวิตช์แหล่งจ่ายไฟฟ้าและเก็บข้อมูลเช่นเดียวกันกับการทดลองในหัวข้อ 4.11.1 แต่ข้อมูลที่เก็บจากการทดลองนี้คือ ค่ามุมพิทช์ที่อ่านได้จากตัวกรองคอมพลิเมนทารี และค่าตัวที่ไซเกิลของสัญญาณพัลส์วีริมอดูเลชันที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 1 และตัวที่ 3



(ก) มุมพิทช์เริ่มต้นเป็นค่าบวก



(ข) มุมพิทช์เริ่มต้นเป็นค่าลบ

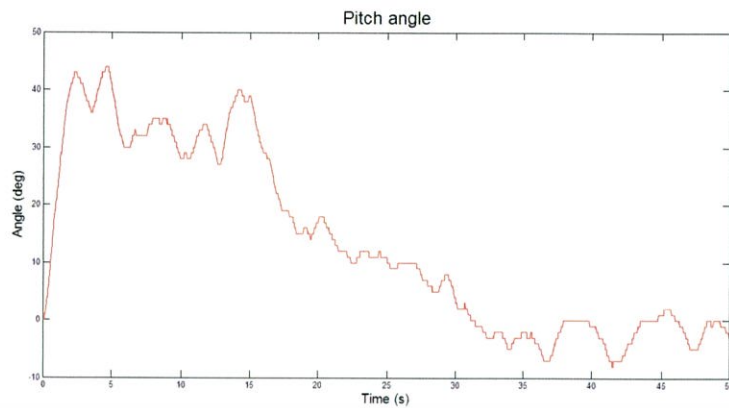
#### รูปที่ 4.53 การยึดอากาศยานสี่ใบพัดให้หมุนรอบแกน $y$

##### 4.11.2.1 กรณีมุมพิทช์เริ่มต้นเป็นค่าบวก

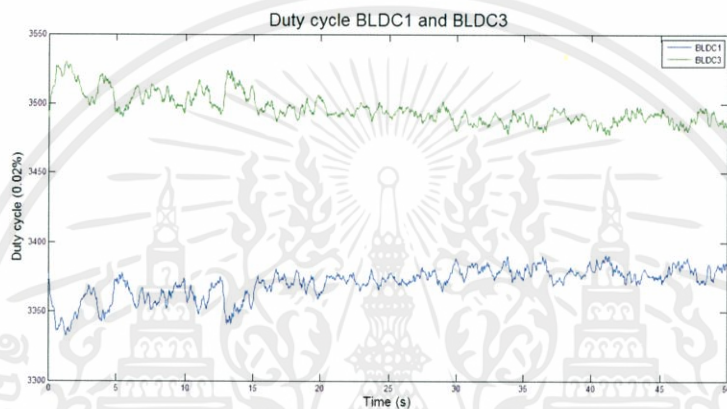
ในกรณีนี้กำหนดให้มุมพิทช์เริ่มต้นมีค่าเป็น 30 องศา ผลที่ได้จากการทดลองแสดงดังรูปที่ 4.54 กราฟของค่ามุมพิทช์ที่อ่านได้จากตัวกรองคอมพลิเมนทารี และค่าตัวที่ไซเกิลของสัญญาณพัลส์วีริมอดูเลชัน รูปที่ 4.54(ก) แสดงถึงค่ามุมพิทช์ รูปที่ 4.54(ข) เส้นสีน้ำเงินแสดงถึงค่าตัวที่ไซเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 1 และเส้นสีเขียวแสดงถึงค่าตัวที่ไซเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 3 โดยแกน  $x$  คือแกนเวลา

จากการทดลองพบว่าอากาศยานสี่ใบพัดไม่สามารถรักษาเสถียรภาพของมุมพิทช์ให้อยู่นิ่งได้ แต่มีแนวโน้มเคลื่อนที่เข้าสู่จุดสมดุลและแกว่งไปมารอบจุดสมดุล ในทำนองเดียวกันกับการทดลองในหัวข้อ 4.11.1.1 ที่เวลา 0 วินาที ค่าของมุมพิทช์ที่อ่านได้มีค่าเป็น 0 องศา และเมื่อเวลาผ่านไป 1 วินาที ค่าของมุมพิทช์จึงอ่านได้ค่าประมาณ 30 องศา หลังจากนั้นค่าของมุมพิทช์จะค่อย ๆ ลดลงและแกว่งไปมาอยู่บริเวณค่ามุมพิทช์ 0 องศา โดยใช้เวลาประมาณ 30 วินาที สำหรับกราฟของค่าตัวที่ไซเกิลจะเห็นว่า ค่าตัวที่ไซเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 1 มีแนวโน้มเพิ่มขึ้น และค่าตัวที่ไซเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 3 มีแนวโน้มลดลง ซึ่งส่งผลให้อากาศยานสี่ใบพัดหมุนรอบแกน  $y$  ในทิศทวนเข็มนาฬิกา และเมื่อมุมพิทช์มีค่าประมาณ 0 องศา ค่าตัวที่ไซเกิลจะเริ่มคงที่โดยค่าตัวที่ไซเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 1 มีค่าประมาณ 3,375 หรือ 67.5% ในขณะเดียวกัน ค่าตัวที่ไซเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 3 มีค่าประมาณ 3,480 หรือ 69.6%

เอกสารนี้เป็นทรัพย์สินทางปัญญาของสำนักงานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



(ก) มุมพิทช์



(ข) ค่าดิวิตีไซเกิล

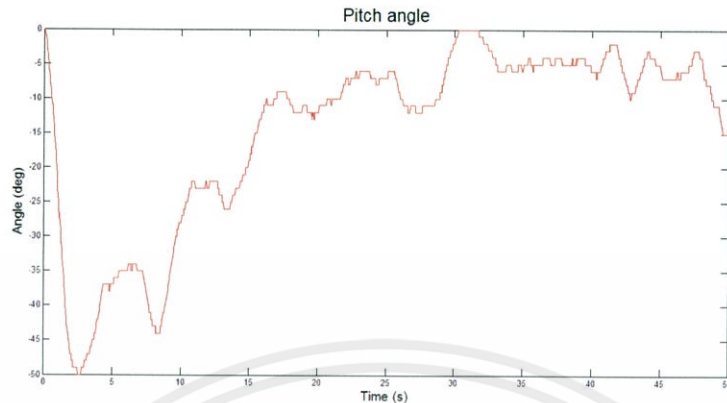
รูปที่ 4.54 ผลการทดลองกรณีมุมพิทช์เริ่มต้นที่ 30 องศา

#### 4.11.2.2 กรณีมุมพิทช์เริ่มต้นเป็นค่าลบ

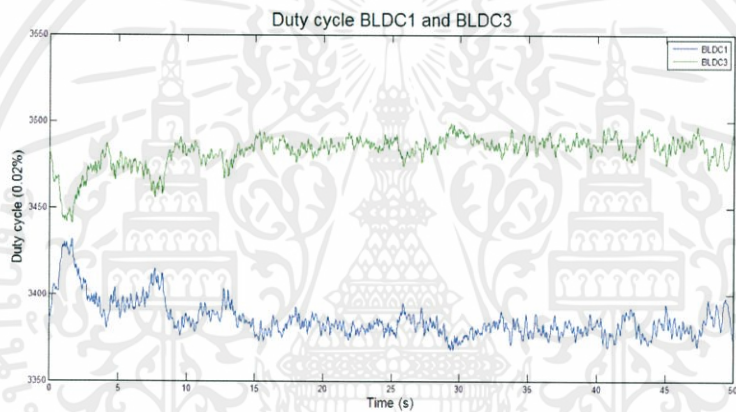
ในกรณีนี้กำหนดให้มุมพิทช์เริ่มต้นมีค่าเป็น -30 องศา ผลการทดลองแสดงดังรูปที่ 4.55 กราฟของค่ามุมพิทช์ที่อ่านได้จากตัวกรองคอมพลีเมนทารี และค่าดิวิตีไซเกิลของสัญญาณพัลส์วิธึมอดูเลชันแสดงดังรูปที่ 4.55(ก) แสดงถึงค่ามุมพิทช์ รูปที่ 4.55(ข) เส้นสีน้ำเงินแสดงถึงค่าดิวิตีไซเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 1 และเส้นสีเขียวแสดงถึงค่าดิวิตีไซเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 3 โดยแกน x คือ แกนเวลา

จากการทดลองพบว่าอากาศยานสี่ใบพัดไม่สามารถรักษาเสถียรภาพของมุมพิทช์ให้อยู่นิ่งได้ แต่มีแนวโน้มเคลื่อนที่เข้าสู่จุดสมดุลและแกว่งไปมารอบจุดสมดุล ในทำนองเดียวกันกับการทดลองในหัวข้อ 4.11.1.2 ที่เวลา 0 วินาที ค่าของมุมพิทช์ที่อ่านได้มีค่าเป็น 0 องศา และเมื่อเวลาผ่านไป 1 วินาที ค่าของมุมพิทช์จึงอ่านได้ค่าประมาณ -30 องศา หลังจากนั้นค่าของมุมพิทช์จะค่อย ๆ เพิ่มขึ้น และแกว่งไปมาอยู่บริเวณค่ามุมพิทช์ 0 องศา โดยใช้เวลาประมาณ 30 วินาที สำหรับกราฟของค่าดิวิตีไซเกิลจะเห็นว่า ค่าดิวิตีไซเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 1 มีแนวโน้มลดลง และค่าดิวิตีไซเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 3 มีแนวโน้มเพิ่มขึ้น ซึ่งส่งผลให้อากาศยานสี่ใบพัดหมุนรอบแกน y ในทิศตามเข็มนาฬิกา และเมื่อมุมพิทช์มีค่าประมาณ 0 องศา ค่าดิวิตีไซเกิลจะเริ่มคงที่โดยค่าดิวิตีไซเกิลที่จ่ายให้

มอเตอร์ตัวที่ 1 มีค่าประมาณ 3,375 หรือ 67.5% ในขณะเดียวกัน ค่าตัวที่ไซเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 3 มีค่าประมาณ 3,480 หรือ 69.6%



(ก) มุมพิทช์



(ข) ค่าตัวที่ไซเกิล

รูปที่ 4.55 ผลการทดลองกรณีมุมพิทช์เริ่มต้นที่ -30 องศา

ข้อสังเกตที่ได้จากการทดลองควบคุมมุมพิทช์ของอากาศยานสี่ใบพัดทั้ง 2 กรณี คือถ้ามุมพิทช์มีค่าเป็นบวก อากาศยานสี่ใบพัดจะหมุนรอบแกน  $y$  ในทิศทวนเข็มนาฬิกา แต่ถ้าในกรณีที่มุมโรลมีค่าเป็นลบ อากาศยานสี่ใบพัดจะหมุนรอบแกน  $y$  ในทิศตามเข็มนาฬิกา เห็นได้ชัดว่าเป็นแนวโน้มที่ตรงข้ามกัน และที่เวลา 50 วินาที ค่าตัวที่ไซเกิลของสัญญาณพัลส์วิธมอดูเลชันที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 1 มีค่าประมาณ 67.5% ส่วนค่าตัวที่ไซเกิลของสัญญาณพัลส์วิธมอดูเลชันที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 2 มีค่าประมาณ 69.6% ซึ่งอ่านค่าได้ใกล้เคียงกันทั้ง 2 กรณี จึงสรุปได้ว่าอากาศยานสี่ใบพัดพยายามจะรักษาเสถียรภาพของมุมพิทช์ไว้ แต่มุมพิทช์มีค่าแกว่งไปมามากกว่าที่คาดหวัง

#### 4.11.3 การทดลองควบคุมมุมยอร์ของอากาศยานสี่ใบพัด

ในการทดลองควบคุมมุมยอร์ของอากาศยานสี่ใบพัดจะกำหนดเงื่อนไขการทดลองได้เป็น 4 กรณี คือกำหนดมุมยอร์เริ่มต้นเป็นค่าบวก กำหนดมุมยอร์เริ่มต้นเป็นค่าลบ กำหนดมุมยอร์เริ่มต้นเป็น

ศูนย์แล้วสร้างสัญญาณรบกวนภาคเอาต์พุตเป็นค่าบวก และกำหนดมุมยอร์เริ่มต้นเป็นศูนย์แล้วสร้างสัญญาณรบกวนภาคเอาต์พุตเป็นค่าลบ

การทดลองทำได้โดยยึดอากาศยานสี่ใบพัดด้วยเพลาและแบร์ริงที่ฐานล่าง แสดงดังรูปที่ 4.56 เพื่อจำกัดการหมุนให้อากาศยานสี่ใบพัดสามารถหมุนรอบแกน  $z$  ได้เพียงแกนเดียวเท่านั้น และผูกเชือกไว้กับแขนของอากาศยานสี่ใบพัด เพื่อใช้ตั้งกำหนดมุมยอร์เริ่มต้น



(ก) มุมยอร์เริ่มต้นเป็นค่าบวก



(ข) มุมยอร์เริ่มต้นเป็นค่าลบ



(ค) มุมยอร์เริ่มต้นเป็นศูนย์

รูปที่ 4.56 การยึดอากาศยานสี่ใบพัดให้หมุนรอบแกน  $z$

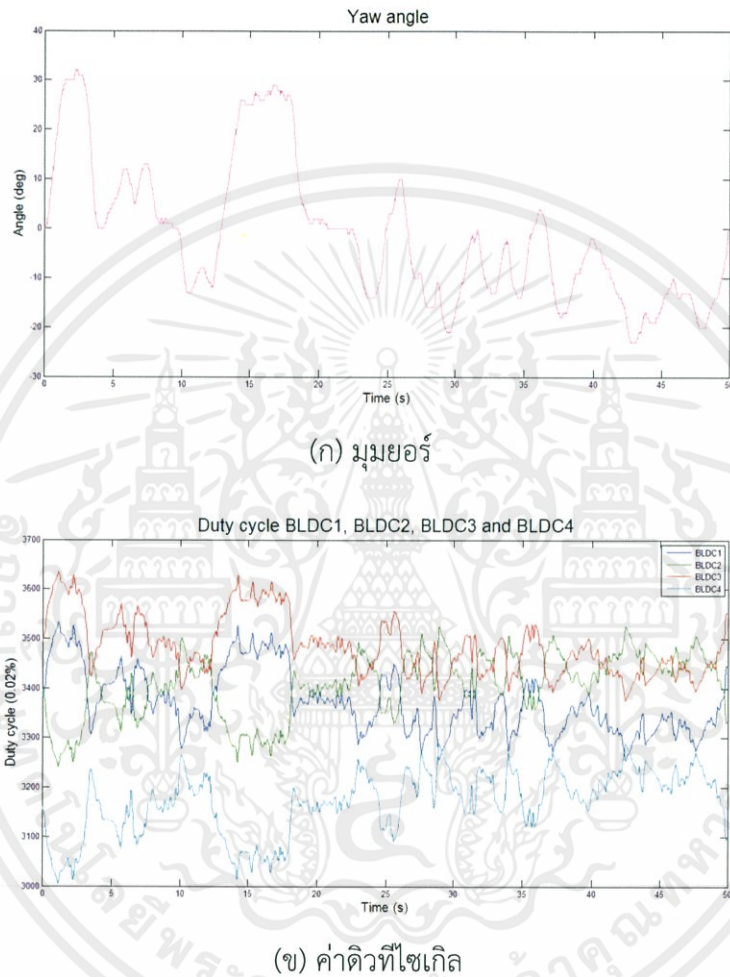
จากนั้นเปิดสวิตช์แหล่งจ่ายไฟฟ้าและเก็บข้อมูลเช่นเดียวกับการทดลองในหัวข้อ 4.11.1 และหัวข้อ 4.11.2 แต่ข้อมูลที่เก็บคือ ค่ามุมยอร์ที่อ่านได้จากตัวกรองคอมพลิเมนทารีและค่าดิฟเฟอเรนเชียลของสัญญาณพัลส์วิธึมอดูเลชันที่จ่ายให้มอเตอร์ทั้งสี่ตัว

#### 4.11.3.1 กรณีมุมยอร์เริ่มต้นเป็นค่าบวก

ในกรณีนี้กำหนดให้มุมยอร์เริ่มต้นมีค่าเป็น 30 องศา ผลการทดลองแสดงดังรูปที่ 4.57 กราฟของค่ามุมยอร์ที่อ่านได้จากตัวกรองคอมพลิเมนทารี และค่าดิฟเฟอเรนเชียลของสัญญาณพัลส์วิธึมอดูเลชันแสดงดังรูปที่ 4.57(ก) แสดงถึงมุมยอร์ รูปที่ 4.57(ข) เส้นสีน้ำเงินแสดงถึงค่าดิฟเฟอเรนเชียลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 1 เส้นสีเขียวแสดงถึงค่าดิฟเฟอเรนเชียลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 2 เส้นสีแดงแสดงถึงค่าดิฟเฟอเรนเชียลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 3 และเส้นสีฟ้าแสดงถึงค่าดิฟเฟอเรนเชียลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 4 โดยแกน  $x$  คือแกนเวลา

จากการทดลองพบว่าอากาศยานสี่ใบพัดไม่สามารถรักษาเสถียรภาพของมุมยอร์ให้อยู่นิ่งได้ แต่มีแนวโน้มเคลื่อนที่เข้าสู่จุดสมดุลและแกว่งไปมารอบจุดสมดุล ในทำนองเดียวกันกับการทดลองในหัวข้อ 4.11.1.1 และ หัวข้อ 4.11.2.1 ที่เวลา 0 วินาที ค่าของมุมยอร์ที่อ่านได้เป็น 0 องศา เมื่อเวลาผ่านไป 1 วินาที ค่าของมุมยอร์ที่อ่านได้จึงมีค่าประมาณ 30 องศา หลังจากนั้นค่าของมุมยอร์ที่อ่านได้

จะค่อย ๆ ลดลง และแกว่งไปมาอยู่บริเวณค่ามุมยอร์ -10 องศา โดยใช้เวลาประมาณ 20 วินาที สำหรับกราฟของค่าตัวที่ไซเกิลจะเห็นว่าค่าตัวที่ไซเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 1 และตัวที่ 3 มีแนวโน้มเพิ่มขึ้น และค่าตัวที่ไซเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 2 และตัวที่ 4 มีแนวโน้มลดลง ซึ่งส่งผลให้อากาศยานสี่ใบพัดหมุนรอบแกน z ในทิศทางเข็มนาฬิกา และเมื่อมุมยอร์อ่านค่าได้ 0 องศา เช่นที่เวลา 20 วินาที ค่าตัวที่ไซเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 1 ตัวที่ 2 ตัวที่ 3 และตัวที่ 4 มีค่าประมาณ 67.8%, 68.2%, 70% และ 63% ตามลำดับ



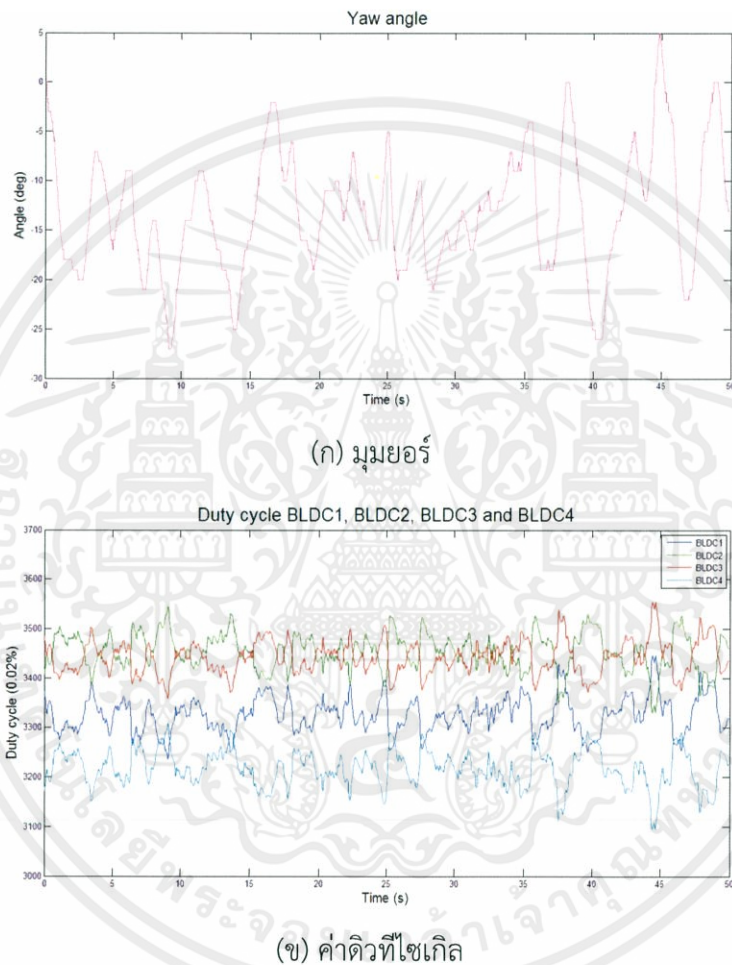
รูปที่ 4.57 ผลการทดลองกรณีมุมยอร์เริ่มต้นที่ 30 องศา

#### 4.11.3.2 กรณีมุมยอร์เริ่มต้นเป็นค่าลบ

ในกรณีนี้กำหนดให้มุมยอร์เริ่มต้นมีค่าเป็น -30 องศา ผลการทดลองแสดงดังรูปที่ 4.58 กราฟของค่ามุมยอร์ที่อ่านได้จากตัวกรองคอมพลีเมนทารี และค่าตัวที่ไซเกิลของสัญญาณพัลส์วิมอดูเลชันแสดงดังรูปที่ 4.58(ก) แสดงถึงมุมยอร์ รูปที่ 4.58(ข) เส้นสีน้ำเงินแสดงถึงค่าตัวที่ไซเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 1 เส้นสีเขียวแสดงถึงค่าตัวที่ไซเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 2 เส้นสีแดงแสดงถึงค่าตัวที่ไซเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 3 และเส้นสีฟ้าแสดงถึงค่าตัวที่ไซเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 4 โดย

จากการทดลองพบว่าอากาศยานสี่ใบพัดไม่สามารถรักษาเสถียรภาพของมุมยอร์ให้อยู่นิ่งได้ แต่มีแนวโน้มเคลื่อนที่เข้าสู่จุดสมดุลและแกว่งไปมารอบจุดสมดุล ในทำนองเดียวกันกับการทดลองใน

หัวข้อ 4.11.1.2 และ หัวข้อ 4.11.2.2 ที่เวลา 0 วินาที ค่าของมุมยอร์ที่อ่านได้ค่าเป็น 0 องศา เมื่อเวลาผ่านไป 1 วินาที ค่าของมุมยอร์ที่อ่านได้จึงมีค่าประมาณ -30 องศา หลังจากนั้นค่าของมุมยอร์ที่อ่านได้จะค่อย ๆ เพิ่มขึ้นและแกว่งไปมา สำหรับกราฟของค่าดิวิตีไซเกิลจะเห็นว่าค่าดิวิตีไซเกิลจ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 1 และตัวที่ 3 มีแนวโน้มลดลง และค่าดิวิตีไซเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 2 และตัวที่ 4 มีแนวโน้มเพิ่มขึ้น ซึ่งส่งผลให้อากาศยานสี่ใบพัดหมุนรอบแกน z ในทิศตามเข็มนาฬิกา และเมื่อมุมยอร์อ่านค่าได้ 0 องศา เช่นที่เวลา 49 วินาที ค่าดิวิตีไซเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 1 ตัวที่ 2 ตัวที่ 3 และตัวที่ 4 มีค่าประมาณ 67.8%, 68.2%, 70% และ 63% ตามลำดับ

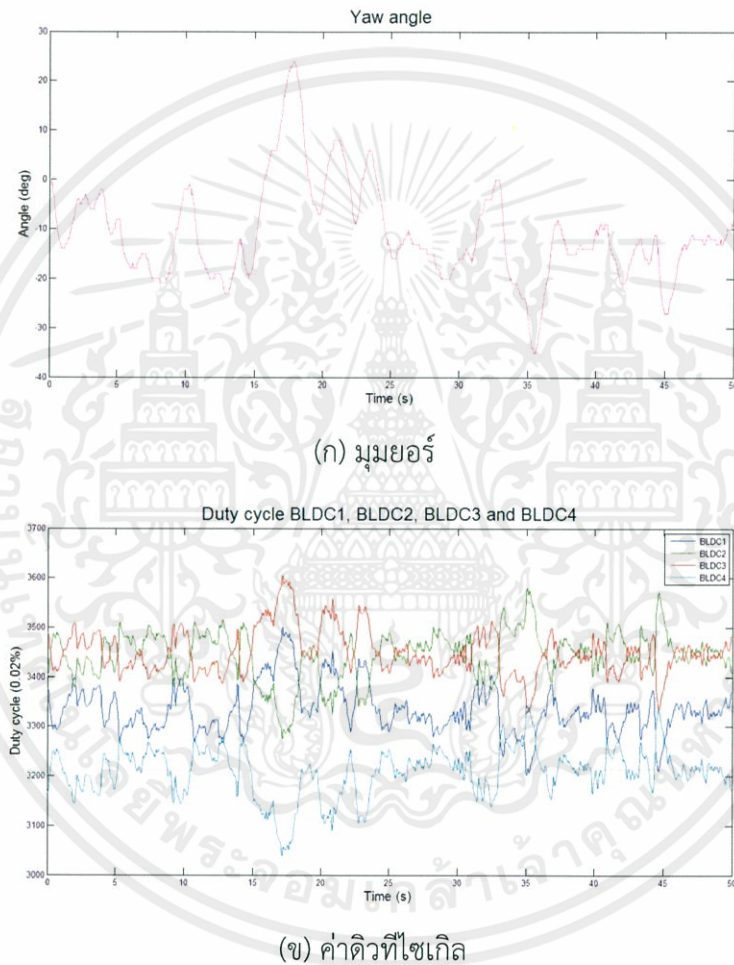


รูปที่ 4.58 ผลการทดลองกรณีมุมยอร์เริ่มต้นที่ -30 องศา

ข้อสังเกตที่ได้จากการทดลองควบคุมมุมยอร์ของอากาศยานสี่ใบพัดสองกรณีแรกคือ ถ้ามุมยอร์มีค่าเป็นบวก อากาศยานสี่ใบพัดจะหมุนรอบแกน z ในทิศทวนเข็มนาฬิกา แต่ถ้ามุมยอร์มีค่าเป็นลบ อากาศยานสี่ใบพัดจะหมุนรอบแกน z ในทิศตามเข็มนาฬิกา ซึ่งเป็นแนวโน้มตรงข้ามกัน และเมื่อมุมยอร์อ่านค่าได้ 0 องศา เช่นที่เวลา 49 วินาที ค่าดิวิตีไซเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 1 ตัวที่ 2 ตัวที่ 3 และตัวที่ 4 มีค่าประมาณ 67.8%, 68.2%, 70% และ 63% ตามลำดับทั้งสองกรณี จึงสรุปได้ว่าอากาศยานสี่ใบพัดพยายามจะรักษาเสถียรภาพของมุมยอร์ไว้ แต่มุมยอร์มีค่าแกว่งไปมามากกว่าที่คาดหวัง

#### 4.11.3.3 กรณีมีสัญญาณรบกวนภาคเอาต์พุตค่าบวก

ในกรณีนี้กำหนดให้มูมยอร์เริ่มต้นมีค่าเป็นศูนย์ และสัญญาณรบกวนภาคเอาต์พุตเป็นค่าบวก โดยการดึงเชือกให้อากาศยานสี่ใบพัดมีมูมยอร์เป็น 30 องศาที่เวลา 15 วินาที ผลการทดลองแสดงดังรูป 4.59 กราฟของค่ามูมยอร์ที่อ่านได้จากตัวกรองคอมพลีเมนทารี และค่าตัวที่ไซเกิลของสัญญาณพัลส์วิธึมอดูเลชันแสดงดังรูปที่ 4.59(ก) แสดงถึงมูมยอร์ รูปที่ 4.59(ข) เส้นสีน้ำเงินแสดงถึงค่าตัวที่ไซเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 1 เส้นสีเขียวแสดงถึงค่าตัวที่ไซเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 2 เส้นสีแดงแสดงถึงค่าตัวที่ไซเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 3 และเส้นสีฟ้าแสดงถึงค่าตัวที่ไซเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 4 โดยแกน x คือแกนเวลา



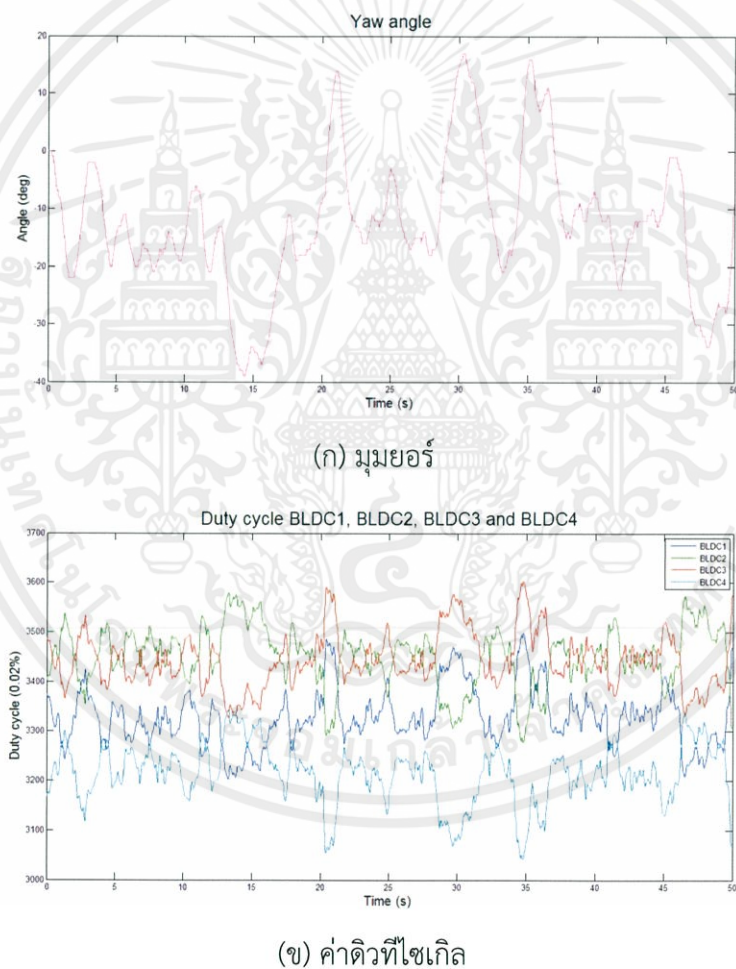
รูปที่ 4.59 ผลการทดลองกรณีมีสัญญาณรบกวนภาคเอาต์พุตค่าบวกต่อมูมยอร์

จากการทดลองพบว่า อากาศยานสี่ใบพัดมีแนวโน้มเคลื่อนที่คล้ายกับการทดลองในหัวข้อ 4.11.3.1 ที่เวลา 0 วินาที มูมยอร์มีค่าแกว่งไปมาบริเวณ -10 องศา จนกระทั่งที่เวลา 15 วินาทียังคงอ่านค่าได้ประมาณ -10 องศา เมื่อเวลาผ่านไปอีก 1 วินาที ค่าของมูมยอร์ที่อ่านได้จึงมีค่าประมาณ 30 องศา หลังจากนั้นค่าของมูมยอร์ที่อ่านได้จะค่อย ๆ ลดลง และกลับมาแกว่งไปมาอยู่บริเวณ -10 องศา โดยใช้เวลาอีกประมาณ 20 วินาที สำหรับกราฟของค่าตัวที่ไซเกิลจะเห็นว่าที่เวลา 16 วินาที ค่าตัวที่ไซเกิลจ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 1 และตัวที่ 3 มีแนวโน้มเพิ่มขึ้น และค่าตัวที่ไซเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์

ตัวที่ 2 และตัวที่ 4 มีแนวโน้มลดลง เหมือนกับผลการทดลองในหัวข้อ 4.11.3.1 ที่เวลา 1 วินาที ซึ่งส่งผลให้อากาศยานหมุนรอบแกน z ในทิศทางเข็มนาฬิกา

#### 4.11.3.4 กรณีมีสัญญาณรบกวนภาคเอาต์พุตค่าลบ

ในกรณีนี้กำหนดให้มุมยอร์เริ่มต้นมีค่าเป็นศูนย์ และสัญญาณรบกวนภาคเอาต์พุตเป็นค่าลบ โดยการดึงเชือกให้อากาศยานสี่ใบพัดมีมุมยอร์เป็น  $-30$  องศาที่เวลา 15 วินาที ผลการทดลองแสดงดังรูปที่ 4.60 กราฟค่ามุมยอร์ที่อ่านได้จากตัวกรองคอมพลีเมนทารี และค่าตัวที่ไซเกิลของสัญญาณพัลส์วิธมอดูเลชันแสดงดังรูปที่ 4.60(ก) แสดงถึงมุมยอร์ รูปที่ 4.60(ข) เส้นสีน้ำเงินแสดงถึงค่าตัวที่ไซเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 1 เส้นสีเขียวแสดงถึงค่าตัวที่ไซเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 2 เส้นสีแดงแสดงถึงค่าตัวที่ไซเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 3 และเส้นสีฟ้าแสดงถึงค่าตัวที่ไซเกิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 4 โดยแกน x คือแกนเวลา



รูปที่ 4.60 ผลการทดลองกรณีมีสัญญาณรบกวนภาคเอาต์พุตค่าลบต่อมุมยอร์

จากการทดลองพบว่า อากาศยานมีแนวโน้มเคลื่อนที่คล้ายกับการทดลองในหัวข้อ 4.11.3.2 ที่เวลา 0 วินาที มุมยอร์มีค่าแกว่งไปมาบริเวณ  $-10$  องศา จนกระทั่งที่เวลา 14 วินาทีซึ่งยังคงอ่านค่าได้ประมาณ  $-10$  องศา เมื่อเวลาผ่านไปอีก 1 วินาที ค่าของมุมยอร์ที่อ่านได้จึงมีค่าประมาณ  $-30$  องศา หลังจากนั้นค่าของมุมยอร์ที่อ่านได้จะค่อย ๆ เพิ่มขึ้น และกลับมาแกว่งไปมาอยู่บริเวณ

-10 องศา โดยใช้เวลาอีกประมาณ 30 วินาที สำหรับกราฟของค่าดิฟฟิซิเอนซ์จะเห็นว่าที่เวลา 16 วินาที ค่าดิฟฟิซิเอนซ์จะช่วยให้มอเตอร์ตัวที่ 1 และตัวที่ 3 มีแนวโน้มลดลง และค่าดิฟฟิซิเอนซ์ที่ช่วยให้มอเตอร์ตัวที่ 2 และตัวที่ 4 มีแนวโน้มเพิ่มขึ้น เหมือนกับผลการทดลองในหัวข้อ 4.11.3.2 ที่เวลา 1 วินาที ซึ่งส่งผลให้อากาศยานหมุนรอบแกน z ในทิศทางตามเข็มนาฬิกา

ข้อสังเกตที่ได้จากการทดลองควบคุมมุมของอากาศยานสี่ใบพัดสองกรณีหลังคือ ผลการทดลองในหัวข้อ 4.11.3.3 ที่เวลา 15 วินาที มีลักษณะการเปลี่ยนแปลงของค่าดิฟฟิซิเอนซ์ที่คล้ายกับผลการทดลองในหัวข้อ 4.11.3.1 ที่เวลา 0 วินาที นั่นคือ มุมมอร์มีค่าเพิ่มขึ้นเป็นค่าบวกและอากาศยานจะหมุนรอบแกน z ในทิศทางทวนเข็มนาฬิกา และผลการทดลองในหัวข้อ 4.11.3.4 ที่เวลา 14 วินาที มีลักษณะการเปลี่ยนแปลงของค่าดิฟฟิซิเอนซ์ที่คล้ายกับ ผลการทดลองในหัวข้อ 4.11.3.2 ที่เวลา 0 วินาที นั่นคือมุมมอร์มีค่าลดลงเป็นค่าลบและอากาศยานจะหมุนรอบแกน z ในทิศทางตามเข็มนาฬิกา จึงสรุปได้ว่าอากาศยานสี่ใบพัดพยายามจะรักษาเสถียรภาพของมุมมอร์ไว้ แต่มุมมอร์มีค่าแกว่งไปมามากกว่าที่คาดหวัง

## 4.12 การทดลองรักษาเสถียรภาพของอากาศยานสี่ใบพัด

หลังจากทดลองควบคุมมุมของอากาศยานสี่ใบพัดพบว่ามีความโน้มเอียงที่จะรักษาเสถียรภาพของมุมต่าง ๆ ได้ ดังนั้นจึงทดลองรักษาเสถียรภาพของอากาศยานสี่ใบพัดเพิ่มเติมโดยไม่พิจารณาผลของมุมมอร์เนื่องจาก มุมมอร์ไม่ใช่มุมสำคัญที่ใช้ในการทรงตัวของอากาศยานสี่ใบพัด

ทดลองโดยตั้งอากาศยานสี่ใบพัดที่ปลายแขนสี่ด้านด้วยเชือก แสดงดังรูปที่ 4.61 เพื่อจำกัดการเคลื่อนที่ของอากาศยานสี่ใบพัดไม่ให้พลิกคว่ำหรือตกลงสู่พื้นดินซึ่งอาจก่อให้เกิดความเสียหายได้



รูปที่ 4.61 การตรึงอากาศยานสี่ใบพัดด้วยเชือกทั้งสี่ด้าน

จากนั้นเปิดสวิตช์แหล่งจ่ายไฟฟ้าและเก็บข้อมูลเช่นเดียวกับการทดลองในหัวข้อ 4.11 แต่ข้อมูลที่เก็บจากการทดลองนี้คือ ค่ามุมโวลและมุมพิทช์ที่อ่านได้จากตัวกรองคอมพลีเมนทารีและค่าดิฟฟิซิเอนซ์ของสัญญาณพัลส์วิธึมอดูเลชันที่ช่วยให้มอเตอร์ทั้งสี่ตัวไม่ถูกรบกวน ผลที่ได้จากการทดลองคือ อากาศยานสี่ใบพัดไม่สามารถรักษาเสถียรภาพให้อยู่นิ่งได้ แต่มีการเคลื่อนที่แกว่งไปมาใกล้บริเวณจุดสมดุล ภาพถ่ายขณะทำการทดลองแสดงดังรูปที่ 4.62 นั้นแสดงว่าระบบของอากาศยานสี่ใบพัดพยายามรักษาเสถียรภาพแล้วแต่ยังไม่ได้ผลลัพธ์ตามที่คาดหวังไว้

กราฟของค่ามุมโรล และมุมพิทช์ที่อ่านได้จากตัวกรองคอมพลิเมนทารี และค่าดิฟฟิไซเทิลของสัญญาณพัลส์วีธมอดูเลชันแสดงดังรูปที่ 4.63(ก) แสดงถึงค่ามุมโรล รูปที่ 4.63(ข) เส้นสีเขียวแสดงถึงค่าดิฟฟิไซเทิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 2 และเส้นสีฟ้าแสดงถึงค่าดิฟฟิไซเทิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 4 รูปที่ 4.63(ค) แสดงถึงค่ามุมพิทช์ รูปที่ 4.63(ง) เส้นสีน้ำเงินแสดงถึงค่าดิฟฟิไซเทิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 1 และเส้นสีแดงแสดงถึงค่าดิฟฟิไซเทิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 3 โดยแกน x คือแกนเวลา

ตลอดช่วงเวลาที่เก็บข้อมูลพบว่ามุมโรลและมุมพิทช์ที่อ่านได้มีค่าแกว่งไปมาและไม่มีแนวโน้มที่จะลูเข้าค่าศูนย์องศา ในขณะที่เดียวกันค่าดิฟฟิไซเทิลที่จ่ายให้มอเตอร์ทั้งสี่ตัวมีค่าไม่คงที่ แต่มีแนวโน้มเพิ่มขึ้นและลดลงตามข้อสังเกตที่ได้กล่าวไว้ในหัวข้อ 4.11.1 และ หัวข้อ 4.11.2 จึงสรุปได้ว่าอากาศยานสี่ใบพัดพยายามจะรักษาเสถียรภาพไว้ แต่ไม่สามารถรักษาเสถียรภาพให้อยู่นิ่งได้ ทั้งนี้เนื่องจากสถานที่ทดลองเป็นที่โล่งแจ้งและเป็นมีลมพัดผ่านตลอดเวลา จึงทำให้เกิดสัญญาณรบกวนภาคเอาต์พุต และระบบที่ออกแบบมีผลตอบสนองเชิงเวลาที่ช้าประมาณ 30 วินาทีจึงเป็นปัจจัยสำคัญที่ทำให้อากาศยานสี่ใบพัดไม่สามารถรักษาเสถียรภาพให้อยู่นิ่งได้



(ก) การทดลองที่เวลา 0 วินาที



(ข) การทดลองที่เวลา 10 วินาที



(ค) การทดลองที่เวลา 20 วินาที



(ง) การทดลองที่เวลา 30 วินาที

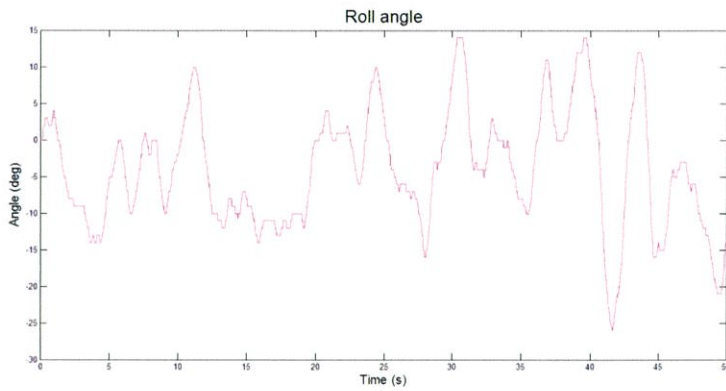


(จ) การทดลองที่เวลา 40 วินาที

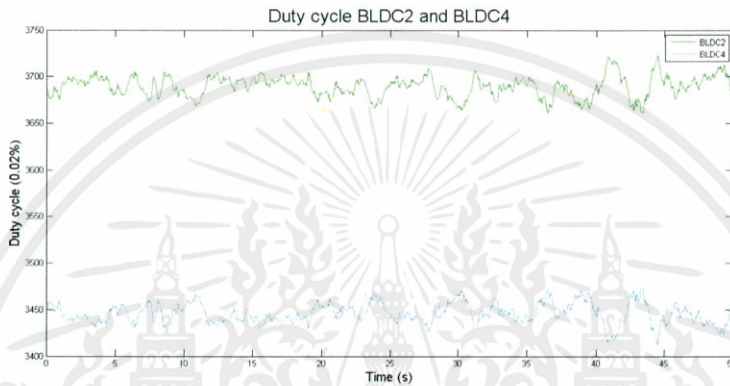


(ฉ) การทดลองที่เวลา 50 วินาที

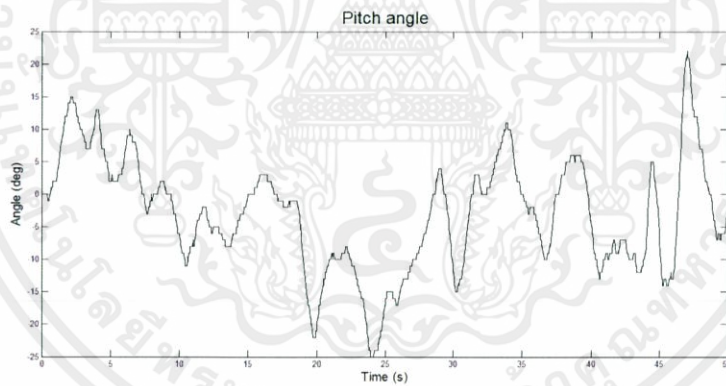
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับครูผู้สอนเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้ส่งไปประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้  
รูปที่ 4.62 ภาพถ่ายขณะทดลองรักษาเสถียรภาพของอากาศยานสี่ใบพัด



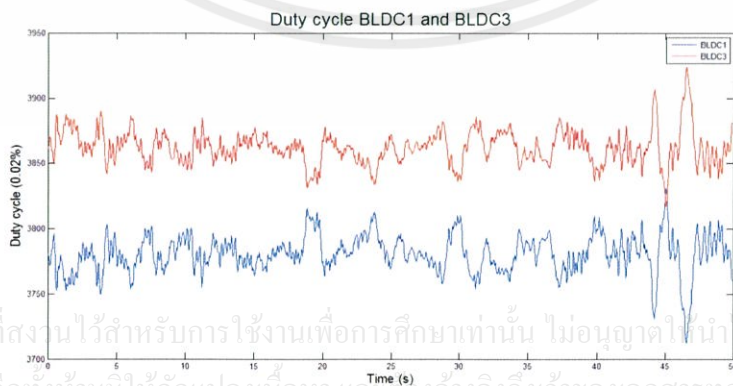
(ก) มุมโรล



(ข) ค่าดิวตี้ไซเคิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 2 และตัวที่ 4



(ค) มุมพิทช์



(ง) ค่าดิวตี้ไซเคิลที่จ่ายให้มอเตอร์ตัวที่ 1 และตัวที่ 3

รูปที่ 4.63 ผลการทดลองรักษาเสถียรภาพของอากาศยานสี่ใบพัด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดลอกเนื้อหาและต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## บทที่ 5

# บทวิจารณ์และสรุป

### 5.1 สรุปผลการปฏิบัติงาน

เป้าหมายของการทำโครงการนี้ คือการควบคุมอากาศยานสีไบพัดให้ทรงตัวอยู่หนึ่ง โดยออกแบบตัวชดเชยด้วยวิธีเส้นทางรอก ตัวสังเกตสเตท รวมถึงตัวกรองคอมพลิเมนทารี เพื่อกรองสัญญาณรบกวนซึ่งทำให้เซนเซอร์สามารถวัดค่าได้แม่นยำมากยิ่งขึ้น

หลังจากที่ได้มีการออกแบบตัวควบคุม ตัวสังเกตสเตทและตัวกรองคอมพลิเมนทารีแล้ว ปรากฏว่าอากาศยานสีไบพัดใช้เวลาในการเข้าสู่จุดสมดุลและมีการเคลื่อนที่แกว่งไปมาใกล้บริเวณจุดสมดุล อย่างไรก็ตาม ในระหว่างการดำเนินโครงการนี้ มีทั้งอุปสรรค และสิ่งที่ได้เรียนรู้เพิ่มเติมจากการศึกษาในห้องเรียนซึ่งเป็นประโยชน์ต่อผู้จัดทำ

### 5.2 ปัญหาในการทำงานและการแก้ไข

1. ด้านความปลอดภัย ในการทดลองการทรงตัวของอากาศยานสีไบพัดนั้นเป็นการทดลองที่มีความเสี่ยงต่อร่างกายและทรัพย์สิน ดังนั้นในระหว่างการทดลอง ผู้ทดลองจะสวมใส่หน้ากากเพื่อป้องกันดวงตา และใช้ผ้าหนา ๆ พันรอบแขนในระหว่างการเปิด-ปิดสวิตซ์การทำงานของอากาศยานสีไบพัด

2. ด้านเทคนิคและอุปกรณ์ ในการควบคุมอากาศยานสีไบพัดนั้น ต้องมีการเขียนโปรแกรมการควบคุมลงในไมโครคอนโทรลเลอร์ทั้ง 2 ตัวเพื่อใช้ในการสื่อสารข้อมูลร่วมกัน แต่ปรากฏว่าไมโครคอนโทรลเลอร์ทั้งสองตัวไม่สามารถสื่อสารข้อมูลร่วมกันได้ จึงต้องออกแบบวงจรใหม่ รวมไปถึงเซนเซอร์ชำระจากการใช้งาน จำเป็นต้องเปลี่ยนเซนเซอร์ จึงสามารถใช้งานได้ตามปกติ

3. ด้านการออกแบบตัวควบคุม ซึ่งจะใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์เป็นอุปกรณ์ควบคุมแบบดิจิทัล การออกแบบในเบื้องต้นไม่ได้เพื่อผลของการคงระดับสัญญาณอันดับศูนย์ จึงปรากฏว่าตัวควบคุมที่ได้ไม่สามารถทำให้ระบบควบคุมวงปิดมีเสถียรภาพ จึงต้องออกแบบใหม่ โดยการออกแบบการควบคุมเพื่อผลของการคงระดับสัญญาณของระบบควบคุมแบบดิจิทัล จึงทำให้ระบบควบคุมวงปิดมีเสถียรภาพ

### 5.3 แนวทางในการพัฒนา

1. ด้านการวัดสัญญาณ พบว่าสัญญาณที่อ่านได้จากตัวกรองคอมพลิเมนทารียังคงมีสัญญาณรบกวนและมีเวลาหน่วงของสัญญาณค่าวัดค่อนข้างมาก ดังนั้นจึงควรออกแบบส่วนประมวลผลการวัดสัญญาณใหม่ อาทิเช่น การใช้ตัวกรองคาลมาน (Kalman filter)

2. ตัวชดเชยที่ออกแบบอาศัยการจำลองเพื่อให้ระบบควบคุมมีเสถียรภาพโดยไม่ได้ออกแบบเชิงวิเคราะห์โดยตรงตามข้อกำหนดสมรรถนะเชิงเวลา ทำให้ระบบควบคุมมีผลตอบสนองเชิงเวลาที่ช้า โดยมีค่าเวลาเข้าที่ประมาณ 30 วินาที และมีความผิดพลาดในสภาวะอยู่ตัว ทำให้อากาศยานสีไบพัดเคลื่อนที่แกว่งไปมารอบจุดสมดุล ไม่สามารถบินได้จริง ดังนั้นจึงควรออกแบบตัวชดเชยโดยกำหนดสมรรถนะเชิงเวลาให้เหมาะสมกับการใช้งาน

3. ในส่วนการรักษาระดับความสูงในการบินของอากาศยานสี่ใบพัดอาศัยการควบคุมวงเปิด โดยจ่ายสัญญาณพัลส์วิธมอดูเลชันที่มีค่าความถี่ที่ใกล้เคียงค่ากลางคงที่สัมพันธ์กับแรงยกคงที่ตามค่าที่ได้จากการทดสอบในหัวข้อ 4.1 ทำให้ระดับความสูงจริงไม่คงที่เมื่อแรงดันของแบตเตอรี่ลดลง ดังนั้นจึงควรออกแบบตัวชดเชยความเร็วมอเตอร์ เพื่อรักษาระดับความเร็วรอบของมอเตอร์ให้คงที่ถึงแม้ว่าแรงดันของแบตเตอรี่จะลดลง ซึ่งจะช่วยให้รักษาระดับความสูงได้ดียิ่งขึ้น



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## เอกสารอ้างอิง

- [1] Ada Ozgur Kivrak. “Design of Control Systems for a Quadrotor Flight Vehicle Equipped with Inertial Sensors.” Master of Science Thesis of Atilim University in Department of Mechatronics Engineering. 2006.
- [2] Justin Palm, Andrew Nelson, Andy Bradford. “Quad-Rotor UAV Project.” [Online]. Available: [http://depts.washington.edu/soslab/mw/images/2/2b/Group3\\_finalreport.2010](http://depts.washington.edu/soslab/mw/images/2/2b/Group3_finalreport.2010).
- [3] Katsuhiko Ogata. **Modern Control Engineering**. Fifth Edition. New Jersey: Prentice-Hall, Inc. 2010.
- [4] Padmaraja Yedamale. “Brushless DC (BLDC) Motor Fundamentals.” Microchip Technology Inc. [Online]. Available: <http://ww1.microchip.com/downloads/en/AppNotes/00885a.pdf>. 2003.
- [5] STMicroelectronics. “Using LSM303DLH for a Tilt Compensated Electronic Compass.” [Online]. Available: [http://www.st.com/st-web-ui/static/active/en/resource/technical/document/application\\_note/CD00269797.pdf](http://www.st.com/st-web-ui/static/active/en/resource/technical/document/application_note/CD00269797.pdf). 2010.
- [6] กิตินันท์ พลสวัสดิ์. **คู่มือเรียนและใช้งาน Visual C# 2010 ฉบับสมบูรณ์**. พิมพ์ครั้งที่ 1. นนทบุรี : บริษัท ไอดีซี พรีเมียร์ จำกัด. 2554.
- [7] ประจัน พลังสันติกุล. **PIC18F Programming กับ MPLAB C18 คอมไพเลอร์**. พิมพ์ครั้งที่ 1. กรุงเทพมหานคร : บริษัท แอปซอพท์เทค จำกัด. 2553.
- [8] สถาพร อุดมสิน. “การออกแบบระบบควบคุมดิจิทัลโดยวิธีเชิงพีชคณิต.” **วิศวกรรมสาร ม.ข.** ปีที่ 31 ฉบับที่ 2. 2547.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



## ภาคผนวก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## ภาคผนวก ก

# โปรแกรมที่ใช้ในโครงการ

## ก.1 โปรแกรมสำหรับการคำนวณในแมทแลป

### ก.1.1 โปรแกรมสำหรับการทดสอบแรงยก

```
%PWM Period = 2 ms
pwm = [50:2:94];
F1 = (9.81/1000)*[0 0 40 70 100 130 163 194 231 259 292 339 392 429
457 497
552 613 663 715 798 860 908];
F2 = (9.81/1000)*[0 0 40 67 96 127 157 189 221 254 301 340 392 430
489 541
604 616 632 678 780 820 872];
F3 = (9.81/1000)*[0 0 40 67 96 124 153 189 221 254 290 337 389 441
493 557
619 686 747 810 837 876 895];
F4 = (9.81/1000)*[0 0 33 54 81 107 135 166 198 230 263 306 353 403
458 504
563 618 623 634 753 835 894];

p1 = polyfit(pwm,F1,1);
p2 = polyfit(pwm,F2,1);
p3 = polyfit(pwm,F3,1);
p4 = polyfit(pwm,F4,1);

xp1 = [50:2:94];
xp2 = [50:2:94];
xp3 = [50:2:94];
xp4 = [50:2:94];
yp1 = polyval(p1,xp1);
yp2 = polyval(p2,xp2);
yp3 = polyval(p3,xp3);
yp4 = polyval(p4,xp4);

figure(1)
subplot(221)
plot(pwm,F1,'x',xp1,yp1,'red')
grid on
title('Thrust Force vs PWM Dutycycle (BLDC1)')
xlabel('PWM Dutycycle (%)')
ylabel('Thrust Force (N)')
legend('Raw Data','Estimate')
subplot(222)
plot(pwm,F2,'x',xp2,yp2,'red')
grid on
title('Thrust Force vs PWM Dutycycle (BLDC2)')
xlabel('PWM Dutycycle (%)')
ylabel('Thrust Force (N)')
legend('Raw Data','Estimate')
subplot(223)
plot(pwm,F3,'x',xp3,yp3,'red')
grid on
title('Thrust Force vs PWM Dutycycle (BLDC3)')
```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่จัดทำขึ้นเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่าในรูปแบบใดก็ตาม หากมีข้อผิดพลาดประการใด ขออภัยและต้องอภัยถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

xlabel('PWM Dutyycle (%)')
ylabel('Thrust Force (N)')
legend('Raw Data','Estimate')
subplot(224)
plot(pwm,F4,'x',xp4,yp4,'red')
grid on
title('Thrust Force vs PWM Dutyycle (BLDC4)')
xlabel('PWM Dutyycle (%)')
ylabel('Thrust Force (N)')
legend('Raw Data','Estimate')
% Voltage = 11.1 V
% I1 = 11.1*[0.04 0.04 0.27 0.42 0.59 0.79 1.01 1.25 1.51 1.78 2.13
2.57 3.05 3.65 4.28 4.91 5.74];
% I2 = 11.1*[0.04 0.04 0.28 0.43 0.61 0.82 1.04 1.29 1.55 1.84 2.14
2.55 3.20 3.70 4.36 5.12 5.93];
% I3 = 11.1*[0.04 0.04 0.27 0.42 0.59 0.79 1.01 1.25 1.51 1.79 2.09
2.50 3.13 3.70 4.29 5.11 5.84];
% I4 = 11.1*[0.04 0.04 0.24 0.37 0.52 0.70 0.89 1.09 1.32 1.56 1.83
2.24 2.70 3.26 3.71 4.36 5.02];
% P1 = polyfit(pwm,I1,2);
% P2 = polyfit(pwm,I2,2);
% P3 = polyfit(pwm,I3,2);
% P4 = polyfit(pwm,I4,2);
% XP1 = [50:2:82];
% XP2 = [50:2:82];
% XP3 = [50:2:82];
% XP4 = [50:2:82];
% YP1 = polyval(P1,XP1);
% YP2 = polyval(P2,XP2);
% YP3 = polyval(P3,XP3);
% YP4 = polyval(P4,XP4);

% figure(2)
% subplot(221)
% plot(pwm,I1,'x',XP1,YP1,'green')
% grid on
% title('Power vs PWM Dutyycle (BLDC1)')
% xlabel('PWM Dutyycle (%)')
% ylabel('Power (W)')
% legend('Raw Data','Estimate')
% subplot(222)
% plot(pwm,I2,'x',XP2,YP2,'green')
% grid on
% title('Power vs PWM Dutyycle (BLDC2)')
% xlabel('PWM Dutyycle (%)')
% ylabel('Power (W)')
% legend('Raw Data','Estimate')
% subplot(223)
% plot(pwm,I3,'x',XP3,YP3,'green')
% grid on
% title('Power vs PWM Dutyycle (BLDC3)')
% xlabel('PWM Dutyycle (%)')
% ylabel('Power (W)')
% legend('Raw Data','Estimate')
% subplot(224)
% plot(pwm,I4,'x',XP4,YP4,'green')
% grid on
% title('Power vs PWM Dutyycle (BLDC4)')
% xlabel('PWM Dutyycle (%)')
% ylabel('Power (W)')
% legend('Raw Data','Estimate')

```

## ก.1.2 โปรแกรมสำหรับการทดสอบแรงบิด

```

%PWM Period = 2 ms
%T = rxF (r = 0.07m)
pwm = [50:2:94];
T1 = ((9.81*0.07)/1000)*[0 0 5 9 13 19 24 27 33 37 41 48 54 59 64 70
76 82
89 95 99 108 111];
T2 = ((9.81*0.07)/1000)*[0 0 5 9 14 19 23 29 34 40 45 53 61 70 79 90
101
111 124 133 144 153 163];
T3 = ((9.81*0.07)/1000)*[0 0 8 12 18 24 29 35 39 43 51 59 66 73 80 88
93
102 107 111 114 121 128];
T4 = ((9.81*0.07)/1000)*[0 0 5 9 13 18 23 27 35 39 46 53 61 71 79 92
107
122 132 139 143 153 162];
p1 = polyfit(pwm,T1,1);
p2 = polyfit(pwm,T2,1);
p3 = polyfit(pwm,T3,1);
p4 = polyfit(pwm,T4,1);
xp1 = [50:2:94];
xp2 = [50:2:94];
xp3 = [50:2:94];
xp4 = [50:2:94];
yp1 = polyval(p1,xp1);
yp2 = polyval(p2,xp2);
yp3 = polyval(p3,xp3);
yp4 = polyval(p4,xp4);

figure(1)
subplot(221)
plot(pwm,T1,'x',xp1,yp1,'red')
grid on
title('Torque vs PWM Dutycycle (BLDC1)')
xlabel('PWM Dutycycle (%)')
ylabel('Torque (N-m)')
legend('Raw Data','Estimate')
subplot(222)
plot(pwm,T2,'x',xp2,yp2,'red')
grid on
title('Torque Force vs PWM Dutycycle (BLDC2)')
xlabel('PWM Dutycycle (%)')
ylabel('Torque (N-m)')
legend('Raw Data','Estimate')
subplot(223)
plot(pwm,T3,'x',xp3,yp3,'red')
grid on
title('Torque Force vs PWM Dutycycle (BLDC3)')
xlabel('PWM Dutycycle (%)')
ylabel('Torque (N-m)')
legend('Raw Data','Estimate')
subplot(224)
plot(pwm,T4,'x',xp4,yp4,'red')
grid on
title('Torque Force vs PWM Dutycycle (BLDC4)')
xlabel('PWM Dutycycle (%)')
ylabel('Torque (N-m)')
legend('Raw Data','Estimate')

```

### ก.1.3 โปรแกรมสำหรับการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเร่ง

```
Y=[0 0 1; 0 0 -1; 0 1 0; 0 -1 0; 1 0 0; -1 0 0];
W=[0.025506 -0.02283 -1.10176 1;
    0.017217 -0.0208 0.934492 1;
    0.054268 0.980898 -0.08583 1;
    0.039961 -1.0153 -0.08263 1;
    1.017626 -0.00466 -0.11377 1;
    -0.97847 -0.0154 -0.08246 1];
```

```
Wt=transpose(W);
PsuW=Wt*W;
PsuInvW=inv(PsuW);
X=PsuInvW*Wt*Y;
```

```
for i = 1:50
Ax1(i) = (-1.001577)*Ax(i) + ( 0.005368)*Ay(i) + (-0.015259)*Az(i) +
( 0.029164);
Ay1(i) = ( 0.007135)*Ax(i) + (-1.001870)*Ay(i) + (-0.001556)*Az(i) +
(-0.016454);
Az1(i) = (-0.003949)*Ax(i) + ( 0.000931)*Ay(i) + (-0.982126)*Az(i) +
(-0.086653);
end
```

```
t=[1:1:50];
```

```
figure(1)
plot(t,Ax,'x',t,Ax1,'+')
title('Accelerometer data about X-axis (P1)','FontSize',20)
xlabel('Sample number','FontSize',15)
ylabel('Acceleration (g)','FontSize',15)
legend('Before calibration','After calibration')
```

```
figure(2)
plot(t,Ay,'x',t,Ay1,'+')
title('Accelerometer data about Y-axis (P1)','FontSize',20)
xlabel('Sample number','FontSize',15)
ylabel('Data (g)','FontSize',15)
legend('Before calibration','After calibration')
```

```
figure(3)
plot(t,Az,'x',t,Az1,'+')
title('Accelerometer data about Z-axis (P1)','FontSize',20)
xlabel('Sample number','FontSize',15)
ylabel('Data (g)','FontSize',15)
legend('Before calibration','After calibration')
```

```
gx1=gx-(-0.0574959);
gyl=gy-(-0.0003523);
gz1=gz-(-0.0132955);
```

```
t=[1:100];
```

```
figure(1)
plot(t,gx,'o',t,gx1,'+r');
title('Gyroscope about X-axis','FontSize',20)
xlabel('times','FontSize',15)
ylabel('Angular Velocity (rad/s)','FontSize',15)
legend('Before calibration','After calibration')
```

```
figure(2)
```

```

plot(t,gy,'o',t,gy1,'+r');
title('Gyroscope about Y-axis','FontSize',20)
xlabel('times','FontSize',15)
ylabel('Angular Velocity (rad/s)','FontSize',15)
legend('Before calibration','After calibration')

figure(3)
plot(t,gz,'o',t,gz1,'+r');
title('Gyroscope about Z-axis','FontSize',20)
xlabel('times','FontSize',15)
ylabel('Angular Velocity (rad/s)','FontSize',15)
legend('Before calibration','After calibration')

```

### ก.1.4 โปรแกรมสำหรับการปรับเทียบเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก

```

for i=1:700
    dataxpow2(i) = datax(i)*datax(i);
    mdataypow2(i) = -(datay(i)*datay(i));
    mdatazpow2(i) = -(dataz(i)*dataz(i));
end

%Metrix W
W = transpose(dataxpow2);

%Metrix H
for i=1:400
    H(i,1) = datax(i);
    H(i,2) = datay(i);
    H(i,3) = dataz(i);
    H(i,4) = mdataypow2(i);
    H(i,5) = mdatazpow2(i);
    H(i,6) = 1;
end

Ht = transpose(H);
PsuH = Ht*H;
PsuInvH = inv(PsuH);
X = PsuInvH*Ht*W;

M_OSx = X(1)/2;
M_OSy = X(2)/(2*X(4));
M_OSz = X(3)/(2*X(5));

A = X(6) + (M_OSx)^2 + (X(4)*((M_OSy)^2)) + (X(5)*((M_OSz)^2));
B = A/X(4);
C = A/X(5);

M_SCx = sqrt(A);
M_SCy = sqrt(B);
M_SCz = sqrt(C);

SC = [1/M_SCx 0 0 ; 0 1/M_SCy 0 ; 0 0 1/M_SCz];
for i=1:78
    xx_x(i) = datax_x(i) - M_OSx;
    yy_x(i) = datay_x(i) - M_OSy;
    zz_x(i) = dataz_x(i) - M_OSz;
end

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
 ไม่ว่าจะฉีกหรือแก้ไขในลักษณะใดก็ตาม และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

for i=1:78
    xxx_x(i) = xx_x(i) / M_SCx;
    yyy_x(i) = yy_x(i) / M_SCy;
    zzz_x(i) = zz_x(i) / M_SCz;
end
for i=1:78
    H_3_x(i,1) = xxx_x(i);
    H_3_x(i,2) = yyy_x(i);
    H_3_x(i,3) = zzz_x(i);
end
for i=1:78
    W_3_x(i,1) = sqrt((xxx_x(i))^2 + (yyy_x(i))^2 + (zzz_x(i))^2);
end

H_3t_x = transpose(H_3_x);
PsuH_3_x = H_3t_x * H_3_x;
PsuInvH_3_x = inv(PsuH_3_x);
X_3_x = PsuInvH_3_x * H_3t_x * W_3_x;

R_x = X_3_x/(sqrt((X_3_x(1))^2 + (X_3_x(2))^2 + (X_3_x(3))^2));

for i=1:78
    xx_y(i) = datax_y(i) - M_OSx;
    yy_y(i) = datay_y(i) - M_OSy;
    zz_y(i) = dataz_y(i) - M_OSz;
end
for i=1:78
    xxx_y(i) = xx_y(i) / M_SCx;
    yyy_y(i) = yy_y(i) / M_SCy;
    zzz_y(i) = zz_y(i) / M_SCz;
end
for i=1:78
    H_3_y(i,1) = xxx_y(i);
    H_3_y(i,2) = yyy_y(i);
    H_3_y(i,3) = zzz_y(i);
end
for i=1:78
    W_3_y(i,1) = sqrt((xxx_y(i))^2 + (yyy_y(i))^2 + (zzz_y(i))^2);
end

H_3t_y = transpose(H_3_y);
PsuH_3_y = H_3t_y * H_3_y;
PsuInvH_3_y = inv(PsuH_3_y);
X_3_y = PsuInvH_3_y * H_3t_y * W_3_y;

R_y = X_3_y/(sqrt((X_3_y(1))^2 + (X_3_y(2))^2 + (X_3_y(3))^2));

for i=1:78
    xx_z(i) = datax_z(i) - M_OSx;
    yy_z(i) = datay_z(i) - M_OSy;
    zz_z(i) = dataz_z(i) - M_OSz;
end
for i=1:78
    xxx_z(i) = xx_z(i) / M_SCx;
    yyy_z(i) = yy_z(i) / M_SCy;
    zzz_z(i) = zz_z(i) / M_SCz;
end
for i=1:78
    H_3_z(i,1) = xxx_z(i);
    H_3_z(i,2) = yyy_z(i);
    H_3_z(i,3) = zzz_z(i);

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารสงวนลิขสิทธิ์ของมหาวิทยาลัยราชภัฏวไลยอลงกรณ์ จ. สิงห์บุรี เพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
 ไม่ว่าในรูปแบบใดก็ตาม อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

end
for i=1:78
    W_3_z(i,1) = sqrt((xxx_z(i))^2 + (yyy_z(i))^2 + (zzz_z(i))^2);
end

H_3t_z = transpose(H_3_z);
PsuH_3_z = H_3t_z * H_3_z;
PsuInvH_3_z = inv(PsuH_3_z);
X_3_z = PsuInvH_3_z * H_3t_z * W_3_z;

R_z = X_3_z/(sqrt((X_3_z(1))^2 + (X_3_z(2))^2 + (X_3_z(3))^2));

R = [R_x R_y R_z];

```

### ก.1.5 โปรแกรมสำหรับการทดสอบหามุมโรลและมุมพิทช์ ด้วยเซนเซอร์วัด

#### ความเร่ง

```

%Raw Data : Ax,Ay,Az

Ax1 = Ax/16384;
Ay1 = Ay/16384;
Az1 = Az/16384;

pitch1 = asin(-Ax1);
roll1 = asin((Ay1 ./ cos(pitch1)));

t = [1:1:10];
figure(1)
plot(t, (pitch1*180)/pi, 'o')
title('Pitch (Raw Data)')
xlabel('times')
ylabel('Angle (deg)')
figure(2)
plot(t, (roll1*180)/pi, 'o')
title('Roll (Raw Data)')
xlabel('times')
ylabel('degree')

% Calibrate
for i = 1:10
Ax2(i) = ( 1.001577)*Ax1(i) + (-0.005368)*Ay1(i) + (-0.015259)*Az1(i)
+ (-0.029164);
Ay2(i) = (-0.007135)*Ax1(i) + ( 1.001870)*Ay1(i) + (-0.001556)*Az1(i)
+ ( 0.016454);
Az2(i) = ( 0.003949)*Ax1(i) + (-0.000931)*Ay1(i) + (-0.982126)*Az1(i)
+ (-0.086653);
end

pitch2 = asin(-Ax2);
roll2 = asin((Ay2 ./ cos(pitch2)));

figure(3)
plot(t, (pitch2*180)/pi, 'o')
title('Pitch (After calibration)')
xlabel('times')
ylabel('Angle (deg)')
figure(4)

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
 ไม่ว่าจะในรูปแบบใดก็ตาม และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

plot(t, (roll2*180)/pi, 'o')
title('Roll (After calibration)')
xlabel('times')
ylabel('degree')

```

### ก.1.6 โปรแกรมสำหรับการทดสอบหาค่าหามุมยอร์ ด้วยเซนเซอร์วัดความเร่ง และเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก

```
%Raw Data : Ax,Ay,Az,Gx,Gy,Gz,Mx,My,Mz
```

```

Ax1 = Ax/16384;
Ay1 = Ay/16384;
Az1 = Az/16384;
Gx1 = Gx/7501;
Gy1 = Gy/7501;
Gz1 = Gz/7501;
Mx1 = Mx;
My1 = My;
Mz1 = Mz;

```

```

% Mx1 = Mx/1575.3846;
% My1 = My/1575.3846;
% Mz1 = Mz/1575.3846;

```

```

pitch1 = asin(-Ax1);
cos_p1 = cos(pitch1);
sin_p1 = sin(pitch1);

```

```
roll1 = asin((Ay1 ./ cos_p1));
```

```

cos_r1 = cos(roll1);
sin_r1 = sin(roll1);

```

```

Mx2 = (Mx1 .* cos_p1)+(Mz1 .* sin_p1);
My2 = (Mx1 .* sin_r1 .* sin_p1)+(My1 .* cos_r1)-(Mz1 .* sin_r1 .*
cos_p1);

```

```
yaw1 = atan2(Mx2,My2);
```

```

t = [1:1:37];
% pitch2(1) = 0;
% for i = 2:400
% pitch2(i) = pitch2(i-1) + Gy1(i)*(1/400);
% end

```

```

figure(1)
plot(t, (pitch1*180)/pi, 'o')
title('Pitch (Raw Data)')
xlabel('times')
ylabel('Angle (deg)')

```

```

figure(2)
plot(t, (roll1*180)/pi, 'o')
title('Roll (Raw Data)')
xlabel('times')
ylabel('Degree')

```

```

figure(3)
plot(t, (yaw1*180)/pi, 'o')
title('Yaw (Raw Data)')
xlabel('times')
ylabel('Angle (deg)')

% Calibrate
%one = [1:1:37];
for i = 1:37
Ax2(i) = ( 1.001577)*Ax1(i) + (-0.005368)*Ay1(i) + (-0.015259)*Az1(i)
+ (-0.029164);
Ay2(i) = (-0.007135)*Ax1(i) + ( 1.001870)*Ay1(i) + (-0.001556)*Az1(i)
+ ( 0.016454);
Az2(i) = ( 0.003949)*Ax1(i) + (-0.000931)*Ay1(i) + (-0.982126)*Az1(i)
+ (-0.086653);
Gx2 = Gx1 - (-0.057496);
Gy2 = Gy1 - ( 0.000352);
Gz2 = Gz1 - (-0.013296);
Mx3 = Mx1 - ( 38.4344899);
My3 = My1 -(-193.7977001);
Mz3 = Mz1 - ( 69.0476978);
Mx4(i) = (-0.001998)*Mx3(i) + (-0.000056)*My3(i) + (-
0.000014)*Mz3(i);
My4(i) = ( 0.000012)*Mx3(i) + (-0.001979)*My3(i) + (-
0.000027)*Mz3(i);
Mz4(i) = (-0.000012)*Mx3(i) + (-0.000057)*My3(i) +
(0.0022728)*Mz3(i);
end

pitch2 = asin(-Ax2);
cos_p2 = cos(pitch2);
sin_p2 = sin(pitch2);

roll12 = asin((Ay2 ./ cos_p2));

cos_r2 = cos(roll12);
sin_r2 = sin(roll12);

Mx5 = (Mx4 .* cos_p2)+(Mz4 .* sin_p2);
My5 = (Mx4 .* sin_r2 .* sin_p2)+(My4 .* cos_r2)-(Mz4 .* sin_r2 .*
cos_p2);

yaw2 = atan2(Mx5,My5);

figure(4)
plot(t, (pitch2*180)/pi, 'o')
title('Pitch (After Calibrate)')
xlabel('times')
ylabel('Degree')

figure(5)
plot(t, (roll12*180)/pi, 'o')
title('Roll (After Calibrate)')
xlabel('times')
ylabel('Degree')

figure(6)
plot(t, (yaw2*180)/pi, 'o')
title('Yaw (After Calibrate)')
xlabel('times')
ylabel('Angle (deg)')

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่ว่าในรูปแบบใดก็ตาม หากมีข้อสงสัยหรือต้องการข้อมูลเพิ่มเติม กรุณาติดต่อฝ่ายบริการลูกค้า

## ก.1.7 โปรแกรมสำหรับการทดสอบหาค่ามุมโรล มุมพิทช์และมุมยอร์ด้วย ไจโรสโคป

```

Gx1 = (Gx/7501) ;
Gy1 = (Gy/7501) ;
Gz1 = (Gz/7501) ;
Gx2 = Gx1 -(-0.057496);
Gy2 = Gy1 -( 0.000352);
Gz2 = Gz1 -(-0.013296);
t = [0:34/1000:33.966];
roll_old1(1) = 0;
pitch_old1(1) = 0;
yaw_old1(1) = 0;
roll_old2(1) = 0;
pitch_old2(1) = 0;
yaw_old2(1) = 0;

for i=1:1000
roll1(i) = roll_old1(i) + Gx1(i)*0.034;
pitch1(i) = pitch_old1(i) + Gy1(i)*0.034;
yaw1(i) = yaw_old1(i) + Gz1(i)*0.034;
roll_old1(i+1) = roll1(i);
pitch_old1(i+1) = pitch1(i);
yaw_old1(i+1) = yaw1(i);
roll2(i) = roll_old2(i) + Gx2(i)*0.034;
pitch2(i) = pitch_old2(i) + Gy2(i)*0.034;
yaw2(i) = yaw_old2(i) + Gz2(i)*0.034;
roll_old2(i+1) = roll2(i);
pitch_old2(i+1) = pitch2(i);
yaw_old2(i+1) = yaw2(i);
end

figure(1)
plot(t, (roll1*180)/pi,t, (roll2*180)/pi,':r')
title('Roll angle')
xlabel('Time(s)')
ylabel('Angle (deg)')
legend('Before Calibration', 'After Calibration')
figure(2)
plot(t, (pitch1*180)/pi,t, (pitch2*180)/pi,':r')
title('Pitch angle')
xlabel('Time(s)')
ylabel('Angle (deg)')
legend('Before Calibration', 'After Calibration')
figure(3)
plot(t, (yaw1*180)/pi,t, (yaw2*180)/pi,':r')
title('Yaw angle')
xlabel('Time(s)')
ylabel('Angle (deg)')
legend('Before Calibration', 'After Calibration')

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### ก.1.8 โปรแกรมสำหรับการทดสอบตัวสังเกตสเตท

```

t = [0:34/1000:34];
Tf(1) = 0;
Ts(1) = 0;
Ta(1) = 0;
P_t(1) = 0;
Q_t(1) = 0;
R_t(1) = 0;
roll_t(1) = 0;
pitch_t(1) = 0;
yaw_t(1) = 0;

for i=1:1000
P_t_dot(i) = (88.1060*Tf(1)) + 1*2*(Gx(i) - P_t(i));
Q_t_dot(i) = (88.1060*Ts(1)) + 1*4*(Gy(i) - Q_t(i));
R_t_dot(i) = (370.370*Ta(1)) + 1*6*(Gz(i) - R_t(i));
roll_t_dot(i) = P_t(i) + (Gx(i) - P_t(i)) + 1*7*(roll(i) -
roll_t(i));
pitch_t_dot(i) = Q_t(i) + (Gy(i) - Q_t(i)) + 1*8*(pitch(i) -
pitch_t(i));
yaw_t_dot(i) = R_t(i) + (Gz(i) - R_t(i)) + 1*9*(yaw(i) - yaw_t(i)
);

P_t(i+1) = P_t(i) + (P_t_dot(i) * 0.034);
Q_t(i+1) = Q_t(i) + (Q_t_dot(i) * 0.034);
R_t(i+1) = R_t(i) + (R_t_dot(i) * 0.034);
roll_t(i+1) = roll_t(i) + (roll_t_dot(i) * 0.034);
pitch_t(i+1) = pitch_t(i) + (pitch_t_dot(i) * 0.034);
yaw_t(i+1) = yaw_t(i) + (yaw_t_dot(i) * 0.034);

end

Gx(1001) = 0;
Gy(1001) = 0;
Gz(1001) = 0;
pitch(1001) = 0;
roll(1001) = 0;
yaw(1001) = 0;

figure(1)
plot(t,Gx,t,P_t,':r')
title('Angular velocity about X-axis')
xlabel('Time(s)')
ylabel('Angular velocity (rad/s)')
legend('Measurement','Estimate')

figure(2)
plot(t,Gy,t,Q_t,':r')
title('Angular velocity about Y-axis')
xlabel('Time(s)')
ylabel('Angular velocity (rad/s)')
legend('Measurement','Estimate')

figure(3)
plot(t,Gz,t,R_t,':r')
title('Angular velocity about Z-axis')
xlabel('Time(s)')
ylabel('Angular velocity (rad/s)')

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่ว่า

```

legend('Measurement','Estimate')

figure(4)
plot(t,pitch*180/pi,t,pitch_t,':r')
title('Pitch angle')
xlabel('Time(s)')
ylabel('Angle (deg)')
legend('Measurement','Estimate')

figure(5)
plot(t,roll*180/pi,t,roll_t,':r')
title('Roll angle')
xlabel('Time(s)')
ylabel('Angle (deg)')
legend('Measurement','Estimate')

figure(6)
plot(t,yaw*180/pi,t,yaw_t,':r')
title('Yaw angle')
xlabel('Time(s)')
ylabel('Angle (deg)')
legend('Measurement','Estimate')

```

## ก.1.9 โปรแกรมสำหรับแปลงข้อมูลจากโดเมนเวลาไปยังโดเมนความถี่โดยใช้

### Fast Fourier transform

```

fs = 1000/34;           % fs = frequency sampling
dt = 1/fs;
Ts = 34;                % Ts = Time (s)
t = 0:dt:Ts-dt ;
figure(1)
plot(t, (roll*180)/pi) % plot roll angle in time domain
title('Angle','FontSize',20)
xlabel('Time (s)','FontSize',15)
ylabel('Roll angle (deg)','FontSize',15)
figure(2)
plot(t, (pitch*180)/pi) % plot pitch angle in time domain
title('Angle','FontSize',20)
xlabel('Time (s)','FontSize',15)
ylabel('Pitch angle (deg)','FontSize',15)
figure(3)
plot(t, (yaw*180)/pi) % plot yaw angle in time domain
title('Angle','FontSize',20)
xlabel('Time (s)','FontSize',15)
ylabel('Yaw angle (deg)','FontSize',15)
ROLL = fftshift(fft(roll)); % Fast Fourier Transform
PITCH = fftshift(fft(pitch)); % Fast Fourier Transform
YAW = fftshift(fft(yaw)); % Fast Fourier Transform

dF = fs/1000;
f = -fs/2:dF:fs/2-dF;
figure(4)
plot(f,abs(ROLL)); % plot roll angle in frequency domain
title('Two-sided spectrum of roll angle','FontSize',20)
xlabel('Frequency (Hz)','FontSize',15)
ylabel('||ROLL(t)||','FontSize',15)
figure(5)

```

```

plot(f,abs(PITCH));    % plot pitch angle frequency domain
title('Two-sided spectrum of pitch angle','FontSize',20)
xlabel('Frequency (Hz)','FontSize',15)
ylabel('|Pitch(t)|','FontSize',15)
figure(6)
plot(f,abs(YAW));     % plot yaw angle frequency domain
title('Two-sided spectrum of yaw angle','FontSize',20)
xlabel('Frequency (Hz)','FontSize',15)
ylabel('|YAW(t)|','FontSize',15)

```

## ก.2 โปรแกรมสำหรับไมโครคอนโทรลเลอร์

### ก.2.1 โปรแกรมสำหรับไมโครคอนโทรลเลอร์ PIC18F46K22

```

#include<p18f46k22.h>
#include <i2c.h>
#include<timers.h>
#include<usart.h>
#include<stdlib.h>
#include<string.h>
#include<math.h>
#include"imu.h"
#include"xbec.h"
#include"delay.h"
#include"port.h"
#include"timer.h"
#include"calculation.h"

#pragma config FOSC = HSMP,PLLCFG = ON, WDTEN = OFF
#pragma config LVP = OFF

#pragma udata large_adata
float P_t_dot,Q_t_dot,R_t_dot,roll_t_dot,pitch_t_dot,yaw_t_dot;
float P_t,Q_t,R_t,roll_t,pitch_t,yaw_t;
float
Roll_a_out,Roll_a_out1,Roll_a_out2,Roll_a_in,Roll_a_in1,Roll_a_in2,Roll_g_o
ut,Roll_g_out1,Roll_g_out2,Roll_g_in,Roll_g_in1,Roll_g_in2;
float
Pitch_a_out,Pitch_a_out1,Pitch_a_out2,Pitch_a_in,Pitch_a_in1,Pitch_a_in2,Pi
tch_g_out,Pitch_g_out1,Pitch_g_out2,Pitch_g_in,Pitch_g_in1,Pitch_g_in2;
float
Yaw_a_out,Yaw_a_out1,Yaw_a_out2,Yaw_a_in,Yaw_a_in1,Yaw_a_in2,Yaw_g_out,Yaw_
g_out1,Yaw_g_out2,Yaw_g_in,Yaw_g_in1,Yaw_g_in2;
float y1,y2,y3,y1_old,y2_old,y3_old;
float x1,x2,x3,x1_old,x2_old,x3_old;
char str[7],buf[64];
#pragma udata

unsigned int check = 0,count = 0;
char e[2];
//-----:Prototype
void InterruptHandlerHigh (void);
//-----:Interrupt vector
// High priority interrupt vector

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่ว่าในกรณีใดๆก็ตาม บริษัทฯ ขอสงวนสิทธิ์ในชื่อของโปรแกรมนี้ และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

#pragma code InterruptVectorHigh = 0x08
void InterruptVectorHigh (void)
{
    _asm
        goto InterruptHandlerHigh //jump to interrupt routine
    _endasm
}
// return to the default code section
#pragma code
//-----:Interrupt routine
// High priority interrupt routine
#pragma interrupt InterruptHandlerHigh
void InterruptHandlerHigh (void)
{
    if (INTCONbits.TMR0IF) // Check TMR0 interrupt flag
    {
        count++ ;
        INTCONbits.TMR0IF = 0; // Clear interrupt flag
    }

    // Transmit data from PIC18F46K22 to PIC18F4431
    if (INTCONbits.INT0IF)
    {
        if(PORTBbits.RB2 == 0)
        {
            INTCONbits.INT0IF = 0; // Clear interrupt flag
            check = 1;
        }
        else if(PORTBbits.RB2 == 1)
        {
            INTCONbits.INT0IF = 0; // Clear interrupt flag
            check = 3;
        }
        else INTCONbits.INT0IF = 0; // Clear interrupt flag
    }
    if (INTCON3bits.INT1IF)
    {
        if(PORTBbits.RB2 == 0)
        {
            INTCON3bits.INT1IF = 0; // Clear interrupt flag
            check = 2;
        }
        else if(PORTBbits.RB2 == 1)
        {
            INTCON3bits.INT1IF = 0; // Clear interrupt flag
            check = 4;
        }
        else
            INTCON3bits.INT1IF = 0; // Clear interrupt flag
    }

    //RX EUSART
    if (PIR3bits.RC2IF)
    {
        while(Busy2USART());
        gets2USART(e,1);
        PIR3bits.RC2IF = 0;
        if(e[0] == 's')
        {

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆ

ผู้ดูแลเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

        LATCbits.LATC7 = 1;
        CloseTimer0();
        CloseI2C2();
        Close2USART();
        //LATCbits.LATC7 = 0;
    }
}
//-----:Main
void main(void)
{
    unsigned int d1=3500,d2=3500,d3=3500,d4=3500,t,i,h,l,Time=0;
    int Ax=0,Ay=0,Az=0,Gx=0,Gy=0,Gz=0,Mx=0,My=0,Mz=0;
    float
AX_c=0,Ay_c=0,Az_c=0,Gx_c=0,Gy_c=0,Gz_c=0,Mx_c=0,My_c=0,Mz_c=0;
    float Pitch=0,Roll=0,Yaw=0;
    float F=12.5,Tf=0,Ts=0,Ta=0;
    char M[2] = ",",R[2] = "\r";//new

    //initial condition for complementary filter
    Roll_a_out = 0;
    Roll_a_out1 = 0;
    Roll_a_out2 = 0;
    Roll_a_in = 0;
    Roll_a_in1 = 0;
    Roll_a_in2 = 0;
    Roll_g_out = 0;
    Roll_g_out1 = 0;
    Roll_g_out2 = 0;
    Roll_g_in = 0;
    Roll_g_in1 = 0;
    Roll_g_in2 = 0;

    Pitch_a_out = 0;
    Pitch_a_out1 = 0;
    Pitch_a_out2 = 0;
    Pitch_a_in = 0;
    Pitch_a_in1 = 0;
    Pitch_a_in2 = 0;
    Pitch_g_out = 0;
    Pitch_g_out1 = 0;
    Pitch_g_out2 = 0;
    Pitch_g_in = 0;
    Pitch_g_in1 = 0;
    Pitch_g_in2 = 0;

    Yaw_a_out = 0;
    Yaw_a_out1 = 0;
    Yaw_a_out2 = 0;
    Yaw_a_in = 0;
    Yaw_a_in1 = 0;
    Yaw_a_in2 = 0;
    Yaw_g_out = 0;
    Yaw_g_out1 = 0;
    Yaw_g_out2 = 0;
    Yaw_g_in = 0;
    Yaw_g_in1 = 0;
    Yaw_g_in2 = 0;

```

```

//initial condition for state observer
P_t_dot = 0;
Q_t_dot = 0;
R_t_dot = 0;
roll_t_dot = 0;
pitch_t_dot = 0;
yaw_t_dot = 0;
P_t = 0;
Q_t = 0;
R_t = 0;
roll_t = 0;
pitch_t = 0;
yaw_t = 0;

//initial condition for compensator
x1 = 0;
x2 = 0;
x3 = 0;
y1 = 0;
y2 = 0;
y3 = 0;
x1_old = 0;
x2_old = 0;
x3_old = 0;
y1_old = 0;
y2_old = 0;
y3_old = 0;

initial_ports();
initial_external_interrupt();
i2c2_initial();
delay_ms(100);
initial_USART();
delay_ms(100);
sensor_initial(); //new
delay_ms(100);
delay_ms(10000);

for(i=2500;i<2800;i++)
{
    d1 = i;
    d2 = i;
    d3 = i;
    d4 = i;
    delay_ms(10);
    // Send duty to PIC18F4431
    t = d1;
    LATA = (t & 0b0001111110000000 ) >> 7 ;
    LATC = t & 0b0000000001111111 ;
    LATEbits.LATE2 = 0;
    LATEbits.LATE0 = 1;
    LATEbits.LATE0 = 0;

    while(check != 1);

    t = d2;
    LATA = (t & 0b0001111110000000 ) >> 7 ;
    LATC = t & 0b0000000001111111 ;
    LATEbits.LATE2 = 0;

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกเป็นลิขสิทธิ์ให้คัดลอกเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

LATEbits.LATE1 = 1;
LATEbits.LATE1 = 0;

while(check != 2);

t = d3;
LATA = (t & 0b000111110000000 ) >> 7 ;
LATC = t & 0b0000000001111111 ;
LATEbits.LATE2 = 1;
LATEbits.LATE0 = 1;
LATEbits.LATE0 = 0;
while(check != 3);

t = d4;
LATA = (t & 0b000111110000000 ) >> 7 ;
LATC = t & 0b0000000001111111 ;
LATEbits.LATE2 = 1;
LATEbits.LATE1 = 1;
LATEbits.LATE1 = 0;
while(check != 4);
}

initial_timer0();
while(1)
{
    START:

    // Read data from sensor
    read_imu(&Ax,&Ay,&Az,&Gx,&Gy,&Gz,&Mx,&My,&Mz);

    // Calibration
    calibrate(&Ax,&Ay,&Az,&Gx,&Gy,&Gz,&Mx,&My,&Mz,&Ax_c,&Ay_c,&Az_c,&Gx_
c,&Gy_c,&Gz_c,&Mx_c,&My_c,&Mz_c);

    // Find state variable
    state_variable(&Pitch,&Roll,&Yaw,&Ax_c,&Ay_c,&Mx_c,&My_c,&Mz_c);

    //Complementary Filter
    Roll_a_in = Roll ;
    Pitch_a_in = Pitch ;
    Yaw_a_in = Yaw ;

    //Low Pass Filter
    Roll_a_out = 0.0011*Roll_a_in + 0.0018*Roll_a_in1 +
0.0011*Roll_a_in2 + 1.9277*Roll_a_out1 - 0.93*Roll_a_out2;

    Roll_a_in2 = Roll_a_in1;
    Roll_a_in1 = Roll_a_in;

    Roll_a_out2 = Roll_a_out1;
    Roll_a_out1 = Roll_a_out;

    Pitch_a_out = 0.0011*Pitch_a_in + 0.0018*Pitch_a_in1 +
0.0011*Pitch_a_in2 + 1.9277*Pitch_a_out1 - 0.93*Pitch_a_out2;

    Pitch_a_in2 = Pitch_a_in1;
    Pitch_a_in1 = Pitch_a_in;

```

```

Pitch_a_out2 = Pitch_a_out1;
Pitch_a_out1 = Pitch_a_out;

Yaw_a_out = 0.0011*Yaw_a_in + 0.0018*Yaw_a_in1 +
0.0011*Yaw_a_in2 + 1.9277*Yaw_a_out1 - 0.93*Yaw_a_out2;

Yaw_a_in2 = Yaw_a_in1;
Yaw_a_in1 = Yaw_a_in;

Yaw_a_out2 = Yaw_a_out1;
Yaw_a_out1 = Yaw_a_out;

//High Pass Filter
Roll_g_in = Roll_g_in + (Gx_c*0.02);
Pitch_g_in = Pitch_g_in + (Gy_c*0.02);
Yaw_g_in = Yaw_g_in + (Gz_c*0.02);

Roll_g_out = 0.1363*Roll_g_in + 0*Roll_g_in1 -
0.1363*Roll_g_in2 + 1.7221*Roll_g_out1 - 0.7275*Roll_g_out2;

Roll_g_in2 = Roll_g_in1;
Roll_g_in1 = Roll_g_in;
Roll_g_out2 = Roll_g_out1;
Roll_g_out1 = Roll_g_out;

Pitch_g_out = 0.1363*Pitch_g_in + 0*Pitch_g_in1 -
0.1363*Pitch_g_in2 + 1.7221*Pitch_g_out1 - 0.7275*Pitch_g_out2;

Pitch_g_in2 = Pitch_g_in1;
Pitch_g_in1 = Pitch_g_in;
Pitch_g_out2 = Pitch_g_out1;
Pitch_g_out1 = Pitch_g_out;

Yaw_g_out = 0.1363*Yaw_g_in + 0*Yaw_g_in1 - 0.1363*Yaw_g_in2 +
1.7221*Yaw_g_out1 - 0.7275*Yaw_g_out2;

Yaw_g_in2 = Yaw_g_in1;
Yaw_g_in1 = Yaw_g_in;
Yaw_g_out2 = Yaw_g_out1;
Yaw_g_out1 = Yaw_g_out;

// Sensor Fusion
Roll = 0.30*(Roll_g_out) + 0.70*(Roll_a_out) ;
Pitch = 0.30*(Pitch_g_out) + 0.70*(Pitch_a_out);
Yaw = 0.30*(Yaw_g_out) + 0.70*(Yaw_a_out) ;
Roll = 0;
Pitch = 0;

/*
// State observer
P_t_dot = (88.1060*Tf) + 2*(Gx - P_t);
Q_t_dot = (88.1060*Ts) + 4*(Gy - Q_t);
R_t_dot = (370.370*Ta) + 6*(Gz - R_t);
roll_t_dot = P_t + (Gx - P_t) + 7*(Roll - roll_t );
pitch_t_dot = Q_t + (Gy - Q_t) + 8*(Pitch - pitch_t);
yaw_t_dot = R_t + (Gz - R_t) + 9*(Yaw - yaw_t );

P_t = P_t + (P_t_dot * 0.02);

```

```

Q_t = Q_t + (Q_t_dot * 0.02);
R_t = R_t + (R_t_dot * 0.02);
roll_t = roll_t + (roll_t_dot * 0.02);
pitch_t = pitch_t + (pitch_t_dot * 0.02);
yaw_t = yaw_t + (yaw_t_dot * 0.02);
*/

// Compensator
x1 = 0 - Roll*57.272727 ;
x2 = 0 - Pitch*57.272727;
x3 = 0 - Yaw*57.272727 ;
y1 = (0.0064 * y1_old) + (0.0337 * x1) - (0.0322 * x1_old);
y2 = (0.1310 * y2_old) + (0.0515 * x2) - (0.0507 * x2_old);
y3 = (0.2748 * y3_old) + (0.0098 * x3) - (0.0093 * x3_old);
x1_old = x1;
x2_old = x2;
x3_old = x3;
y1_old = y1;
y2_old = y2;
y3_old = y3;
Tf = y2;
Ts = y1;
Ta = y3;

// Convert data form thrust to duty
d1 = thrust2duty(F,Tf,Ts,Ta,1)-150;//-20
d2 = thrust2duty(F,Tf,Ts,Ta,2)+50;
d3 = thrust2duty(F,Tf,Ts,Ta,3);
d4 = thrust2duty(F,Tf,Ts,Ta,4)-300;//-285
/*
//Send data to computer
itoa(Time,str);
strcat(buf,str);
strcat(buf,M);
itoa(d1,str);
strcat(buf,str);
strcat(buf,M);
itoa(d2,str);
strcat(buf,str);
strcat(buf,M);
itoa(d3,str);
strcat(buf,str);
strcat(buf,M);
itoa(d4,str);
strcat(buf,str);
strcat(buf,M);
itoa(Yaw*57.272727,str);
strcat(buf,str);
strcat(buf,R);
while(Busy2USART());
puts2USART(buf);
delay_ms(10);
for(i=0;i<=63;i++)
{
    buf[i] = '\0';
}

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์ไว้เพื่อการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
 ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งยังห้ามเผยแพร่ลงโซเชียลมีเดีย และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

```

*/

// Send duty to PIC18F4431
t = d1;
LATA = (t & 0b0001111110000000 ) >> 7 ;
LATC = t & 0b0000000001111111 ;
LATEbits.LATE2 = 0;
LATEbits.LATE0 = 1;
LATEbits.LATE0 = 0;

while(check != 1);

t = d2;
LATA = (t & 0b0001111110000000 ) >> 7 ;
LATC = t & 0b0000000001111111 ;
LATEbits.LATE2 = 0;
LATEbits.LATE1 = 1;
LATEbits.LATE1 = 0;

while(check != 2);

t = d3;
LATA = (t & 0b0001111110000000 ) >> 7 ;
LATC = t & 0b0000000001111111 ;
LATEbits.LATE2 = 1;
LATEbits.LATE0 = 1;
LATEbits.LATE0 = 0;
while(check != 3);

t = d4;
LATA = (t & 0b0001111110000000 ) >> 7 ;
LATC = t & 0b0000000001111111 ;
LATEbits.LATE2 = 1;
LATEbits.LATE1 = 1;
LATEbits.LATE1 = 0;
while(check != 4);

if(Time >= 1500)
{
    LATCbits.LATC7 = 1;
    LATCbits.LATC7 = 1;
    CloseTimer0();
    CloseI2C2();
    Close2USART();
    LATCbits.LATC7 = 0;
    while(1)
    {
    }
}
while(1)
{
    if(count == 1)
    {
        TMR0L = 0xC0;
        TMR0H = 0x63;
        count = 0;
        Time = Time+1;
        INTCONbits.TMR0IF = 0;
        goto START;
    }
}

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับกรณียานพาหนะ; ศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดลอกสิ่งนี้ออก และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



```

        LATEbits.LATE0 = 1;
    }
    else INTCONbits.INT0IF = 0; // Clear interrupt flag
    LATEbits.LATE0 = 0;
}
if (INTCON3bits.INT1IF)
{
    if(PORTCbits.RC6 == 0)
    {
        INTCON3bits.INT1IF = 0; // Clear interrupt flag
        h = (PORTA & 0b1000000000111111) << 7;
        l = (PORTD & 0b01111111);
        p2 = h+1;
        LATEbits.LATE2 = 0;
        LATEbits.LATE1 = 1;
    }
    else if(PORTCbits.RC6 == 1)
    {
        INTCON3bits.INT1IF = 0; // Clear interrupt flag
        h = (PORTA & 0b1000000000111111) << 7;
        l = (PORTD & 0b01111111);
        p4 = h+1;
        LATEbits.LATE2 = 1;
        LATEbits.LATE1 = 1;
        set_dutycycle(p1,p2,p3,p4);
    }
    else
        INTCON3bits.INT1IF = 0; // Clear interrupt flag
        LATEbits.LATE1 = 0;
}
if (INTCON3bits.INT2IF)
{
    INTCON3bits.INT2IF = 0; // Clear interrupt flag
    set_dutycycle(2500,2500,2500,2500);
    Closepcpwm();
}
}
//-----:Main
void main (void)
{
    initial_ports();
    initial_external_interrupt();
    initial_pwm(0x04E0); //TPWM = 2 ms,PTMRPS = 16 ,input: 0-5000 ,
    resolution = log((40x10^6/4*(16/4))/500)/log(2)
    set_dutycycle(2500,2500,2500,2500);
    while (1)
    {
    }
}

```

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## ภาคผนวก ข

### ข้อมูลดิบที่นำมาใช้ในการทดลอง

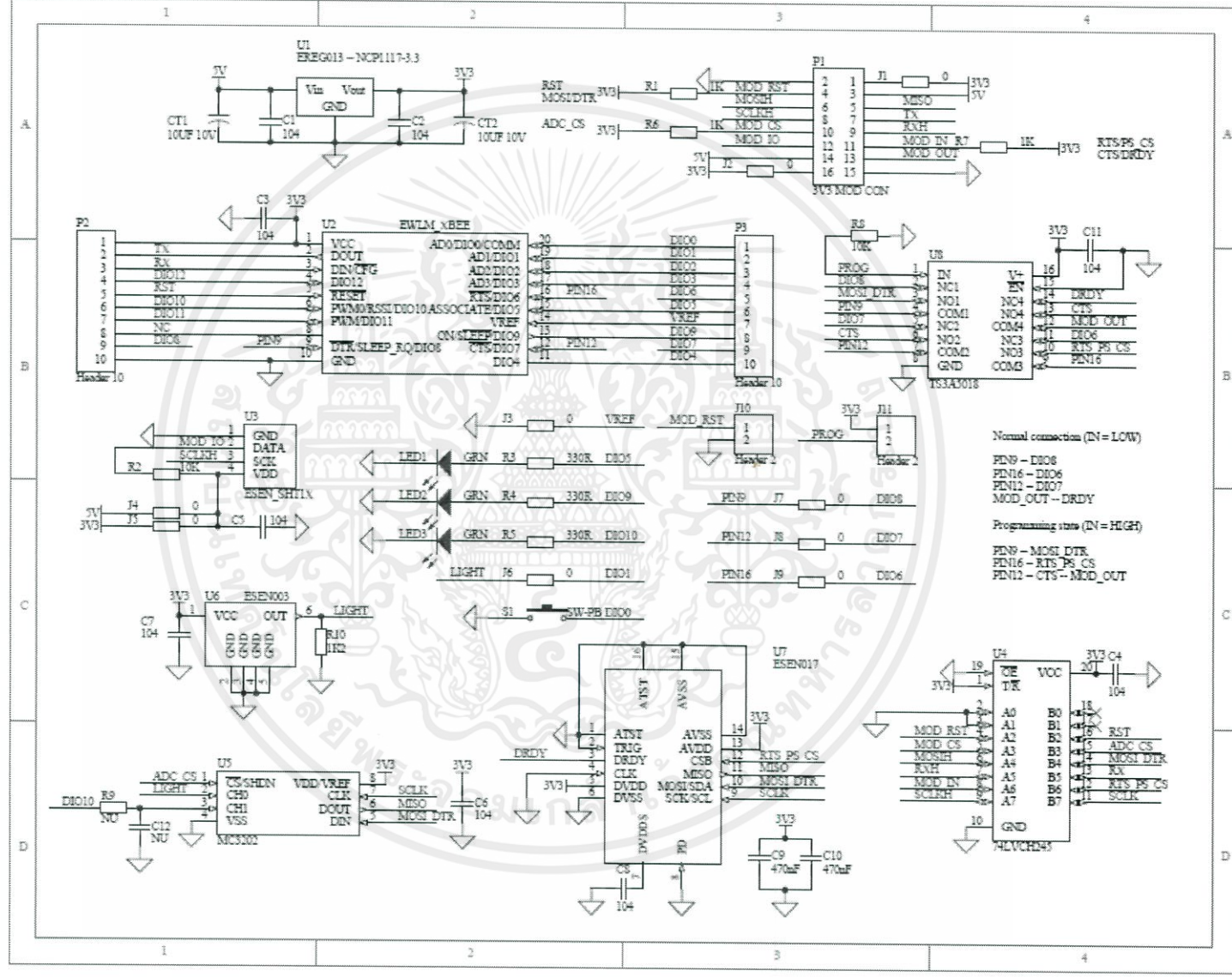
- ข.1 ข้อมูลดิบที่ได้จากการทดสอบเซนเซอร์วัดความเร่ง**  
ข้อมูลทั้งหมดในหัวข้อนี้ สามารถศึกษาเพิ่มเติมได้จากซีดีรอมที่แนบมากับปริญยานิพนธ์
- ข.2 ข้อมูลดิบที่ใช้สำหรับการทดสอบใจโรสโคป**  
ข้อมูลทั้งหมดในหัวข้อนี้ สามารถศึกษาเพิ่มเติมได้จากซีดีรอมที่แนบมากับปริญยานิพนธ์
- ข.3 ข้อมูลดิบที่ใช้สำหรับการทดสอบเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก**  
ข้อมูลทั้งหมดในหัวข้อนี้ สามารถศึกษาเพิ่มเติมได้จากซีดีรอมที่แนบมากับปริญยานิพนธ์
- ข.4 ข้อมูลดิบที่ใช้สำหรับการทดสอบหาค่ามุมยอร์ด้วยเซนเซอร์วัดความเร่ง และเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก**  
ข้อมูลทั้งหมดในหัวข้อนี้ สามารถศึกษาเพิ่มเติมได้จากซีดีรอมที่แนบมากับปริญยานิพนธ์
- ข.5 ข้อมูลดิบที่ใช้สำหรับการทดสอบหาค่ามุมโรล มุมพิทช์และมุมยอร์ ด้วยใจโรสโคป**  
ข้อมูลทั้งหมดในหัวข้อนี้ สามารถศึกษาเพิ่มเติมได้จากซีดีรอมที่แนบมากับปริญยานิพนธ์
- ข.6 ข้อมูลดิบที่ใช้สำหรับการทดลองตัวสังเกตเตท**  
ข้อมูลทั้งหมดในหัวข้อนี้ สามารถศึกษาเพิ่มเติมได้จากซีดีรอมที่แนบมากับปริญยานิพนธ์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

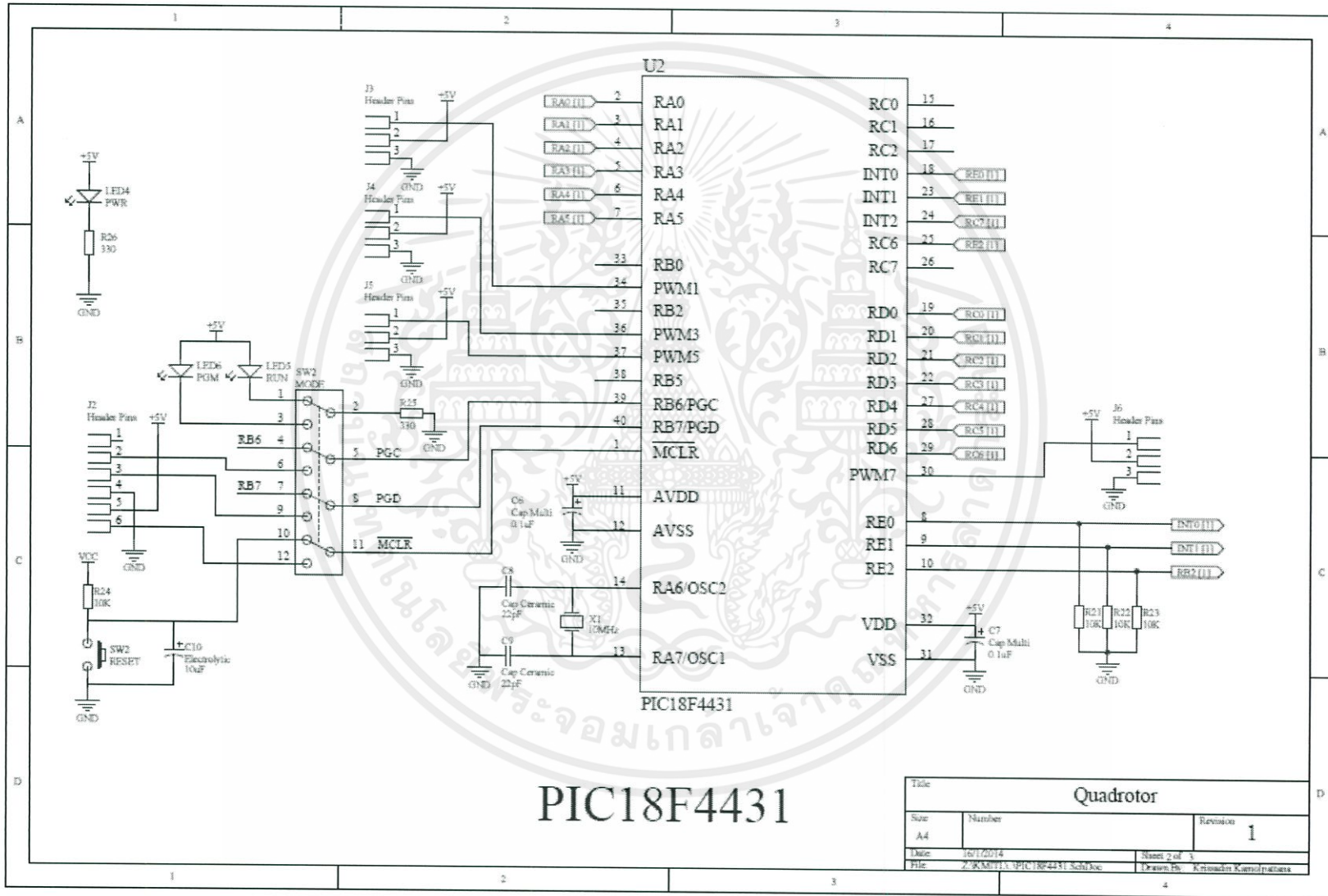
ภาคผนวก ค

แผนผังอุปกรณ์และการเชื่อมต่อวงจร

ค.1 แผนผังวงจรของ BlueBee - Breakout Board

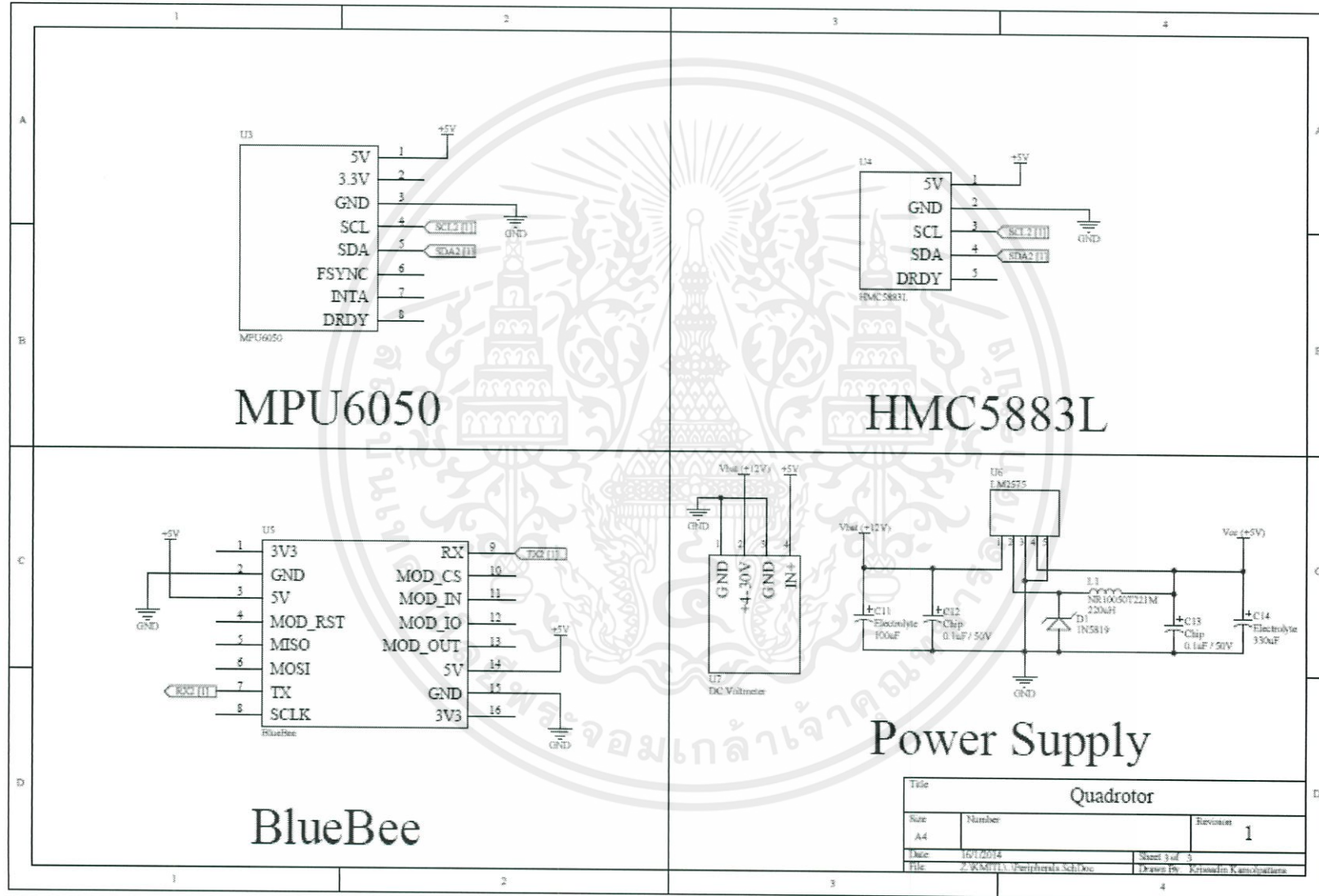






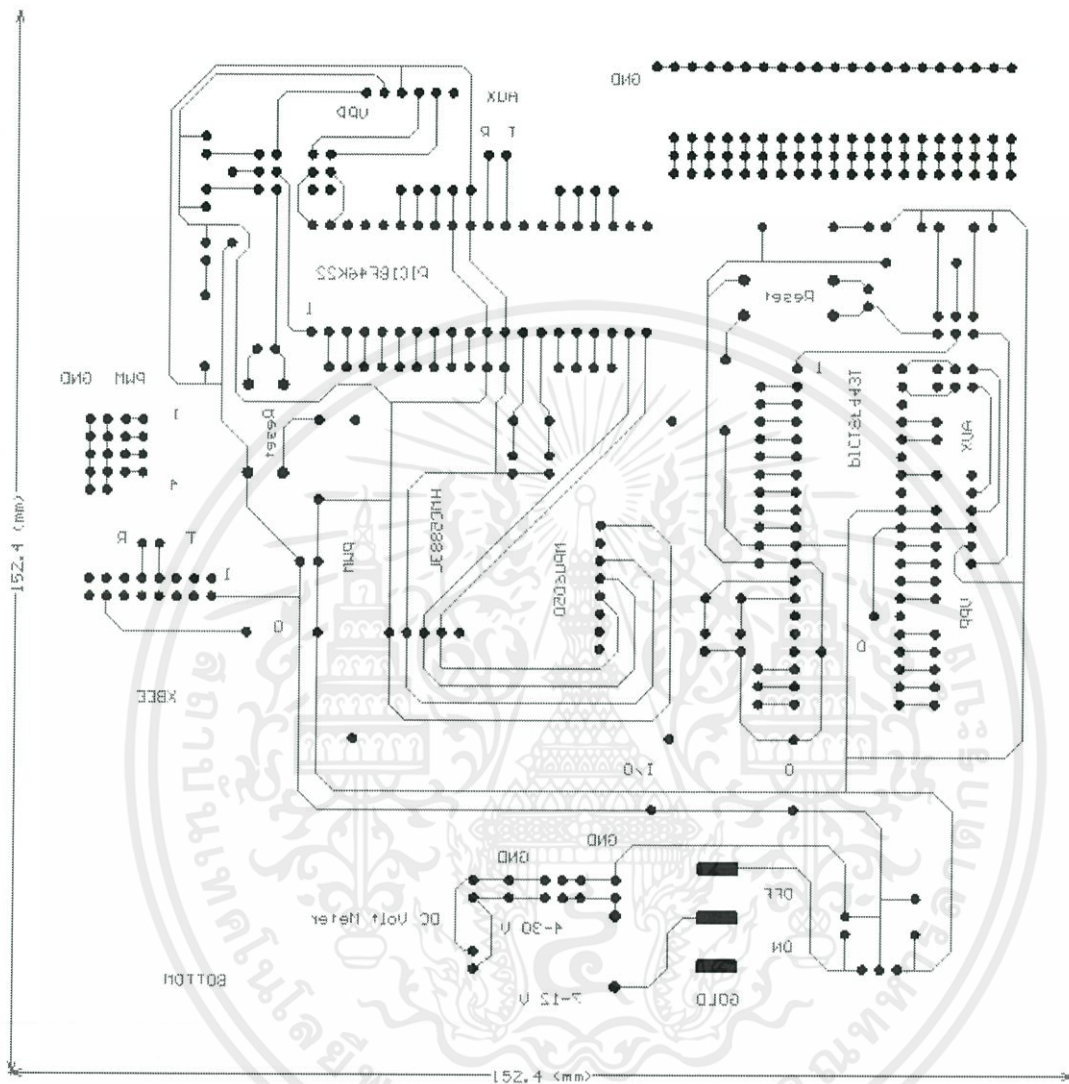
# PIC18F4431

Title		
Quadrotor		
Size	Number	Revision
A4		1
Date	10/1/2014	Sheet 2 of 3
File	Z:\KAM713\PIC18F4431 Sch.Sxc	Drawn By: Krittasart Karnvithanas



Title		
Quadrotor		
Size	Number	Revision
A4		1
Date	Sheet 3 of 3	
Title	Drawn By	Checked By
2-Wireless Sch Doc	Kritsadin Kanchanana	

### ค.3 ลายวงจรสำหรับแผ่นวงจรพิมพ์ (PCB)



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## เอกสารคู่มืออุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์

### ง.1 เอกสารคู่มือการใช้งาน PIC18F46K22



## PIC18(L)F2X/4XK22

### 28/40/44-Pin, Low-Power, High-Performance Microcontrollers with XLP Technology

#### High-Performance RISC CPU:

- C Compiler Optimized Architecture:
  - Optional extended instruction set designed to optimize re-entrant code
- Up to 1024 Bytes Data EEPROM
- Up to 64 Kbytes Linear Program Memory Addressing
- Up to 3896 Bytes Linear Data Memory Addressing
- Up to 16 MIPS Operation
- 16-bit Wide Instructions, 8-bit Wide Data Path
- Priority Levels for Interrupts
- 31-Level, Software Accessible Hardware Stack
- 8 x 8 Single-Cycle Hardware Multiplier

#### Flexible Oscillator Structure:

- Precision 16 MHz Internal Oscillator Block:
  - Factory calibrated to  $\pm 1\%$
  - Selectable frequencies, 31 kHz to 16 MHz
  - 64 MHz performance available using PLL – no external components required
- Four Crystal modes up to 64 MHz
- Two External Clock modes up to 64 MHz
- 4X Phase Lock Loop (PLL)
- Secondary Oscillator using Timer1 @ 32 kHz
- Fail-Safe Clock Monitor:
  - Allows for safe shutdown if peripheral clock stops
  - Two-Speed Oscillator Start-up

#### Analog Features:

- Analog-to-Digital Converter (ADC) module:
  - 10-bit resolution, up to 30 external channels
  - Auto-acquisition capability
  - Conversion available during Sleep
  - Fixed Voltage Reference (FVR) channel
  - Independent input multiplexing
- Analog Comparator module:
  - Two rail-to-rail analog comparators
  - Independent input multiplexing
- Digital-to-Analog Converter (DAC) module:
  - Fixed Voltage Reference (FVR) with 1.024V, 2.048V and 4.096V output levels
  - 5-bit rail-to-rail resistive DAC with positive and negative reference selection
- Charge Time Measurement Unit (CTMU) module:
  - Supports capacitive touch sensing for touch screens and capacitive switches

#### Extreme Low-Power Management PIC18(L)F2X/4XK22 with XLP:

- Sleep mode: 20 nA, typical
- Watchdog Timer: 300 nA, typical
- Timer1 Oscillator: 800 nA @ 32 kHz
- Peripheral Module Disable

#### Special Microcontroller Features:

- 2.3V to 5.5V Operation – PIC18FXK22 devices
- 1.8V to 3.6V Operation – PIC18LFXK22 devices
- Self-Programmable under Software Control
- High/Low-Voltage Detection (HLVD) module:
  - Programmable 16-Level
  - Interrupt on High/Low-Voltage Detection
- Programmable Brown-out Reset (BOR):
  - With software enable option
  - Configurable shutdown in Sleep
- Extended Watchdog Timer (WDT):
  - Programmable period from 4 ms to 131s
- In-Circuit Serial Programming™ (ICSP™):
  - Single-Supply 3V
- In-Circuit Debug (ICD)

#### Peripheral Highlights:

- Up to 35 I/O Pins plus 1 Input-Only Pin:
  - High-Current Sink/Source 25 mA/25 mA
  - Three programmable external interrupts
  - Four programmable interrupt-on-change
  - Nine programmable weak pull-ups
  - Programmable slew rate
- SR Latch:
  - Multiple Set/Reset input options
- Two Capture/Compare/PWM (CCP) modules
- Three Enhanced CCP (ECCP) modules:
  - One, two or four PWM outputs
  - Selectable polarity
  - Programmable dead time
  - Auto-Shutdown and Auto-Restart
  - PWM steering
- Two Master Synchronous Serial Port (MSSP) modules:
  - 3-wire SPI (supports all 4 modes) ใช้ประโยชน์ด้านการค้า
  - I<sup>2</sup>C™ Master and Slave modes with address mask

## จ.2 เอกสารคู่มือการใช้งาน PIC18F4431



# MICROCHIP PIC18F2331/2431/4331/4431

## 28/40/44-Pin Enhanced Flash Microcontrollers with nanoWatt Technology, High Performance PWM and A/D

### 14-bit Power Control PWM Module:

- Up to 4 channels with complementary outputs
- Edge- or center-aligned operation
- Flexible dead-band generator
- Hardware fault protection inputs
- Simultaneous update of duty cycle and period:
  - Flexible special event trigger output

### Motion Feedback Module:

- Three independent input capture channels:
  - Flexible operating modes for period and pulse width measurement
  - Special Hall Sensor interface module
  - Special event trigger output to other modules
- Quadrature Encoder Interface:
  - 2 phase inputs and one index input from encoder
  - High and low position tracking with direction status and change of direction interrupt
  - Velocity measurement

### High-Speed, 200 Ksps 10-bit A/D Converter:

- Up to 9 channels
- Simultaneous two-channel sampling
- Sequential sampling: 1, 2 or 4 selected channels
- Auto-conversion capability
- 4-word FIFO with selectable interrupt frequency
- Selectable external conversion triggers
- Programmable acquisition time

### Flexible Oscillator Structure:

- Four crystal modes up to 40 MHz
- Two external clock modes up to 40 MHz
- Internal oscillator block:
  - 8 user selectable frequencies: 31 kHz to 8 MHz
  - OSCTUNE can compensate for frequency drift
- Secondary oscillator using Timer1 @ 32 kHz
- Fail-Safe Clock Monitor:
  - Allows for safe shutdown of device if clock fails

### Power-Managed Modes:

- Run CPU on, peripherals on
- Idle CPU off, peripherals on
- Sleep CPU off, peripherals off
- Idle mode currents down to 5.8  $\mu$ A typical
- Sleep current down to 0.1  $\mu$ A typical
- Timer1 oscillator, 1.8  $\mu$ A typical, 32 kHz, 2V
- Watchdog Timer (WDT), 2.1  $\mu$ A typical
- Two-Speed oscillator start-up

### Peripheral Highlights:

- High current sink/source 25 mA/25 mA
- Three external interrupts
- Two Capture/Compare/PWM (CCP) modules:
  - Capture is 16-bit, max. resolution 6.25 ns (Tcy/16)
  - Compare is 16-bit, max. resolution 100 ns (Tcy)
  - PWM output: PWM resolution is 1 to 10 bits
- Enhanced USART module:
  - Supports RS-485, RS-232 and LIN 1.2
  - Auto-Wake-up on Start bit
  - Auto-Baud detect
- RS-232 operation using internal oscillator block (no external crystal required)

### Special Microcontroller Features:


- 100,000 erase/write cycle enhanced Flash program memory typical
- 1,000,000 erase/write cycle data EEPROM memory typical
- Flash/data EEPROM retention: 100 years
- Self-programmable under software control
- Priority levels for interrupts
- 8 X 8 Single-cycle Hardware Multiplier
- Extended Watchdog Timer (WDT):
  - Programmable period from 41 ms to 131s
- Single-supply In-Circuit Serial Programming™ (ICSP™) via two pins
- In-Circuit Debug (ICD) via two pins
  - Drives PWM outputs safely when debugging

Device	Program Memory		Data Memory		I/O	10-bit A/D (ch)	CCP	SSP		EUSART	Quadrature Encoder	14-bit PWM (ch)	Timers 8/16-bit
	Flash (bytes)	# Single-Word Instructions	SRAM (bytes)	EEPROM (bytes)				SPI	Slave I <sup>2</sup> C™				
PIC18F2331	8192	4096	768	256	24	5	2	Y	Y	Y	Y	6	1/3
PIC18F2431	16384	8192	768	256	24	5	2	Y	Y	Y	Y	6	1/3
PIC18F4331	8192	4096	768	256	36	9	2	Y	Y	Y	Y	8	1/3
PIC18F4431	16384	8192	768	256	36	9	2	Y	Y	Y	Y	8	1/3

เอกสารนี้เป็นทรัพย์สินทางปัญญาของไมโครชิพและใช้ภายใต้เงื่อนไขการใช้งานการค้า

ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดลอกเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

### ง.3 เอกสารคู่มือการใช้งาน MPU6050

	<b>MPU-6000/MPU-6050 Product Specification</b>	Document Number: PS-MPU-6000A-00 Revision: 3.2 Release Date: 11/16/2011
---	--	---

## 5 Features

### 5.1 Gyroscope Features

The triple-axis MEMS gyroscope in the MPU-60X0 includes a wide range of features:

- Digital-output X-, Y-, and Z-Axis angular rate sensors (gyroscopes) with a user-programmable full-scale range of  $\pm 250$ ,  $\pm 500$ ,  $\pm 1000$ , and  $\pm 2000^\circ/\text{sec}$
- External sync signal connected to the FSYNC pin supports image, video and GPS synchronization
- Integrated 16-bit ADCs enable simultaneous sampling of gyros
- Enhanced bias and sensitivity temperature stability reduces the need for user calibration
- Improved low-frequency noise performance
- Digitally-programmable low-pass filter
- Gyroscope operating current: 3.6mA
- Standby current: 5 $\mu$ A
- Factory calibrated sensitivity scale factor
- User self-test

### 5.2 Accelerometer Features

The triple-axis MEMS accelerometer in MPU-60X0 includes a wide range of features:

- Digital-output triple-axis accelerometer with a programmable full scale range of  $\pm 2g$ ,  $\pm 4g$ ,  $\pm 8g$  and  $\pm 16g$
- Integrated 16-bit ADCs enable simultaneous sampling of accelerometers while requiring no external multiplexer
- Accelerometer normal operating current: 500 $\mu$ A
- Low power accelerometer mode current: 10 $\mu$ A at 1.25Hz, 20 $\mu$ A at 5Hz, 60 $\mu$ A at 20Hz, 110 $\mu$ A at 40Hz
- Orientation detection and signaling
- Tap detection
- User-programmable interrupts
- Free-fall interrupt
- High-G interrupt
- Zero Motion/Motion interrupt
- User self-test

### 5.3 Additional Features

The MPU-60X0 includes the following additional features:

- 9-Axis MotionFusion by the on-chip Digital Motion Processor (DMP)
- Auxiliary master I<sup>2</sup>C bus for reading data from external sensors (e.g., magnetometer)
- 3.9mA operating current when all 6 motion sensing axes and the DMP are enabled
- VDD supply voltage range of 2.375V-3.46V
- Flexible VLOGIC reference voltage supports multiple I<sup>2</sup>C interface voltages (MPU-6050 only)
- Smallest and thinnest QFN package for portable devices: 4x4x0.9mm
- Minimal cross-axis sensitivity between the accelerometer and gyroscope axes
- 1024 byte FIFO buffer reduces power consumption by allowing host processor to read the data in bursts and then go into a low-power mode as the MPU collects more data
- Digital-output temperature sensor
- User-programmable digital filters for gyroscope, accelerometer, and temp sensor
- 10,000 g shock tolerant
- 400kHz Fast Mode I<sup>2</sup>C for communicating with all registers

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

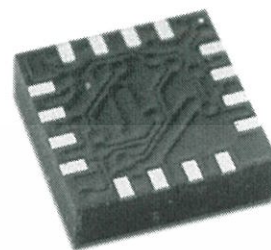
## ง.4 เอกสารคู่มือการใช้งาน HMC5883L

# 3-Axis Digital Compass IC HMC5883L

## Honeywell

Advanced Information

The Honeywell HMC5883L is a surface-mount, multi-chip module designed for low-field magnetic sensing with a digital interface for applications such as low-cost compassing and magnetometry. The HMC5883L includes our state-of-the-art, high-resolution HMC118X series magneto-resistive sensors plus an ASIC containing amplification, automatic degaussing strap drivers, offset cancellation, and a 12-bit ADC that enables 1° to 2° compass heading accuracy. The I<sup>2</sup>C serial bus allows for easy interface. The HMC5883L is a 3.0x3.0x0.9mm surface mount 16-pin leadless chip carrier (LCC). Applications for the HMC5883L include Mobile Phones, Netbooks, Consumer Electronics, Auto Navigation Systems, and Personal Navigation Devices.



The HMC5883L utilizes Honeywell's Anisotropic Magneto-resistive (AMR) technology that provides advantages over other magnetic sensor technologies. These anisotropic, directional sensors feature precision in-axis sensitivity and linearity. These sensors' solid-state construction with very low cross-axis sensitivity is designed to measure both the direction and the magnitude of Earth's magnetic fields, from milli-gauss to 8 gauss. Honeywell's Magnetic Sensors are among the most sensitive and reliable low-field sensors in the industry.

### FEATURES

- ▶ 3-Axis Magneto-resistive Sensors and ASIC in a 3.0x3.0x0.9mm LCC Surface Mount Package
- ▶ 12-Bit ADC Coupled with Low Noise AMR Sensors Achieves 2 milli-gauss Field Resolution in ±8 Gauss Fields
- ▶ Built-In Self Test
- ▶ Low Voltage Operations (2.16 to 3.6V) and Low Power Consumption (100 µA)
- ▶ Built-In Strap Drive Circuits
- ▶ I<sup>2</sup>C Digital Interface
- ▶ Lead Free Package Construction
- ▶ Wide Magnetic Field Range (+/-8 Oe)
- ▶ Software and Algorithm Support Available
- ▶ Fast 160 Hz Maximum Output Rate

### BENEFITS

- ▶ Small Size for Highly Integrated Products. Just Add a Micro-Controller Interface, Plus Two External SMT Capacitors Designed for High Volume, Cost Sensitive OEM Designs Easy to Assemble & Compatible with High Speed SMT Assembly
- ▶ Enables 1° to 2° Degree Compass Heading Accuracy
- ▶ Enables Low-Cost Functionality Test after Assembly in Production
- ▶ Compatible for Battery Powered Applications
- ▶ Set/Reset and Offset Strap Drivers for Degaussing, Self Test, and Offset Compensation
- ▶ Popular Two-Wire Serial Data Interface for Consumer Electronics
- ▶ RoHS Compliance
- ▶ Sensors Can Be Used in Strong Magnetic Field Environments with a 1° to 2° Degree Compass Heading Accuracy
- ▶ Compassing Heading, Hard Iron, Soft Iron, and Auto Calibration Libraries Available
- ▶ Enables Pedestrian Navigation and LBS Applications

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## ง.5 เอกสารคู่มือการใช้งาน LM2575



April 2007

### LM1575/LM2575/LM2575HV SIMPLE SWITCHER® 1A Step-Down Voltage Regulator

#### General Description

The LM2575 series of regulators are monolithic integrated circuits that provide all the active functions for a step-down (buck) switching regulator, capable of driving a 1A load with excellent line and load regulation. These devices are available in fixed output voltages of 3.3V, 5V, 12V, 15V, and an adjustable output version.

Requiring a minimum number of external components, these regulators are simple to use and include internal frequency compensation and a fixed-frequency oscillator.

The LM2575 series offers a high-efficiency replacement for popular three-terminal linear regulators. It substantially reduces the size of the heat sink, and in many cases no heat sink is required.

A standard series of inductors optimized for use with the LM2575 are available from several different manufacturers. This feature greatly simplifies the design of switch-mode power supplies.

Other features include a guaranteed  $\pm 4\%$  tolerance on output voltage within specified input voltages and output load conditions, and  $\pm 10\%$  on the oscillator frequency. External shutdown is included, featuring 50  $\mu\text{A}$  (typical) standby current. The output switch includes cycle-by-cycle current limiting, as well as thermal shutdown for full protection under fault conditions.

#### Features

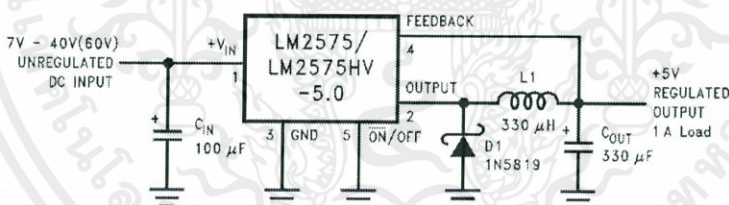
- 3.3V, 5V, 12V, 15V, and adjustable output versions
- Adjustable version output voltage range, 1.23V to 37V (57V for HV version)  $\pm 4\%$  max over line and load conditions
- Guaranteed 1A output current
- Wide input voltage range, 40V up to 60V for HV version
- Requires only 4 external components
- 52 kHz fixed frequency internal oscillator
- TTL shutdown capability, low power standby mode
- High efficiency
- Uses readily available standard inductors
- Thermal shutdown and current limit protection
- P+ Product Enhancement tested

#### Applications

- Simple high-efficiency step-down (buck) regulator
- Efficient pre-regulator for linear regulators
- On-card switching regulators
- Positive to negative converter (Buck-Boost)

#### Typical Application

(Fixed Output Voltage Versions)



Note: Pin numbers are for the TO-220 package.

1147501

SIMPLE SWITCHER® is a registered trademark of National Semiconductor Corporation

LM1575/LM2575/LM2575HV Series SIMPLE SWITCHER 1A Step-Down Voltage Regulator

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## ง.6 เอกสารคู่มือการใช้งาน Blue Bee - XBee Breakout Board

### 1. Introduction

BlueBee (part number ETEE017) is Zigbee base board which contains two of 10-pin 2mm-pitch connectors for Digi's Xbee module. Including with on-board footprints for various types of sensor, it supports temperature and humidity sensor SHT11 (or SHT15), ambient light sensor TPS852 and absolute pressure sensor (and also temperature) SCP1000. Easy to interface with 5V-tollerant low voltage buffer 74LVCH245, the board can be interfaced with both 5V and 3V3 MCU (or USB to serial module).

Common BlueBee module consists of Xbee connector, on-board 3V3-regulator, 74LVCH245, TS3A5018 (analog switch IC) and necessary components only. No sensors and companion devices are installed. To order the module with optional sensor(s), please see section 3 "Options".

To upgrade firmware of Xbee module, the board can be seamlessly connected with ThaiEasyElec's USB to serial module (version 2). See more detail in Section 6.4 "Firmware updating".

### 2. Features

#### Hardware

- Xbee module's connectors
- Onboard 3V3 voltage regulator
- Onboard logic buffer SN74LVCH245 supporting 5V signals
- 3 LEDs indicating association, connection status and RSSI signal
- Through hole PADs for direct connection with Xbee module
- SHT11 or SHT15 temperature and humidity sensor (optional)
- TS852 ambient light sensor with Microchip's analog to digital IC MCP3202 (optional)
- SCP1000-D01 absolute pressure and temperature sensor (optional)

เอกสารนี้เป็นเอกสารลิขสิทธิ์ของ ThaiEasyElec.com การนำเอกสารนี้ไปใช้โดยไม่ได้รับอนุญาตถือว่าผิดกฎหมาย

ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## ง.7 เอกสารคู่มือการใช้งาน XBee 2mW Wire Antenna - Series 2

XBee®/XBee-PRO® ZB RF Modules

### Key Features

#### High Performance, Low Cost

##### XBee

- Indoor/Urban: up to 133' (40 m)
- Outdoor line-of-sight: up to 400' (120 m)
- Transmit Power: 2 mW (3 dBm)
- Receiver Sensitivity: -96 dBm

##### XBee-PRO (S2)

- Indoor/Urban: up to 300' (90 m), 200' (60 m) for International variant
- Outdoor line-of-sight: up to 2 miles (3200 m), 5000' (1500 m) for International variant
- Transmit Power: 50mW (17dBm), 10mW (10dBm) for International variant
- Receiver Sensitivity: -102 dBm

##### XBee-PRO (S2B)

- Indoor/Urban: up to 300' (90 m), 200' (60 m) for International variant
- Outdoor line-of-sight: up to 2 miles (3200 m), 5000' (1500 m) for International variant
- Transmit Power: 63mW (18dBm), 10mW (10dBm) for International variant
- Receiver Sensitivity: -102 dBm

#### Advanced Networking & Security

Retries and Acknowledgements  
 DSSS (Direct Sequence Spread Spectrum)  
 Each direct sequence channel has over 65,000 unique network addresses available  
 Point-to-point, point-to-multipoint and peer-to-peer topologies supported  
 Self-routing, self-healing and fault-tolerant mesh networking

#### Low Power

##### XBee

- TX Peak Current: 40 mA (@3.3 V)
- RX Current: 40 mA (@3.3 V)
- Power-down Current: < 1  $\mu$ A

##### XBee-PRO (S2)

- TX Peak Current: 295mA (170mA for international variant)
- RX Current: 45 mA (@3.3 V)
- Power-down Current: 3.5  $\mu$ A typical @ 25 degrees C

##### XBee-PRO (S2B)

- TX Peak Current: 205mA (117mA for international variant)
- RX Current: 47 mA (@3.3 V)
- Power-down Current: 3.5  $\mu$ A typical @ 25 degrees C

#### Easy-to-Use

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

### Worldwide Acceptance

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

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

Manufactured under ISO 9001:2000 registered standards

XBee®/XBee-PRO® ZB RF Modules are optimized for use in US, Canada, Europe, Australia, and Japan (contact Digi for complete list of agency approvals).



## ง.8 เอกสารคู่มือการใช้งานเครื่องมือควบคุมความเร็วมอเตอร์แบบอิเล็กทรอนิกส์ Dragon Economy 30A

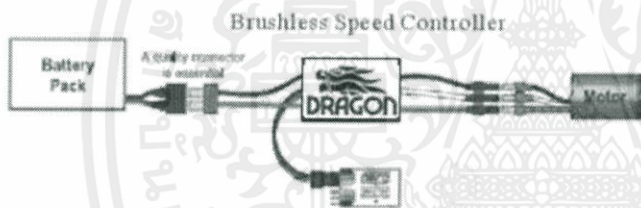
DRAGON VERSION Economy 4.0



### คู่มือสปีดคอนโทรล DRAGON Economy

สปีดคอนโทรล Dragon เป็นสปีดคอนโทรลที่มีคุณสมบัติการใช้งานและฟังก์ชัน ที่ครบถ้วนสามารถใช้กับมอเตอร์ได้ทุกรุ่นที่มีขายในท้องตลาด มีโปรแกรมต่างๆ ให้ปรับแต่งมากมายเพื่อให้เหมาะสมกับมอเตอร์ที่นำมาใช้งานกับสปีดคอนโทรล Dragon และยังสามารถเลือกให้ทำงานแบบอัตโนมัติได้อีกด้วย สปีดคอนโทรล Dragon มีโปรแกรมการควบคุมรอบของมอเตอร์ที่ละเอียดกว่าสปีดทั่วไปโดยสปีดคอนโทรล Dragon จะทำการจำกัดของตำแหน่งสูงสุดของ Stick Thottle และ ค่าต่ำสุดของ Thottle รวมทั้งอ่านค่าความละเอียดของวิททูที่ให้มี ค่าความละเอียดมากขึ้นเพื่อให้อ่านค่าความละเอียดสูงมากสปีดคอนโทรล Dragon ก็จะควบคุมมอเตอร์ได้รอบที่ละเอียดมากขึ้นไปด้วยโดยเราจะเห็นว่าเมื่อเซ็ทค่าเสร็จแล้วรอบของมอเตอร์จะเริ่มหมุนเมื่อเรารับคันท Stick ขึ้นทันทีและรอบของมอเตอร์ จะหมุนมีความสัมพันธ์ไปกับการเลื่อน Stick ขึ้น-ลงและรอบของมอเตอร์จะไม่มีการหมุนแบบกระโดดเหมือนสปีดทั่วไป ทำให้การควบคุมเครื่องบินโดยเฉพาะ เฮลิคอปเตอร์และเครื่องบิน 3D มีความง่ายกว่า และตัวสปีดคอนโทรล Dragon ยังมีคุณสมบัติต่างๆ เช่นระบบป้องกันการหมุนของมอเตอร์เมื่อตำแหน่งของ Stick ไม่มีที่ตำแหน่งต่ำสุด ระบบป้องกันความร้อนสูงเกิน Mos-fet ใช้รุ่นที่มีค่าความต้านทานต่ำมาก มีอุณหภูมิของชิปที่ต่ำกว่าผู้พร้อมที่ระบายความร้อน สามารถตั้งตำแหน่งเริ่มต้นการหมุนของมอเตอร์ได้ทุกตำแหน่งตั้ง Stick ตรงกลางได้ รวมทั้งมีโปรแกรมอื่นๆ อีกมากมายโดยดูได้จากตารางการใช้งานข้างล่างนี้

### 1. การต่อใช้งานสปีดคอนโทรล Dragon.



**2.\* ข้อสำคัญที่ต้องทำครั้งแรก \*** ก่อนการเริ่มใช้งานครั้งแรกจำเป็นต้องปรับโปรแกรมให้สปีดจำกัดของวิททูของเราไว้เพราะถ้าไม่เซ็ทในขั้นตอนนี้มอเตอร์ จะยังคงไม่หมุน วิธีการเซ็ทคือ เปิดวิททูแล้วเลื่อน joy stick ไปบนสุด จากนั้นต้องแยกขาข้างกับสปีดในขณะที่ได้ยินเสียง BEEP แรกให้กด JOY STICK ลงอย่างสุดโดยไม่ต้องรอให้เสียงหยุดแล้วกดออก และต่อใช้งานตามปกติ (ข้อควรระวังเมื่อขณะเซ็ทค่าให้ตั้งวิททูเป็นค่าปกติก่อน) สาเหตุที่ต้องเซ็ทวิททูโปรแกรมนี้ก่อนการใช้งานครั้งแรก เพื่อให้สปีดมีการตอบสนองอันการเริ่มหมุนมอเตอร์ที่ถูกต้องกว่าสปีดอื่นๆ และมีรอบการทำงานที่แม่นยำและนุ่มนวล กว่าสปีดที่ตั้งค่าตามตัวมาให้จากโรงงาน

### 3. Specification ของสปีดคอนโทรล Dragon ในแต่ละรุ่นที่มีจำหน่าย

Type	Cont. Current (A)	Burst Current (A) 10 sec.	Battery cell NiXX/Lipo	Weight (g)	BEC Output	Size (mm) W*L*H	User Program Card
DRAGON8A	8A	10A	5-12 NC \ 2-4 Lipo	10	5V / 1A	21 x 22 x 4	ได้
DRAGON12A	12A	16A	5-12 NC \ 2-4 Lipo	10	5V / 1A	21 x 22 x 4	ได้
DRAGON20A	20A	30A	5-12 NC \ 2-4 Lipo	20	5V / 2A	23 x 33 x 6	ได้
DRAGON30A Economy	30A	40A	5-12 NC \ 2-4 Lipo	24	5V / 2A	25 x 43 x 7	ได้
DRAGON30A	30A	40A	5-12 NC \ 2-4 Lipo	22	5V / 2A	23 x 33 x 6	ได้
DRAGON40A SBEC	40A	60A	5-18NC \ 2-6 Lipo	30	5.5V / 4A	23 x 52x 7	ได้
DRAGON60A SBEC	60A	80A	5-18NC \ 2-6 Lipo	35	5.5V / 4A	23 x 52x 14	ได้
DRAGON85A SBEC	85A	100A	5-18NC \ 2-6 Lipo	47	5.5V / 4A	34 x 52x 14	ได้
DRAGON110A SBEC	110A	120A	5-18NC \ 2-6 Lipo	75	5.5V / 4A	34 x 52 x 20	ได้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับบริการเชิงพาณิชย์การพิมพ์เผยแพร่ และผู้ดูแลเนื้อหาไม่รับผิดชอบต่อเนื้อหาการกล่าว

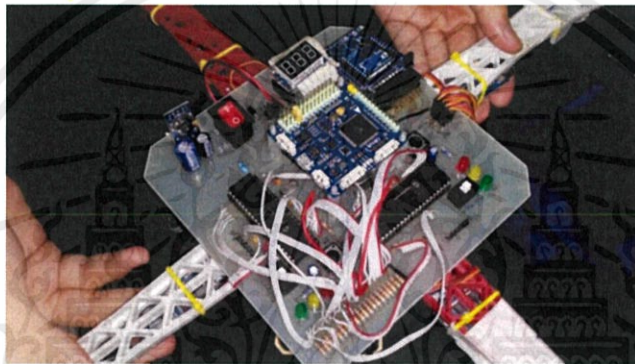
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

## ภาคผนวก จ

### การทดลองเปรียบเทียบค่ามุมที่อ่านได้จากวงจรถนเซนเซอร์สำเร็จ

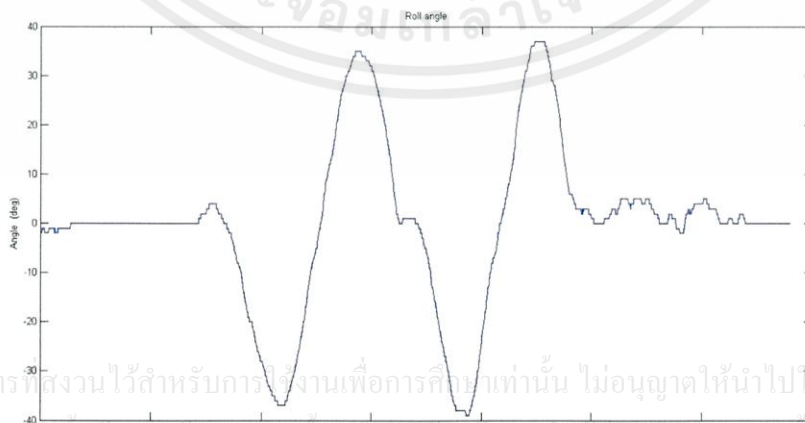
เนื่องจากค่าของมุมโรล, มุมพิทช์ และมุมยอร์ ที่อ่านได้จากตัวกรองคอมพลิเมนท์ารี แกว่งอยู่ในช่วง  $\pm 20$  องศา สัญญาณที่ป้อนกลับจึงไม่เหมาะสมที่จะนำไปใช้ควบคุม จึงหาวงจรถนเซนเซอร์สำเร็จที่ใช้เซนเซอร์เดียวกันกับที่ใช้โครงงานนี้ แล้วนำค่ามุมที่อ่านได้มาเปรียบเทียบกันโดยโครงงานนี้เลือกที่จะเปรียบเทียบค่าของมุมโรล

วงจรถนเซนเซอร์สำเร็จที่นำมาใช้เปรียบเทียบคือ Crius AIOF flight controller เป็นวงจรถนซึ่งประกอบไปด้วยไมโครคอนโทรลเลอร์ ATmega 2560 เซนเซอร์วัดความเร่งใจโรสโคป เซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็กและอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์อื่น ๆ



รูปที่ จ.1 เซนเซอร์สำเร็จCriusติดตั้งบนวงจรถนควบคุมอากาศยานสี่ใบพัด

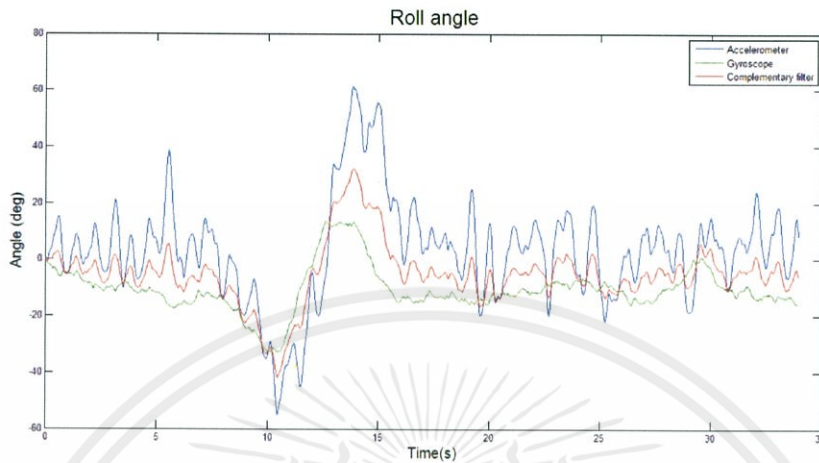
ทดลองโดยชักตัวอย่างค่ามุมโรลเป็นจำนวน 1,000 ครั้ง ในขณะที่ชักตัวอย่างได้หมุนอากาศยานสี่ใบพัดรอบแกน x ในทิศทวนเข็มนาฬิกาไปที่ตำแหน่ง 30 องศา และหมุนในทิศตามเข็มนาฬิกาไปที่ตำแหน่ง -30 องศา โดยหมุน 2 รอบ ค่ามุมโรลที่อ่านได้จากวงจรถนเซนเซอร์สำเร็จ Crius แสดงดังรูปที่ จ.2



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า  
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหาใด ๆ อย่างใดของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

รูปที่ จ.2 มุมโรลที่อ่านได้จากเซนเซอร์สำเร็จ Crius

ทดลองโดยชักตัวอย่างค้ำมูมโรลซ้ำอีกครั้ง แต่ในขณะที่ชักตัวอย่างได้หมุนอากาศยานสี่ใบพัด รอบแกน x ในทิศทวนเข็มนาฬิกาไปที่ตำแหน่ง 30 องศา และหลังจากนั้นหมุนในทิศตามเข็มนาฬิกา ไปที่ตำแหน่ง -30 องศา 1 รอบ ค้ำมูมโรลที่อ่านได้จากตัวกรองคอมพลิเมนทารีแสดงดังรูปที่ จ.3



รูปที่ จ.3 มุมโรลที่อ่านได้จากตัวกรองคอมพลิเมนทารี

จากรูปที่ จ.2 แสดงถึงมุมโรลที่อ่านได้จากวงจรถนเซอร์สำเร็จ Crius และรูปที่ จ.3 เส้นสีแดงแสดงถึงมุมโรลที่วัดได้จากตัวกรองคอมพลิเมนทารี เส้นสีเขียวแสดงถึงมุมโรลที่วัดได้จากไจโรสโคป และเส้นสีน้ำเงินแสดงถึงมุมโรลที่วัดได้จากเซนเซอร์วัดความเร็ว โดยแกน x คือแกนเวลาหน่วยเป็นวินาที จากการเปรียบเทียบรูปที่ จ.2 กับ จ.3 พบว่าสัญญาณที่วัดได้จากวงจรถนเซอร์สำเร็จ Crius มีลักษณะที่เรียบกว่าสัญญาณที่อ่านได้จากตัวกรองคอมพลิเมนทารี หากนำสัญญาณที่เรียบไปใช้ในการป้อนกลับ สัญญาณควบคุมก็จะมีลักษณะที่เรียบตามไปด้วย ซึ่งจะส่งผลให้การควบคุมตำแหน่งของอากาศยานสี่ใบพัดมีความต่อเนื่องและเรียบมากขึ้น ดังนั้นจึงควรออกแบบตัวกรองคอมพลิเมนทารีใหม่อีกครั้ง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้คัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้