

ระบบควบคุมของ Quad Rotor
CONTROL SYSTEM OF QUADROTOR



ปริญญานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมแมคคาทรอนิกส์

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ปีการศึกษา 2556

ระบบควบคุมของ Quad Rotor

CONTROL SYSTEM OF QUADROTOR



ปริญญานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมแมคคาทรอนิกส์

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ปีการศึกษา 2556

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

CONTROL SYSTEM OF QUADROTOR



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

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ปริญญาานิพนธ์ปีการศึกษา 2556

สาขาวิชาวิศวกรรมการวัดและควบคุม คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เรื่อง ระบบควบคุมของ Quad Rotor

CONTROL SYSTEM OF QUADROTOR

ผู้จัดทำ นายณพวัฒน์ แซ่ทอง 53010791

นายสุรสิทธิ์ ว่องวรรณะกุล 53011158



.....อาจารย์ที่ปรึกษา
(ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.นนทวัฒน์ จุลเดชะ)



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ระบบควบคุมของ Quad Rotor

โดย

นายณพวัฒน์ แซ่ท่ง 53010791

นายสุรสิทธิ์ ว่องวรรณะกุล 53011789

อาจารย์ที่ปรึกษา

ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.นนทวัฒน์ จุลเดชะ

ปีการศึกษา 2556

บทคัดย่อ

ปริญญานิพนธ์นี้ อธิบายถึงการออกแบบระบบควบคุมของควอดโรเตอร์ ซึ่งเป็นการศึกษาพลศาสตร์ของไหลและศึกษาลักษณะทางกายภาพของควอดโรเตอร์ เพื่อนำไปออกแบบระบบควบคุมโดยใช้ระบบควบคุมแบบเหมาะสมที่สุด (Linear Quadratic Regulator : LQR) และได้ทำการประยุกต์ใช้ระบบควบคุมกับโปรแกรมแสดงหน้าจอผู้ใช้ (Human User Interface: HMI) เพื่อทำการศึกษาและวิเคราะห์ผลการตอบสนองของระบบควบคุมแบบ LQR

CONTROL SYSTEM OF QUADROTOR

By

Mr. Nopawat Seatong 53010791

Mr. Surasit Wongwatthanakun 53011789

Advisor

Asst.Prof. Dr.Nontawat Chuladaycha

Academic Year 2013

ABSTRACT

This thesis presents the construction of a quadrotor control system. Since examination in dynamics and physics of quadrotor. The purposes of this study were designed control system. This model is linearized in order to serve as basis for the design of a Linear Quadratic Regulator (LQR). And Using control system with LabVIEW which software of Human User Interface. To examine and analyze responses result of the LQR.

กิตติกรรมประกาศ

การจัดทำปริยญาพันธฉบับนี้ สามารถสำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยดี เพราะได้รับความช่วยเหลือเป็นอย่างดี จาก ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.นนทวัฒน์ จุลเดชะ ที่ได้กรุณาให้คำปรึกษาแนะนำที่ดีมาโดยตลอดตั้งแต่ต้น กลุ่มผู้จัดทำรู้สึกซาบซึ้งและขอกราบขอบพระคุณอย่างสูง

ขอบคุณเพื่อนๆ ทุกคนที่ทำให้กำลังใจ สนับสนุนอุปกรณ์ที่ขาดเหลือ และการทำงานกันเป็นทีม กระตุ้นเตือน รวมทั้งคอยถามไถ่ความคืบหน้าของโครงการอยู่เสมอ

สุดท้ายนี้ผู้จัดทำขอกราบขอบพระคุณบิดา มารดา และครอบครัว ที่คอยเป็นกำลังใจที่ดีตลอดมา รวมถึงการสนับสนุนในเรื่องของงบประมาณที่ขาดเหลือ ตลอดจนเป็นแรงบัลดาลใจที่ดีที่สุดที่ทำให้โครงการสำเร็จสมบูรณ์ลงได้ด้วยดี



ผู้จัดทำ

นายณพวิจน์ แซ่ท่ง

นายสุรสิทธิ์ ว่องวรธนะกุล

สารบัญ

	หน้า
บทคัดย่อ	I
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ	II
กิตติกรรมประกาศ	III
สารบัญ	IV
สารบัญรูป	VII
บทที่ 1 บทนำ	1
1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของโครงการ	1
1.2 วัตถุประสงค์ในการทำปริญญานิพนธ์	1
1.3 ขั้นตอนการศึกษาและจัดทำโครงการ	1
1.3.1 ศึกษาทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง	1
1.3.2 ออกแบบและทดลอง	1
1.4 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ	2
1.5 ขอบเขตการศึกษา	2
บทที่ 2 ทฤษฎีและความรู้ที่เกี่ยวข้อง	3
2.1 หลักการบินของควอทโรเตอร์	3
2.1.1 ลักษณะของใบพัดและหลักการของแบร์นูลลีที่ทำให้เกิดแรงยก	4
2.1.2 แรงยกที่ทำให้เกิดการเคลื่อนที่ของควอทโรเตอร์	5
2.1.2.1 แบบจำลองเวกเตอร์แรงยกที่สัมพันธ์กับการเคลื่อนที่ของควอทโรเตอร์	5
2.1.2.2 แรงยกที่มีผลต่อทิศทางการเคลื่อนที่ของควอทโรเตอร์	6
2.2 การนำเสนอลักษณะทางกายภาพของควอทโรเตอร์	7
2.3 พลศาสตร์ของควอทโรเตอร์	9
2.3.1 สมการไม่เป็นเชิงเส้นของการเคลื่อนที่	10
2.3.2 แรงกระทำบนควอทโรเตอร์	12
2.3.3 แรงบิดที่กระทำบนควอทโรเตอร์	13
2.4 เทคนิคการแปลงให้เป็นเชิงเส้น (Linearization)	16
2.4.1 แบบจำลองปริภูมิสถานะ (State-Space)	17
2.4.2 ความสามารถในการควบคุมได้ (Controllability)	17
2.5 ทฤษฎีการควบคุมเหมาะสมที่สุด (Optimal Control Theory)	18
2.6 Linear Quadratic Regulator แบบไม่ต่อเนื่องทางเวลา (Discrete)	19
บทที่ 3 การออกแบบระบบควบคุมควอทโรเตอร์	21
3.1 แบบจำลองพลศาสตร์ควอทโรเตอร์ในโปรแกรม Simulink	21
3.1.1 แบบจำลองในกรอบอ้างอิงตัวควอทโรเตอร์	21
3.1.2 การแปลงให้เป็นเชิงเส้นในรูปของแบบจำลองปริภูมิสถานะ	21

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
3.2 Simulation ของแบบจำลองที่ไม่เป็นเชิงเส้นบนกรอบ อ้างอิงบนควอโทรเตอร์	23
3.3 การออกแบบระบบควบคุม Linear Quadratic Regulator	26
3.3.1 การออกแบบระบบควบคุมไม่ต่อเนื่องทางเวลาของ LQR	26
3.4 การประยุกต์การใช้งานระบบควบคุมกับโปรแกรมผู้ใช้	28
3.4.1 การออกแบบหน้าจอผู้ใช้งาน (Human User Interface: HMI)	28
3.4.1.1 หน้าจอผู้ใช้งานสำหรับการใช้งานจริง	28
3.4.1.1.1 แหล่งจ่ายไฟ	28
3.4.1.1.2 การสื่อสาร	28
3.4.1.1.3 สถานะของมอเตอร์	30
3.4.1.1.4 ทิศทางการเคลื่อนที่บนแกน Z	30
3.4.1.1.5 ไจโรสโคป	31
3.4.1.1.6 การแสดงผลของอุณหภูมิ, ความชื้นในอากาศ และการตั้งค่า	31
3.4.1.1.7 การแจ้งเตือนและนาฬิกาจับเวลา	32
3.4.1.2 หน้าจอผู้ใช้งานสำหรับใช้ในการทดลองบินเบื้องต้น	33
3.4.1.2.1 การใช้งานโปรแกรมผู้ใช้เพื่อทดลองการบิน เบื้องต้น	33
3.4.2 การนำระบบควบคุมมาใช้งานกับโปรแกรมผู้ใช้	33
3.4.2.1 การเชื่อมต่อโปรแกรมผู้ใช้งานกับคันบังคับ (Joystick)	33
3.4.2.2 การจำลองการบินโดยใช้ระบบควบคุม (Flight Simulation)	35
3.4.2.3 การนำระบบควบคุมมาใช้งานกับโปรแกรมผู้ใช้เพื่อทดลอง การบินเบื้องต้น	37
บทที่ 4 การทดลองและผลการทดลอง	40
4.1 การทดลองออกแบบระบบควบคุมสำหรับควอโทรเตอร์	40
4.1.1 การออกแบบครั้งที่ 1	40
4.1.2 การออกแบบครั้งที่ 2	40
4.1.3 การออกแบบครั้งที่ 3	43
4.2 Simulation ทดสอบการบินมุม Roll, Pitch, Yaw	44
4.2.1 ทดสอบมุม Roll	44
4.2.2 ทดสอบมุม Pitch	45
4.2.3 ทดสอบมุม Yaw	46
4.3 เปรียบเทียบเวลาการลู่สำหรับ LQR แบบไม่ต่อเนื่องทางเวลา	47
4.4 ผลการทดลองการตอบสนองของระบบควบคุมโดยใช้โปรแกรม Labview	49

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
4.4.1 ผลการทดลองการชดเชยของมุม Roll	49
4.4.2 ผลการทดลองการชดเชยของมุม Pitch	51
4.4.3 ผลการทดลองการชดเชยของมุม Yaw	51
บทที่ 5 บทสรุปและข้อเสนอแนะ	
5.1 บทสรุปการดำเนินงาน	54
5.2 ปัญหาที่พบในการดำเนินงาน	54
5.3 ข้อเสนอแนะและแนวทางพัฒนา	55
เอกสารอ้างอิง	56
ภาคผนวก	57
ภาคผนวก ก	58
ภาคผนวก ข	60
ภาคผนวก ค	63
ภาคผนวก ง	65
ภาคผนวก จ	67
ภาคผนวก ฉ	70
ภาคผนวก ช	73
ภาคผนวก ซ	76
ภาคผนวก ฌ	80
ภาคผนวก ญ	82
ภาคผนวก ฎ	84
ภาคผนวก ฏ	86
ภาคผนวก ฐ	86
ภาคผนวก ท	92
ภาคผนวก ฒ	94

สารบัญรูป

รูปที่	หน้า
2.1 แบบจำลองของเฮลิคอปเตอร์หนึ่งใบพัด	3
2.2 แสดงลักษณะของใบพัด	4
2.3 แสดงกระแสอากาศที่ไหลผ่านปีกเครื่องบิน	4
2.4 แสดงถึงเวกเตอร์ต่างๆ ที่เกิดจากการหมุนของใบพัด	5
2.5 แสดงทิศทางการเคลื่อนที่และตำแหน่งมอเตอร์ของควอดโรเตอร์ (Quadrotor)	7
2.6 แสดงกรอบอ้างอิงบนพื้นโลก และกรอบอ้างอิงบนตัวควอดโรเตอร์	8
2.7 แสดงทิศทางการหมุนของใบพัดและแรงยก	14
2.8 แสดงการหมุนด้าน Advancing และ Receding ของใบพัดควอดโรเตอร์	15
3.1 แบบจำลองใน Simulink ที่เป็นระบบวงเปิดแบบสมการที่ไม่เป็นเชิงเส้นบนกรอบอ้างอิงบนควอดโรเตอร์	22
3.2 แบบจำลองที่ไม่เป็นเชิงเส้นบนกรอบอ้างอิงตัวควอดโรเตอร์	24
3.3 แบบจำลองที่ไม่เป็นเชิงเส้นของผลตอบสนองมุม Roll, Pitch, Yaw	25
3.4 ปริภูมิสถานะ พร้อมกับเมตริกซ์เกนป้อนกลับ K	26
3.5 แสดงสถานะของแหล่งจ่ายไฟ	28
3.6 แสดงสถานการณ์สื่อสารทางอากาศ	28
3.7 แสดงหน้าจอผู้ใช้สำหรับการใช้งานจริง	29
3.8 แสดงสถานะการทำงานของมอเตอร์แต่ละตัว	30
3.9 แสดงระดับความสูงหรือ Altitude (เมตร), เปอร์เซ็นแรงยกรวม, ความเร็วในแกน Z และเข็มทิศ	31
3.10 แสดงใจโรสโคป	31
3.11 แสดงการปรับตั้งค่าต่างๆ พิกัดมุมอูณหภูมิและความเร็วการเคลื่อนที่ในอากาศ	32
3.12 แสดงการแจ้งสัญญาณเตือนและนาฬิกาจับเวลาสำหรับการบิน	32
3.13 แสดง Joystick และ GUI (Graphical User Interface) ของ Joystick	34
3.14 แสดงหน้าจอ HMI ของ Flight Simulation	36
3.15 แสดงหน้าจอผู้ใช้งานสำหรับใช้ในการทดลองบินเบื้องต้นด้วยระบบควบคุม	38
3.16 แสดงกระบวนการคำนวณด้วยเมตริกซ์ป้อนกลับ K	39
4.1 ผลตอบสนอง p, q, r ของการออกแบบครั้งที่ 1	42
4.2 ผลตอบสนอง Roll, Pitch, Yaw ของการออกแบบครั้งที่ 1	42
4.3 ผลตอบสนอง p, q, r ของการออกแบบครั้งที่ 2	42
4.4 ผลตอบสนอง Roll, Pitch, Yaw ของการออกแบบครั้งที่ 2	43
4.5 ผลตอบสนอง p, q, r ของการออกแบบครั้งที่ 3	44
4.6 ผลตอบสนอง Roll, Pitch, Yaw ของการออกแบบครั้งที่ 3	44
4.7 ผลตอบสนองการทดสอบมุม Roll เมื่อใบพัดคู่ที่ 1, 4 หมุนเร็วกว่าคู่ที่ 2, 3	45
4.8 ผลตอบสนองการทดสอบมุม Roll เมื่อใบพัดคู่ที่ 1, 4 หมุนช้ากว่าคู่ที่ 2, 3	45

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.9 ผลตอบสนองการทดสอบมุม Pitch เมื่อใบพัดคู่ที่ 1, 3 หมุนเร็วกว่าคู่ที่ 2, 4	46
4.10 ผลตอบสนองการทดสอบมุม Roll เมื่อใบพัดคู่ที่ 1, 3 หมุนช้ากว่าคู่ที่ 2, 4	46
4.11 ผลตอบสนองการทดสอบมุม Yaw เมื่อใบพัดคู่ที่ 1, 2 หมุนช้ากว่าคู่ที่ 3, 4	47
4.12 ผลตอบสนองการทดสอบมุม Yaw เมื่อใบพัดคู่ที่ 1, 2 เร็วกว่าคู่ที่ 3, 4	47
4.13 ผลตอบสนองของ p ที่เปรียบเทียบระหว่างแบบต่อเนื่องทางเวลากับไม่ต่อเนื่องทางเวลา	48
4.14 ผลตอบสนองของมุม Roll แบบต่อเนื่องทางเวลากับไม่ต่อเนื่องทางเวลา	48
4.15 ผลการทดลองการชดเชยของมุม Roll	50
4.16 ผลการทดลองการชดเชยของมุม Pitch	52
4.17 ผลการทดลองการชดเชยของมุม Yaw	53



บทที่ 1

บทนำ

1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของโครงการ

ปัจจุบันการสำรวจเหนือพื้นดินในโรงงานอุตสาหกรรม มีความเสี่ยงสูงต่อผู้ทำการสำรวจ อาจเกิดอุบัติเหตุร้ายแรงถึงขั้นทุพพลภาพหรืออาจเสียชีวิตและเสียค่าใช้จ่ายจำนวนมากในการสำรวจ เนื่องจากต้องหยุดการทำงานของเครื่องจักร หรือกระบวนการผลิตในส่วนของบริเวณนั้นเป็นเวลานาน ทำให้เสียโอกาสในการผลิตสินค้า หนึ่งในทางออกการแก้ปัญหาดังกล่าวคือ อากาศยานไร้คนขับ Unmanned Aerial Vehicle (UAV) ซึ่ง UAV สามารถควบคุมระยะไกลได้จากภาคพื้นดิน ทำให้ลดความเสี่ยงต่อชีวิตในการสำรวจและลดค่าใช้จ่าย เนื่องจากการปิดการทำงานของระบบการผลิตในบริเวณที่สำรวจ ทางกลุ่มผู้จัดทำได้เลือกสร้าง UAV ชนิดคอปเตอร์สี่ใบพัดหรือคอปเตอร์ (Quad Rotor) ในการควบคุมคอปเตอร์จำเป็นต้องทำการควบคุมความเร็วรอบการหมุนของใบพัดได้ด้วย ดังนั้นผู้ดำเนินงานจึงเลือกทำการศึกษาระบบควบคุมของคอปเตอร์ จากนั้นจะนำความรู้ที่ได้ไปประกอบกับกลุ่มของการควบคุมความเร็วมอเตอร์ของใบพัด และกลุ่มระบบการวัดและการสื่อสารของคอปเตอร์อีกครั้งหนึ่ง เพื่อให้ได้การทำงานของคอปเตอร์ที่สมบูรณ์

1.2 วัตถุประสงค์ในการทำปริญญานิพนธ์

1. เพื่อศึกษาหลักการบินและพลศาสตร์ของคอปเตอร์
2. ออกแบบระบบควบคุมโดยใช้การควบคุมที่เหมาะสมที่สุด Linear Quadratic Regulator
3. สร้างหน้าจอสําหรับการควบคุมคอปเตอร์ โดยผ่านโปรแกรม Labview

1.3 ขั้นตอนการศึกษาและจัดทำโครงการ

1. ศึกษาทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง
 - 1.1 ศึกษาสมการที่ไม่เป็นเชิงเส้นของระบบพลศาสตร์และทฤษฎีการแปลงให้เป็นเชิงเส้น สําหรับใช้กับคอปเตอร์ (QuadRotor Dynamics System)
 - 1.2 ศึกษาทฤษฎีระบบควบคุมเหมาะสมที่สุด Linear Quadratic Regulator
 - 1.3 ศึกษาคำสั่งและวิธีการใช้งาน โปรแกรม MATLAB/Simulink และ Labview
2. ออกแบบและทดลอง
 - 2.1 ออกแบบระบบควบคุมสำหรับคอปเตอร์ โดยใช้ Linear Quadratic Regulator
 - 2.2 จำลอง (Simulation) การควบคุมของคอปเตอร์ในทิศทางต่างๆ พร้อมดูผลด้วยโปรแกรม MATLAB/Simulink
 - 2.3 ออกแบบหน้าต่างควบคุมคอปเตอร์สำหรับผู้ควบคุมด้วยโปรแกรม Labview
 - 2.4 ทดลองการบินผ่านโปรแกรม Labview ด้วยระบบควบคุมที่ได้จากการออกแบบ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

1.4 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ

1. มีความรู้ความเข้าใจในหลักการบินและพลศาสตร์ของควอทโรเตอร์
2. มีความรู้ความเข้าใจในการออกแบบระบบควบคุมที่เหมาะสมที่สุด
3. มีความรู้ความชำนาญในการใช้โปรแกรม Labview มากยิ่งขึ้น

1.5 ขอบเขตการศึกษา

ในการศึกษาพลศาสตร์และระบบควบคุมที่เหมาะสมที่สุดสำหรับควอทโรเตอร์นั้น ทำการศึกษาเพียงแค่กรอบอ้างอิงบนตัวควอทโรเตอร์เท่านั้น พร้อมทั้งออกแบบการควบคุมเหมาะสมที่สุดสำหรับกรอบอ้างอิงบนควอทโรเตอร์เช่นกัน ดังนั้นการควบคุมผ่านโปรแกรม Labview จะเสมือนผู้ควบคุมเป็นนักบินบนเครื่องบิน ฉะนั้นการที่จะสามารถควบคุมควอทโรเตอร์โดยอ้างอิงตำแหน่งกับผู้ควบคุมได้นั้น ต้องทำการศึกษาพลศาสตร์และออกแบบระบบควบคุมในกรอบอ้างอิงบนพื้นโลกต่อไป



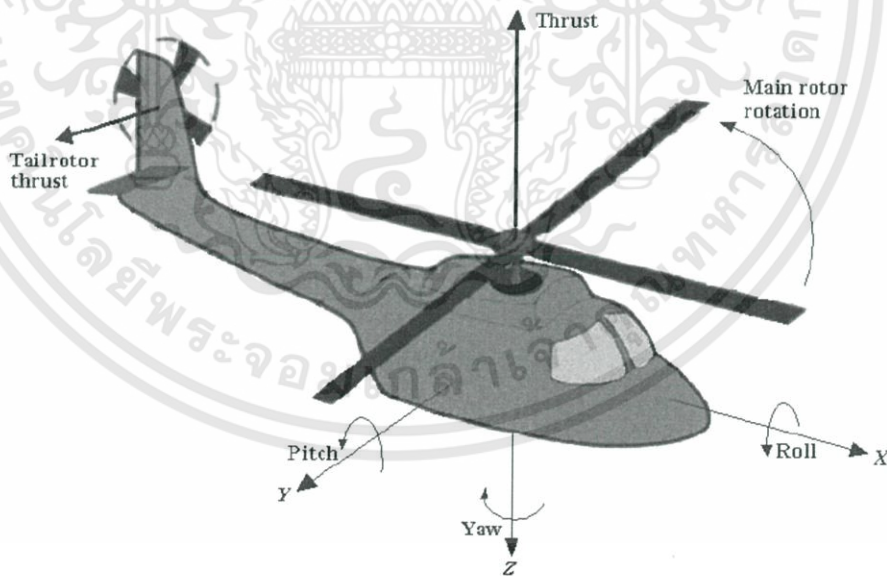
บทที่ 2

ทฤษฎีและความรู้ที่เกี่ยวข้อง

2.1 หลักการบินของควอดโรเตอร์ (Quadrotor)

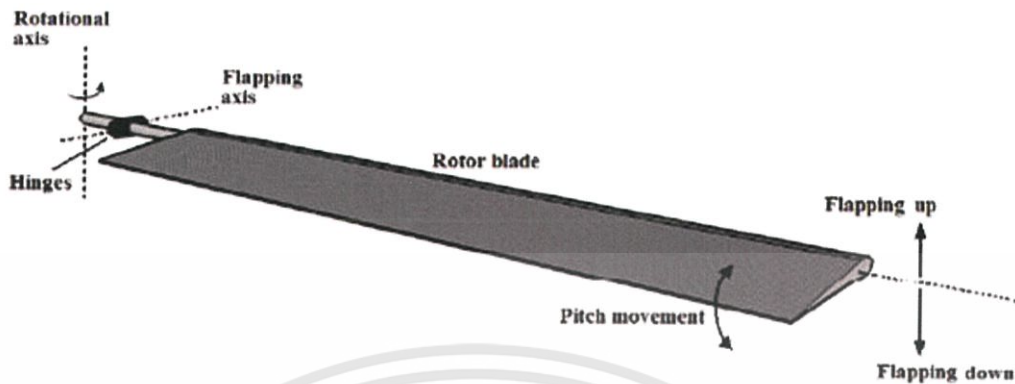
ก่อนที่จะทำการออกแบบระบบควบคุมควอดโรเตอร์ (Quadrotor) นั้น ก่อนอื่นจำเป็นต้องศึกษาการเคลื่อนที่และการกำหนดแกนหรือสร้าง Free Body Diagram ในพิกัดในระบบคาร์ทีเซียน (Cartesian Coordinate System) ให้กับตัวของควอดโรเตอร์เสียก่อน เพื่อก่อให้เกิดระบบอ้างอิงที่สามารถนำไปศึกษาการออกแบบระบบต่างๆ และทำให้เกิดการเข้าใจที่ตรงกันซึ่งนำไปสู่การออกแบบระบบที่มีประสิทธิภาพได้

เพื่อให้เกิดความเข้าใจในหลักการบิน จึงนำแบบจำลองของเฮลิคอปเตอร์หนึ่งใบพัด (Single Rotor Helicopter) ในการอธิบายหลักการเคลื่อนที่ของตัวควอดโรเตอร์ จากรูปที่ 2.1 คือการแสดงแบบจำลองของเฮลิคอปเตอร์หนึ่งใบพัดในระบบ 3 มิติ สังเกตเห็นได้ว่า แกน X มีทิศทางชี้ไปทางด้านหน้าของเฮลิคอปเตอร์ แกน Y มีทิศทางชี้ออกจากทางด้านข้าง และแกน Z มีทิศทางชี้ในทางตรงกันข้ามกับแรงยก (Thrust) โดยทั้งสามแกนนี้จะมีทิศตั้งฉากกันทั้งสามแกน ซึ่งในแต่ละแกนก็จะมีทิศการเคลื่อนที่ที่มีการหมุนรอบแกนอีกคือ ทิศที่มีการเคลื่อนที่หมุนรอบแกน X เรียกว่า โรล (Roll) ส่วนทิศที่มีการเคลื่อนที่หมุนรอบแกน Y เรียกว่า พิช (Pitch) และทิศที่มีการเคลื่อนที่หมุนรอบแกน Z เรียกว่า ยอร์ (Yaw)



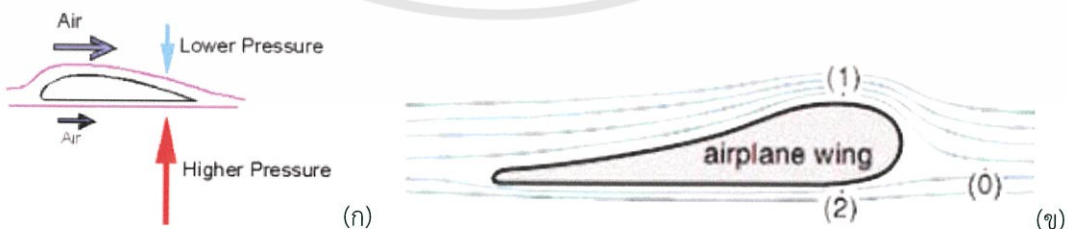
รูปที่ 2.1 แบบจำลองของเฮลิคอปเตอร์หนึ่งใบพัด

2.1.1 ลักษณะของใบพัดและหลักการของแบร์นูลลีที่ทำให้เกิดแรงยก



รูปที่ 2.2 แสดงลักษณะของใบพัด

ต้นกำลังที่ทำให้เกิดการเคลื่อนที่ของควอทโรเตอร์นั้น เกิดจากใบพัดที่ติดอยู่บนแกนของตัวส่งกำลังหรือมอเตอร์ ดังรูปที่ 2.2 ซึ่งแสดงถึงลักษณะของใบพัด จากการหมุนของมอเตอร์ทำให้ใบพัดนั้นมีการเคลื่อนที่ผ่านอากาศตามหลักพลศาสตร์ของไหล (Fluid Mechanics) แล้วนั้น การใช้หลักการแบร์นูลลี (Bernoulli's Principle) ดังรูปที่ 2.3(ก) ที่แสดงให้เห็นถึงกระแสอากาศที่ไหลผ่านปีก (ณ ที่นี้จะจำลองใบพัดของควอทโรเตอร์เหมือนกับปีกเครื่องบิน) จะเห็นได้ว่ามวลของกระแสอากาศที่ไหลอย่างต่อเนื่องจะแยกออกเป็น 2 ส่วนคือ กระแสอากาศด้านบนปีก และกระแสอากาศด้านล่างปีกและจะไหลไปบรรจบกันที่ด้านหลังของปีก จากแบบจำลองของปีกนั้น ส่วนของด้านบนจะมีลักษณะผิวโค้งซึ่งมีระยะทางมากกว่าระยะทางของปีกด้านล่าง อนุภาคของอากาศเมื่อไหลผ่านปีก จะเกิดการแยกออกเป็นสองส่วน และจะมาบรรจบกันที่ท้ายปีก ซึ่งอนุภาคทั้งสองที่แยกออกจากกัน และมาบรรจบกันนั้นจะใช้เวลาเท่ากัน ดังนั้นจึงทราบได้ว่าอัตราเร็วของอนุภาคอากาศด้านบนมีค่ามากกว่าอนุภาคของอากาศที่ไหลผ่านด้านล่างปีก จากอัตราเร็วของอนุภาคที่ไหลผ่านปีกทั้งสองส่วน จึงทำให้ทราบว่าความดันที่ด้านล่างของปีกมีค่ามากกว่าความดันของปีกส่วนบน จากผลดังกล่าวจึงทำให้เกิดแรงยกด้านล่างของปีกมากกว่าแรงกดที่อยู่ส่วนบนของปีก ผลรวมของแรงทั้งสองนั้นจึงทำให้ปีกนั้นเกิดแรงยกขึ้นนั่นเอง ซึ่งสามารถคำนวณได้จากสมการของแบร์นูลลี ดังสมการ (2.1) ถึงสมการ (2.4) ฉะนั้นจึงทำให้เกิดแรงยกตัวของใบพัดและส่งผลให้เกิดแรงยกซึ่งไปกระทำบนตัวควอทโรเตอร์



รูปที่ 2.3 แสดงกระแสอากาศที่ไหลผ่านปีกเครื่องบิน

จากทฤษฎีของแบร์นูลลีนั้น สมมติให้ระบบเป็นอุดมคติไม่เกิดการสูญเสียพลังงาน จากรูปที่ 2.3(ข) ณ ตำแหน่งที่ 1 และ 2 มีผลรวมของพลังงานเท่ากัน ดังสมการ (2.1)

$$\Sigma E_1 = \Sigma E_2 \quad (2.1)$$

$$P_1 V_1 + \frac{1}{2} m v_1^2 + m g h_1 = P_2 V_2 + \frac{1}{2} m v_2^2 + m g h_2 \quad (2.2)$$

ณ ตำแหน่งใดๆ ในของไหล ผลรวมของความดัน พลังงานจลน์ต่อหนึ่งหน่วยปริมาตร และพลังงานศักย์โน้มถ่วงต่อหนึ่งหน่วยปริมาตร ณ ตำแหน่งใดๆ บนตัวของปีกมีค่าคงตัวเสมอ ดังสมการ (2.3)

$$P_1 + \frac{1}{2} \rho v_1^2 + \rho g h_1 = P_2 + \frac{1}{2} \rho v_2^2 + \rho g h_2 \quad (2.3)$$

เมื่อ ρ คือ ความหนาแน่นของอากาศ

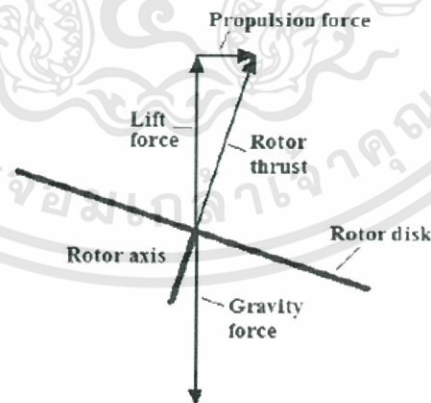
เพื่อการวิเคราะห์ง่ายขึ้น จึงให้ความหนาของปีกมีค่าน้อยมากๆ คือ $h_1 = h_2$

จะได้ว่า

$$\begin{aligned} P_1 + \frac{1}{2} \rho v_1^2 &= P_2 + \frac{1}{2} \rho v_2^2 \\ P_1 - P_2 &= \frac{1}{2} \rho [v_2^2 - v_1^2] \end{aligned} \quad (2.4)$$

2.1.2 แรงยกที่ทำให้เกิดการเคลื่อนที่ของควอเตอร์

2.1.2.1 แบบจำลองเวกเตอร์แรงยกที่สัมพันธ์กับการเคลื่อนที่ของควอเตอร์



รูปที่ 2.4 แสดงถึงเวกเตอร์ต่างๆ ที่เกิดจากการหมุนของใบพัด

จากหัวข้อที่ 2.1.1 ได้ทำการศึกษาลักษณะของใบพัดและทฤษฎีแบร์นูลลีที่ทำให้เกิดแรงยกเมื่อใบพัดหมุนผ่านอากาศ เพื่อศึกษาการเคลื่อนที่ของตัวควอเตอร์ จำเป็นต้องศึกษา Free Body

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Diagram ของตัวใบพัดเมื่อเกิดการหมุนตัวตัดผ่านอากาศ จากรูปที่ 2.4 แสดงถึงเวกเตอร์ต่างๆ ที่เกิดจากการหมุนของใบพัด

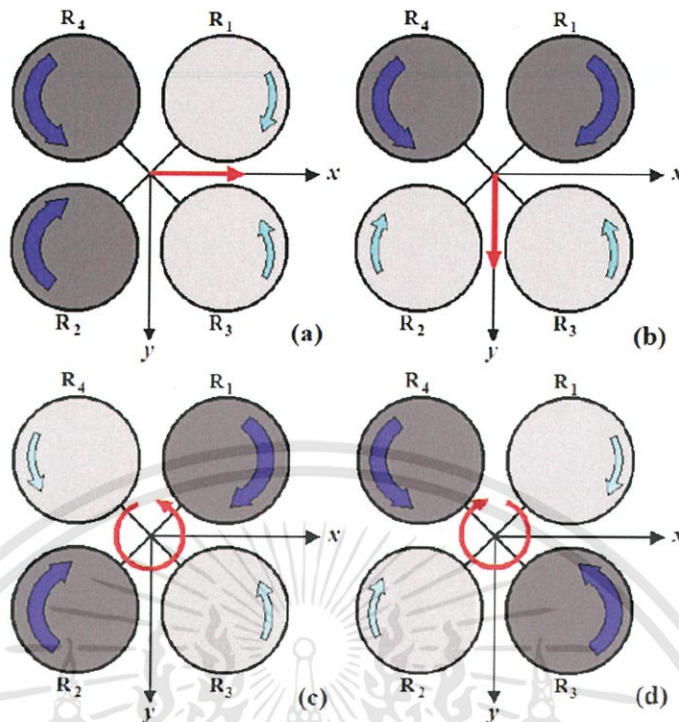
ควอทโรเตอร์เมื่อลอยนิ่งอยู่ในอากาศหรือเรียกว่า Hover นั้น ใบพัดจะสร้างแรงยก (Lift Force) โดยมีทิศตรงกันข้ามและขนาดเท่ากับแรงโน้มถ่วงของโลก (Gravity Force) มากไปกว่านั้น ถ้าเวกเตอร์ Lift Force มีขนาดมากกว่า Gravity Force ก็จะทำให้ตัวของควอทโรเตอร์นั้นมีระดับความสูง (Altitude) เพิ่มขึ้น ในทางตรงกันข้ามถ้า Lift Force มีขนาดน้อยลงก็จะมี Altitude ลดลง แต่เมื่อต้องการให้ควอทโรเตอร์มีการเคลื่อนที่ไปด้านหน้า (Forward) ใบพัดจะต้องมีการเอียงไปเป็นมุมค่าๆหนึ่งซึ่งต่างจากมุมเดิม จาก Free Body Diagram แล้วจะเกิดเวกเตอร์ที่เกิดจากแรงยกของใบพัดนั้นก็คือ แรงยก เนื่องจากใบพัด (Rotor Thrust) เมื่อรวมเวกเตอร์ระหว่างเวกเตอร์ของ Rotor Thrust และเวกเตอร์ของ Gravity Force เวกเตอร์ใหม่ที่เกิดขึ้นอีกเวกเตอร์คือ เวกเตอร์ของแรงผลัก (Propulsion Force) ที่สามารถทำให้ตัวของควอทโรเตอร์ไปด้านหน้าได้ เพื่อที่จะให้ตัวของควอทโรเตอร์นั้นเคลื่อนที่ไปข้างหน้าแต่ไม่สูญเสียระดับความสูง ค่าของ Rotor Thrust ต้องมีขนาดมากกว่าเวกเตอร์ของ Lift Force

2.1.2.2 แรงยกที่มีผลต่อทิศทางการเคลื่อนที่ของควอทโรเตอร์ (Quadrotor)

โครงสร้างของควอทโรเตอร์ นั้นมีหลากหลายประเภท บางประเภทเป็นโครงสร้างที่เป็นรูปแบบบวก บางโครงสร้างก็จะเป็นรูปแบบตัวเอกซ์ครอส (X-Cross) ซึ่งในโครงงานนี้ได้เลือกใช้รูปแบบตัวเอกซ์ครอส คือตัวของควอทโรเตอร์ วัดจากจุดศูนย์กลางของแกนมอเตอร์จะเป็นรูปสี่เหลี่ยมจัตุรัส โดยที่มีมอเตอร์อยู่แต่ละมุมของสี่เหลี่ยมจัตุรัสและมีความสมมาตรในทางด้านซ้าย-ขวา บน-ล่าง เมื่อมองที่ท็อปวิว (Top View) หรือใบพัดหมุนในระนาบ X-Y ดังรูปที่ 2.5 ซึ่งแต่ละใบพัดจะสร้างแรงยกที่ตั้งฉากกับระนาบที่ใบพัดหมุน

จาก Free Body Diagram ของรูปที่ 2.5 กำหนดให้ตำแหน่งของมอเตอร์ตัวที่ 1 และ 3 ไว้ด้านหน้าของตัวควอทโรเตอร์ โดยมีทิศทางไปทาง +X และตำแหน่งของมอเตอร์ตัวที่ 2 และสี่ไว้ด้านหลัง และมอเตอร์ตัวที่ 2 และ 3 อยู่ในทิศทาง +Y นับจากจุดศูนย์กลางของตัวควอทโรเตอร์ เพื่อให้เข้าใจตรงกัน และเพื่อการวิเคราะห์ระบบได้อย่างมีประสิทธิภาพนั้นจึงกำหนดให้มอเตอร์ตัวที่ 1 จับคู่กับตัวที่ 2 และมีทิศทางการหมุนตามเข็มนาฬิกาเหมือนกัน ในทางตรงกันข้ามก็มีการจับคู่มอเตอร์ 3 และ 4 ไว้ด้วยกันและมีทิศทางการหมุนทวนเข็มนาฬิกา

จากหัวข้อ 2.1.2.1 ที่ได้กล่าวไว้ข้างต้น เริ่มต้นโดยให้ควอทโรเตอร์มีการบินแบบ Hover และสมมติให้มอเตอร์ทุกตัวเป็นแบบอุดมคติคือ เมื่อมีใบพัดหมุนด้วยความเร็วเชิงมุมเท่ากันทั้ง 4 ตัว ก็จะส่งผลให้แรงยกและแรงบิดของมอเตอร์ทั้ง 4 ตัวมีค่าเท่ากันด้วย เพื่อให้เกิดความเข้าใจในการเคลื่อนที่ของควอทโรเตอร์ จึงได้มีการอธิบายการเคลื่อนที่แบบง่ายๆ ไม่ซับซ้อนไว้ทั้งหมด 2 ประเภท ดังนี้



รูปที่ 2.5 แสดงทิศทาง การเคลื่อนที่และตำแหน่งมอเตอร์ของควอดโรเตอร์ (Quadrotor)

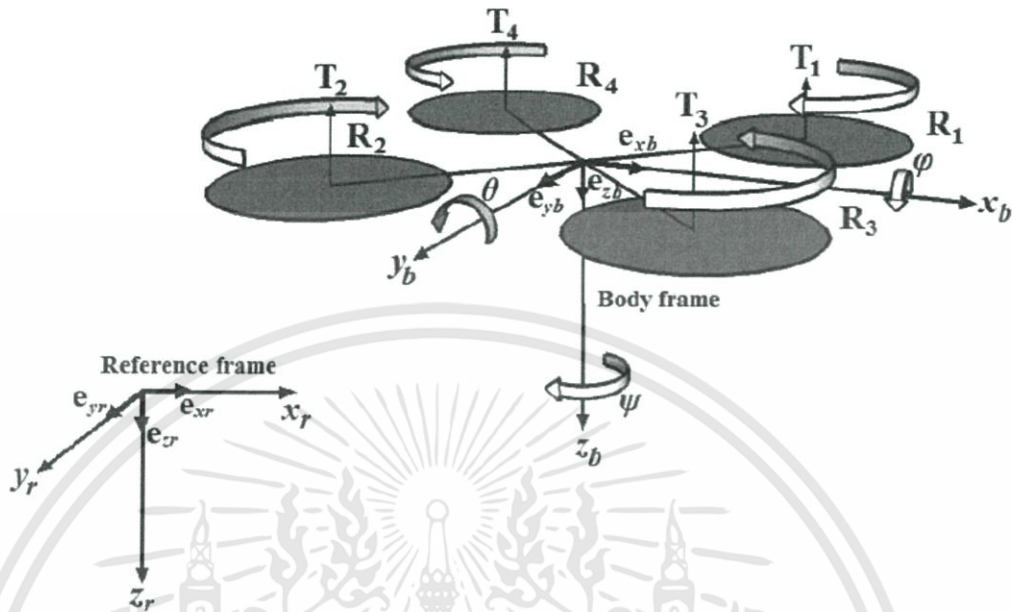
ประเภทที่ 1 การเคลื่อนที่ในแนวระนาบ จากรูปที่ 2.5 เมื่อให้ควอดโรเตอร์อยู่โหมดการบินแบบ Hover โดยที่ Lift Force เท่ากับ Gravity Force จากรูปที่ 2.5(a) เมื่อต้องการให้ตัวของควอดโรเตอร์มีการเคลื่อนที่ไปในทาง +X ใบพัดคู่ที่ 2 และ 4 จะมีความเร็วเชิงมุมมากกว่าใบพัดคู่ที่ 1 และ 3 แต่ถ้าใบพัดคู่ที่ 1 และ 4 มีความเร็วเชิงมุมมากกว่าคู่ที่ 2 และ 3 ก็จะทำให้มีการเคลื่อนที่ไปในทาง +Y ดังรูปที่ 2.5(b) การเคลื่อนที่ทั้ง 2 กรณีในประเภทการเคลื่อนที่ในแนวระนาบนี้ จะต้องมีแรงยก รวมเท่ากับ Gravity Force จึงจะทำให้ควอดโรเตอร์มีระดับความสูง (Altitude) ไม่เปลี่ยนแปลง

ประเภทที่ 2 การเคลื่อนที่หมุนรอบจุดศูนย์กลาง จากรูปที่ 2.5 เมื่อให้ควอดโรเตอร์อยู่โหมดการบินแบบ Hover โดยที่ Lift Force เท่ากับ Gravity Force การเคลื่อนที่ในลักษณะนี้จะวิเคราะห์ผลของแรงบิดเป็นหลัก จากข้อกำหนดที่กล่าวไว้ข้างต้นแล้วนั้นว่ามอเตอร์ทั้ง 4 ตัวเมื่อใบพัดหมุนด้วยความเร็วเชิงมุมเท่ากัน จะส่งผลให้แรงบิดเท่ากัน ฉะนั้นเมื่อใบพัดคู่ที่ 1 และ 2 มีความเร็วเชิงมุมมากกว่าใบพัดคู่ที่ 3 และ 4 เนื่องจากผลของแรงบิดใบพัดคู่ที่ 1 และ 2 ที่หมุนในทิศทางตามเข็มนาฬิกา และมีความเร็วเชิงมุมมากกว่าอีกคู่หนึ่งจะทำให้ตัวของควอดโรเตอร์หมุนรอบจุดศูนย์กลางในทิศทางเข็มนาฬิกา ดังรูปที่ 2.5(c) และในทางตรงกันข้ามเมื่อความเร็วเชิงมุมของใบพัดคู่ที่ 3 และ 4 มีค่ามากกว่าอีกคู่หนึ่งก็จะทำให้ตัวของควอดโรเตอร์ มีการเคลื่อนที่หมุนรอบจุดศูนย์กลางในทิศทางเข็มนาฬิกา การเคลื่อนที่ทั้ง 2 กรณีในประเภทการเคลื่อนที่หมุนรอบจุดศูนย์กลางนี้ จะต้องมีแรงยก รวมเท่ากับ Gravity Force จึงจะทำให้ควอดโรเตอร์มีระดับความสูง (Altitude) ที่ไม่เปลี่ยนแปลง

2.2 การนำเสนอลักษณะทางกายภาพของควอดโรเตอร์

ในหัวข้อนี้จะเป็นการศึกษาลักษณะทางกายภาพของควอดโรเตอร์ เพื่อนำไปออกแบบระบบควบคุม ถ้าควอดโรเตอร์ถูกการควบคุมโดยนักบินที่นั่งอยู่บนเครื่องบิน ในแบบจำลองนี้จะอธิบายถึงแรงและแรงบิดที่นักบินจะต้องมีประสบการณ์ในการควบคุม เมื่อควอดโรเตอร์ถูกบังคับโดยรีโมท โดยเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่นิยมนำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ที่นักบินยืนอยู่กับที่ในกรอบของการอ้างอิงที่ต่างกับกับตัวควอทโรเตอร์ ซึ่งกรอบของการอ้างอิงนี้เรียกว่า กรอบอ้างอิงบนพื้นโลก (Reference Frame)



รูปที่ 2.6 แสดงกรอบอ้างอิงบนพื้นโลก และกรอบอ้างอิงบนตัวควอทโรเตอร์

จากรูปที่ 2.6 จะมีการนำเสนอกรอบอ้างอิงทั้งหมด 2 กรอบอ้างอิงในระบบพิกัดคาร์ทีเซียน (Cartesian Coordinate Systems) โดยที่กรอบอ้างอิงบนตัวควอทโรเตอร์ (Body Frame) คือเมื่อนักบินนั่งควบคุมควอทโรเตอร์อยู่บนตัวเครื่องและ Reference Frame คือ กรอบอ้างอิงที่นักบินยืนอยู่กับที่บนพื้นโลกและสังเกตไปที่ควอทโรเตอร์ ซึ่งกรอบอ้างอิงทั้งสองนี้มีความสำคัญในการออกแบบระบบควบคุม

โดยที่ z_r มีทิศเดียวกับแรงโน้มถ่วงของโลก และระนาบ $x_r - y_r$ วางในแนวระนาบกับพื้นโลก ส่วน z_b มีทิศตรงกันข้ามกับแรงยกของใบพัด จากระบบพิกัดคาร์ทีเซียนของ Body Frame แล้วจะมีการเคลื่อนที่ที่มีการหมุนรอบแกนทั้ง 3 แกนดังนี้

φ มีทิศหมุนรอบแกน X เรียกว่า Roll

θ มีทิศหมุนรอบแกน Y เรียกว่า Pitch

Ψ มีทิศหมุนรอบแกน Z เรียกว่า Yaw

โดยที่ Roll, Pitch และ Yaw มีค่าตั้งแต่ -180 ถึง 180 ซึ่งเครื่องหมายบวกจะมีทั้งตรงกับทิศการหมุนรอบแกนในรูปที่ 2.6

การมองภาพถ่ายในระบบ 3 มิติจาก Reference Frame ไปยัง Body Frame ในระบบพิกัดจะอธิบายในรูปแบบของระบบเมตริกซ์ (Matrix) ซึ่งจะนำออยเลอร์ (Euler) มาเป็นเครื่องมือในการวิเคราะห์เพื่อนำมาอธิบายการฉายภาพระหว่างสองกรอบอ้างอิง ซึ่งการหมุนรอบแกน Z, Y, X จะถูกอธิบายใน Euler Angles (ภาคผนวก ก) ดังสมการ (2.5)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$[A_{\psi\theta\phi}] = \begin{bmatrix} c(\theta)c(\psi) & c(\theta)s(\psi) & -s(\theta) \\ -c(\theta)s(\psi) + s(\phi)s(\theta)c(\psi) & c(\phi)c(\psi) + s(\phi)s(\theta)s(\psi) & s(\phi)c(\theta) \\ s(\phi)s(\psi) + c(\phi)s(\theta)c(\psi) & -s(\phi)c(\psi) + c(\phi)s(\theta)s(\psi) & c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

โดยที่ $c(\dots) = \cos(\dots)$ และ $s(\dots) = \sin(\dots)$

และการมองภาพฉายในระบบ 3 มิติจาก Body Frame ไปยัง Reference Frame ในระบบพิกัดสามารถอธิบายได้โดยการทรานโพสเมตริกซ์ ดังสมการ (2.6)

$$[A_{\psi\theta\phi}]^T = \begin{bmatrix} c(\theta)c(\psi) & -c(\theta)s(\psi) + s(\phi)s(\theta)c(\psi) & s(\phi)s(\psi) + c(\phi)s(\theta)c(\psi) \\ c(\theta)s(\psi) & c(\phi)c(\psi) + s(\phi)s(\theta)s(\psi) & -s(\phi)c(\psi) + c(\phi)s(\theta)s(\psi) \\ -s(\theta) & s(\phi)c(\theta) & c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix} \quad (2.6)$$

เมตริกซ์ A ยังสามารถถูกแสดงในลักษณะการอธิบายสำหรับเวกเตอร์ของแรงโน้มถ่วงของโลกใน Body Frame ที่กล่าวไว้ข้างต้น ซึ่งทำได้โดยเมตริกซ์ A ที่อยู่ระบบพิกัดโดยที่มีเวกเตอร์ของแรงโน้มถ่วงของโลก ดังสมการ (2.7)

$$F_g = A e_{zr} mg = A \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} mg = \begin{bmatrix} -s(\theta)mg \\ s(\phi)c(\theta)mg \\ c(\phi)c(\theta)mg \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

ถ้าให้ e_{zb} มีความสอดคล้องที่เหมือนกันกับ e_{zr} ยกตัวอย่างเช่น F_g กระทำบนตัวควอดโรเตอร์ จะสามารถอธิบายได้ในสมการ (2.8)

$$F_g = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

2.3 พลศาสตร์ของควอดโรเตอร์

การออกแบบควบคุมในระบบทางฟิสิกส์ โดยทั่วไปแล้วนั้นลำดับแรกคือ การหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบทางฟิสิกส์นั้นๆ ก่อน ซึ่งในบางครั้งการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบนั้น อาจไม่จำเป็นต้องมีความยุ่งยากและถูกต้องแม่นยำตามหลักความเป็นจริงเสมอไป ในการศึกษาพลศาสตร์ของควอดโรเตอร์นั้น ถ้าสามารถหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ได้ แบบจำลองนั้นจะเป็นระบบแบบไม่เป็นเชิงเส้น (Nonlinear)

ในบทนี้จะกล่าวถึงการหาแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของควอดโรเตอร์ การแปลงระบบให้เป็นเชิงเส้น (Linearization) ให้อยู่ในรูปแบบของแบบจำลองปริภูมิสถานะ พร้อมทั้งหาจุดการทำงานของระบบ (Operating Point) ซึ่งจะนำข้อมูลในบทนี้ไปใช้ในการออกแบบระบบควบคุมสำหรับควอดโรเตอร์ในลำดับต่อไป

ขั้นตอนในการแปลงระบบให้เป็นเชิงเส้น ในรูปของ State-Space Model นั้น ขั้นแรกคือ การศึกษาการเคลื่อนที่ของควอดโรเตอร์ ในระบบพิกัดคาร์ทีเซียน (Cartesian Coordinate) เช่น การศึกษาการเคลื่อนที่ในกรอบอ้างอิงเทียบพื้นโลก (Reference Frame) ขั้นตอนต่อไปคือ การหา

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ ของพลศาสตร์ของควอทโรเตอร์ จากนั้นแปลงระบบให้เป็นเชิงเส้น โดยใช้เครื่องมือและคำสั่งในโปรแกรม MATLAB/Simulink

2.3.1 สมการไม่เป็นเชิงเส้นของการเคลื่อนที่

ในหัวข้อนี้จะกล่าวถึง พลศาสตร์ของควอทโรเตอร์ ที่นำเสนอในรูปของสมการที่ไม่เป็นเชิงเส้นของการเคลื่อนที่ 2 แบบด้วยกัน คือ กฎการเคลื่อนที่ข้อที่ 2 ของนิวตัน (Newton's Second Law) และการเคลื่อนที่ในระบบการหมุน (Rotating System) ซึ่งรวมถึงสมการของออยเลอร์ด้วย (Euler's Moment Equation)

สมการที่ใช้อธิบายพลศาสตร์ของควอทโรเตอร์ หนึ่งคือ สมการตามกฎการเคลื่อนที่ข้อที่ 2 ของนิวตัน ตามสมการ (2.9) ซึ่งอธิบายความสัมพันธ์ระหว่างแรงทั้งหมดที่กระทำบนตัวควอทโรเตอร์ กับความเร่ง $\frac{dv}{dt}$ และสมการที่สองคือ สมการของออยเลอร์ ตามสมการ (2.10) อธิบายถึงความสัมพันธ์ของแรงบิดทั้งหมดที่กระทำบนตัวควอทโรเตอร์กับความเร่งเชิงมุม $\frac{dh}{dt}$

$$F = m \frac{dv}{dt} \quad (2.9)$$

$$\tau = \frac{dL_0}{dt} \quad (2.10)$$

ซึ่งสมการ (2.9) เมื่อนำไปใช้กับควอทโรเตอร์ สามารถเขียนรูปแบบตามสมการ (2.11) สามารถดูการพิสูจน์ได้ที่ภาคผนวก ข

$$F = m \frac{dv}{dt} = m(\dot{a} + \Omega \times v) \quad (2.11)$$

ในสมการ (2.11) Ω คือ เวกเตอร์ความเร็วเชิงมุมสัมพัทธ์ของสมการออยเลอร์ บนตัวควอทโรเตอร์ หรือเขียนในรูป $\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$ ส่วน \dot{a} คือ ความเร่งเชิงมุมสัมพัทธ์ของสมการออยเลอร์ หรือเขียนในรูปของ $\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix}$

และ v คือ ความเร็วเชิงเส้นสัมพัทธ์ หรือเขียนในรูป $\begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix}$

นำพจน์ทางขวาในวงเล็บของสมการ (2.11) มา Cross Product กันจะได้ดังสมการ (2.12)

$$\Omega \times v = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} qw - rv \\ ru - pw \\ pv - qu \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

ซึ่งเมตริกซ์ตัวนี้ จะเรียกว่าปรากฏการณ์ Coriolis Effect คือความเร่งที่เกิดจากที่มีแรงกระทำตามกฎการเคลื่อนที่ของนิวตันในกรอบอ้างอิงที่มีการหมุน ซึ่งจะทำให้ผู้สังเกตในกรอบอ้างอิงที่มีการหมุนเห็นเวกเตอร์ของแรงนั้นเคลื่อนที่เป็นเส้นโค้ง โดยที่ตามความจริงแล้วเคลื่อนที่เป็นเส้นตรง ฉะนั้น สมการ (2.11) สามารถเขียนใหม่ได้ดังสมการ (2.13)

$$F = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = m \left(\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} qw - rv \\ ru - pw \\ pv - qu \end{bmatrix} \right) = \begin{bmatrix} m(u' + qw - rv) \\ m(v' + ru - pw) \\ m(w' + pv - qu) \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

ซึ่งสมการ (2.13) นั้นจะอธิบายถึง แรงที่เกิดจากความเร่งเชิงเส้นของควอทโรเตอร์ และจากสมการ (2.10) สามารถเขียนใหม่ในรูปของสมการ (2.14) ตูการพิสูจน์นี้ได้ที่ภาคผนวก ค

$$\tau = \frac{dL_0}{dt} = \dot{\tau} + \Omega \times L_0 \quad (2.14)$$

พจน์แรกของสมการ (2.14) สามารถเขียนเป็น สมการ (2.15)

$$\dot{\tau} = I \frac{d\Omega}{dt} \quad (2.15)$$

เมื่อ $\frac{d\Omega}{dt}$ คือ ความเร่งเชิงมุมของสมการออยเลอร์ หรือสามารถเขียนในรูป $\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix}$ และ I คือ โมเมนต์ความเฉื่อยของควอทโรเตอร์ สามารถดูวิธีการหาได้จากภาคผนวก ฉ

โมเมนต์ความเฉื่อยของควอทโรเตอร์ หรือ L_0 สามารถเขียนในรูปของสมการ (2.16)

$$L_0 = I\Omega \quad (2.16)$$

และโมเมนต์ความเฉื่อยของควอทโรเตอร์สามารถเขียนในรูปของสมการ (2.17)

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (2.17)$$

นำพจน์ ที่เป็น Cross Product ของสมการ (2.14) มาเขียนใหม่ได้เป็นสมการ (2.18)

$$\Omega \times L_0 = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} I_{xx}p \\ I_{yy}q \\ I_{zz}r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (I_{zz} - I_{yy})qr \\ (I_{xx} - I_{zz})pr \\ (I_{yy} - I_{xx})pq \end{bmatrix} \quad (2.18)$$

ฉะนั้นสมการ (2.14) สามารถเขียนใหม่เป็นสมการ (2.19)

$$\tau = \begin{bmatrix} \tau_x \\ \tau_y \\ \tau_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx}\dot{p} + (I_{zz} - I_{yy})qr \\ I_{yy}\dot{q} + (I_{xx} - I_{zz})pr \\ I_{zz}\dot{r} + (I_{yy} - I_{xx})pq \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

ซึ่งสมการ (2.19) นั้นจะอธิบายถึง แรงบิดที่เกิดจากความเร่งเชิงมุมของควอทโรเตอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากสมการ (2.13) และสมการ (2.19) เป็นการนำเสนอแรงและแรงบิดจากภายนอกที่กระทำบนตัวควอทโรเตอร์ โดยแรงและแรงบิดทั้งหมดนั้นจะอธิบายในลำดับถัดไป

2.3.2 แรงกระทำบนควอทโรเตอร์

ในการพิจารณาแรงทั้งหมดที่กระทำบนตัวควอทโรเตอร์ จะใช้กรอบอ้างอิงบนตัวควอทโรเตอร์เป็นหลักหรือ Body Frame ตามรูปที่ 2.6

แรงที่พิจารณาตัวแรกคือ แรงที่เกิดจากการสร้างของใบพัดหรือแรงยกนั่นเอง (Thrust) โดยแรงยกนั้นจะมีทิศทางในแนว $-e_{zb}$ เท่านั้น โดยสมการของแรงยกคือ สมการ (2.20)

$$F_T = -e_{zb} \sum T_i \quad ; i \in [1,2,3,4] \quad (2.20)$$

ซึ่งแรงยกของใบพัดแต่ละใบนั้น สามารถหาได้จากการทดลอง แล้วนำผลการทดลองที่ได้ไปแปลงเป็นสมการเพื่อนำสมการที่หามาได้นั้น มาเป็นเป็นฟังก์ชันของแรงยก สามารถดูผลการทดลองและสมการฟังก์ชันของแรงยกใบพัดแต่ละใบได้ที่ภาคผนวก ข

แรงจากแรงโน้มถ่วงของโลก หรือ F_g โดยทิศทางของแรงนี้จะมีทิศเดียวกับแกน z_r โดยแรงกระทำจากแรงโน้มถ่วงจะมีค่าคงที่ในกรอบอ้างอิงบนพื้นโลก ซึ่งแรงกระทำตัวนี้จะมีผลในการขึ้นลงของควอทโรเตอร์ สามารถแปลงแรงตัวนี้จากกรอบอ้างอิงบนตัวควอทโรเตอร์ไปยังกรอบอ้างอิงบนพื้นโลกได้ โดยผ่าน Attitude Matrix สุดท้ายจะได้สมการ (2.21)

$$F_g = Ae_{zr}mg = \begin{bmatrix} -s(\theta)mg \\ s(\phi)c(\theta)mg \\ c(\phi)c(\theta)mg \end{bmatrix} \quad (2.21)$$

โดยที่ $s(\dots) = \sin(\dots)$ และ $c(\dots) = \cos(\dots)$

ในการบินนั้น เมื่อใบพัดมีการหมุนจะเกิดแรงต้านอากาศของใบพัดขึ้น หรือเรียกว่า H-force โดยจะมีทิศทางตรงกันข้ามกับการเคลื่อนที่ของควอทโรเตอร์ในระนาบ X-Y ในกรอบอ้างอิงของตัวควอทโรเตอร์ สามารถเขียนเป็นสมการดังสมการ (2.22)

$$F_H = \begin{bmatrix} -\frac{u}{|v|} \\ v \\ -\frac{v}{|v|} \\ 0 \end{bmatrix} \sum H_i \quad (2.22)$$

โดย $-\frac{u}{|v|}$ และ $-\frac{v}{|v|}$ คือ ยูนิตเวกเตอร์ของความเร็วที่สัมพันธ์กับตัวคอปเตอร์ในระนาบ X-Y และ H มีค่าดังนี้

$$H_r = \rho s A_r \Omega_r R_r^2 \left[\frac{1}{4} \mu \delta - \frac{a}{4} \lambda_D \mu \theta_0 \right]$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

แรงตัวสุดท้ายที่นำมาพิจารณาคือ แรงต้านอากาศของตัวควอทโรเตอร์ เมื่อควอทโรเตอร์มีการเคลื่อนที่ (Drag Force) โดยมีทิศทางตรงข้ามกับยูนิทเวกเตอร์ความเร็วของตัวควอทโรเตอร์ $\frac{v}{|v|}$ สามารถเขียนในรูปของสมการ (2.23)

$$F_d = -\frac{1}{2}C_f\rho A_f v^2 \frac{v}{|v|} \quad (2.23)$$

โดย C_f คือ Drag Coefficient ในที่นี้จะใช้ค่า 0.5, ρ คือความหนาแน่นของอากาศ, A_f คือพื้นที่ด้านหน้าของควอทโรเตอร์

เมื่อนำสมการแรงทั้งหมดมารวมกันจะได้สมการ (2.24)

$$F = F_r + F_g + F_H + F_d = \begin{bmatrix} m(\dot{u} + qw - rv) \\ m(\dot{v} + ru - pw) \\ m(\dot{w} + pv - qu) \end{bmatrix} \quad (2.24)$$

จัดรูปใหม่เป็น

$$\sum F_i = F_r + F_g + F_H + F_d$$

และจากนั้นนำสมการแรงทั้งหมดที่ได้มาเขียนใหม่ในรูปของความเร่งตามสมการ (2.24) จะได้สมการ (2.25)

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \frac{1}{m} \sum F_i - \begin{bmatrix} qw - rv \\ ru - pw \\ pv - qu \end{bmatrix} \quad (2.25)$$

ซึ่งสมการ (2.25) จะอธิบายถึง แรงทั้งหมดที่เกิดจากความเร่งเชิงเส้นในระบบพลศาสตร์ของควอทโรเตอร์ที่ไม่เป็นเชิงเส้น

2.3.3 แรงบิดที่กระทำบนคอปเตอร์

แรงบิดตัวแรกที่นำมาพิจารณาคือ แรงบิดที่กระทำในแกน X และ Y บนกรอบอ้างอิงบนพื้นโลก ที่เกิดจากแรงยกของทั้ง 4 ใบพัด เมื่อเวกเตอร์ของแรงยกในแนวเส้นตรงระหว่างใบพัดทั้งสองที่คู่กันเกิดการหมุนจะทำให้เกิดแรงบิดตัวนี้ขึ้นมา คู่ใบพัดที่ทำให้เกิดการหมุนในแกน X คือ ใบพัดคู่ที่ 1 กับ 4 กับใบพัดคู่ที่ 2 กับ 3 เช่นเดียวกัน ถ้าหมุนในแกน Y จะเป็นใบพัดคู่ที่ 1 กับ 3 กับใบพัดคู่ที่ 2 กับ 4 เขียนเป็นสมการได้ดังสมการ (2.26) และสมการ (2.27)

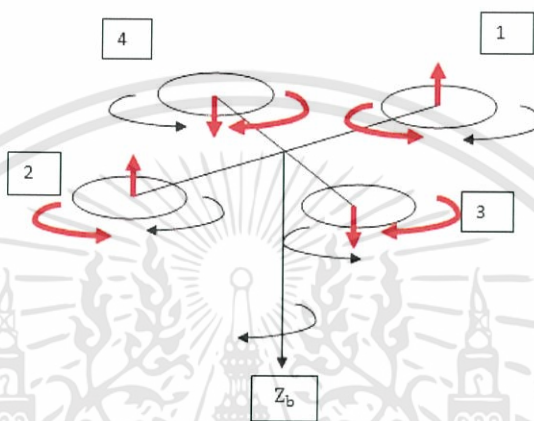
$$T_x = e_{xb}[(T_1 + T_4) - (T_2 + T_3)] \frac{l_x}{2} \quad (2.26)$$

$$T_y = e_{yb}[(T_1 + T_3) - (T_2 + T_4)] \frac{l_y}{2} \quad (2.27)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดยที่ $l_x = l_y$ คือระยะห่างระหว่างคูใบพัดแต่ละคู่ในการหมุนของแต่ละแกนซึ่งมีค่าเท่ากันทุกแกน

เมื่อใบพัดมีการหมุนจะเกิดมีค่าต้านอากาศ (Air Resistance) ทำให้ใบพัดเกิดการหมุนต้านค่าต้านอากาศทำให้เกิดแรงบิดที่ต้านค่านี้ขึ้นมา โดยมีทิศทางของแรงบิดตรงกันข้ามกับการหมุนของแต่ละใบพัด แรงบิดตัวนี้จะเกิดจากการ Cross Product กันระหว่างรัศมีจากจุดกึ่งกลางการหมุนของใบพัดกับแรงยกที่ตั้งฉากกันกับรัศมี เป็นไปตามกฎมือขวา ตามรูปที่ 2.7



รูปที่ 2.7 แสดงทิศทางของการหมุนของใบพัดและแรงยก

และสามารถเขียนเป็นสมการได้ดังสมการ (2.28)

$$T_r = e_{zb}(-\tau_{M1} - \tau_{M2} + \tau_{M3} + \tau_{M4}) \quad (2.28)$$

ซึ่งแรงบิดตัวนี้จะขึ้นอยู่กับรูปร่างของใบพัดด้วย และค่าแรงบิดของแต่ละใบพัดสามารถหาได้จากการทดลองเช่นเดียวกันกับแรงยก คือ นำค่าที่ได้จากการทดลองนำมาหาสมการฟังก์ชันเพื่อนำไปใช้ในขั้นตอนต่อไป

แรงบิดลำดับถัดมาที่พิจารณาคือ แรงบิดไจโรสโคปิก (Gyroscopic Torque) เมื่อใบพัดเกิดการหมุนและตัวควอโรเตอร์มีการหมุนด้วยความเร็ว Ω ด้วย เช่น หมุนในแกน X หรือ Y จะส่งผลให้เกิดแรงบิดตัวนี้ขึ้น โดยมีทิศทางขึ้นอยู่กับความสัมพันธ์ระหว่างทิศทางหมุนของควอโรเตอร์กับใบพัด สามารถเขียนเป็นสมการ (2.29) สามารถดูการพิสูจน์สมการ (2.29) ได้ที่ภาคผนวก ง

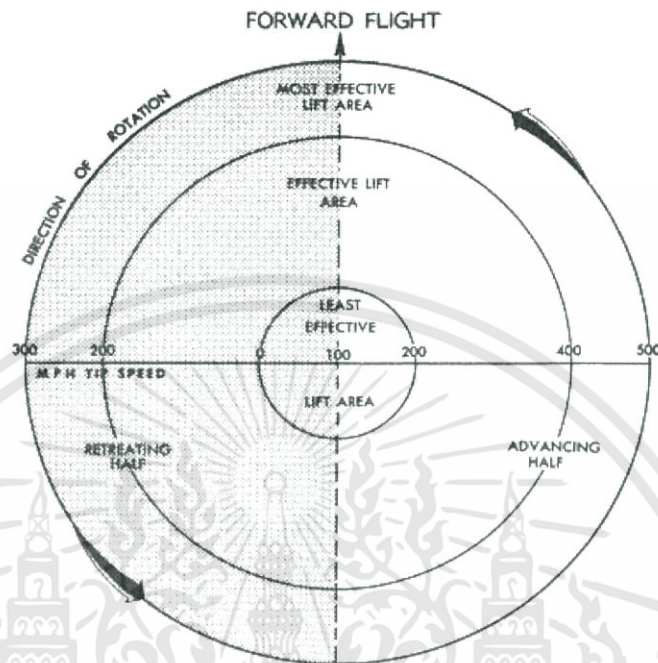
$$T_g = -I_r[\Omega \times (-e_{zb}\omega_{M1}) + \Omega \times (-e_{zb}\omega_{M2}) + \Omega \times (e_{zb}\omega_{M3}) + \Omega \times (e_{zb}\omega_{M4})] \quad (2.29)$$

โดยที่ I_r คือ โมเมนต์ความเฉื่อยของใบพัด สามารถดูวิธีการหาได้จากภาคผนวก ง

เมื่อควอโรเตอร์เคลื่อนที่ด้วยความเร็ว $V \neq 0$ ใบพัดจะเกิดการต้านอากาศ แต่เนื่องจากใบพัดเคลื่อนที่ด้วยการหมุน จะพบว่ามีส่วนที่หมุนต้านแรงต้านอากาศ (ด้าน Advancing Rotor Blades) และส่วนที่หมุนตามแรงต้านอากาศ (ด้าน Receding Rotor Blades) ทำให้แรงยกที่ปกติจะอยู่ตรงกลางของใบพัด จะมีการย้ายแกนจากแกนเดิม จึงทำให้เกิดแรงบิดขึ้นมาได้ดังสมการ (2.30)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น เมื่อนักเรียนไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$T_f = -\gamma[\dot{v} \times (e_{zb}(-\omega_{M1} - \omega_{M2} + \omega_{M3} + \omega_{M4}))] \quad (2.30)$$



รูปที่ 2.8 แสดงการหมุนด้าน Advancing และ Receding ของใบพัดควอโรเตอร์

โดยที่ค่าคงที่ γ จะขึ้นอยู่กับออกแบบใบพัดแต่ละแบบ แต่เนื่องจากผลจากแรงบิดตัวนี้ส่งผลน้อยมากกับตัวควอโรเตอร์ จึงไม่นำมาพิจารณาในขั้นตอนของการสร้างแบบจำลองใน Simulink

แรงบิดลำดับสุดท้ายคือ แรงบิดจากความเร่งเชิงมุมของใบพัด หรือใบพัดมีการเปลี่ยนแปลงของความเร็วในการหมุน ได้ตั้งสมการ (2.31)

$$T_a = I_r e_{zb}(-\dot{\omega}_{M1} - \dot{\omega}_{M2} + \dot{\omega}_{M3} + \dot{\omega}_{M4}) \quad (2.31)$$

ฉะนั้นสมการ (2.19) เขียนได้เป็นสมการ (2.32)

$$T = T_x + T_y + T_r + T_g + T_f + T_a = \begin{bmatrix} I_{xx}\dot{p} + (I_{zz} - I_{yy})qr \\ I_{yy}\dot{q} + (I_{xx} - I_{zz})pr \\ I_{zz}\dot{r} + (I_{yy} - I_{xx})pq \end{bmatrix} \quad (2.32)$$

จัดรูปใหม่เป็น

$$\sum T_i = T_x + T_y + T_r + T_g + T_f + T_a$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

และจากนั้นนำสมการแรงบิดทั้งหมดที่ได้มาเขียนใหม่ในรูปของความเร่งเชิงมุมตามสมการ (2.32) จะได้สมการ (2.33)

$$\begin{bmatrix} \ddot{p} \\ \ddot{q} \\ \ddot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{I_{xx}} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{I_{yy}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{I_{zz}} \end{bmatrix} \left[\sum T_i - \begin{bmatrix} (I_{zz} - I_{yy})qr \\ (I_{xx} - I_{zz})pr \\ (I_{yy} - I_{xx})pq \end{bmatrix} \right] \quad (2.33)$$

ซึ่งสมการ (2.33) จะอธิบายถึง แรงบิดทั้งหมดที่เกิดจากความเร่งเชิงมุมในระบบพลศาสตร์ของควอทโรเตอร์ที่ไม่เป็นเชิงเส้น

2.4 เทคนิคการแปลงให้เป็นเชิงเส้น (Linearization)

เนื่องจากแบบจำลองทางพลศาสตร์ของควอทโรเตอร์นั้น เป็นสมการแบบไม่เป็นเชิงเส้นและการหาคำตอบของปัญหาของระบบไม่เป็นเชิงเส้นนั้นยุ่งยากและซับซ้อน หรืออาจจะหาคำตอบไม่ได้ อย่างไรก็ตามถ้าระบบทำงานรอบๆ จุดเทียบเท่า (Equilibrium Point) และสัญญาณที่เกี่ยวข้องมีค่าเล็กน้อยแล้วนั้น สามารถที่จะประมาณระบบไม่เป็นเชิงเส้นเป็นระบบเชิงเส้น โดยใช้เทคนิคการแปลงให้เป็นเชิงเส้น (Linearization) โดยใช้พื้นฐานการกระจายฟังก์ชันไม่เป็นเชิงเส้นไปใน Taylor Series รอบจุดทำงาน (Operating Point) และนำพจน์ที่เป็นเชิงเส้นไปใช้งาน โดยการไม่คิดเทอมที่มีอันดับสูงกว่า ซึ่งต้องมีค่าที่เล็กน้อย นั่นคือไม่เปลี่ยนหันเหไปจากเงื่อนไขการทำงานมากเกินไป

เพื่อที่จะหาสมการทางพลศาสตร์เชิงเส้นจากระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้นนั้น สมมติว่ามี การเปลี่ยนแปลงหันเหเพียงเล็กน้อยจากเงื่อนไขการทำงาน กำหนด $x = [x_1 x_2 \dots x_n]^T \in R^n$ ดังนั้น Jacobian ของฟังก์ชัน $f(x, t) = [f_1 f_2 \dots f_n]$ คือเมตริกซ์ $m \times n$ ดังสมการ (2.34)

$$\left[\frac{\partial f}{\partial x} \right] = \begin{bmatrix} \frac{\partial f_1}{\partial x_1} & \frac{\partial f_1}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial f_1}{\partial x_n} \\ \frac{\partial f_2}{\partial x_1} & \frac{\partial f_2}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial f_2}{\partial x_n} \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ \frac{\partial f_m}{\partial x_1} & \frac{\partial f_m}{\partial x_2} & \dots & \frac{\partial f_m}{\partial x_n} \end{bmatrix} \quad (2.34)$$

เงื่อนไขการทำงานคือ x_0 และ $f(x_0, t)$ ดังนั้นฟังก์ชัน $f(x, t) = [f_1 f_2 \dots f_n]$ อาจกระจายเข้าไปใน Taylor Series รอบจุด x_0 และถ้า $(x - x_0)$ มีค่าเล็กน้อย อาจไม่คิดเทอมที่มีอันดับสูงกว่าเทอม $(x - x_0)$ คือ

$$f(x, t) = f(x_0, t) + (x - x_0) \left[\frac{\partial f}{\partial x} \right] \Big|_{x = x_0} + 0(x - x_0)^2 \quad (2.35)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.4.1 แบบจำลอง ปริภูมิสถานะ (State-Space)

State ของระบบไดนามิก (Dynamics System) คือ ชุดตัวแปรที่เรียกว่า State Variable ซึ่งถ้าทราบค่าเริ่มต้น ($t = t_0$) ของตัวแปรเหล่านี้ และทราบค่าของสัญญาณอินพุตของระบบ ที่ $t \geq t_0$ จะทำให้สามารถหาพฤติกรรมของระบบที่เวลา $t \geq t_0$ ได้

จากข้างต้นนั้นได้กล่าวถึง State Variable ซึ่งเป็นตัวแปรที่เล็กที่สุดที่ใช้กำหนด State ถ้าจำนวนตัวแปรคือ n ระบบไดนามิกต้องมีตัวแปร $x_1, x_2, x_3, \dots, x_n$ ตัวแปร เพื่อใช้อธิบายพฤติกรรมของระบบ และถ้า n คือจำนวนตัวแปรที่จำเป็นในการอธิบายพฤติกรรมของระบบหนึ่งๆ ดังนั้น จำนวนตัวแปร n ของตัวแปรสแตทสามารถกล่าวได้ว่าเวกเตอร์ X มีจำนวนส่วนประกอบเท่ากับ n ซึ่งเวกเตอร์นี้เรียกว่า ปริภูมิเวกเตอร์ (State Vector) ซึ่งเป็นตัวกำหนดความเป็นเอกลักษณ์ของสถานะของระบบ (System State $x(t)$) ที่เวลาใดๆ $t \geq t_0$ ในกรณีที่ได้มีการระบุ ปริภูมิ ที่เวลา $t = t_0$ และอินพุต $u(t)$ สำหรับเวลา $t \geq t_0$ ไว้แล้ว

จะได้ว่า ปริภูมิสถานะ คือ การนำปริภูมิเวกเตอร์มาจัดในรูปของเมตริกซ์ จากนั้นนำ ปริภูมิสถานะ มาเขียนในสมการปริภูมิสถานะ ซึ่งในสมการจะมีองค์ประกอบที่จำค่าอินพุตสำหรับ เวลา $t \geq t_0$ โดยจะเรียกหน่วยความจำนี้ว่า อินทิเกรเตอร์ (Integrator) จำนวนอินทิเกรเตอร์จะมี จำนวนเท่ากับตัวแปรปริภูมิ เมื่อนำสมการปริภูมิมาผ่านกระบวนการทำให้เป็นเชิงเส้นจะได้ดังสมการ (2.36)

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bu \\ y &= Cx + Du \end{aligned} \quad (2.36)$$

เมื่อ A คือ เมตริกซ์ปริภูมิของตัวแปรปริภูมิ
 B คือ เมตริกซ์อินพุตของระบบ
 C คือ เมตริกซ์เอาต์พุตของระบบ
 D คือ เมตริกซ์ส่งผ่านของอินพุตของระบบ

2.4.2 ความสามารถในการควบคุมได้ (Controllability)

ระบบที่เรียกว่าสามารถควบคุมได้อย่างสมบูรณ์ (Complete Controllability) ที่เวลาเริ่มต้น $t = t_0$ ถ้ามีความเป็นไปได้ที่จะสร้างสัญญาณควบคุมที่ไม่มีขีดจำกัดในการส่งผ่านระบบจาก State เริ่มต้นไปยัง State สุกท้ายต่างๆ ในช่วงเวลา $t_0 \leq t \leq t_f$

จากทฤษฎีถ้าระบบดังสมการ (2.36) สามารถควบคุมได้อย่างสมบูรณ์ เมตริกซ์ความสามารถควบคุมได้ดังสมการ (2.37) จะต้องมีค่าลำดับชั้น (Rank) เป็น n โดยที่ n คือมิติของเมตริกซ์ A ($n \times n$)

$$M = [B \ AB \ \dots \ A^{n-1}B] \quad (2.37)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เมื่อนำสมการ (2.37) มาใช้กับเมตริกซ์ A และ B พบว่า Rank ของ เมตริกซ์ M มีขนาดเท่ากับมิติของเมตริกซ์ A คือ Rank M = 6 ฉะนั้นระบบเชิงเส้นนี้สามารถควบคุมได้อย่างสมบูรณ์

2.5 ทฤษฎีการควบคุมเหมาะสมที่สุด (Optimal Control Theory)

ทฤษฎีการควบคุมสมัยใหม่นั้น ทางผู้ออกแบบระบบควบคุมสามารถกำหนดขนาดสมรรถนะ (Performance) ที่ต้องการของระบบ โดยดัชนีสมรรถนะ (Performance Index) สามารถคำนวณหรือวัดและใช้ในการประเมินสมรรถนะของระบบ การวัดขนาดสมรรถนะของระบบนั้นจำเป็นสำหรับการหาจุดเหมาะสมที่สุด (Optimization) ของระบบควบคุม และสำหรับออกแบบของระบบเหมาะสมที่สุด (Optimum System) ซึ่งระบบพิจารณาเป็นระบบควบคุมที่เหมาะสมที่สุด (Optimum Control System) เมื่อค่าต่างๆ (Parameters) ของระบบเป็นการปรับค่านั้นคือดัชนีเข้าใกล้ค่าต่ำสุด นั้นหมายถึงดัชนีสมรรถนะนั้นเป็นบวกหรือเท่ากับศูนย์

ในปัญหาทางด้านการควบคุมเหมาะสมที่สุดเป็นการเลือกเวกเตอร์ควบคุม $u(t)$ เพื่อที่จะผลักดันให้ระบบเคลื่อนที่ไปตามวิถีที่กำหนดโดยให้ดัชนีสมรรถนะต่ำสุด พิจารณาสมการทางด้านพลศาสตร์ของระบบคือ

$$\dot{x}(t) = f(x, u, t) \quad (2.38)$$

ซึ่งประกอบด้วย State $x(t) \in R^n$ สัญญาณควบคุม $u(t) \in R^n$ โดยดัชนีสมรรถนะประกอบด้วย

$$J(t_0) = \phi(x(T), T) + \int_{t_0}^T L(x, u, t) dt \quad (2.39)$$

โดยที่

$[t_0, T]$ คือ ช่วงเวลาที่พิจารณา

$\phi(x(T), T)$ คือ ฟังก์ชันถ่วงน้ำหนักสุดท้าย (Final Weighting Function) โดยขึ้นอยู่กับ State สุดท้ายและเวลาสุดท้าย

$L(x, u, t)$ คือ แฮมิลตันฟังก์ชัน (Hermitian Function) ของ X และ U

การจัดรูปแบบของปัญหานั้นสามารถเลือกชนิดของดัชนีสมรรถนะซึ่งในการออกแบบระบบควบคุมควอเตอร์ครั้งนี้ จะจัดปัญหาในรูปพลังงานต่ำสุด (Minimum-energy) ด้วย Linear Quadratic Regulator ดังนั้นจากระบบสมการ (2.36) และสมการ (2.39) ดัชนีสมรรถนะ Linear Quadratic คือ

$$J = \frac{1}{2} x^T(T)P(T)x(T) + \frac{1}{2} \int_{t_0}^T (x^T Q x + u^T R u) dt \quad (2.40)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดยที่

$P(T)$ คือ เมตริกซ์ถ่วงน้ำหนัก State สุดท้าย (Final State Weighting Matrix)

Q คือ เมตริกซ์ถ่วงน้ำหนักของ State ซึ่งเป็น Positive-definite หรือ Positivesemidefinite Hermitian

R คือ เมตริกซ์ถ่วงน้ำหนักของสัญญาณควบคุมซึ่งเป็น Positive-definite หรือ Positive-semidefinite Hermitian

กำหนดสมการ Riccati คือ

$$-P = A^T P + PA + PBR^{-1}B^T P + Q, t \leq T \quad (2.41)$$

จากสมการ (2.41) นั้นการควบคุมเหมาะสมที่สุดกำหนดโดย

$$u(t) = -R^{-1}B^T P x(t) \quad (2.42)$$

กำหนดค่าเบี่ยงเบน (Kalman Gain) คือ

$$K = R^{-1}B^T P \quad (2.43)$$

จากสมการ (2.42) และสมการ (2.43) นั้นแสดงว่าการออกแบบระบบควบคุมเหมาะสมที่สุดบนพื้นฐานดัชนีสมรรถนะ Linear Quadratic Regulator ก็เพื่อที่จะหาค่าประกอบของเมตริกซ์เกนย้อนกลับ K

2.6 Linear Quadratic Regulator แบบไม่ต่อเนื่องทางเวลา (Discrete)

การจะเขียนระบบควบคุมลงในไมโครคอนโทรลเลอร์นั้น จะต้องทำระบบควบคุมให้อยู่ในรูปแบบไม่ต่อเนื่องทางเวลา (Discrete) เนื่องจากไมโครคอนโทรลเลอร์นั้นทำงานเป็นระบบดิจิทัลจึงใช้วิธีการสุ่มข้อมูลเป็นช่วงเวลาเพื่อส่งไปให้ไมโครคอนโทรลเลอร์ทำงานได้ ดังนั้นค่าเมตริกซ์ที่ได้ออกแบบไว้ข้างต้น จึงจำเป็นต้องแปลงให้อยู่ในระบบไม่ต่อเนื่องทางเวลา (Discrete Linear Quadratic Regulator)

การแปลงแบบจำลอง State-Space ให้อยู่ในรูปแบบไม่ต่อเนื่องทางเวลาได้โดยผ่านสมการ (2.44)

$$\dot{x}(k+1) = Fx(k) + Gu(k) \quad (2.44)$$

สามารถออกแบบระบบควบคุมเหมาะสมที่สุด และหาค่าเมตริกซ์เกนย้อนกลับ K โดยผ่านสมการ (2.45) (Riccati Differential Equation)

$$P_d = Q_d + F^T [P_d - P_d G (R_d + G^T P_d G)^{-1} G^T P_d] F \quad (2.45)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เมื่อ

Q_d คือ เมตริกซ์ถ่วงน้ำหนักของเมตริกซ์ Q คูณด้วย Sample Time T_s

R_d คือ เมตริกซ์ถ่วงน้ำหนักของเมตริกซ์ R คูณด้วย Sample Time T_s

และสามารถคำนวณหาเมตริกซ์ F และ G จะผ่านสมการ (2.46) และ สมการ (2.47)

$$F = e^{A T_s} \quad (2.46)$$

$$G = \int_0^{T_s} e^{A t} B dt \quad (2.47)$$

เมื่อแก้หาคำตอบของสมการ (2.45) จะได้เมตริกซ์ P_d เพื่อนำไปหาค่าเมตริกซ์เกนป้อนกลับ K_d ในแบบไม่ต่อเนื่องทางเวลาได้ผ่านสมการ (2.49)

$$K_d = [R_d + G^T P_d G]^{-1} G^T P_d F \quad (2.48)$$



การออกแบบระบบควบคุมควอทโรเตอร์

3.1 แบบจำลองพลศาสตร์ควอทโรเตอร์ในโปรแกรม Simulink

ในขั้นตอนการใช้เทคนิคการแปลงให้เป็นเชิงเส้นของระบบพลศาสตร์ของควอทโรเตอร์ นั้น เนื่องจากใช้โปรแกรม MATLAB Simulink ในการแปลงให้เป็นเชิงเส้น จึงจำเป็นต้องสร้างแบบจำลองในโปรแกรมก่อน โดยแบ่งเป็น 2 กรอบการอ้างอิงคือ อ้างอิงกับพื้นโลก และอ้างอิงกับตัวควอทโรเตอร์ ในส่วนขอบเขตในการศึกษาครั้งนี้ จะใช้กรอบอ้างอิงกับตัวควอทโรเตอร์ ที่นำไปออกแบบระบบควบคุมเท่านั้น

3.1.1 แบบจำลองในกรอบอ้างอิงตัวควอทโรเตอร์

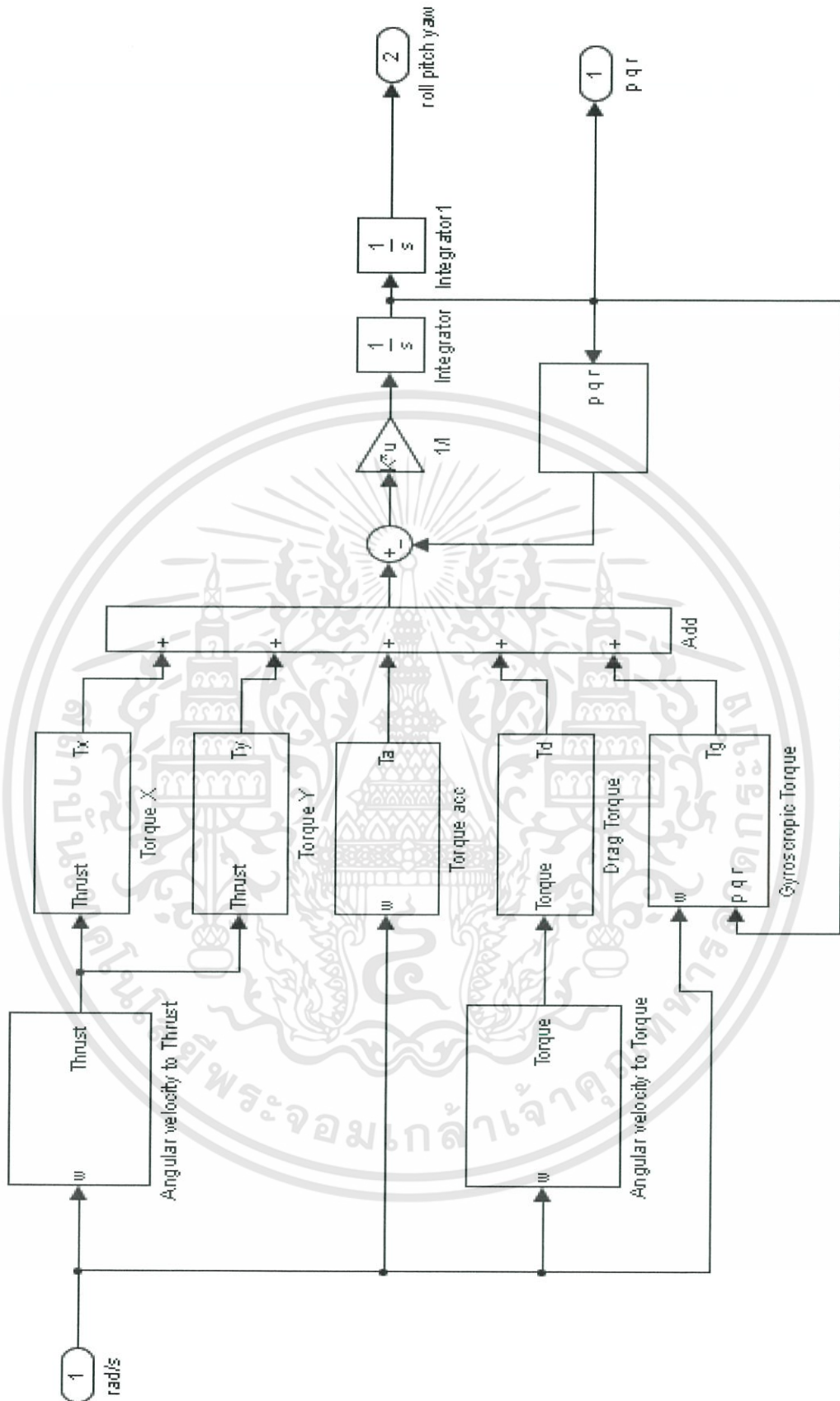
แบบจำลองในกรอบอ้างอิงบนควอทโรเตอร์นั้น สามารถนำสมการ (2.33) มาสร้างแบบจำลองได้ โดยนำสมการข้างต้นมาสร้างเป็นบล็อกไดอะแกรมในโปรแกรม MATLAB/Simulink เป็นแบบจำลองวงเปิดดังรูปที่ 3.1 ตัวแปรที่จะได้จากการแปลงเป็นเชิงเส้นนั้น จะประกอบไปด้วยความเร็วของใบพัดทั้ง 4 ใบ เอกลักษณ์ของความเร็วเชิงมุมและมุมออยเลอร์ของตัวควอทโรเตอร์ในกรอบอ้างอิงบนควอทโรเตอร์ เมื่อนำตัวแปรทั้งหมดมาเขียนในรูปของสมการสแตท จะได้ดังสมการ (3.1)

$$\dot{x} = \begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \\ \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} \quad x = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \\ \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} \quad u = \begin{bmatrix} \omega_1 \\ \omega_2 \\ \omega_3 \\ \omega_4 \end{bmatrix} \quad y = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \\ \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

3.1.2 การแปลงให้เป็นเชิงเส้นในรูปของแบบจำลองปริภูมิสถานะ

จากทฤษฎีบทที่ 2 เพื่อความสะดวกในการใช้เทคนิคนี้ สามารถใช้คำสั่งในโปรแกรม MATLAB ช่วยในการแปลงได้ โดยใช้คำสั่ง Trim และ Linmod วิธีการใช้สามารถดูได้ที่ภาคผนวก ข เมื่อผ่านการแปลงให้เป็นระบบเชิงเส้นแล้วจะเมตริกซ์ A , B , C และ D ของสมการปริภูมิสถานะ ในสมการ (2.36) ในบทที่ 2

จะได้เมตริกซ์ดังนี้



รูปที่ 3.1 แบบจำลองใน Simulink ที่เป็นระบบวงเปิดแบบสมการที่ไม่เป็นเชิงเส้นบนกรอบอ้างอิงบนคอทโรเตอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$A = \begin{bmatrix} 0 & 0.0553 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -0.0549 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

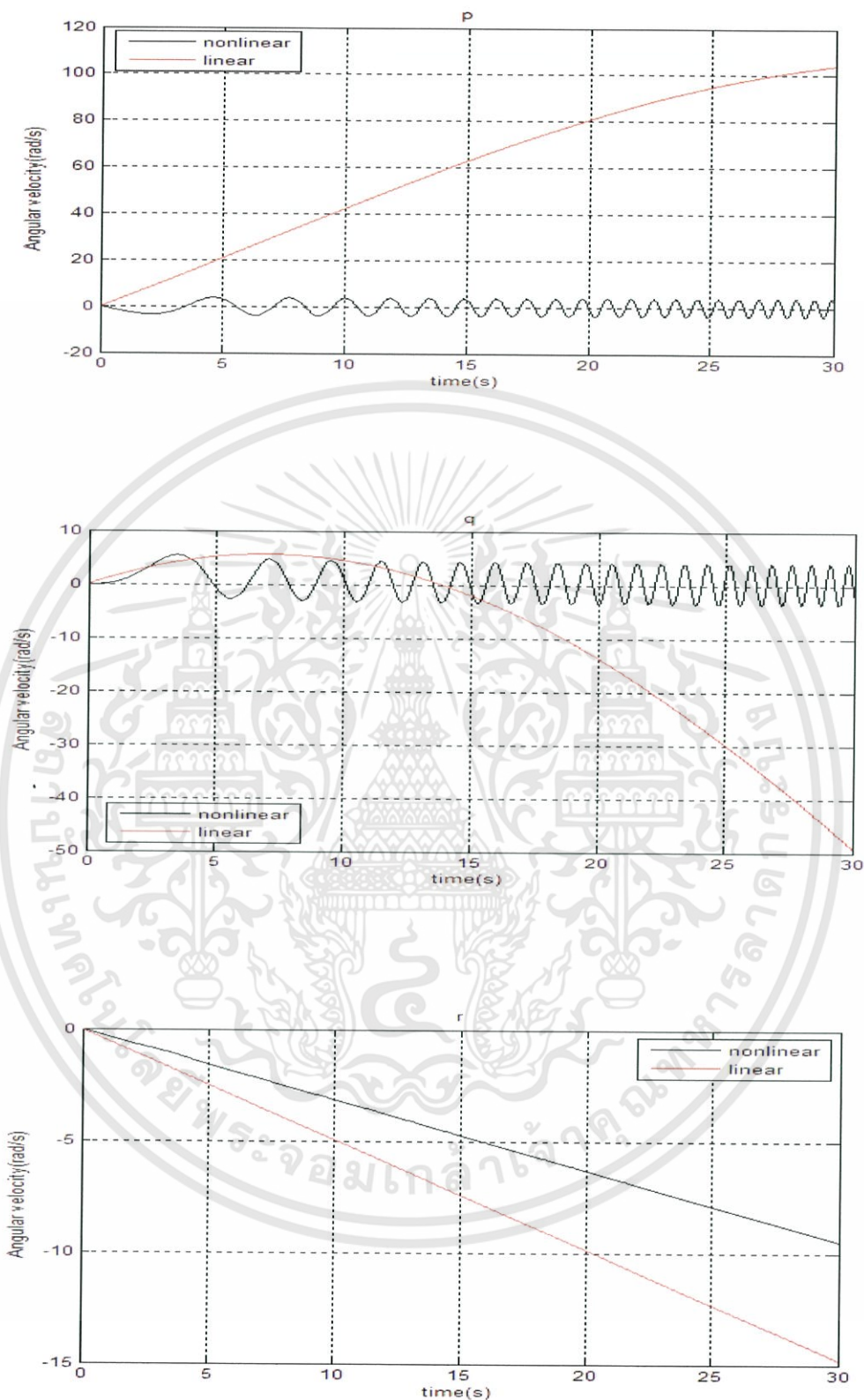
$$B = \begin{bmatrix} 0.1638 & -0.1582 & -0.1583 & 0.1608 \\ 0.1626 & -0.1570 & 0.1571 & -0.1596 \\ -0.0080 & -0.0076 & 0.0078 & 0.0076 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

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

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

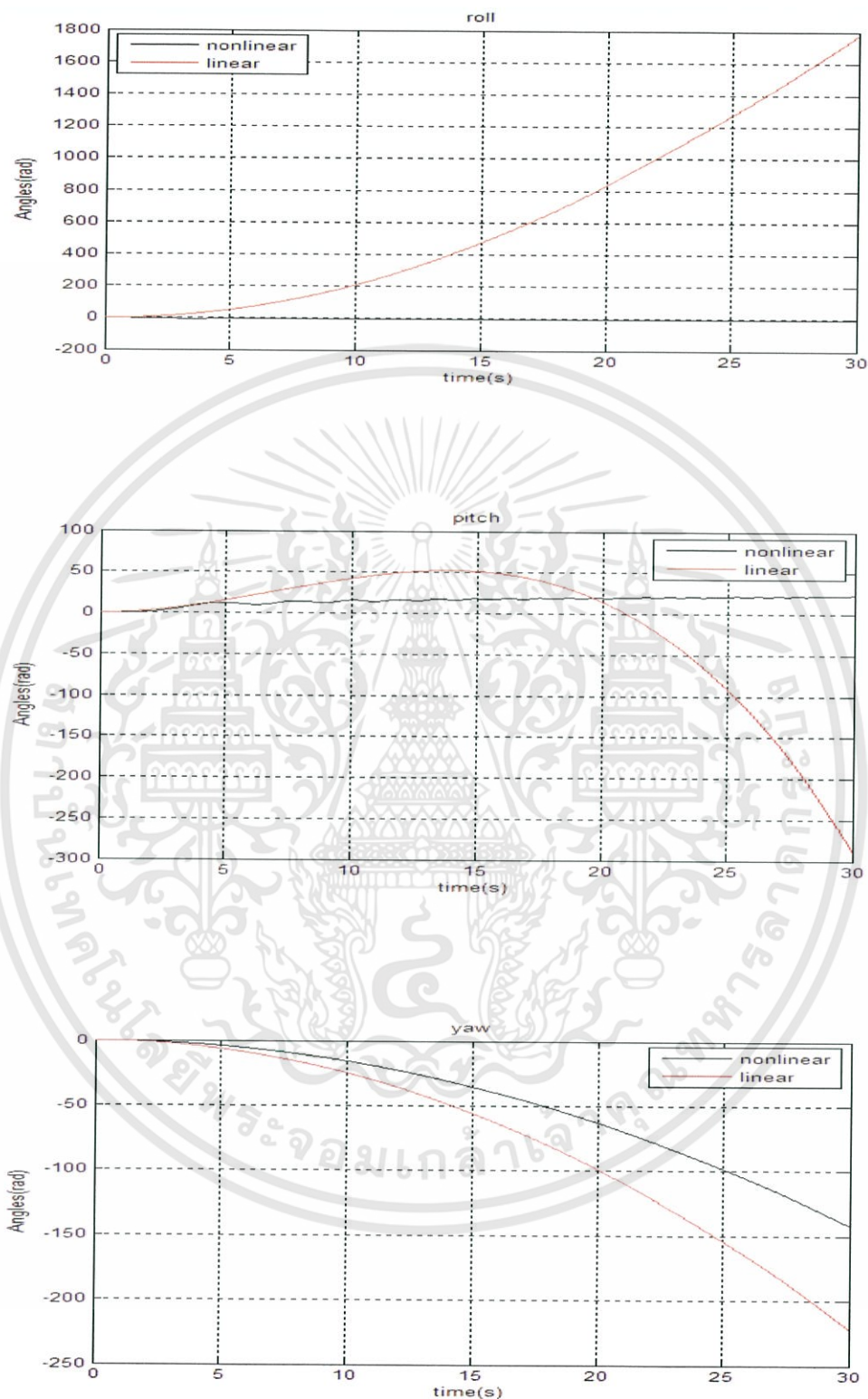
3.2 Simulation ของแบบจำลองที่ไม่เป็นเชิงเส้นบนกรอบอ้างอิงบนควอทโรเตอร์

ในหัวข้อนี้จะเป็นการเปรียบเทียบการ Simulation กันระหว่างระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้น และระบบที่ผ่านเทคนิคการทำให้เป็นเชิงเส้นแล้ว เมื่อดูตามสมการ (3.1) จะแสดงถึงตัวแปรสเตท ทั้ง 6 ตัวคือ ความเร็วเชิงมุม $\begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix}$ และตำแหน่งมุม $\begin{bmatrix} \phi \\ \theta \\ \psi \end{bmatrix}$ โดยการ Simulation จะใช้เวลาทั้งหมด 30 วินาที กำหนดความเร็วใบพัดใบที่ 1 กับ 2 หมุนเร็วเท่ากันและหมุนเร็วกว่าใบพัดที่ 3 กับ 4 ซึ่งหมุนเร็วเท่ากันเช่นกัน ซึ่งเมื่อพิจารณาตามหลักการควบคุมของควอทโรเตอร์แล้วนั้น ควอทโรเตอร์จะต้องหมุนในมุม Yaw โดยมีค่ามุมที่ได้นั้นต้องมีค่าเป็นลบ เมื่อดูจากกราฟรูปที่ 3.2 (ค) จะเห็นว่ามุม Yaw นั้นมีค่ามุมติดลบจริง แต่เนื่องจากเป็นระบบวงเปิด จึงเกิดการหมุนอย่างต่อเนื่อง เป็นผลมาจากโมเมนต์ความเฉื่อยนั่นเอง



รูปที่ 3.2 แบบจำลองที่ไม่เป็นเชิงเส้นบนกรอบอ้างอิงตัวควอโทรเตอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.3 แบบจำลองที่ไม่เป็นเชิงเส้นของผลตอบสนองมุม Roll, Pitch, Yaw

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.3 การออกแบบระบบควบคุม Linear Quadratic Regulator

ประโยชน์ของการใช้วิธีการควบคุมเหมาะสมที่สุด Linear Quadratic Regulator คือระบบที่ออกแบบจะเสถียรยกเว้นระบบที่ไม่สามารถควบคุมได้ (Not Controllable) และเนื่องจากคworthโรเตอร์นั้นเป็นมัลติอินพุตมัลติเอาต์พุต (MIMO) ซึ่งถ้าใช้วิธีการออกแบบระบบควบคุมแบบสมัยเก่า เช่น พีไอดี (PID) จะพบว่า การควบคุมแบบสมัยเก่านั้นเสียเวลาให้การออกแบบมากกว่าและยุ่งยากกว่าวิธีการควบคุมเหมาะสมที่สุด Linear Quadratic Regulator

ก่อนการออกแบบระบบควบคุม ต้องกำหนดสมรรถนะภาพของระบบที่ต้องการก่อน เนื่องจากการที่จะสามารถควบคุมคworthโรเตอร์ มีมาตรฐานการออกแบบสมรรถนะเพื่อที่นักบินสามารถที่จะควบคุมคworthโรเตอร์ได้ คือ มีค่า Rise Time $t_r < 1$ s ค่าของ Setting Time มีค่า $t_s < 5$ s และมีค่า Damping Ratio ในช่วง $0.4 < \zeta < 1.3$

สำหรับขั้นตอนการออกแบบการควบคุมเหมาะสมที่สุดมีดังนี้

ขั้นตอนที่ 1

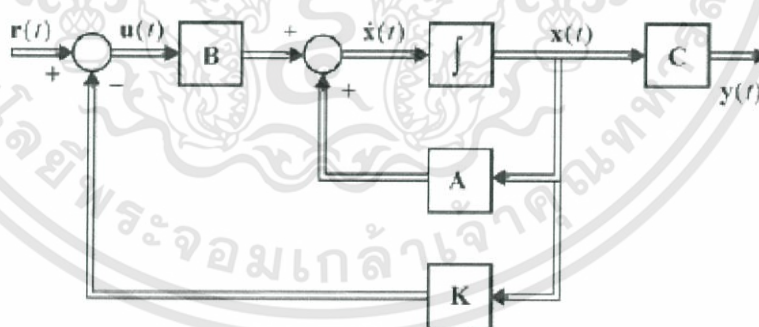
เลือกเมตริกซ์ถ่วงน้ำหนัก State Q และเมตริกซ์ถ่วงน้ำหนักสัญญาณควบคุม R โดยกำหนดเป็น Positive-definite หรือ Positive-semidefinite

ขั้นตอนที่ 2

แก้สมการรีคาคติ (สมการ (2.41)) เพื่อหาเมตริกซ์ P โดยถ้าเมตริกซ์ P นั้นเป็น Positive-definite แสดงว่าระบบนั้นเสถียรภาพหรือเมตริกซ์ $A - BK$ เสถียร

ขั้นตอนที่ 3

แทนเมตริกซ์ P ลงในสมการ (2.43) เพื่อหาเมตริกซ์เกนป้อนกลับ K



รูปที่ 3.4 ปริภูมิสถานะพร้อมกับเมตริกซ์เกนป้อนกลับ K

3.3.1 การออกแบบระบบควบคุมไม่ต่อเนื่องทางเวลาของ LQR

จากสมการ (2.44) ที่จะใช้ในการออกแบบระบบควบคุมไม่ต่อเนื่องทางเวลาของ LQR นั้น ขึ้นกับเวลาการสุ่มตัวอย่าง (Sample Time) ซึ่งเลือกไว้ที่ 0.02 s เพื่อให้สอดคล้องกับเวลาการทำงานในระบบคอนโทรลเลอร์ และได้เลือกเวลาการสุ่มตัวอย่าง มาเปรียบเทียบกับผลตอบสนองอีกสองค่าคือ 0.01 s และ 0.03 s ในการออกแบบลำดับแรก คือ การแปลงแบบจำลองที่ผ่านการทำให้เป็นเชิงเส้น

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ในอยู่ในแบบไม่ต่อเนื่องทางเวลา ด้วยเวลาการสุ่ม 0.02 s ผ่านคำสั่งใน MATLAB คือ c2d ค่าที่ใช้ในคำสั่งคือ เมตริกซ์ A และ B เมื่อผ่านคำสั่งแล้วจะได้ เมตริกซ์ F และ G

เมื่อผ่านคำสั่งใน MATLAB จะได้เมตริกซ์ F และ G เป็น

$$F = \begin{bmatrix} 1 & 0.0011 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ -0.0011 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0.02 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0.02 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0.02 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

$$G = \begin{bmatrix} 0.0033 & -0.0032 & -0.0032 & 0.0032 \\ 0.0033 & -0.0031 & 0.0031 & -0.0032 \\ -0.0002 & -0.0002 & 0.0002 & 0.0002 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}$$

เมื่อได้ระบบแบบจำลองในรูปของไม่ต่อเนื่องทางเวลาแล้ว สามารถตรวจสอบการควบคุมโดยสมบูรณ์ได้ผ่านสมการ (2.38) ได้เช่นเดียวกันกับแบบต่อเนื่องทางเวลา เมื่อตรวจสอบแล้วพบว่าค่าลำดับชั้น Rank เท่ากับเมตริกซ์ F Rank = 6 ดังนั้นระบบจำลองแบบไม่ต่อเนื่องทางเวลานี้สามารถควบคุมได้ ขั้นตอนต่อมาคือนำค่าเมตริกซ์ถ่วงน้ำหนัก Q_d และ R_d จากแบบต่อเนื่องทางเวลา มาคูณกับเวลาการสุ่ม $T_s = 0.02$ s จะได้เมตริกซ์ Q_d และ R_d ดังสมการ (3.2)

$$Q_d = Q \cdot T_s \quad (3.2)$$

$$R_d = R \cdot T_s$$

จะได้

$$Q_d = \begin{bmatrix} 0.003 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.003 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.003 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 2 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2 \end{bmatrix}$$

$$R_d = \begin{bmatrix} 5.56 \cdot 10^{-6} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 5.56 \cdot 10^{-6} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 5.56 \cdot 10^{-6} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 5.56 \cdot 10^{-6} \end{bmatrix}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.4 การประยุกต์การใช้งานระบบควบคุมกับโปรแกรมผู้ใช้

3.4.1 การออกแบบหน้าจอผู้ใช้งาน (Human User Interface : HMI)

3.4.1.1 หน้าจอผู้ใช้งานสำหรับการใช้งานจริง

จากบทที่ 2 เมื่อกรอบบ้างอิงของการศึกษาระบบมีทั้งหมด 2 กรอบบ้างอิง กรอบบ้างอิงที่หนึ่งคือ กรอบบ้างอิงที่อยู่บนพื้นโลก (Reference Frame) และกรอบบ้างอิงที่สองคือ กรอบบ้างอิงซึ่งอยู่บนตัวควอทโรเตอร์ เนื่องจากในโครงงานนี้นักบินจะต้องบังคับตัวของควอทโรเตอร์จากพื้นโลกและมองไปยังควอทโรเตอร์ เนื่องด้วยเหตุผลของความเร็วสัมพัทธ์ระหว่างพื้นโลกกับตัวควอทโรเตอร์ และปัจจัยอื่นๆ เช่น การสังเกตสถานะ การทำงานต่างๆ ของควอทโรเตอร์ และสถานะของสิ่งแวดล้อมโดยรอบ ฉะนั้นจึงจำเป็นต้องมีหน้าจอผู้ใช้งาน (HMI) เพื่อให้ให้นักบินสามารถควบคุมและจัดการกับปัญหาต่างๆ ที่เกิดขึ้นในขณะนั้นได้

จากรูปที่ 3.7 แสดงหน้าจอผู้ใช้เพื่อแสดงสถานะต่างๆ ให้กับนักบิน จากรูปจะเห็นว่าฟังก์ชันการทำงานหลายประเภท ซึ่งจะแสดงได้ ดังนี้

1. แหล่งจ่ายไฟ

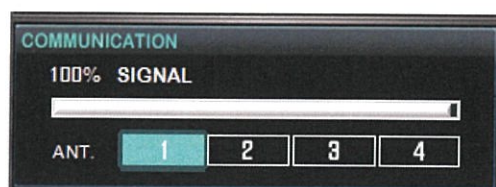
เนื่องจากแหล่งพลังงานหลักที่ทำให้ควอทโรเตอร์บินได้คือ แหล่งจ่ายไฟฟ้า ฉะนั้นสถานะการบ่งบอกของแบตเตอรี่จึงมีความสำคัญต่อนักบินในการบังคับนักบิน จากรูปที่ 3.5 จะเห็นว่าจะมีสถานะอยู่ทั้งหมด 3 สถานะ ซึ่งสถานะที่ 1 คือแบตเตอรี่รีรวม สถานะที่ 2 คือแรงดันการจ่ายไฟให้กับมอเตอร์ ส่วนสถานะที่ 3 คือแรงดันลอจิสต์ต้าที่จ่ายให้กับบอร์ดไมโครคอนโทรลเลอร์



รูปที่ 3.5 แสดงสถานะของแหล่งจ่ายไฟ

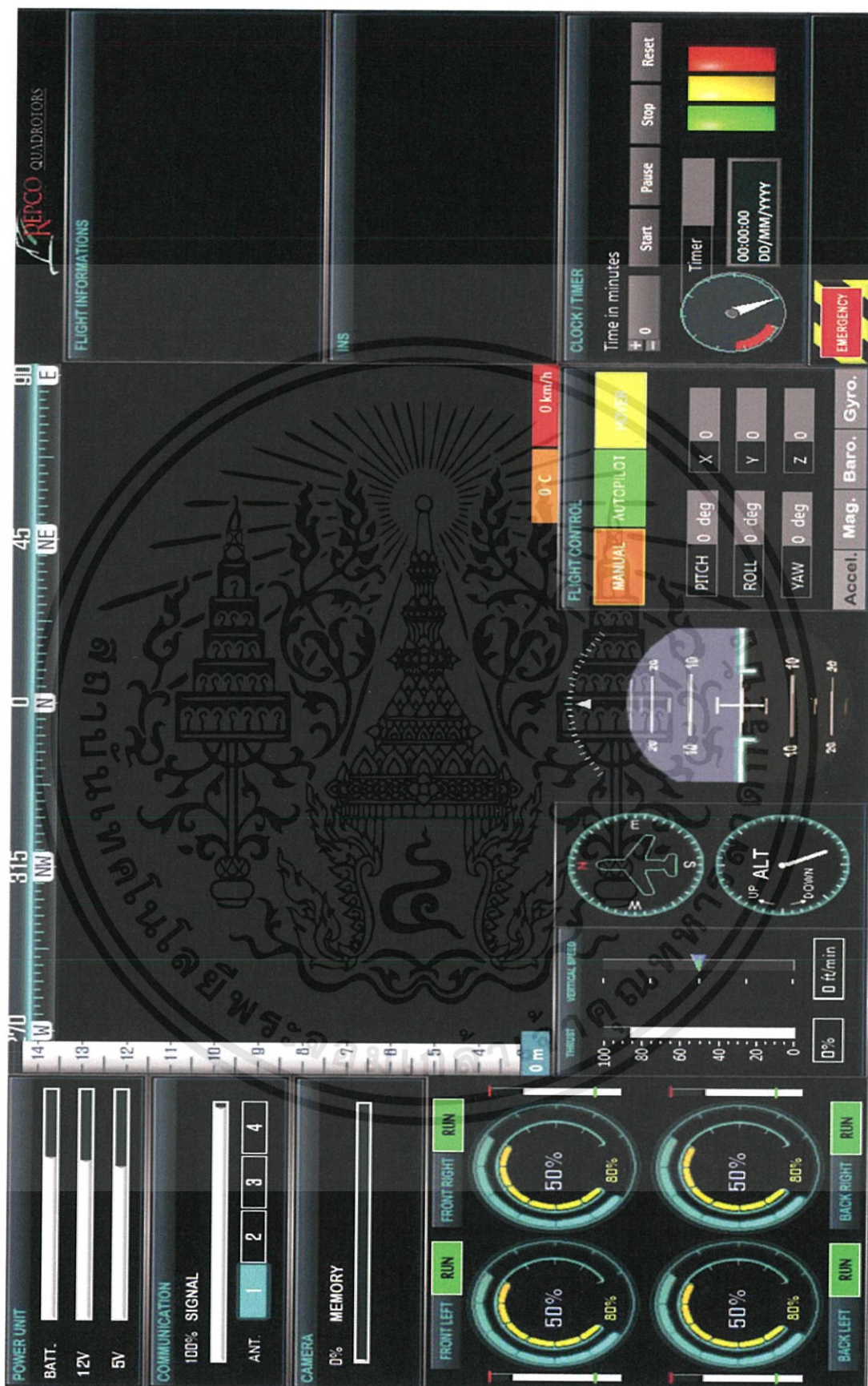
2. การสื่อสาร

การสื่อสารมีความสำคัญมากต่อการควบคุมควอทโรเตอร์ เพราะเป็นตัวกลางระหว่างนักบินกับควอทโรเตอร์ ระดับคุณภาพของการส่งและรับข้อมูลจึงมีความสำคัญต่อนักบินในการควบคุมควอทโรเตอร์ดังรูปที่ 3.6 แสดงสถานะการสื่อสาร



รูปที่ 3.6 แสดงสถานะการสื่อสารทางอากาศ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

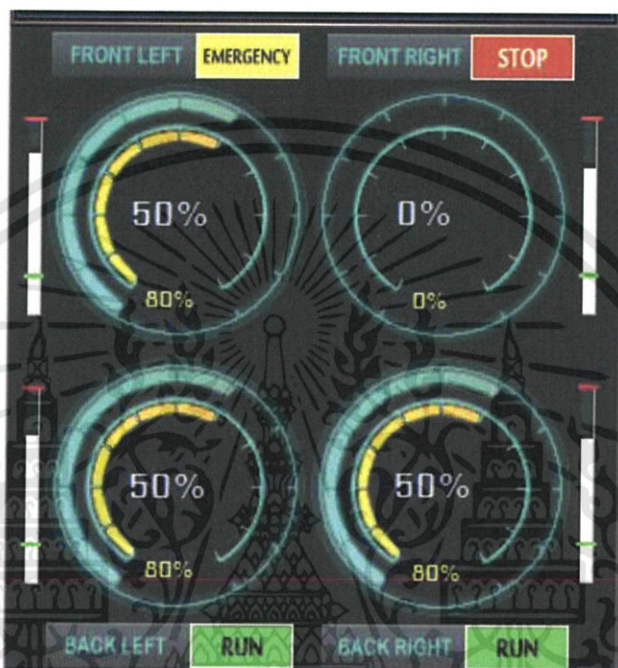


รูปที่ 3.7 แสดงหน้าจอผู้ใช้ในการใช้งานจริง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3. สถานะของมอเตอร์

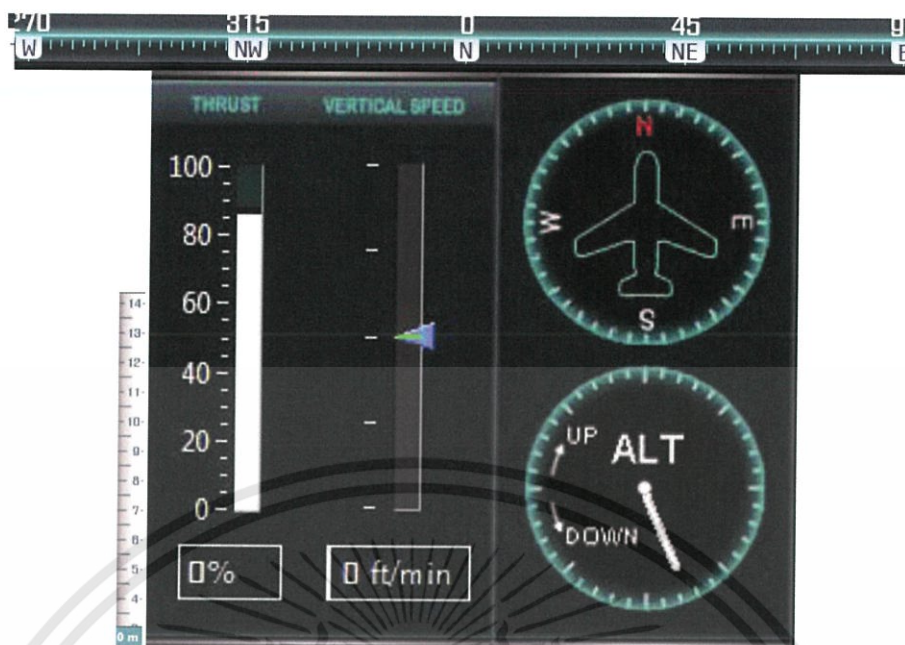
เนื่องจากต้นกำลังหลักในการเคลื่อนที่ของควอทโรเตอร์คือมอเตอร์ เมื่อมอเตอร์มีการหมุนก็จะทำให้เกิดการใช้แรงดันไฟฟ้าและกระแสไฟฟ้าและทำให้ควอทโรเตอร์เคลื่อนที่ไปในทิศทางต่างๆ ตามที่ได้ออกแบบไว้ ฉะนั้นการบ่งบอกสถานะการทำงานของมอเตอร์ดังรูปที่ 3.8 เป็นเครื่องชี้ให้เห็นว่าความเร็วมอเตอร์, แรงแยก, การกินกระแสไฟฟ้า ของมอเตอร์นั้นทำงานตามลักษณะที่ต้องการได้หรือไม่



รูปที่ 3.8 แสดงสถานะการทำงานของมอเตอร์แต่ละตัว

4. ทิศทางการเคลื่อนที่บนแกน Z

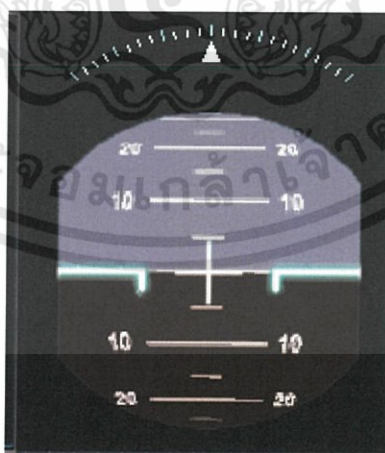
ทิศทางการเคลื่อนที่บนแกน Z ของควอทโรเตอร์มีทั้งการเคลื่อนที่ตามแนวแกน และการเคลื่อนที่หมุนรอบแกน การเคลื่อนที่ตามแนวแกนมีความสำคัญมากต่อนักบินเพราะสามารถเป็นตัวบ่งบอกระดับความสูง (Altitude) และอัตราเร็วในแนวตั้ง (Vertical Speed) ของควอทโรเตอร์ และการหมุนรอบแกนก็มีความสำคัญต่อตำแหน่งทิศทางเมื่อเทียบสนามแม่เหล็กโลก ฉะนั้นรูปที่ 3.9 จึงมีความสำคัญในการแสดงค่าต่างๆ ให้กับนักบิน



รูปที่ 3.9 แสดงระดับความสูงหรือ Altitude (เมตร), เปอร์เซ็นแรงยกรวม, ความเร็วในแกน Z และ เข็มทิศ

5. ไจโรสโคป

จากที่กล่าวไว้ข้างต้นแล้วว่ากรอบอ้างอิงในการศึกษานี้มีทั้งหมด 2 กรอบอ้างอิง ไจโรสโคปเป็นตัวบ่งชี้ที่สำคัญในการบังคับควบคุมของเครื่องบิน สมมติว่าถ้านักบินนั่งอยู่บนตัวของควอทโรเตอร์ เมื่อมีการเคลื่อนที่ของมุม Roll, Pitch, Yaw นักบินจะไม่สามารถรู้ได้เลยว่าตัวเองนั้นมีการเคลื่อนที่อย่างไร ซึ่งสถานการณ์นี้เรียกว่า สภาพหลงอากาศ ไจโรสโคปดังรูปที่ 3.10 จึงเป็นตัวแสดงให้นักบินเห็นว่าตัวเองนั้นมีการเคลื่อนที่อย่างไร



รูปที่ 3.10 แสดงไจโรสโคป

6. การแสดงผลของอุณหภูมิ, ความในอากาศและการตั้งค่า

จากที่ทราบมาแล้วว่า ไจโรสโคปจะสามารถทำงานได้อย่างถูกต้องได้ต้องการจากการ Calibrate ที่ถูกต้องจากค่าของ Magnetic และ Accelerometer และค่าระดับความสูง (Altitude) เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ที่ถูกต้องก็ต้องเกิดจากการตั้งค่าของบาร์รอมิเตอร์ที่ถูกต้อง จากรูปที่ 3.11 แสดงฟังก์ชันการตั้งค่าต่างๆ ความเร็วในอากาศ, อุณหภูมิ และการตั้งค่าโหมดการบิน



รูปที่ 3.11 แสดงการปรับตั้งค่าต่างๆ พิกัดมุมอุณหภูมิและความเร็วการเคลื่อนที่ในอากาศ

7. การแจ้งเตือนและนาฬิกาจับเวลา

การบินเวลาเป็นสิ่งสำคัญยิ่งของนักบิน เนื่องจากแหล่งจ่ายพลังงานหลักของควอเตอร์คือไฟฟ้า และระยะการใช้กำลังไฟฟ้าจากแบตเตอรี่มีข้อจำกัด การใช้นาฬิกาจับเวลาจึงเป็นเครื่องมือแจ้งเตือนให้แก่ักบิน เพื่อความรอบครอบของนักบิน



รูปที่ 3.12 แสดงการแจ้งสัญญาณเตือนและนาฬิกาจับเวลาสำหรับการบิน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.4.1.2 หน้าจอผู้ใช้งานสำหรับใช้ในการทดลองบินเบื้องต้น

ก่อนที่จะทำการบินจริงโดยใช้หน้าจอผู้ใช้งานสำหรับการใช้งานจริงนั้น นักบินจะต้องทำการศึกษาการบินเบื้องต้นดังกล่าวก่อนคือ โปรแกรมผู้ใช้เพื่อทดลองการบินเบื้องต้นดังรูปที่ 3.13 นี้ สร้างมาเพื่อให้ให้นักบินได้ทำการบังคับ, ปรับแต่งค่าการควบคุม และสังเกตค่าต่างๆ ที่เปลี่ยนไปเนื่องจากการบังคับ Joystick และมีการเปลี่ยนแปลงของความเร็วใบพัดเนื่องจากระบบควบคุม

3.4.1.2.1 การใช้งานโปรแกรมผู้ใช้เพื่อทดลองการบินเบื้องต้น

1. การตั้งค่าการสื่อสาร

ก่อนทำการบิน นักบินควรเลือก Port และ Baud Rate ให้ตรงกับฮาร์ดแวร์ เพื่อให้การสื่อสารระหว่างคอมพิวเตอร์กับควอทโรเตอร์สามารถใช้งานได้

2. การตั้งค่าก่อนทำการบิน

เพื่อความปลอดภัยก่อนบินและหลังบิน นักบินจะต้องกดปุ่ม STOP และต้องให้ สวิตช์อยู่ในโหมด SETUP เพื่อป้องกันการให้มอเตอร์หมุน ต่อจากนั้นเพื่อความถูกต้องของค่าของมุม Heading, Roll และ Pitch นักบินจะต้องทำการ Calibrate ส่วนของ Magnetic และ Accelerometer เพื่อจะเริ่มทำการบิน นักบินจะต้องทำการกดปุ่ม RUN และเปลี่ยนเป็นโหมด TURN ON (ดูผังงานได้ในภาคผนวก ฅ)

3. การอ่านค่าจากจอแสดงผล

นักบินสามารถดูค่าของมุม Roll, Pitch, Heading ได้จากแถบสไลด์ในแนวนอนด้านมุมขวาล่างของจอแสดงผล ส่วนของ Directions และ RMPavg จะแสดงถึงทิศทางของการเคลื่อนของ Joystick ส่วนสุดท้ายคือ การอ่านค่าความเร็วรอบของใบพัด ส่วนนี้จะมีด้วยกันถึงสองส่วนใหญ่ๆ คือ ค่าของความเร็วรอบในหน่วย รอบ/นาที และในหน่วยของ rad/s ซึ่งในส่วนที่แสดงผลในหน่วย rad/s จะมีให้เปรียบเทียบด้วยกันสามค่าคือ สไลด์แนวตั้งที่เป็นสีแดง คือ ค่าของอินพุตก่อนที่จะเข้ากระบวนการคำนวณของระบบควบคุม ส่วนสีเขียวคือค่า ของเอาต์พุตของความเร็วรอบของใบพัดที่ชัดเจนแล้วหรือเกิดจากการคำนวณของระบบควบคุม ค่านี้จะสามารถติลกลับได้ ซึ่งจะไม่สามารถส่งไปเพื่อควบคุมความเร็วมอเตอร์ได้ ฉะนั้นสไลด์ในส่วนที่เป็นสีฟ้าคือ ค่าที่ส่งออกไปเพื่อไปควบคุมมอเตอร์และมิต้าน้อยที่สุดที่ทำให้มอเตอร์หมุนได้คือ 167 rad/s ถ้าความเร็วรอบน้อยกว่าค่านี้ จะหยุดหมุนทันทีและไม่สามารถติลกลับได้

จากการอธิบายดังกล่าว ผู้ศึกษาสามารถดูผลการตอบสนองของระบบควบคุมที่ได้ออกแบบไว้ข้างต้นและการแสดงผลของหน้าจอผู้ใช้ได้จากบทที่ 4

3.4.2 การนำระบบควบคุมมาใช้งานกับโปรแกรมผู้ใช้

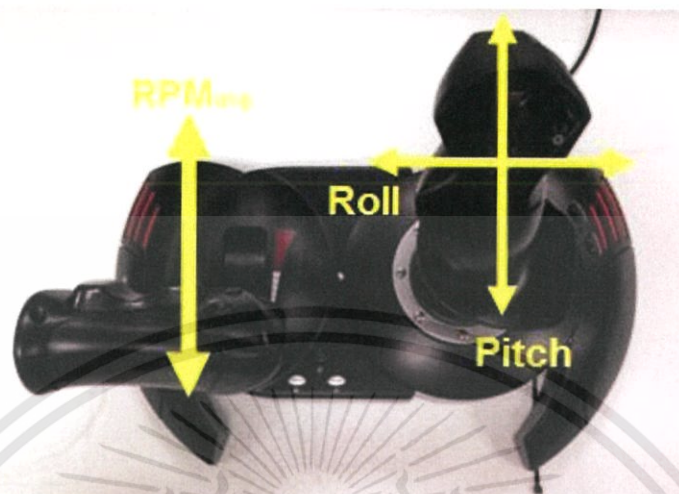
จากบทที่ 2 และหัวข้อที่ 3.1 ถึง 3.3 ที่อธิบายทฤษฎีและวิธีการออกแบบระบบควบคุม เพื่อก่อให้เกิดประโยชน์สูงสุดในการใช้งานจริงและเพื่อความสะดวกของนักบินในการบังคับตัวของ ควอทโรเตอร์ จึงได้นำระบบควบคุมที่ออกแบบไว้มาประยุกต์ใช้กับโปรแกรมผู้ใช้งาน

3.4.2.1 การเชื่อมต่อโปรแกรมผู้ใช้งานกับคันบังคับ (Joystick)

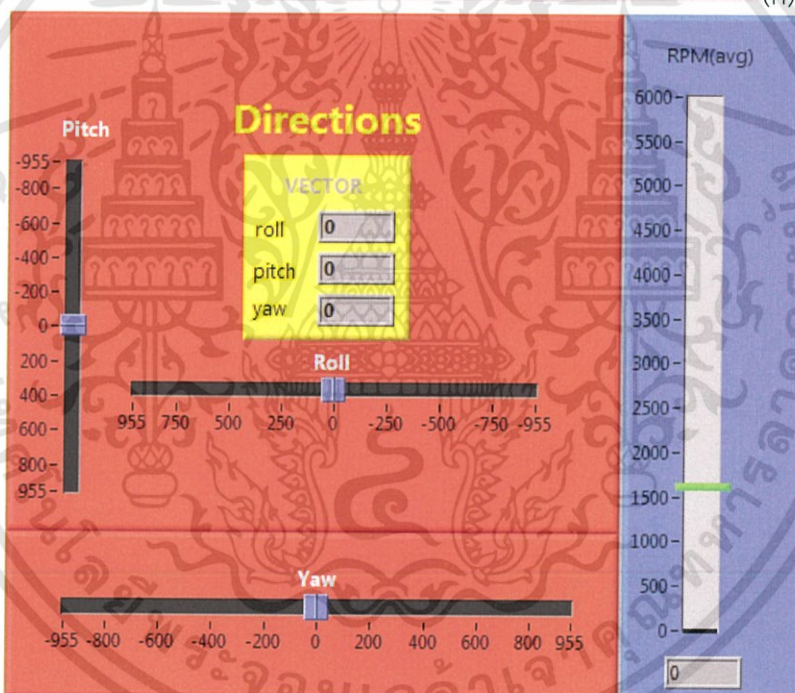
การควบคุมควอทโรเตอร์โดยนักบินที่อยู่บนพื้นโลก (Reference Frame) โดยตัวของควอทโรเตอร์นั้นอยู่ในกรอบอ้างอิงอีกกรอบอ้างอิงหนึ่งหรือเรียกว่า Body Frame คันบังคับ (Joystick) จึงมีความสำคัญต่อการควบคุมตัวของควอทโรเตอร์ให้เคลื่อนที่ไปในทิศทางต่างๆ ตามความต้องการของ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

นักบิน ในหัวข้อนี้จะเป็นการอธิบายการเชื่อมต่อ Joystick กับคอมพิวเตอร์ และการปรับแต่งค่าต่างๆ เพื่อให้เกิดความเหมาะสมและเป็นไปตามความต้องการของนักบินในการบังคับควบคุมเครื่องบิน



(ก)



(ข)

รูปที่ 3.13 แสดง Joystick และ GUI (Graphical User Interface) ของ Joystick

เนื่องจากการควบคุมเครื่องบินจากนักบินที่มีการบังคับจากหน้าจอผู้ใช้งานบนคอมพิวเตอร์ ดังนั้นจึงจำเป็นต้องทำการเชื่อมต่อ Joystick กับคอมพิวเตอร์เพื่อออกแบบการบังคับให้มีความเหมาะสมกับนักบิน ดังภาคผนวก ฅ

การออกแบบการบังคับเครื่องบินจาก Joystick ให้สามารถเคลื่อนที่ในระบบ 3 มิติ นั้น จะมีการเคลื่อนที่ทั้งหมด 2 ประเภท ซึ่งจะสามารถบังคับเครื่องบินให้มีการเคลื่อนที่ได้ทั้งหมด 6 แบบโดยแต่ละแบบจะมีความสัมพันธ์กันทั้งหมด (ภาคผนวก ฉ)

ประเภทที่ 1 คือการควบคุมมุมมองของเครื่องบินโดยการหมุนรอบแกน X, Y, Z ของเครื่องบินใน Body Frame หรือเรียกว่าการควบคุม Roll, Pitch, Yaw การควบคุมประเภท เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

นี้ควอเทอร์เตอร์จะสามารถเคลื่อนได้ทั้งหมด 5 แบบ คือการเคลื่อนที่ในแนวแกน X และแกน Y และเคลื่อนที่หมุนรอบแกน X, Y, Z ดังรูปที่ 3.14(ข) ในส่วนของ Directions ซึ่งค่าของตัวแปรการบังคับจะอธิบายในหัวข้อ 3.2.2.2

ส่วนประเภทที่ 2 นั้น คือการควบคุมตามแนวแกน Z ระบบพิกัดของ Body Frame ซึ่งแสดงได้ดังรูปที่ 3.14(ข) ในส่วนของการควบคุมความเร็วเชิงมุมเฉลี่ย (RPMavg) ของใบพัดซึ่งจะมีผลต่อแรงยกรวมของควอเทอร์เตอร์

3.4.2.2 การจำลองการบินโดยใช้ระบบควบคุม (Flight Simulation)

การสร้างการจำลองการบิน (Flight Simulation) ทำขึ้นเพื่อการทดลองระบบควบคุมที่ได้ออกแบบไว้ข้างต้น ข้อดีของการทำ Flight Simulation นั้นจัดทำขึ้นเพื่อตรวจสอบค่าต่างๆ ที่สำคัญในการบินของควอเทอร์เตอร์ และเป็นการทดลองเพื่อปรับแต่งค่าต่างๆ ของการบังคับ เพื่อความเหมาะสมและความพึงพอใจของนักบินก่อนที่จะทำการบินจริง

จากรูปที่ 3.15 เป็นหน้าจอ HMI สำหรับทำการ Flight Simulation โดยนักบินจะทำการควบคุม Joystick และทำการสังเกตค่าของความเร็วเชิงมุมของใบพัดและค่าของมุม Roll, Pitch, Yaw ที่เปลี่ยนไป

จากรูปที่ 3.15 นั้น ตัวโปรแกรมจะเป็นการควบคุมความเร็วรอบของใบพัดจากตัวของ Joystick และจะมีเอาต์พุตที่เป็นความเร็วรอบของใบพัดและค่าองศาของควอเทอร์เตอร์ที่เปลี่ยนไปของ Roll, Pitch, Yaw ซึ่งค่าเหล่านี้ได้จากการคำนวณของระบบควบคุม

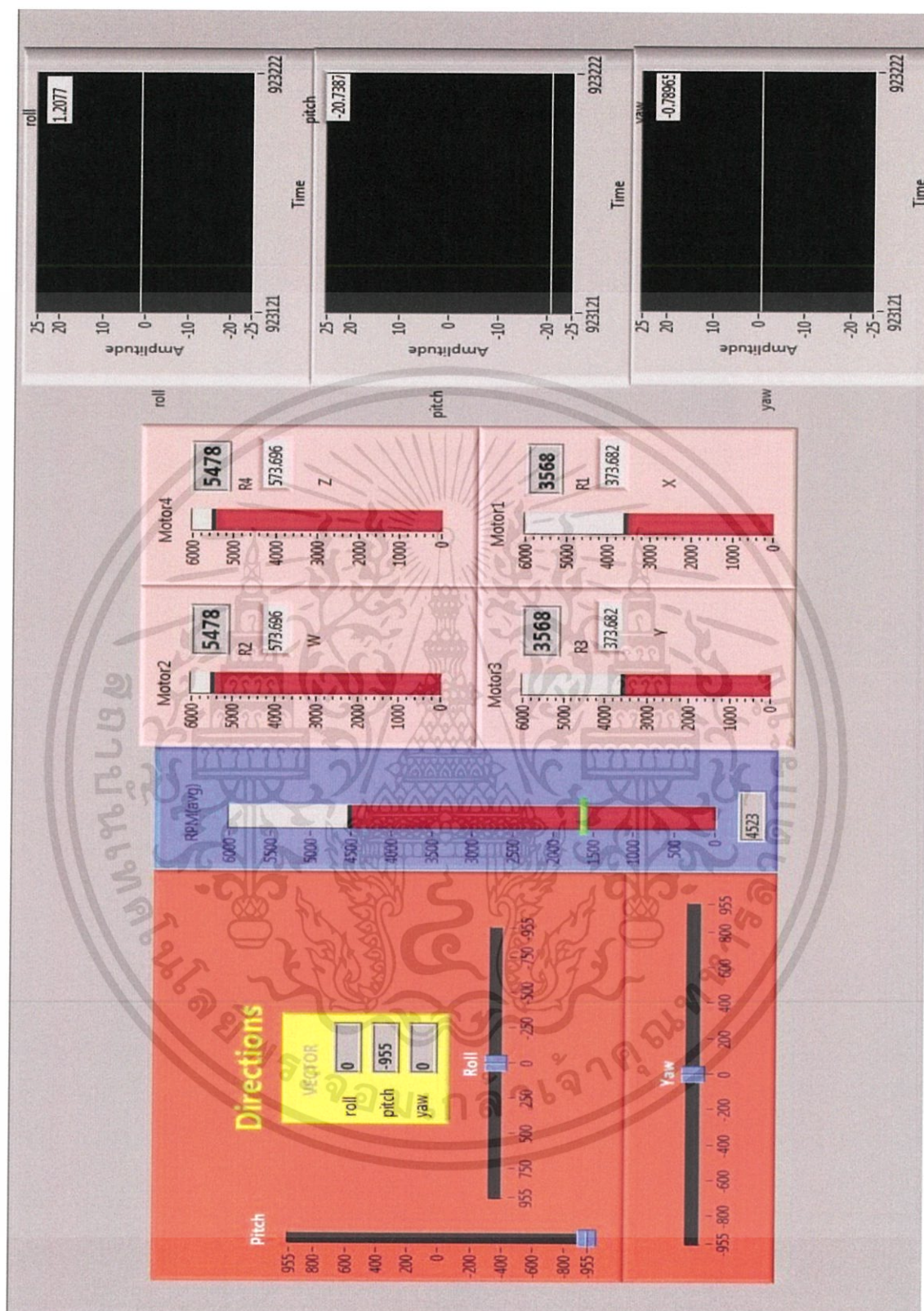
สังเกตได้ว่าส่วนของ Directions จะมีค่าของความเร็วรอบที่เปลี่ยนแปลงตามการบังคับของ Joystick ซึ่งการออกแบบนั้นจะให้ค่าของ Roll, Pitch, Yaw ของตัวควอเทอร์เตอร์มีค่าอยู่ระหว่าง -20 องศาจนถึง 20 องศา ซึ่งเป็นค่าที่ไม่มากเกินไปและเหมาะสมสำหรับความเร็วในการเคลื่อนที่ของควอเทอร์เตอร์ โดยค่าของ Joystick ในแต่ละแกนจะมีค่าตั้งแต่ -955 ถึง 955 รอบ/นาที่ ดังรูปที่ 3.14(ข)

จากรูปที่ 3.14(ข) การเปลี่ยนความเร็วรอบของใบพัดแต่ละใบพัดจะเกิดจากการเปลี่ยนแปลงค่าของ Joystick ทั้งหมด 4 ค่า คือค่าของความเร็วรอบที่เปลี่ยนไปของ Roll, Pitch, Yaw และ RPMavg โดยค่าทั้ง 4 จะทำให้เกิดการเคลื่อนที่ทั้ง 6 แบบที่มีความสัมพันธ์กันทั้งหมด (ภาคผนวก ญ)

จากภาคผนวก ญ จะเห็นได้ว่า อินพุตคือความเร็วรอบของใบพัดที่เปลี่ยนแปลง เนื่องจากค่าทั้ง 4 ค่าของ Joystick ที่ได้จากการบังคับของนักบิน และเอาต์พุตคือ ความเร็วรอบของใบพัดทั้ง 4 ใบพัดที่ยังไม่ผ่านการคำนวณจากระบบควบคุม

จากรูปที่ 3.14 เป็นการนำค่าของความเร็วรอบของใบพัดที่ผ่านการบังคับจาก Joystick มาคำนวณผ่านระบบควบคุมที่ได้ออกแบบไว้ซึ่งจะทำให้เกิดการชดเชยความเร็วรอบของใบพัดทั้ง 4 ตัว เพื่อให้ควอเทอร์เตอร์เคลื่อนที่ตามความต้องการของผู้ออกแบบระบบ ซึ่งอินพุตคือความเร็วรอบของใบพัดทั้ง 4 ใบพัดที่มาจาก Joystick และเอาต์พุต คือ p, q, r และ Roll, Pitch, Yaw มีการเขียนโปรแกรมระหว่างระบบควบคุมกับ Joystick ดังภาคผนวก ฎ

การใช้งานของโปรแกรม Flight Simulation ยกตัวอย่างเช่น เมื่อต้องการให้ควอเทอร์เตอร์บินขึ้นและ Hover (เคลื่อนที่เฉพาะแกน Z) อยู่บนอากาศโดยไม่มีการเคลื่อนที่ตามแนวแกน X และ Y นักบินจะต้องทำการบังคับค่าของ Joystick ที่เป็น RPMavg เพียงอย่างเดียว สมมติว่าค่าของความเร็วรอบทั้ง 4 ใบพัดเท่ากับ 4500 รอบ/นาที่นั้นทำให้ตัวควอเทอร์เตอร์ Hover แต่เมื่อต้องการให้



รูปที่ 3.14 แสดงหน้าจอ HMI ของ Flight Simulation

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

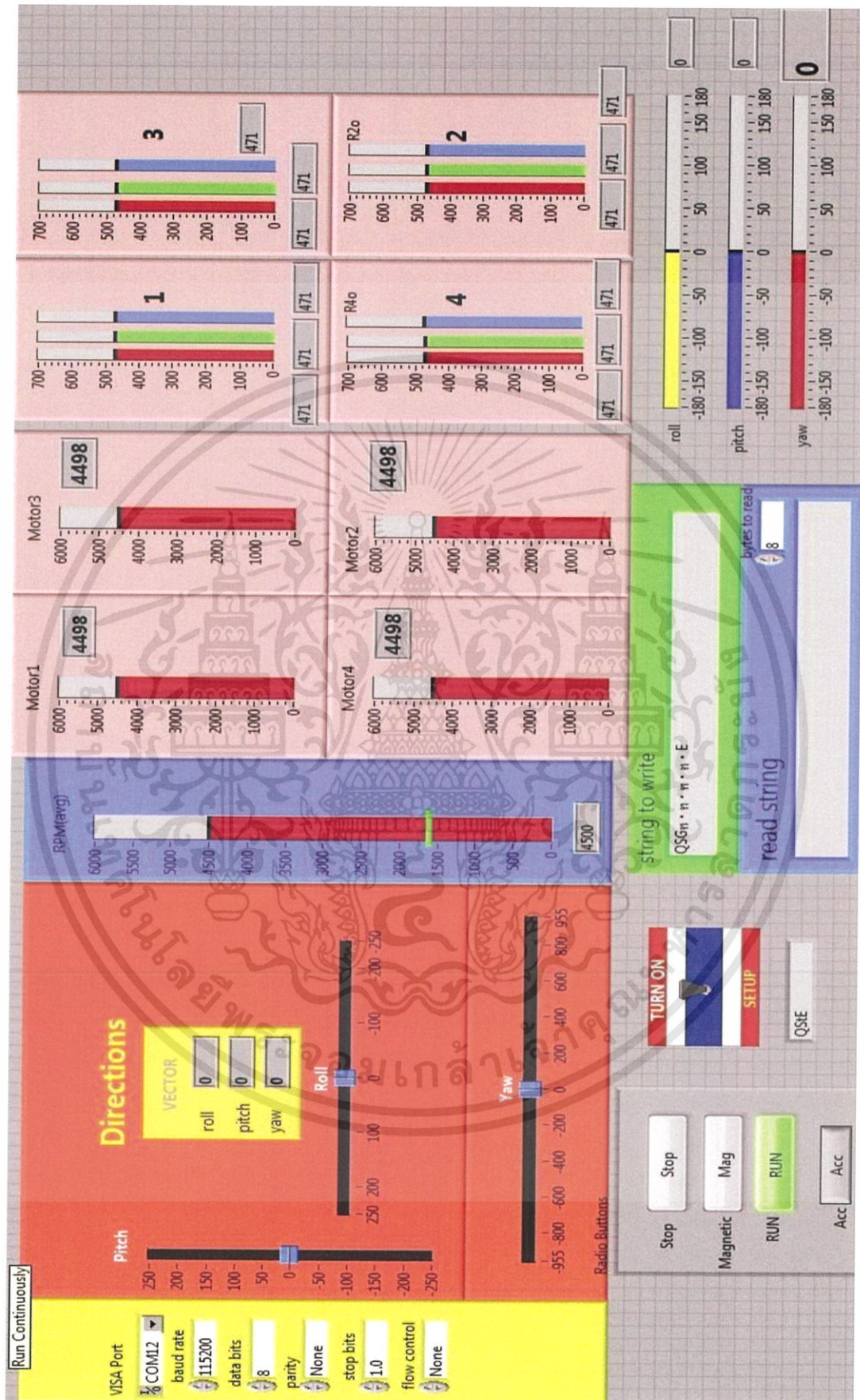
ควอทโรเตอร์บินไปข้างหน้า และมีมุม Pitch เท่ากับ 20 องศา นักบินจะต้องโยก Joystick ให้ค่าของ Pitch บนส่วนของ Directions ที่อยู่บน HMI ให้มีค่าเท่ากับ 955 ผลก็คือ ความเร็วรอบของใบพัดคู่หน้าและคู่หลังจะต่างกัน 955 รอบ/นาที โดยค่าของความเร็วรอบของใบพัดคู่หน้าจะมีค่าเท่ากับ 955 บวกกับ 4500 รอบ/นาที และใบพัดคู่หลังเท่ากับ 4500 ลบกับ 955 รอบ/นาที จากที่กล่าวไว้ข้างต้นนั้นการเคลื่อนที่ทั้ง 6 แบบที่มีความสัมพันธ์กัน จะมีการทำงานเช่นเดียวกับการยกตัวอย่างข้างต้น

ฉะนั้นการบินจริงสำหรับนักบินนั้น เมื่อต้องการให้ควอทโรเตอร์มีการเคลื่อนที่ของค่ามุม Roll, Pitch, Yaw เท่าไหร่ นักบินจะต้องศึกษาการบินจำลองนี้เสียก่อนเพื่อให้เกิดความชำนาญแก่นักบิน

3.4.2.3 การนำระบบควบคุมมาใช้งานกับโปรแกรมผู้ใช้เพื่อทดลองการบินเบื้องต้น

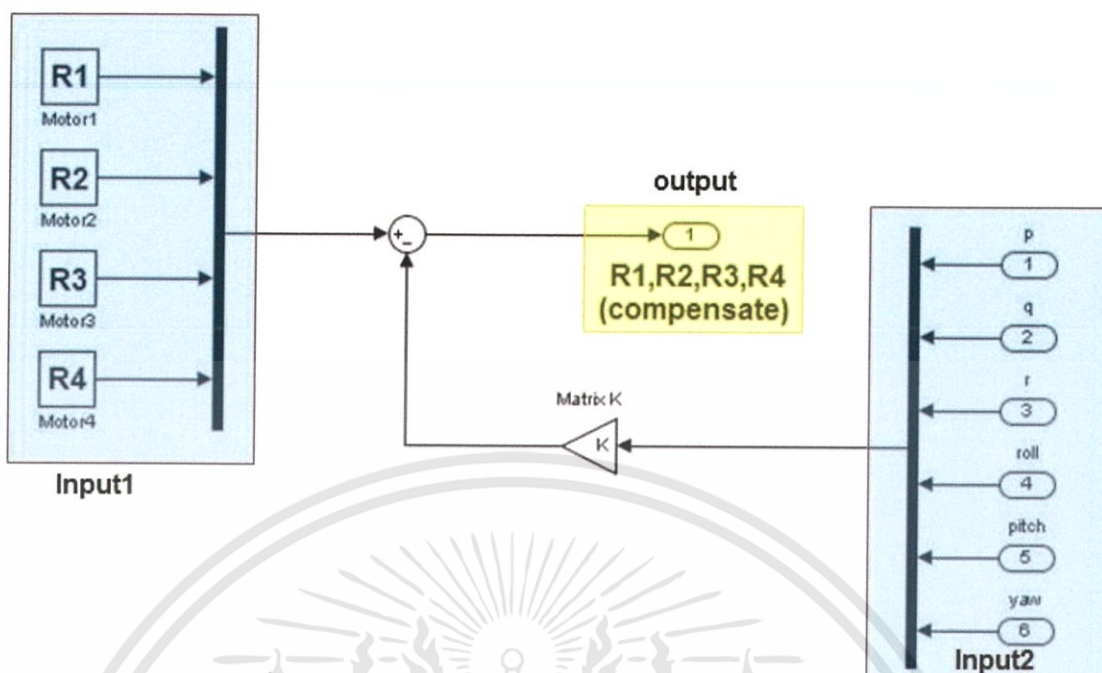
การทดลองการบินเบื้องต้นนั้น ต้องมีการสื่อสารระหว่างตัวควอทโรเตอร์กับตัวคอมพิวเตอร์ ซึ่งมีค่าคำสั่งป้อนมาจากตัวนักบิน จากหัวข้อที่ 3.4.2.2 ที่ได้กล่าวถึง Flight Simulation เมื่อนักบินมีความชำนาญในการจำลองการบิน ฉะนั้นในหัวข้อนี้จึงอธิบายหลักการทำงานของตัวโปรแกรมและการใช้งานของตัวโปรแกรมผู้ใช้

จากรูปที่ 3.16 ในส่วนของการตั้งค่าระบบการสื่อสาร (กรอบสี่เหลี่ยม) เนื่องจากตัวของควอทโรเตอร์ต้องทำการสื่อสารกับตัวคอมพิวเตอร์อยู่ตลอดเวลา การทดลองการบินเบื้องต้นครั้งนี้ ได้เลือกใช้การสื่อสารแบบอนุกรม (Serial Port) โดยมีการส่งผ่านแบบคลื่นวิทยุ ซึ่งมีการตั้งค่า Baud Rate อยู่ที่ 115200 โดยการสื่อสารการรับส่งข้อมูลในครั้งนี้ จะมีการส่งข้อมูลในรูปแบบของเลขฐาน 16 เพื่อเป็นการลดจำนวนข้อมูลในการรับส่งเพื่อความรวดเร็วในการสื่อสาร ซึ่งสามารถศึกษาข้อมูลเพิ่มเติมได้ที่กลุ่มการสื่อสาร ซึ่ง String to Write (กรอบสีเขียว) คือ ส่วนของการแสดงผลของการส่งข้อมูลให้กับตัวควอทโรเตอร์ และส่วนของ Read String (กรอบสีฟ้า) คือ ส่วนของการแสดงผลของการรับข้อมูลที่ได้มาจากควอทโรเตอร์ ซึ่งเป็นค่า Roll, Pitch และ Yaw ที่ได้จากเซนเซอร์บนบอร์ดควบคุมของควอทโรเตอร์ ซึ่งมีการแปลงข้อมูลจากเลขฐาน 16 มาเป็นเลขฐาน 10 ซึ่งสามารถศึกษาตัวโปรแกรมได้จากภาคผนวก ฐ



รูปที่ 3.15 แสดงหน้าจอผู้ใช้งานสำหรับการทดลองบินเบื้องต้นด้วยระบบควบคุม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.16 แสดงกระบวนการคำนวณด้วยเมตริกซ์ป้อนกลับ K

การนำระบบควบคุมมาใช้งานกับโปรแกรมผู้ใช้เพื่อให้เกิดความเสถียรภาพทางการบินนั้น จากบทที่ 2 และหัวข้อที่ 3.1 ถึง 3.3 จะมีค่า เมตริกซ์เกนป้อนกลับ K ซึ่งเป็นกระบวนการทางคณิตศาสตร์ในการคำนวณและชดเชยค่าของความเร็รรอบของใบพัด เพื่อให้ควอดโรเตอร์เกิดการเคลื่อนที่ ตามความต้องการของนักบิน ฉะนั้นกระบวนการคำนวณดังรูปที่ 3.17 จะมีอินพุตส่วนที่ 1 เป็นความเร็รรอบของใบพัดทั้ง 4 ใบพัด (R1, R2, R3, R4) ที่เกิดจากการควบคุม Joystick (เอาต์พุตของภาคผนวก ฎ นั้นเอง) ส่วนอินพุตในส่วนที่ 2 คือเมตริกซ์ 6×1 ซึ่งมีค่าเท่ากับ p, q, r, Roll, Pitch และ Yaw ซึ่งรับค่ามาจากตัวเซนเซอร์ที่อยู่บนควอดโรเตอร์ ซึ่ง p, q, r สามารถหาได้จากการอนุพันธ์ Roll, Pitch และ Yaw ตามลำดับ ในเชิงฟังก์ชันของเวลา ซึ่งมีค่าของ Sample Period เท่ากับ 0.02 วินาที ในส่วนสุดท้ายคือส่วนของเอาต์พุตของระบบควบคุมจะเป็นเมตริกซ์ 4×1 ซึ่งเป็นความเร็รรอบของใบพัดทั้ง 4 ใบพัดที่เกิดจากการชดเชย เนื่องจากการคำนวณของระบบควบคุมแล้ว ซึ่งสามารถศึกษาตัวโปรแกรมระบบควบคุมได้จาก ภาคผนวก ๓

เนื่องจากตัวโปรแกรมทดลองการบินเบื้องต้นมีความซับซ้อน และมีส่วนของการตั้งค่า, สมการในการควบคุม ฉะนั้นสามารถศึกษาและทำความเข้าใจภาพรวมของโปรแกรมได้จาก ภาคผนวก ฎ

บทที่ 4

การทดลองและผลการทดลอง

ในบทนี้จะกล่าวถึงการทดลองหาค่าเมตริกซ์เกนป้อนกลับ K ที่เหมาะสมที่สุดในระบบที่ต่อเนื่องทางเวลาและระบบที่ไม่ต่อเนื่องทางเวลา พร้อมทั้งทดลองการควบคุมผ่านทางโปรแกรม Labview โดยที่ผ่านการออกแบบจากบทที่แล้ว

4.1 การทดลองออกแบบระบบควบคุมสำหรับควอทโรเตอร์

4.1.1 การออกแบบครั้งที่ 1

เลือกเมตริกซ์ Q และ R ดังนี้

$$Q = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad R = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

นำเมตริกซ์ Q และ R ไปทำการหาค่าเมตริกซ์เกนป้อนกลับ K โดยใช้คำสั่งใน MATLAB คือคำสั่ง `lqr` (สามารถดูการใช้คำสั่ง `lqr` ได้ที่ภาคผนวก ข) จะได้ค่าเมตริกซ์ K เป็น

$$K = \begin{bmatrix} 1.3586 & 1.3628 & -5.6435 & 0.5393 & 0.4749 & -0.4955 \\ -1.3248 & -1.3276 & -5.8393 & -0.5224 & -0.4590 & -0.5110 \\ -1.3301 & 1.3460 & 5.7142 & -0.4625 & 0.5270 & 0.5011 \\ 1.3641 & -1.3556 & 5.6178 & 0.4714 & -0.5349 & 0.4922 \end{bmatrix}$$

เมื่อนำค่าเมตริกซ์เกนป้อนกลับ K ไปป้อนกลับในสมการ (2.37) ตามรูปที่ 3.1 โดยมีค่าสัญญาณควบคุมเป็นความเร็วรอบของมอเตอร์ใบพัดแต่ละตัว มีค่าความเร็วเท่ากันทุกใบพัด จะได้ผลตอบสนองดังรูปที่ 4.1 และรูปที่ 4.2 ผลตอบสนองของ p, q, r นั้นมีค่า Setting Time มีค่าเป็น $t_s = 15.5 \text{ s}, 9.3 \text{ s}, 34.2 \text{ s}$ ตามลำดับ และผลตอบสนองของ ϕ, θ, ψ นั้นมีค่า Setting Time มีค่าเป็น $t_s = 13.8 \text{ s}, 6.3 \text{ s}, 31.7 \text{ s}$ ตามลำดับ ในส่วนของค่ามุมที่ได้จะมีค่า Error มากพอสมควร ซึ่งจากสัญญาณควบคุมที่เป็นความเร็วรอบนั้น มีค่าเท่ากันทั้ง 4 ใบพัด ดังนั้นค่ามุมที่ได้ควรจะมีค่าเป็นศูนย์หรือใกล้เคียง ดังนั้นต้องเลือกเมตริกซ์ Q และ R เพื่อให้ผลตอบสนองของระบบเป็นไปตามที่ต้องการ

4.1.2 การออกแบบครั้งที่ 2

จากการออกแบบครั้งที่ 1 ยังไม่ได้ผลตอบสนองตามที่ต้องการ ในการออกแบบครั้งที่ 2 นี้ได้เลือกเมตริกซ์ Q และ R คือ

$$Q = \begin{bmatrix} 0.15 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.15 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.15 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 15 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 15 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 15 \end{bmatrix}$$

$$R = \begin{bmatrix} 2.78(10^{-4}) & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 2.78(10^{-4}) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 2.78(10^{-4}) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 2.78(10^{-4}) \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

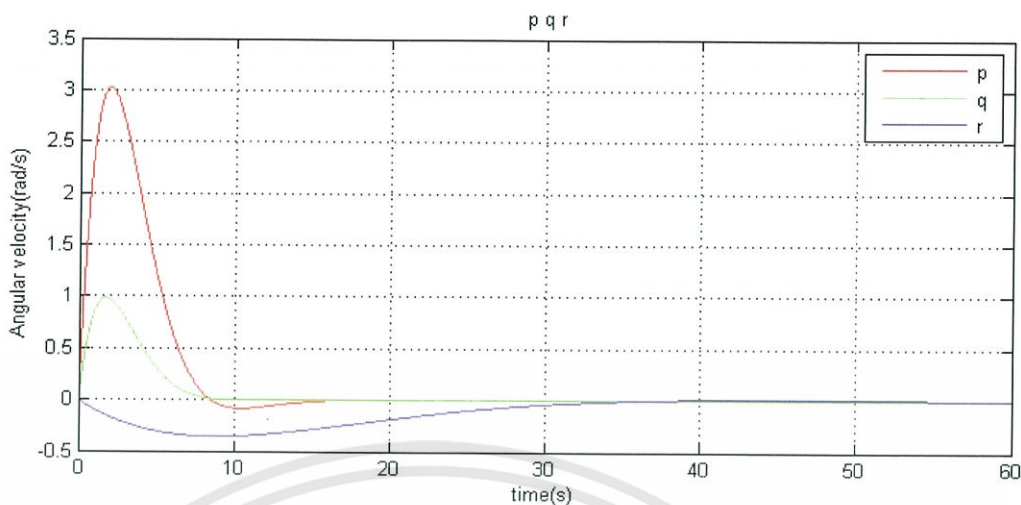
จากสมการ (4.2) มีหลักการเลือกคือกำหนดขอบเขตของ State Variable คือ p, q, r มีช่วงในย่าน 2.6 rad/s และ Φ, θ, ψ มีค่าในย่าน 0.26 rad จากนั้นนำค่า State ไปแทนในสมการ (4.3) จะได้ค่าดังสมการ (4.2)

$$Q = \frac{1}{\max[(x_i)^2]}, i \in [p, q, r] \quad R = \frac{1}{\max[(u_j)^2]}, j \in [\Phi, \theta, \psi] \quad (4.3)$$

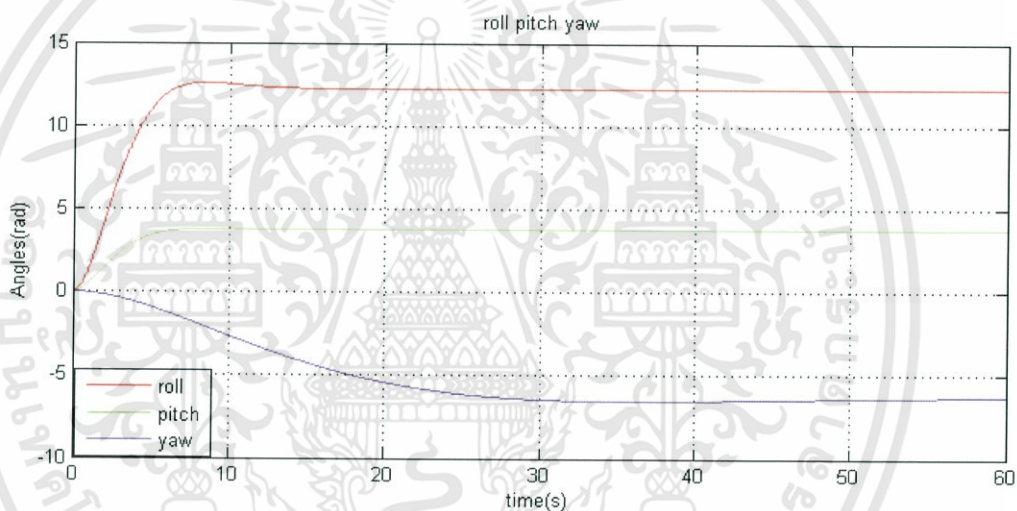
เมื่อได้เมตริกซ์ Q และ R สามารถหาค่าเมตริกซ์เกนย้อนกลับ K เป็น

$$K = \begin{bmatrix} 22.3372 & 22.4095 & -85.8108 & 116.7642 & 115.8756 & -113.4307 \\ -21.7676 & -21.8139 & -88.7811 & -113.0154 & -112.1112 & -116.9780 \\ -21.8562 & 22.1042 & 86.8330 & -112.9799 & 114.1069 & 114.6042 \\ 22.4014 & -22.2785 & 85.4680 & 115.0290 & -115.6984 & 112.7745 \end{bmatrix}$$

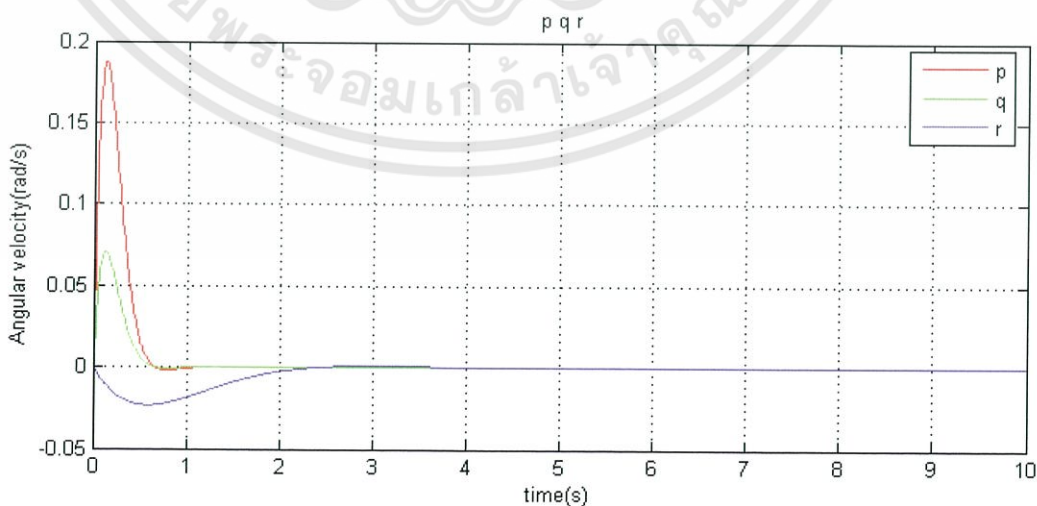
เมื่อนำค่าเมตริกซ์เกนย้อนกลับ K ไปป้อนกลับในสมการ (2.37) ตามรูปที่ 3.1 โดยมีค่าสัญญาณควบคุมเป็นความเร็วรอบของมอเตอร์ใบพัดแต่ละตัว มีค่าความเร็วเท่ากันทุกใบพัด จะได้ผลตอบสนองดังรูปที่ 4.3 และรูปที่ 4.4 ผลตอบสนองของ p, q, r นั้นมีค่า Setting Time มีค่าเป็น $t_s = 0.92 \text{ s}, 0.72 \text{ s}, 2.54 \text{ s}$ ตามลำดับ และผลตอบสนองของ Φ, θ, ψ นั้นมีค่า Setting Time มีค่าเป็น $t_s = 0.86 \text{ s}, 0.57 \text{ s}, 3.1 \text{ s}$ จะเห็นว่าผลตอบสนองนั้นอยู่ในเงื่อนไขที่กำหนด แต่เนื่องจากค่ามุม Roll, Pitch, Yaw ยังมี Error ค่อนข้างมากอยู่จะเห็นว่า เมื่อแปลงเป็นองศาจะมีค่าเป็น $Roll = 3.011 \text{ degree}, Pitch = 1.13 \text{ degree}, Yaw = -1.57 \text{ degree}$ จึงทำการออกแบบครั้งที่ 3 เพื่อลด Error ให้เข้าใกล้ศูนย์



รูปที่ 4.1 ผลตอบสนอง p, q, r ของการออกแบบครั้งที่ 1

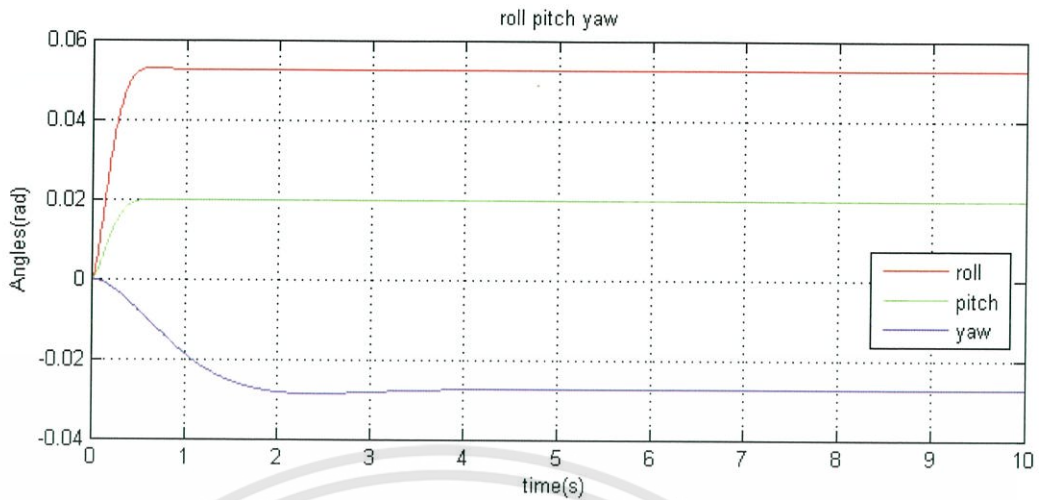


รูปที่ 4.2 ผลตอบสนอง Roll, Pitch, Yaw ของการออกแบบครั้งที่ 1



รูปที่ 4.3 ผลตอบสนอง p, q, r ของการออกแบบครั้งที่ 2

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.4 ผลตอบสนอง Roll, Pitch, Yaw ของการออกแบบครั้งที่ 2

4.1.3 การออกแบบครั้งที่ 3

เลือกเมตริกซ์ Q และ R คือ

$$Q = \begin{bmatrix} 0.15 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0.15 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0.15 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 500 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 500 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 500 \end{bmatrix}$$

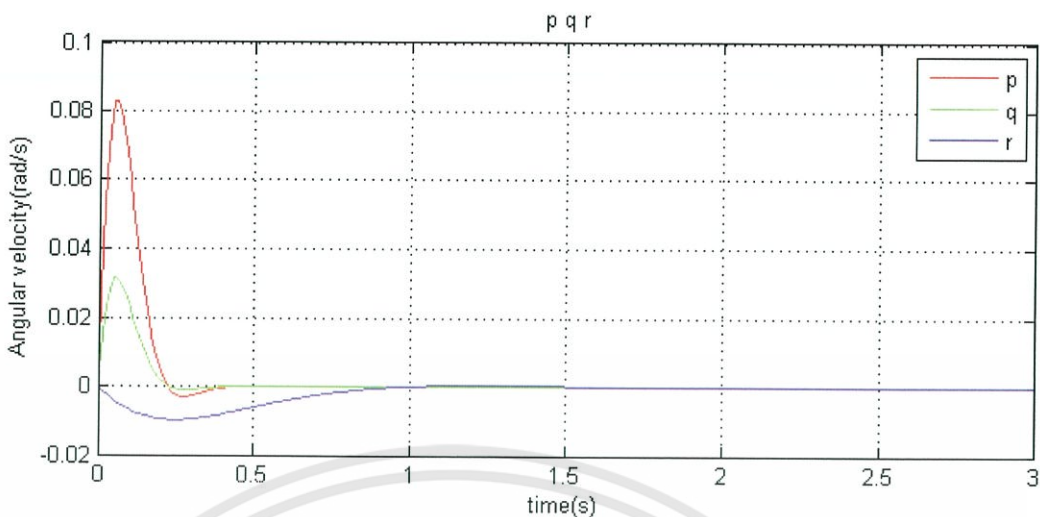
$$R = \begin{bmatrix} 2.78(10^{-4}) & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 2.78(10^{-4}) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 2.78(10^{-4}) & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 2.78(10^{-4}) \end{bmatrix} \tag{4.4}$$

สามารถหาค่าเมตริกซ์เกนป้อนกลับ K เป็น

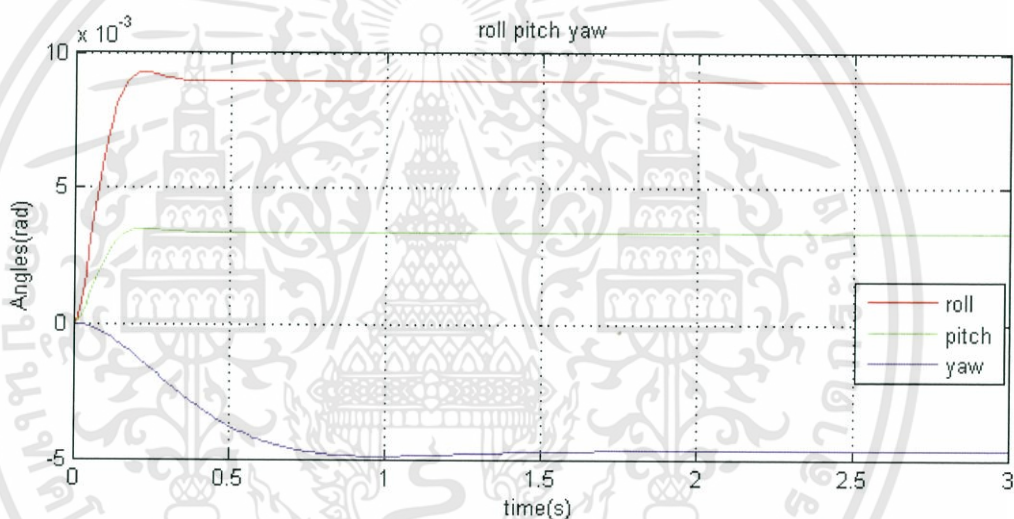
$$K = \begin{bmatrix} 47.6604 & 47.8569 & -206.1906 & 682.6667 & 680.26166 & -664.5348 \\ -46.4990 & -46.6317 & -213.3533 & -660.72614 & -658.1873 & -685.3140 \\ -46.6795 & 47.2974 & 208.6538 & -663.2881 & 667.1334 & 671.3854 \\ 47.8980 & -47.6241 & 205.3854 & 675.2905 & -676.4079 & 660.7125 \end{bmatrix}$$

เมื่อนำค่าเมตริกซ์เกนป้อนกลับ K ไปป้อนกลับในสมการ (2.37) ตามรูปที่ 3.1 โดยมีค่าสัญญาณควบคุมเป็นความเร็วรอบของมอเตอร์ใบพัดแต่ละตัว มีค่าความเร็วเท่ากันทุกใบพัด จะได้ผลตอบสนองดังรูปที่ 4.5 และรูปที่ 4.6 ผลตอบสนองของ p, q, r นั้นมีค่า Setting Time มีค่าเป็น $t_s = 0.43 \text{ s}, 0.41 \text{ s}, 1.02 \text{ s}$ ตามลำดับ และผลตอบสนองของ ϕ, θ, ψ นั้นมีค่า Setting Time มีค่าเป็น $t_s = 0.42 \text{ s}, 0.38 \text{ s}, 1.6 \text{ s}$ ค่า Error ของมุม Roll, Pitch, Yaw เมื่อแปลงเป็นองศา จะได้ $Roll = 0.514 \text{ degree}, Pitch = 0.194 \text{ degree}, Yaw = -0.269 \text{ degree}$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.5 ผลตอบสนอง p, q, r ของการออกแบบครั้งที่ 3



รูปที่ 4.6 ผลตอบสนอง Roll, Pitch, Yaw ของการออกแบบครั้งที่ 3

เมื่อพิจารณาผลตอบสนองของการออกแบบครั้งที่ 3 มีผลตอบสนองตามที่ได้กำหนดในข้างต้น ฉะนั้น จึงนำค่าเมตริกซ์เกนย้อนกลับ K ของการออกแบบครั้งที่ 3 ไปใช้กับคอนโทรลเลอร์ ในลำดับต่อไป

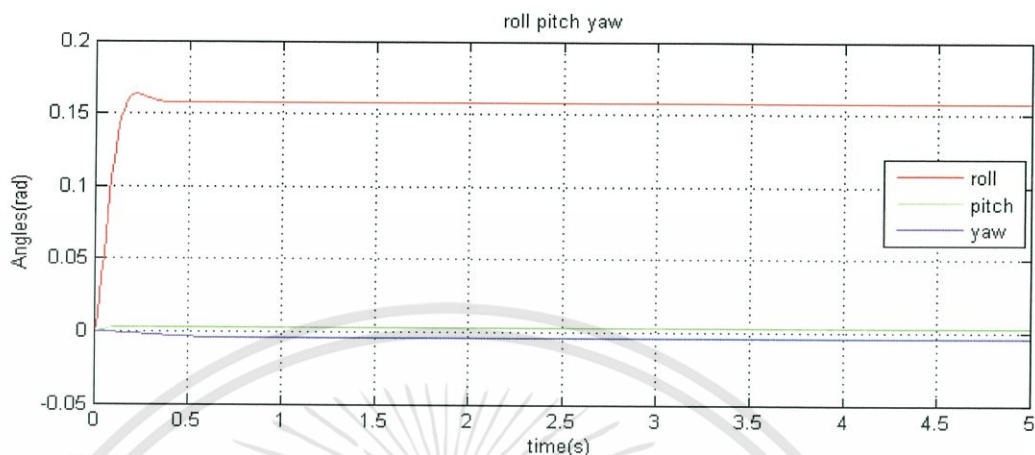
4.2 Simulation ทดสอบการบินมุม Roll, Pitch และ Yaw

เมื่อได้เมตริกซ์เกนย้อนกลับ K แล้ว ขั้นตอนต่อมาคือทดสอบ ค่ามุม Roll, Pitch และ Yaw โดยป้อนสัญญาณควบคุมความเร็วรอบของมอเตอร์แต่ละใบพัด

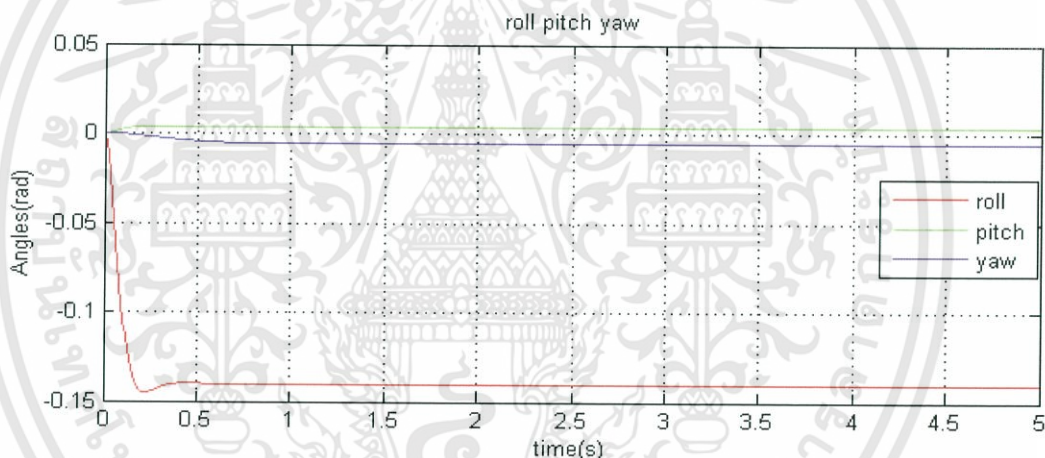
4.2.1 ทดสอบมุม Roll

การควบคุมมุม Roll นั้นคือการควบคุมความเร็วมอเตอร์ของใบพัด ใบที่ 1, 4 กับใบที่ 2, 3 โดยการทดสอบนั้นจะให้ความเร็วเพิ่ม/ลดที่ 100 rad/s (955 rpm) คือ ครั้งแรกให้ใบพัดใบที่ 1, 4 ความเร็วเพิ่มขึ้น 100 rad/s ใบพัดใบที่ 3, 4 ลดลง 100 rad/s จะได้ผลการทดสอบดังรูปที่ 4.7 เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สลับกันกับครั้งแรกจะได้ผลดังรูปที่ 4.8 จะพบว่าจะได้ค่ามุม Roll ที่เท่ากันทั้งสองครั้งแต่ต่างกันที่เครื่องหมาย โดยถ้าเพิ่มลด 100 rad/s จะได้ค่ามุมที่เป็นองศาแล้วประมาณ 10 องศา



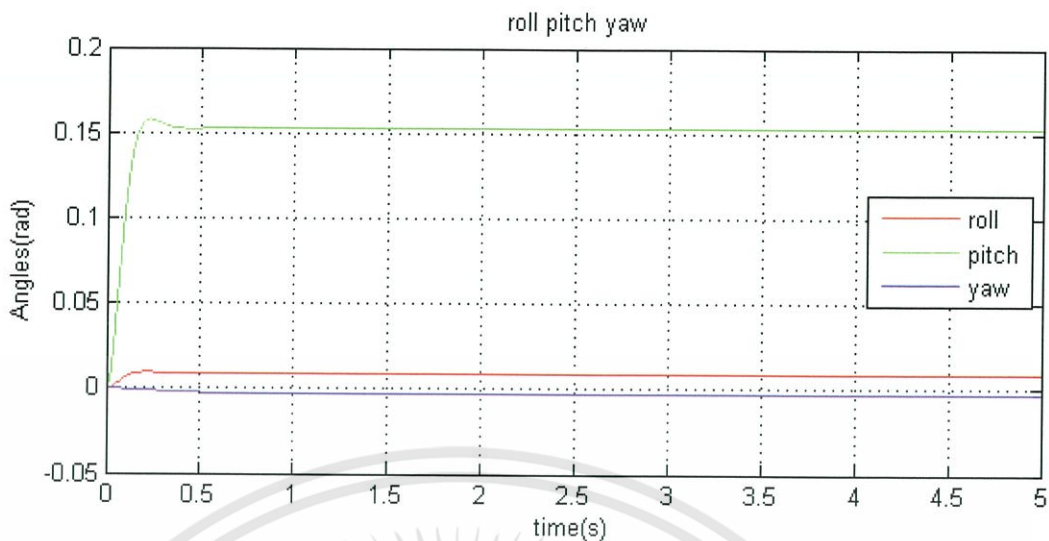
รูปที่ 4.7 ผลตอบสนองการทดสอบมุม Roll เมื่อใบพัดคู่ที่ 1, 4 หมุนเร็วกว่าคู่ที่ 2, 3



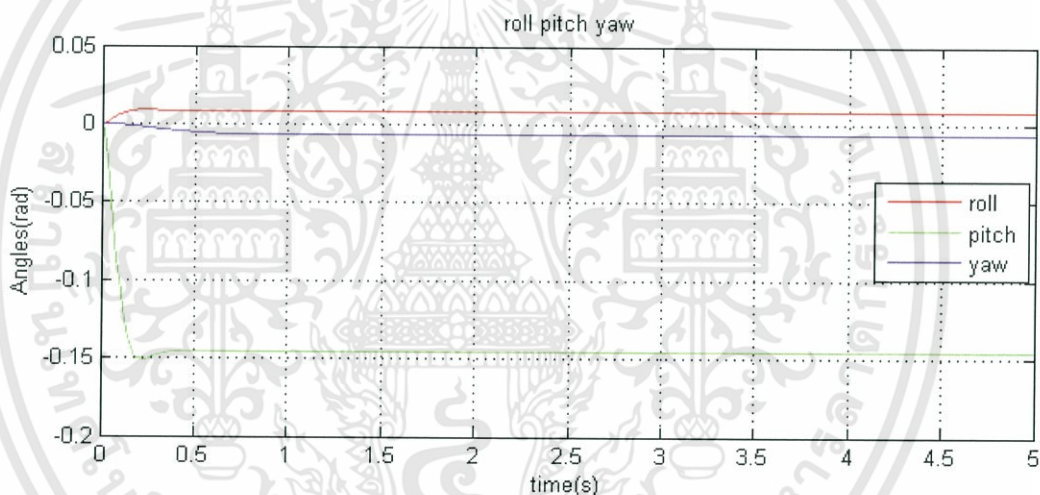
รูปที่ 4.8 ผลตอบสนองการทดสอบมุม Roll เมื่อใบพัดคู่ที่ 1, 4 หมุนช้ากว่าคู่ที่ 2, 3

4.2.2 ทดสอบมุม Pitch

เมื่อการทดสอบมุม Roll แต่จะสลับคู่ใบพัดเป็นคู่ที่ 1, 3 กับคู่ที่ 2, 4 ทำการทดสอบเช่นเดียวกันกับมุม Roll จะได้ผลตอบสนองดังรูปที่ 4.9 และรูปที่ 4.10



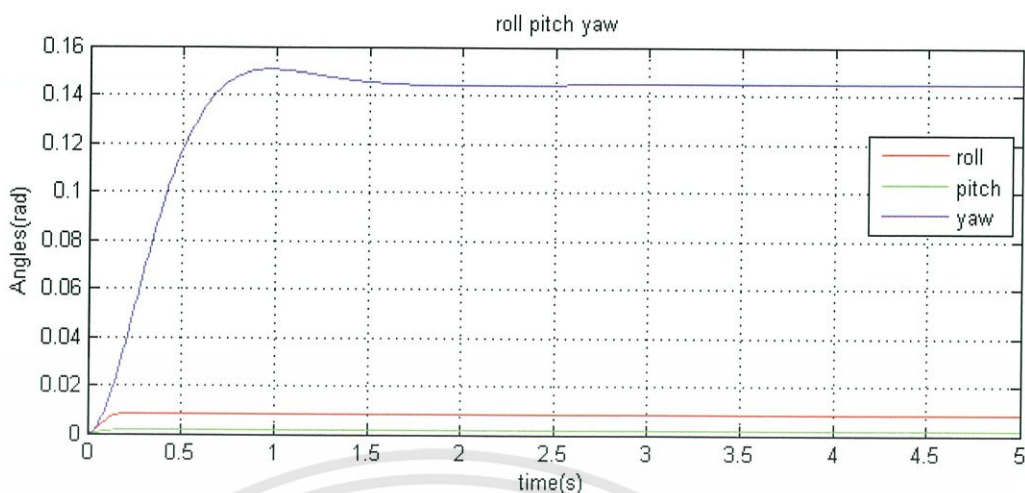
รูปที่ 4.9 ผลตอบสนองการทดสอบมุม Pitch เมื่อใบพัดคู่ที่ 1, 3 หมุนเร็วกว่าคู่ที่ 2, 4



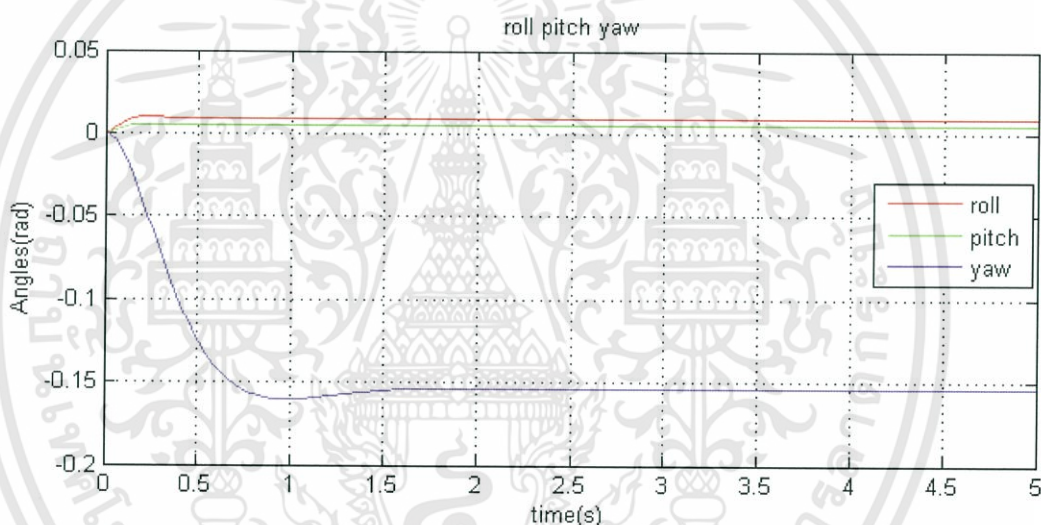
รูปที่ 4.10 ผลตอบสนองการทดสอบมุม Roll เมื่อใบพัดคู่ที่ 1, 3 หมุนช้ากว่าคู่ที่ 2, 4

4.2.3 ทดสอบมุม Yaw

เหมือนกันกับมุม Roll และ Pitch เปลี่ยนคู่ใบพัดเป็นคู่ที่ 1, 2 กับคู่ที่ 3, 4 ทดสอบเช่นเดียวกับมุม Roll และ Pitch จะได้ผลตอบสนองดังรูปที่ 4.11 และรูปที่ 4.12



รูปที่ 4.11 ผลตอบสนองการทดสอบมุม Yaw เมื่อใบพัดคู่ที่ 1, 2 หมุนช้ากว่าคู่ที่ 3, 4



รูปที่ 4.12 ผลตอบสนองการทดสอบมุม Yaw เมื่อใบพัดคู่ที่ 1, 2 เร็วกว่าคู่ที่ 3, 4

4.3 เปรียบเทียบเวลาการลู่สำหรับ LQR แบบไม่ต่อเนื่องทางเวลา

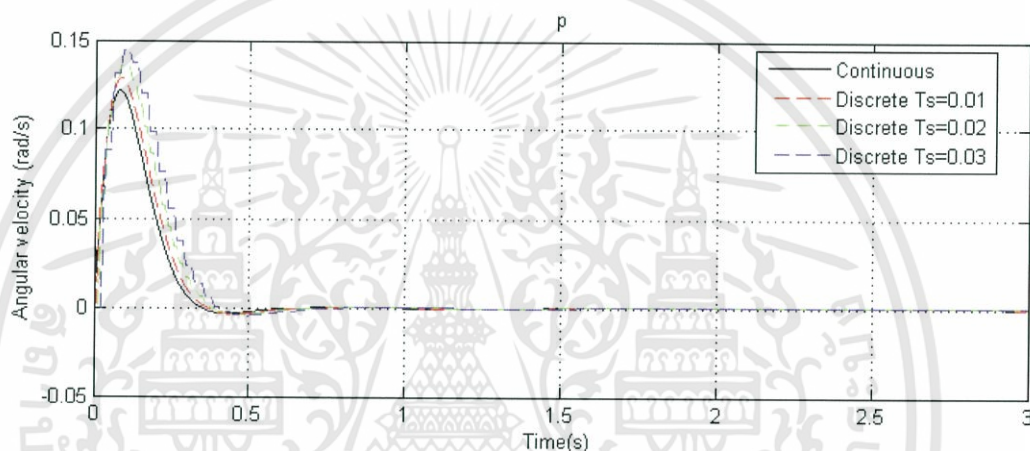
จากบทที่ 3 ในส่วนของการออกแบบระบบควบคุมแบบไม่ต่อเนื่องทางเวลา ได้เลือกเวลาในการลู่ตัวอย่างที่ 0.02 s และได้เลือกค่าเวลามาเปรียบเทียบอีกสองค่าคือ 0.01 s และ 0.03 s โดยกระบวนการทั้งหมดจะผ่านการคำนวณในโปรแกรม MATLAB เหมือนกับบทที่ 3 จากนั้นทำการเปรียบเทียบเวลาทั้ง 3 ค่ากับแบบต่อเนื่องทางเวลา โดยการป้อนสัญญาณควบคุมความเร็วรอบใบพัดเท่ากันหมดทุกตัว แล้วจะดูสัญญาณของความเร็วเชิงมุม p ดังรูปที่ 4.13 และมุม Roll ดังรูปที่ 4.14

จากการ Simulation เปรียบเทียบกันระหว่างแบบต่อเนื่องทางเวลากับไม่ต่อเนื่องทางเวลา จะเห็นว่าลักษณะของผลตอบสนองเหมือนกันค่อนข้างมาก เนื่องจากแบบไม่ต่อเนื่องทางเวลานั้นมีพื้นฐานการคำนวณมาจากแบบต่อเนื่องทางเวลา ซึ่งยิ่งให้เวลาในการลู่ T_s น้อยลง ผลตอบสนองจะยิ่งเข้าใกล้แบบต่อเนื่องทางเวลามากยิ่งขึ้น เมื่อดูจากรูปที่ 4.13 จะเห็นว่าที่ $T_s = 0.02$ s จะมีค่า โอ

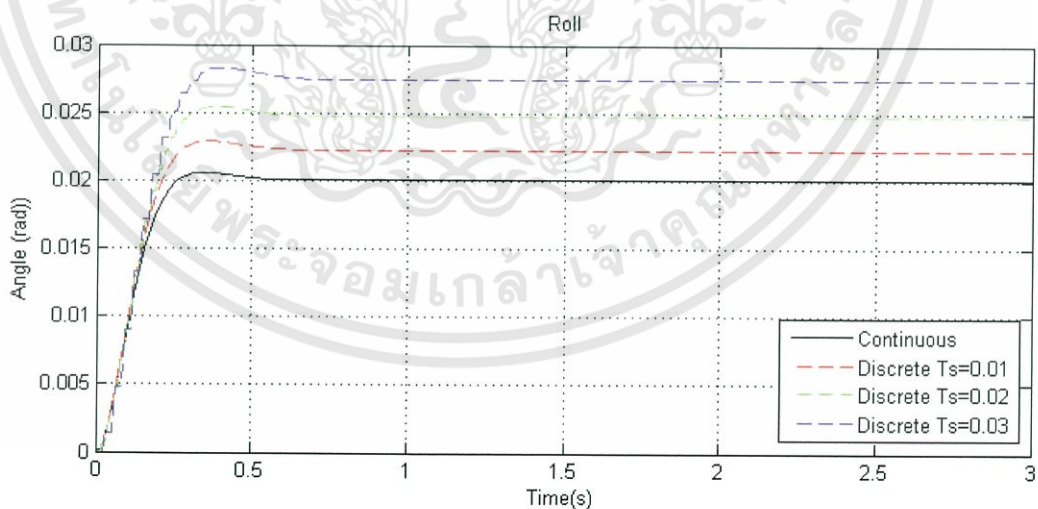
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เวอร์ชูด (Overshoot) และ Setting Time ที่มากขึ้นจากแบบต่อเนื่องทางเวลา ยิ่งเวลาในการสุ่มมากขึ้น ค่าเหล่านี้จะมากขึ้นตามเวลาไปด้วย รวมถึงค่า Error ก็จะมีเพิ่มตามไปด้วยเช่นกัน (รูปที่ 4.14) ดังนั้นในการออกแบบจึงต้องคำนึงถึงการเลือกใช้เวลาในการสุ่มด้วย แต่เนื่องจากต้องการให้การทำงานของระบบควบคุมสอดคล้องกับเวลาในการคำนวณของคอนโทรลเลอร์ จึงเลือกใช้ $T_s = 0.02$ s สุดท้ายใช้คำสั่งในโปรแกรม MATLAB ออกแบบค่าเมตริกซ์ป้อนกลับ K_d โดยผ่านคำสั่ง dlqr สามารถดูรูปแบบคำสั่งได้ที่ภาคผนวก ข

$$K_d = \begin{bmatrix} 29.3797 & 29.5291 & -135.1733 & 247.6429 & 246.5898 & -284.5133 \\ -28.6824 & -28.7895 & -139.8772 & -239.7900 & -238.6713 & -293.6051 \\ -28.8037 & 29.1945 & 136.7925 & -240.4764 & 242.5853 & 287.9789 \\ 29.5743 & -29.3797 & 134.6493 & 244.9358 & -245.8749 & 282.9789 \end{bmatrix}$$



รูปที่ 4.13 ผลตอบสนองของ p ที่เปรียบเทียบระหว่างแบบต่อเนื่องทางเวลากับไม่ต่อเนื่องทางเวลา



รูปที่ 4.14 ผลตอบสนองของมุม Roll แบบต่อเนื่องทางเวลากับไม่ต่อเนื่องทางเวลา

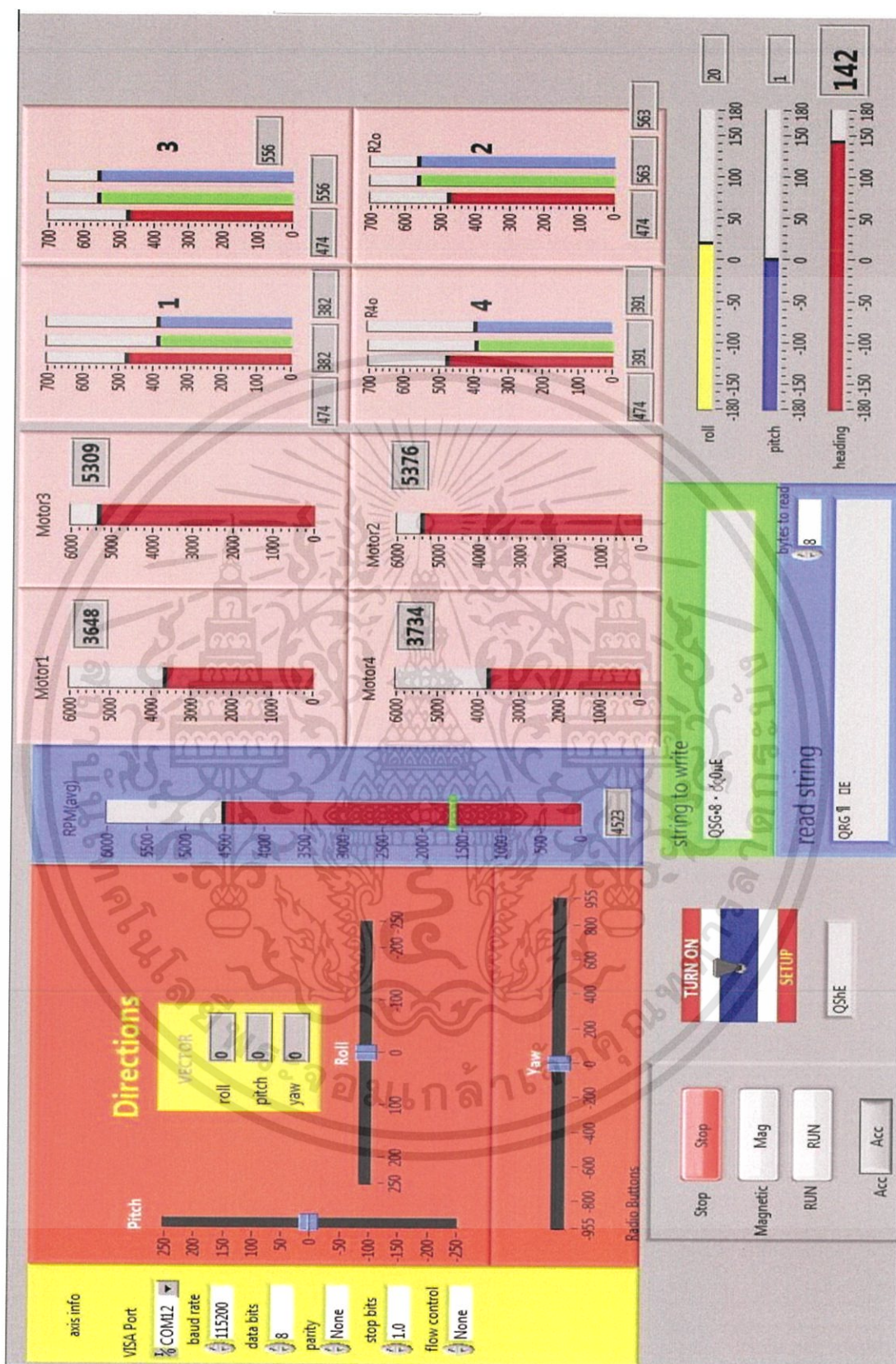
4.4 ผลการทดลองการตอบสนองของระบบควบคุมโดยใช้โปรแกรม Labview

จากการทดลองออกแบบระบบควบคุมที่เหมาะสมที่สุด LQR ในหัวข้อข้างต้น จะได้ค่าเมตริกซ์เกนป้อนกลับ K พร้อมทั้งแปลงให้อยู่ในแบบไม่ต่อเนื่องทางเวลา (Discrete Time) จะได้ค่าเมตริกซ์เกนป้อนกลับ K_d เมื่อนำค่าเมตริกซ์เกนป้อนกลับไปใช้กับโปรแกรม Labview ที่สามารถส่งผ่านข้อมูลกับคอนโทรลเลอร์ จะสามารถดูผลตอบสนองของระบบควบคุมได้ ซึ่งผลการทดลองนี้จะเป็นการดูผลตอบสนองของมอเตอร์ เมื่อมีสัญญาณอินพุตเป็นความเร็วมอเตอร์ ที่สั่งการจาก Joystick จากผู้ทดลอง ต่อจากนั้นทำการทดลองเอียงควอเตอร์ไปตามมุมต่างๆ เพื่อให้เซนเซอร์ (Accelerometer and Magnetic Sensors) วัดค่าแล้วส่งค่ากลับมายังโปรแกรม Labview โดยผ่านเมตริกซ์เกนป้อนกลับ K_d จากนั้นดูผลตอบสนองหลังจากชดเชยผ่านเมตริกซ์เกนป้อนกลับของมอเตอร์ ในโปรแกรม Labview เพื่อสังเกตว่ามีผลเป็นไปตามที่ได้ออกแบบหรือไม่

4.4.1 ผลการทดลองการชดเชยของมุม Roll

การทดลองนี้จะเป็นการเอียงควอเตอร์ให้เอียงในมุม Roll ไปในทิศทางบวก (ไปทางขวา) แล้วดูการชดเชยมุมกลับมาให้เป็นศูนย์ ตามทฤษฎีการบินการเลี้ยวขวาของควอเตอร์ ความเร็วใบพัดคู่ที่ 1 กับ 4 จะหมุนเร็วกว่าใบพัดคู่ที่ 2 กับ 3 ดังนั้นการชดเชยเพื่อให้มุม Roll กลายเป็นศูนย์นั้น ใบพัดจะต้องหมุนตรงกันข้าม คือตัวควอเตอร์จะต้องหมุนด้านการเคลื่อนที่ไปทางขวาให้กลับตั้งตรงเหมือนเดิม จากรูปที่ 4.15 คือหน้าจอของโปรแกรม Labview ที่สามารถติดต่อส่งข้อมูลกับตัวควอเตอร์ได้แล้ว ในส่วนของสัญญาณอินพุตสั่งความเร็วใบพัดนั้นจะเป็นในส่วนของหลอดสีฟ้า มีเกตสีแดงเป็นตัวแสดงสถานะความเร็ว ณ จุดที่ผู้ทดลองสั่งจากจอยสติค เมื่อเอียงควอเตอร์ไปทางขวา จะเห็นผลตอบสนองในส่วนของช่องทางขวามือที่มีหลอดสีสามสี (แดง, เขียว, ฟ้า) สีแดงจะแสดงสถานะความเร็วใบพัดก่อนการชดเชยหรือเป็นความเร็วโดยตรงจากแท่นบังคับ สีเขียวคือความเร็วใบพัดที่ผ่านการชดเชยจากเมตริกซ์เกนป้อนกลับแล้วมีทั้งค่าบวกและค่าลบ ดังนั้น เกตสีฟ้า นั้นจะแปลงค่าความเร็วใบพัดที่ผ่านการชดเชยให้อยู่ในช่วงที่บวก เนื่องจากมอเตอร์ไม่สามารถทำงานในช่วงค่าสั่งที่เป็นลบได้

เมื่อผู้ทดลองสั่งสัญญาณอินพุตความเร็วใบพัดผ่านจอยสติคไปที่ค่าหนึ่ง ในที่นี้คือความเร็วใบพัด ณ ที่ได้แรงยกรวมทุกใบพัดแล้วเท่ากับน้ำหนักของควอเตอร์ จากนั้นเอียงควอเตอร์ไปทางขวา (Roll ในทิศทางบวก) จะเห็นเกตสีเขียวนั้นเปลี่ยนแปลงไป สังเกตได้ว่าใบพัดคู่ที่ 1 กับ 4 นั้นมีความเร็วลดลง และใบพัดคู่ที่ 2 กับ 3 มีค่าเพิ่มขึ้น นั้นแสดงว่าควอเตอร์จะพยายามหมุนทางซ้ายเพื่อชดเชยมุมที่เกินมาให้เป็นศูนย์ ฉะนั้นผลการทดลองการชดเชยของมุม Roll นั้นมีแนวโน้มเป็นไปตามที่ได้ออกแบบ



รูปที่ 4.15 ผลการทดลองการชดเชยของมุม Roll

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.2.2 ผลการทดลองการชดเชยของมุม Pitch

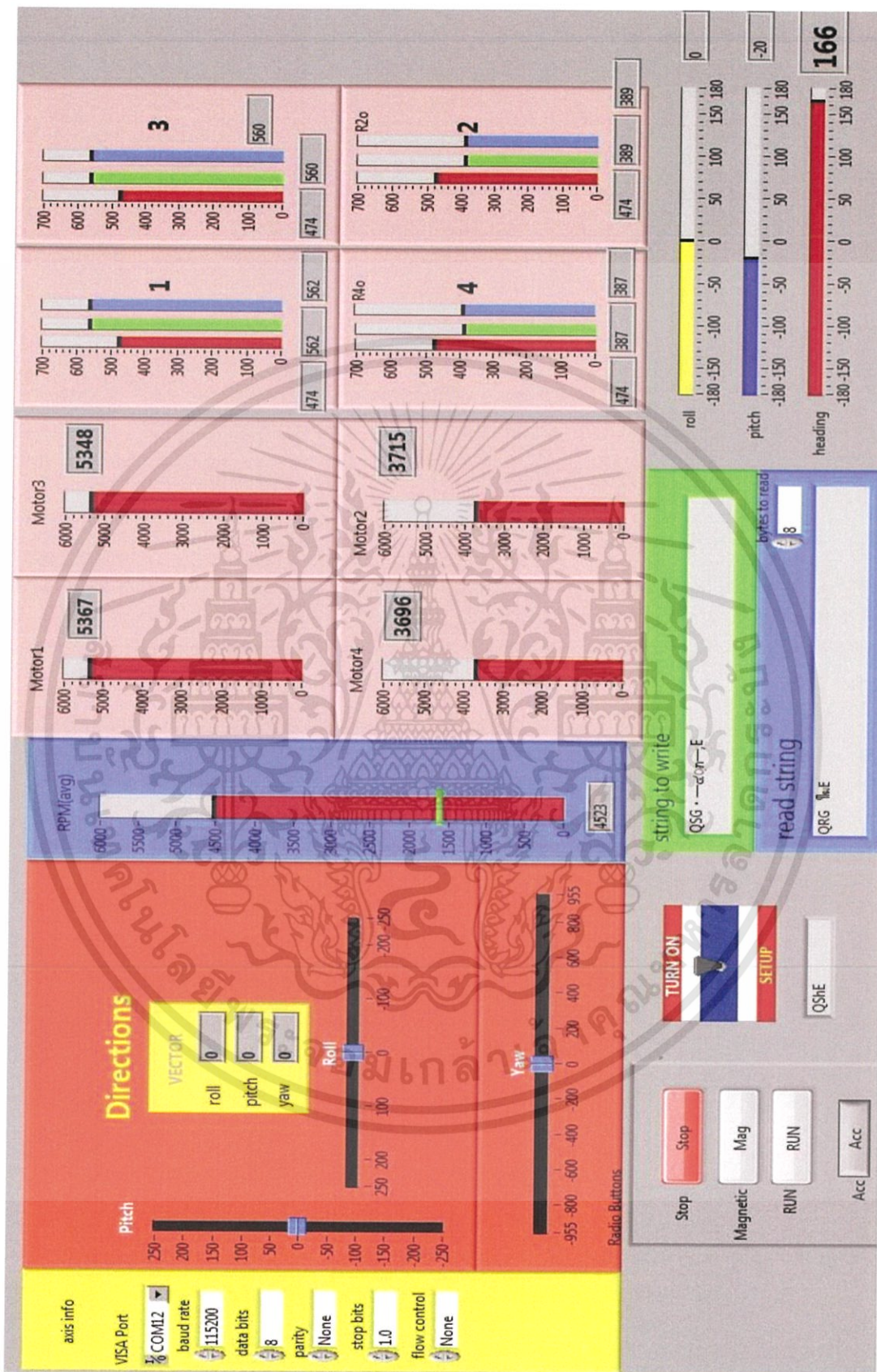
เป็นผลการทดลองจากการทดลองคล้ายกับผลทดลองคุณสมบัติตอบสนองการชดเชยของมุม Roll แต่จะเปลี่ยนมาดูผลการชดเชยในมุม Pitch โดยการเอียงควอทโรเตอร์ไปทางด้าน Pitch เป็นลบ (ไปด้านหน้า) ตามทฤษฎีหลักการบิน การไปด้านหน้านั้นความเร็วใบพัดคู่ที่ 2 กับ 4 จะหมุนเร็วกว่าใบพัดคู่ที่ 1 กับ 3 ดังนั้นการชดเชยใบพัดจะต้องหมุนตรงข้ามกันเพื่อให้มุมนั้นกลายเป็นศูนย์

จากรูปที่ 4.16 จะเห็นว่าเมื่อเอียงควอทโรเตอร์ไปด้านหน้า แล้วความเร็วของใบพัดหลังจากการชดเชย (สีเขียว) นั้น ใบพัดคู่ที่ 1 กับ 3 จะหมุนเร็วกว่าใบพัดคู่ที่ 2 กับ 4 หรือตัวควอทโรเตอร์หมุนไปยังด้านหลัง เพื่อชดเชยมุม Pitch ที่เอียงไปด้านหน้าให้กลับมาเป็นศูนย์

4.2.3 ผลการทดลองการชดเชยของมุม Yaw

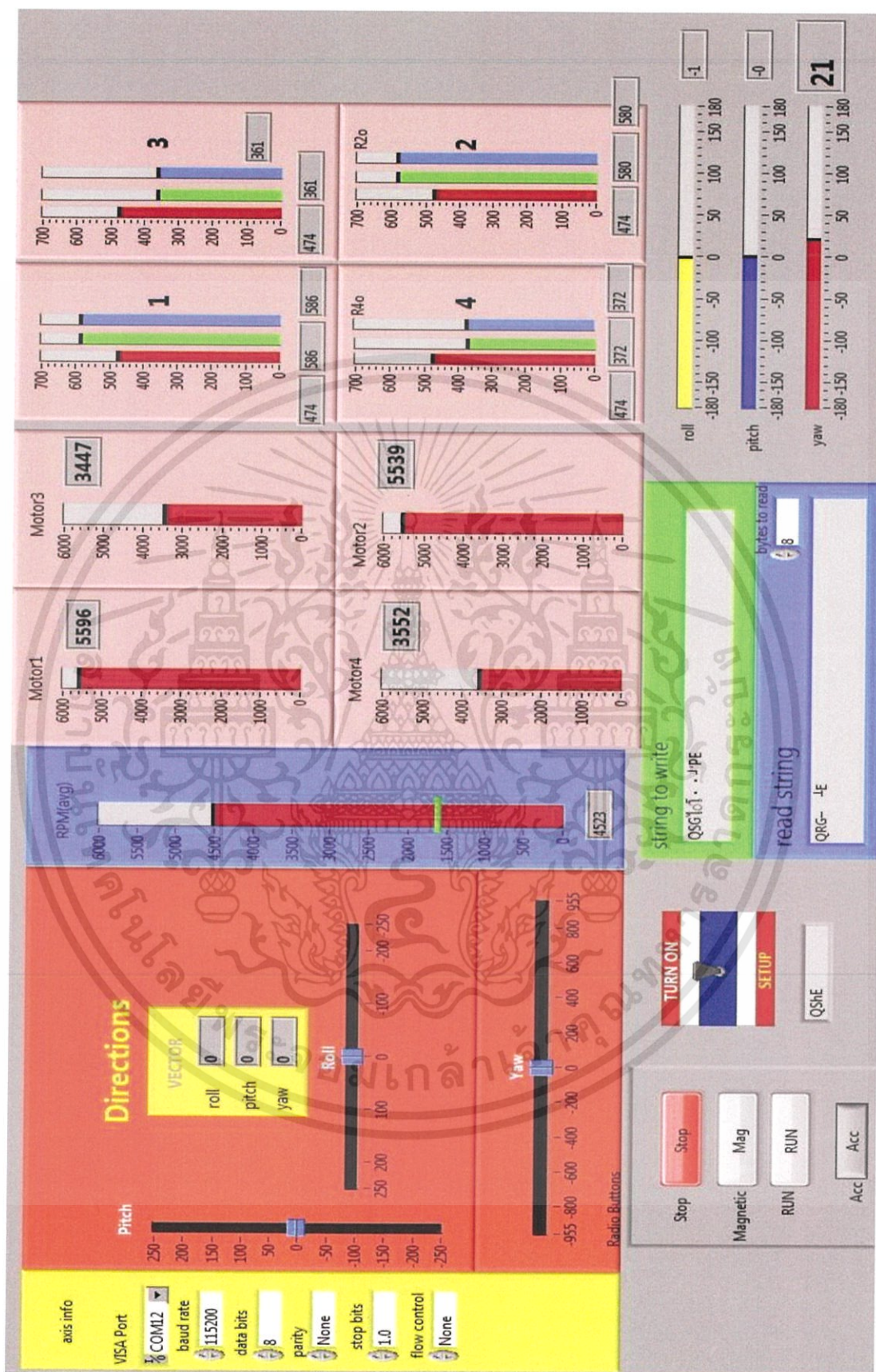
การหมุนในมุม Yaw นั้น จะขึ้นอยู่กับทิศทางการหมุนของใบพัดแต่ละคู่ คือ ถ้าต้องการหมุนทางไปทางซ้ายหรือตามเข็มนาฬิกา (Yaw มีทิศบวก) ความเร็วใบพัดคู่ที่ 1 กับ 2 จะหมุนช้ากว่าใบพัดคู่ที่ 3 กับ 4 ดังนั้นการชดเชยจะหมุนตรงกันข้ามกันเพื่อให้มุม Yaw นั้นกลับมาเป็นศูนย์

จากรูปที่ 4.17 เมื่อหมุนควอทโรเตอร์ไปทางตามเข็มนาฬิกา พบว่าความเร็วใบพัดของคู่ที่ 1 กับ 2 จะหมุนเร็วกว่าคู่ที่ 3 กับ 4 คือควอทโรเตอร์จะหมุนทวนเข็มนาฬิกา เพื่อชดเชยมุม Yaw ให้กลับมาเป็นศูนย์



รูปที่ 4.16 ผลการทดลองการชดเชยของมุม Pitch

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.17 ผลการทดลองการชดเชยของมุม Yaw

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทสรุปและข้อเสนอแนะ

5.1 บทสรุปการดำเนินงาน

จากการออกแบบระบบควบคุมที่เหมาะสมที่สุดสำหรับควอทโรเตอร์ และนำค่าเมตริกซ์เกนป้อนกลับ จากการออกแบบไปทดลองกับควอทโรเตอร์ด้วยโปรแกรม Labview รวมไปถึงการทดลองการปรับแต่งค่าเมตริกซ์เกนป้อนกลับ K ด้วยเช่นกัน

ในการดำเนินการทั้งหมดสามารถสรุปผลได้ดังต่อไปนี้

1. จากการปรับแต่งหาค่าเมตริกซ์เกนป้อนกลับ K ทั้งหมด 3 ครั้ง จนสามารถทำให้ได้ผลตอบสนองตามที่ต้องการได้ คือ มีค่า Setting Time ในช่วง $t_s < 5$ s มีค่า Rise Time ในช่วง $t_r < 1$ s รวมถึงค่า Error ของมุม Roll, Pitch, Yaw ที่ผ่านค่าเมตริกซ์เกนป้อนกลับ แล้วนั้นมีค่าใกล้เคียงศูนย์ (องศา)

2. ในส่วนของการแปลงให้อยู่ในรูปไม่ต่อเนื่องทางเวลา (Discrete Time) เมื่อทำการเปรียบเทียบหาค่าเวลาสุ่มตัวอย่างแล้วนั้น พบว่ายิ่งเวลาสุ่มตัวอย่างมากขึ้น ผลตอบสนองของระบบจะมีค่า Setting Time รวมทั้งค่าโอเวอร์ชูตสูงกว่าแบบต่อเนื่องทางเวลา ดังนั้นการเลือกเวลาการสุ่มตัวอย่าง จึงมีส่วนสำคัญทางผู้ออกแบบได้เลือก 0.02 s เพราะต้องการให้เวลาการสุ่มตัวอย่างนั้นสอดคล้องกับรอบเวลาการคำนวณทางคณิตศาสตร์ของคอนโทรลเลอร์

3. เมื่อนำค่าเมตริกซ์เกนป้อนกลับ K ไปใช้กับโปรแกรม Labview เพื่อดูผลการตอบสนองของมอเตอร์ของใบพัดแต่ละใบ หลังจากการชดเชยพบว่าผลการชดเชยที่แสดงในหน้าจอโปรแกรม Labview นั้นให้ผลตอบสนองของความเร็วรอบใบพัดตรงกับที่ได้ออกแบบจริง

4. สุดท้ายคือการนำควอทโรเตอร์ไปทดสอบการบินจริง เมื่อทดสอบการควบคุมในทิศทางต่างๆผ่านจอยสติค ควอทโรเตอร์นั้นสามารถให้ผลตอบสนองได้ตามทฤษฎีหลักการบินของควอทโรเตอร์ได้ในระดับหนึ่ง

5.2 ปัญหาที่พบในการดำเนินงาน

ปัญหาที่พบในการดำเนินงานมีดังต่อไปนี้

1. ปัญหาเกี่ยวกับทฤษฎีพลศาสตร์ของควอทโรเตอร์

1.1 ในการศึกษาทฤษฎีพลศาสตร์พบว่า ในบางสมการการเคลื่อนที่นั้นไม่เป็นเชิงเส้นทำให้ลำบากต่อการศึกษา

1.2 การวัดค่าหาน้ำหนักโมเมนตัมเฉื่อยของใบพัดและตัวควอทโรเตอร์ อาจมีค่าคลาดเคลื่อนทำให้การคำนวณมีค่าคลาดเคลื่อนหรือผิดพลาดจากความเป็นจริง

2. ปัญหาเกี่ยวกับโปรแกรม MATLAB/Simulink และ Labview

2.1 เมื่อนำระบบพลศาสตร์ของควอทโรเตอร์มาสร้างแบบจำลองในโปรแกรม Simulink นั้น พบว่าการใช้เครื่องมือในโปรแกรมของผู้ดำเนินงานยังไม่ชำนาญ ทำให้ผลในบางครั้งผิดพลาดและเสียเวลา

2.2 ในส่วนโปรแกรม Labview เช่นเดียวกันที่ผู้ใช้งานยังไม่มีความชำนาญ ทำให้การออกแบบหน้าจอการใช้งานมีความยุ่งยากและเสียเวลา

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3. ปัญหาเกี่ยวกับการทดสอบการบิน

3.1 เมื่อทดสอบการบินควอทโรเตอร์ พบว่าการบินขึ้นในแนวตั้ง ผลของการบินยังไม่เป็นตามที่ต้องการ คือยังไม่สามารถทำให้ควอทโรเตอร์บินให้นิ่งได้

3.2 ในการส่งสัญญาณควบคุมผ่านโปรแกรม Labview บางครั้งสัญญาณขาดหาย ทำให้การบินของควอทโรเตอร์ให้ผลตอบสนองไม่ทัน

5.3 ข้อเสนอแนะและแนวทางการพัฒนา

ในการดำเนินงานการออกแบบระบบควบคุมสำหรับควอทโรเตอร์ เมื่อสามารถออกแบบระบบควบคุมได้แล้ว (ค่าเมตริกซ์เกนป้อนกลับ) ควรจะนำไปทดสอบกับควอทโรเตอร์ว่าสามารถใช้งานได้จริงหรือไม่ เนื่องจากการสร้างแบบจำลองในโปรแกรมคอมพิวเตอร์นั้นค่อนข้างจะเป็นอุดมคติ ซึ่งจะเห็นว่าในการบินจริง ระบบควบคุมที่ออกแบบยังไม่สามารถทำให้ควอทโรเตอร์บินนิ่งในแนวตั้ง รวมถึงการควบคุมในบางส่วน ให้ได้ตามผลตามที่ต้องการได้ สำหรับแนวทางการพัฒนานั้นเริ่มจากการศึกษาระบบพลศาสตร์ของควอทโรเตอร์ให้ละเอียดกว่าเดิม จะสามารถสร้างแบบจำลองให้มีความถูกต้องมากยิ่งขึ้น ซึ่งจะทำให้การออกแบบระบบควบคุมนั้นมีความถูกต้องมากยิ่งขึ้นไปด้วย รวมถึงศึกษาเพิ่มเติมในส่วนของการควบคุมที่ใช้กับควอทโรเตอร์ให้ละเอียดยิ่งขึ้น



เอกสารอ้างอิง

- [1] Thorhallur Tomas Buchholz, Dagur Gretarsson. “Construction of a Four Rotor Helicopter Control System.” Master’s Thesis of Technical University Denmark, February 2009.
- [2] ดร. ประเสริฐศักดิ์ เตียววงศ์สมบัติ. “LINEAR CONTROL SYSTEMS 030513126/356451 STATE SPACE MODEL.” [Slide]. กรุงเทพฯ: วิทยาลัยเทคโนโลยีอุตสาหกรรม มหาวิทยาลัยเทคโนโลยีพระจอมเกล้าพระนครเหนือ.2551
- [3] Wikipedia. “Gyroscope.”[Online]. Available: <http://en.wikipedia.org/wiki/Gyroscope>
- [4] MATLAB and Simulink. “MATLAB and Simulink.”[Online]. Available: <http://www.mathworks.com>
- [5] National Instrument. “LabVIEW Product.”[Online]. Available: <http://www.ni.com>

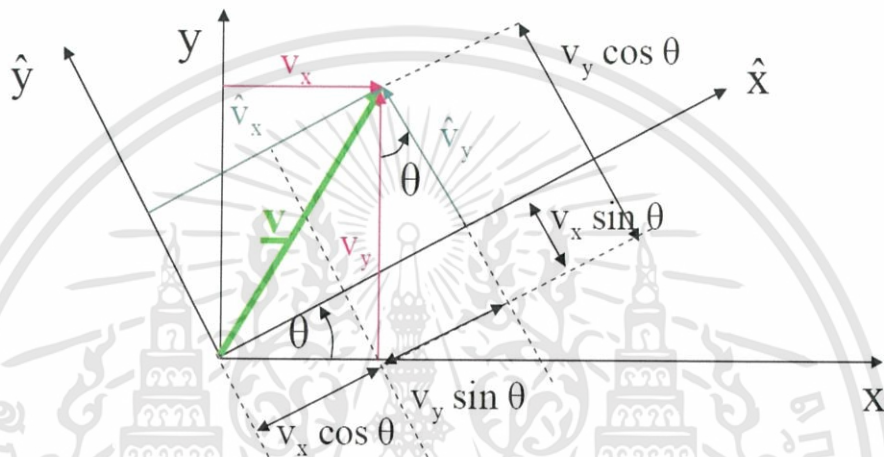


เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาคผนวก ก

Euler angles rotation

การมองภาพฉายระหว่างระบบพิกัดทั้งสองระบบพิกัด โดยภาคผนวกนี้จะเป็นการนำเสนอการเปรียบเทียบการเคลื่อนที่ระหว่างสองกรอบอ้างอิง ซึ่งผลของการหมุนเป็นมุมรอบทั้งสามแกนที่ตั้งฉากกันในกรอบอ้างอิงจะเรียกว่า Euler Angles Rotation



รูปที่ ก.1 แสดงระบบพิกัดของ Global Coordinate และ Local Coordinate

เพื่อให้ง่ายต่อความเข้าใจในการอธิบายหลักการของ Euler Angles Rotation จึงนำเสนอรูปที่ ก.1 ซึ่งเป็นระบบ 2 มิติในการอธิบาย จากรูปที่ ก.1 เมื่อมุม θ คือมุมที่วัดจากแกน $+X$ และมีทิศทางทวนเข็มนาฬิกา โดยที่ (V_x, V_y) เป็นส่วนประกอบของเวกเตอร์ V และอยู่ในระบบ Global Coordinate และ (\hat{V}_x, \hat{V}_y) อยู่ในระบบ Local Coordinate เมื่อต้องการทราบพิกัดของระบบ Local Coordinate ที่มีการหมุนไปเป็นมุม θ จะได้สมการดังนี้

$$\hat{V}_x = V_x \cos \theta + V_y \sin \theta \quad (\text{ก-1})$$

$$\hat{V}_y = -V_x \sin \theta + V_y \cos \theta \quad (\text{ก-2})$$

เมื่อ φ (Roll) มีทิศหมุนรอบแกน x , θ (Pitch) มีทิศหมุนรอบแกน y , Ψ (Yaw) มีทิศหมุนรอบแกน Z โดยการทรานฟอร์มเมชัน (Transformation) ของระบบพิกัดทั้ง 2 ระบบจะมีเส้นทางการ Transformation ตั้งแต่ Yaw ไปจนถึง Roll หรืออธิบายได้ดังนี้ $\psi \rightarrow \theta \rightarrow \phi$

Step1 : การหมุนรอบแกน Z

$$\begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & \sin(\psi) & 0 \\ -\sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = [A_\psi] \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} \quad (ก-3)$$

เมื่อ X, Y, Z คือระบบพิกัด Global Coordinate

Step2 : การหมุนรอบแกน Y

$$\begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} = [A_\theta] \begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} \quad (ก-4)$$

Step3 : การหมุนรอบแกน X

$$\begin{bmatrix} x_3 \\ y_3 \\ z_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & \sin(\phi) \\ 0 & -\sin(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{bmatrix} = [A_\phi] \begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{bmatrix} \quad (ก-5)$$

ฉะนั้น จะได้พิกัดของ Local Coordinate ดังสมการ (ก-6)

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_3 \\ y_3 \\ z_3 \end{bmatrix} = [A_\phi][A_\theta][A_\psi] \begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{bmatrix} = [A_{\psi\theta\phi}] \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} \quad (ก-6)$$

ซึ่งเมตริกซ์ของการมองภาพฉายในระบบ 3 มิติจะสามารถเขียนได้คือ

$$[A_{\psi\theta\phi}] = \begin{bmatrix} c(\theta)c(\psi) & c(\theta)s(\psi) & -s(\theta) \\ -c(\theta)s(\psi) + s(\phi)s(\theta)c(\psi) & c(\phi)c(\psi) + s(\phi)s(\theta)s(\psi) & s(\phi)c(\theta) \\ s(\phi)s(\psi) + c(\phi)s(\theta)c(\psi) & -s(\phi)c(\psi) + c(\phi)s(\theta)s(\psi) & c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix} \quad (ก-7)$$

โดยที่ $c(\dots) = \cos(\dots)$ และ $s(\dots) = \sin(\dots)$

และเมตริกซ์ของการมองภาพฉายในระบบ 3 มิติจาก Local Coordinate ไปยัง Global Coordinate ในระบบพิกัด สามารถอธิบายได้โดยการทรานโพสเมตริกซ์ ดังสมการ (ก-8)

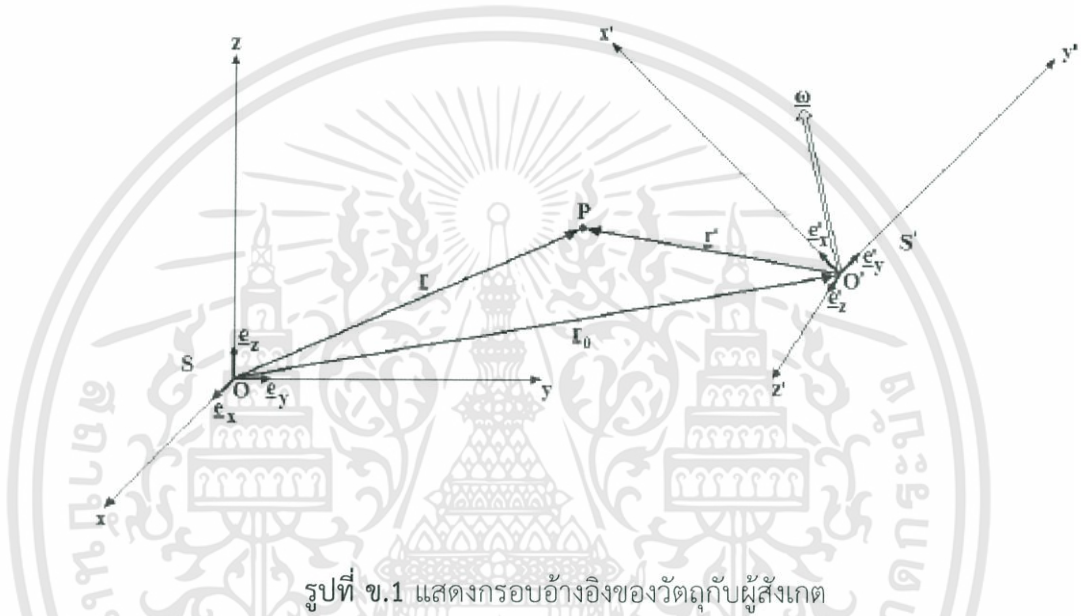
$$[A_{\psi\theta\phi}]^T = \begin{bmatrix} c(\theta)c(\psi) & c(\theta)s(\psi) & -s(\theta) \\ -c(\theta)s(\psi) + s(\phi)s(\theta)c(\psi) & c(\phi)c(\psi) + s(\phi)s(\theta)s(\psi) & s(\phi)c(\theta) \\ s(\phi)s(\psi) + c(\phi)s(\theta)c(\psi) & -s(\phi)c(\psi) + c(\phi)s(\theta)s(\psi) & c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix} \quad (ก-8)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาคผนวก ข

กรอบอ้างอิงของการเคลื่อนที่แบบหมุน

เพื่อให้กฎข้อที่สองนิวตันนั้นมีผลในการเคลื่อนย้ายมวลโดยไม่ใช้แรงเฉื่อยจากกรอบอ้างอิง จะมีแรงกระทำเพิ่มขึ้นมา โดยที่แรงตัวนี้จะเป็นแรงธรรมชาติที่กระทำบนตัวมวลวัตถุ ฉะนั้นเพื่อหาผลของแรงกระทำนี้จึงได้มีบทพิสูจน์หาสมการขึ้นมา



รูปที่ ข.1 แสดงกรอบอ้างอิงของวัตถุกับผู้สังเกต

เมื่อระบบเคลื่อนที่ s ด้วยความเร็วเชิงมุม ω ขณะที่ O นั้นมีความเร่งสัมพัทธ์ a_0 กับความเฉื่อยของระบบ S โดยที่เครื่องหมาย Prime บนตัวอักษรนั้นจะแสดงถึงวัตถุที่เคลื่อนที่สัมพันธ์กับกรอบอ้างอิง

จากรูปที่ ข.1 s กับ O เป็นจุดศูนย์กลางของระบบเฉื่อยที่พิจารณาและ s กับ O นั้นเป็นจุดศูนย์กลางของระบบที่มีการเคลื่อนที่ ถ้า S และ S' เริ่มต้นที่จุดเดียวกันที่เวลา $t = 0$ จะได้ $\underline{r}_0 = v_0 t$ เมื่อ v_0 คือค่าความเร็วคงที่ของจุด O เมื่อเวลาผ่านไป t อนุภาค P จะถูกอ้างอิงตำแหน่งโดย \underline{r}_0 ที่จุด S และ \underline{r}' ที่จุด s มีความเร็วของ s เป็น $\underline{\omega}$ สำหรับผู้สังเกตที่จุด S จะได้สมการของ r, v, a ตามสมการ (ข-1)

$$r = Xe_x + Ye_y + Ze_z$$

$$v = \frac{dx}{dt}e_x + \frac{dy}{dt}e_y + \frac{dz}{dt}e_z \quad (\text{ข-1})$$

$$a = \frac{dv_x}{dt}e_x + \frac{dv_y}{dt}e_y + \frac{dv_z}{dt}e_z$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ซึ่งจะเหมือนกันกับ จุด S จะได้สมการของ \dot{r} , \dot{v} , \dot{a} ตามสมการ (ข-2)

$$\dot{r} = \dot{X}e_x + \dot{Y}e_y + \dot{Z}e_z$$

$$\dot{v} = \frac{d\dot{x}}{dt}e_x + \frac{d\dot{y}}{dt}e_y + \frac{d\dot{z}}{dt}e_z \quad (\text{ข-2})$$

$$\dot{a} = \frac{d\dot{v}_x}{dt}e_x + \frac{d\dot{v}_y}{dt}e_y + \frac{d\dot{v}_z}{dt}e_z$$

เมื่อ $r = r_0 + \dot{r}$ จะได้ $\frac{dr}{dt}$ ดังสมการ (ข-3)

$$\frac{dr}{dt} = \frac{dr_0}{dt} + \frac{d\dot{r}}{dt} \quad (\text{ข-3})$$

พจน์แรกทางขวามือของ v_0 และพจน์ที่สอง สามารถเขียนเป็นสมการ (ข-4)

$$\frac{d\dot{r}}{dt} = \frac{d\dot{x}}{dt}e_x + \frac{d\dot{y}}{dt}e_y + \frac{d\dot{z}}{dt}e_z + \dot{x}\frac{de_x}{dt} + \dot{y}\frac{de_y}{dt} + \dot{z}\frac{de_z}{dt} \quad (\text{ข-4})$$

สามพจน์แรกทางขวาของสมการ (ข-4) คือ \dot{v} สำหรับสามพจน์หลังจะเป็นอนุตเวคเตอร์ S ที่หมุนด้วยความเร็วเชิงมุม ω และมีระยะทางที่คงที่ สมการ (ข-5) จะเป็นสมการที่แสดงถึงดิฟเฟอเรนเชียลทั้งหมดสามพจน์ของจุด S

$$\frac{d\dot{e}_x}{dt} = \omega \times \dot{e}_x, \quad \frac{d\dot{e}_y}{dt} = \omega \times \dot{e}_y, \quad \frac{d\dot{e}_z}{dt} = \omega \times \dot{e}_z \quad (\text{ข-5})$$

จากสมการ (ข-4) สามารถเขียนในรูปสมการ (ข-6)

$$\frac{d\dot{r}}{dt} = \dot{v} + \omega \times (\dot{x}e_x + \dot{y}e_y + \dot{z}e_z) \quad (\text{ข-6})$$

นำสมการ (ข-1) แทนในสมการ (ข-6) จะได้สมการ (ข-7)

$$\frac{dr}{dt} = \dot{v} + \omega \times r \quad (\text{ข-7})$$

จากสมการ (ข-3) สามารถเขียนเป็นสมการ (ข-8)

$$v = (v_0 + \omega \times r) + \dot{v} \quad (\text{ข-8})$$

พจน์ในวงเล็บของสมการ (ข-8) นั้นคือความเร็วของอนุภาค P ถ้าสังเกตจากจุด S จะได้ว่า v จะเป็นความเร็วของ S ที่สัมพันธ์กับ P

นำสมการ (ข-8) มาดิฟเฟอเรนเชียลเทียบกับเวลาจะได้สมการ (ข-9)

$$\frac{dv}{dt} = \frac{dv_0}{dt} + \frac{d(\omega \times r)}{dt} + \frac{dv}{dt} \quad (\text{ข-9})$$

กำหนดให้ $\frac{dv}{dt} = a$, $\frac{dv_0}{dt} = a_0$ ใช้กฎข้อที่สองนิวตันกับสมการ (ข-9) จะได้สมการ (ข-10)

$$ma = ma_0 + m \frac{d(\omega \times r)}{dt} + m \frac{dv}{dt} \quad (\text{ข-10})$$

สามพจน์แรกทางขวามือของสมการ (ข-10) สามารถเขียนเป็น สมการ (ข-11)

$$m \frac{dv}{dt} = m \left(\frac{dv_x}{dt} e_x + \frac{dv_y}{dt} e_y + \frac{dv_z}{dt} e_z + v_x \frac{de_x}{dt} + v_y \frac{de_y}{dt} + v_z \frac{de_z}{dt} \right) \quad (\text{ข-11})$$

$$m \frac{dv}{dt} = m(a + \omega \times (v_x e_x + v_y e_y + v_z e_z))$$

หรือสามารถเขียนในรูปสมการ (ข-12)

$$F = m \frac{dv}{dt} = m(a + \omega \times v) \quad (\text{ข-12})$$

สมการ (ข-12) คือ แรงกระทำบนจุด S ที่สัมพันธ์กับ P

ภาคผนวก ค

สมการของการเคลื่อนที่เชิงมุม

การที่จะหาสมการพลศาสตร์ของอนุภาคใดๆ บนกรอบอ้างอิงนั้น หนึ่งคือแรงกระทำบนตัวอนุภาคนั้นๆ อีกหนึ่งคือ โมเมนตัมเชิงมุม หรือแรงบิดที่กระทำบนตัวอนุภาคนั้น ซึ่งจะอธิบายในส่วนนี้ต่อไป

แรงกระตุ้น p ในสมการ (ค-1) นั้น มีค่าเท่ากับการเปลี่ยนแปลงโมเมนตัมของอนุภาค

$$p = mv \quad (\text{ค-1})$$

พจน์ของโมเมนตัมเชิงมุม L_0 ของอนุภาคที่ถูกกระตุ้นโดย p ที่จุด O คือสมการ (ค-2)

$$L_0 = r \times p = mr \times v \quad (\text{ค-2})$$

รูปที่ ค.1 แสดงถึงการเคลื่อนที่เป็นวงกลมของอนุภาคบนระนาบ ด้วยรัศมี r ความเร็วเชิงมุม ω และมวล m จะได้สมการโมเมนตัมเชิงมุม สมการ (ค-3) โดยที่ L_0 คือผลของ Cross Product ของ r กับ p

$$L_0 = mr^2\omega \quad (\text{ค-3})$$



รูปที่ ค.1 แสดงการเคลื่อนที่ของอนุภาคบนระนาบรอบจุด O

เมื่ออนุภาคเคลื่อนที่เป็นวงกลมรอบจุด O สามารถเขียนเป็นสมการ (ค-4)

$$L_0 = I\omega \quad (\text{ค-4})$$

โดยที่ I คือ โมเมนต์ความเฉื่อยของมวลของอนุภาคที่พิจารณา มีค่าเป็น mr^2
ดิฟเฟอเรนเชียลสมการ (ค-2) จะได้สมการ (ค-5)

$$\frac{dL_0}{dt} = \frac{d(r \times p)}{dt} = \frac{dr}{dt} \times p + r \times \frac{dp}{dt} \quad (\text{ค-5})$$

จากกฎข้อที่สองของนิวตัน $\frac{dp}{dt} = F$ และให้ $\frac{dr}{dt} = v$ และ $p = mv$ สมการ (ค-5) เขียนใหม่เป็นสมการ (ค-6)

$$\frac{dL_0}{dt} = v \times mv + r \times F \quad (\text{ค-6})$$

จากสมการ (ค-6) พจน์แรกทางขวามือ เป็น 0 เพราะว่า $v \times v = 0$ ส่วนพจน์ที่สองคือทอร์ก ดังสมการ (ค-7)

$$\tau_0 = r \times F \quad (\text{ค-7})$$

หรือ

$$\frac{dL_0}{dt} = \tau_0 \quad (\text{ค-8})$$

สมการ (ค-7) เป็นสมการของแรงบิด τ_0 ที่เกิดจากการ Cross Product กันของ r กับ F โดยที่ทอร์กนั้นมีทิศทางตั้งฉากกับการเคลื่อนที่ของอนุภาคบนระนาบรอบจุด O
จากนั้นนำสมการ (ค-7) จากภาคผนวก ก มาประยุกต์ใช้จะได้สมการ (ค-9)

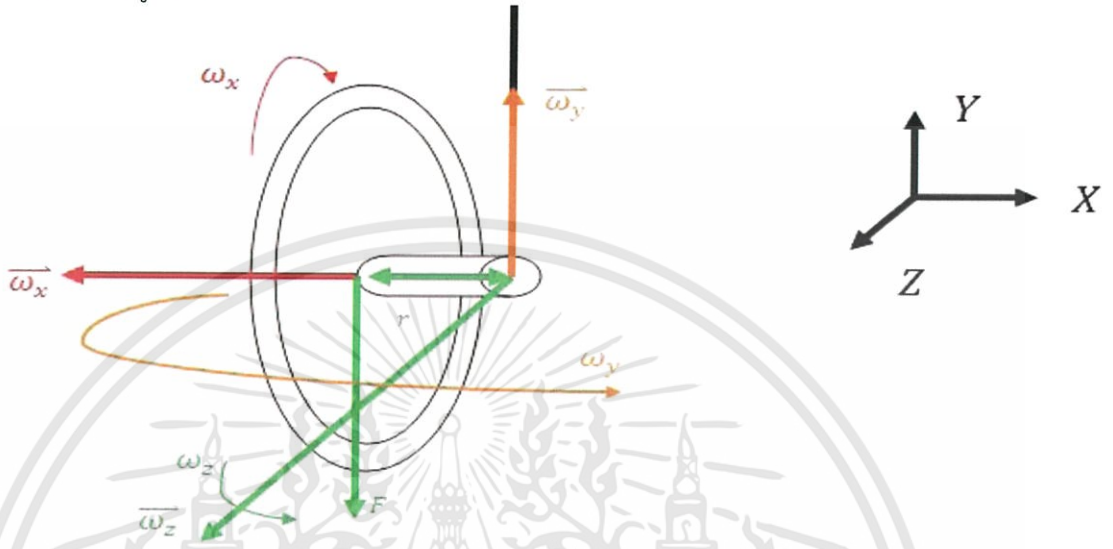
$$\frac{dL_0}{dt} = \dot{L}_0 + \Omega \times L_0 \quad (\text{ค-9})$$

สมการ (ค-9) เป็นสมการที่อธิบายถึงแรงบิดที่กระทำบนมวลอนุภาคที่เคลื่อนที่บนระนาบของกรอบอ้างอิง

ภาคผนวก ง

ไจโรสโคปิก ทอร์ก (Gyroscopic Torque)

พิจารณารูปที่ ง.1



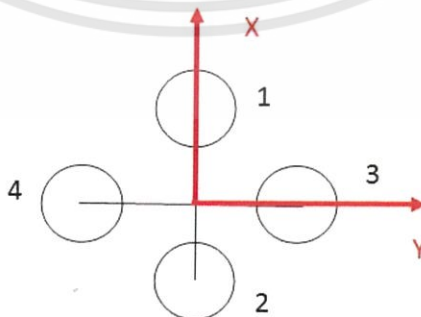
รูปที่ ง.1 แสดงทิศทางการหมุนของล้อจักรยานและความเร็วในแกนต่างๆ

เมื่อล้อจักรยานหมุนด้วยความเร็ว ω_x จะเกิดทิศของการหมุนตามรูป $\vec{\omega}_x$ และถ้าล้อจักรยานไม่มีการหมุน ล้อจักรยานจะหมุนด้วยแรงกระทำจากน้ำหนักของล้อ คูณด้วยรัศมี r จะสร้างทอร์กในทิศตามแกน Z มีทิศทางการหมุนตามรูป (ลูกศรสีเขียว) และถ้าล้อจักรยานมีการหมุนด้วยความเร็ว ω_x จะเกิดการ Cross Product ของทิศทางของความเร็วในทิศ X และ Z จะได้ $\vec{\omega}_y = \vec{\omega}_x \times \vec{\omega}_z$ ล้อจักรยานจะหมุนไปในทิศทางของ $\vec{\omega}_y$ ด้วยความเร็ว ω_y

เมื่อกลับมาพิจารณาใบพัดของแต่ละตัว ดังสมการ (ง-1)

$$T_g = -I_r [\Omega \times (-e_{zb}\omega_{M1}) + \Omega \times (-e_{zb}\omega_{M2}) + \Omega \times (e_{zb}\omega_{M3}) + \Omega \times (e_{zb}\omega_{M4})] \quad (ง-1)$$

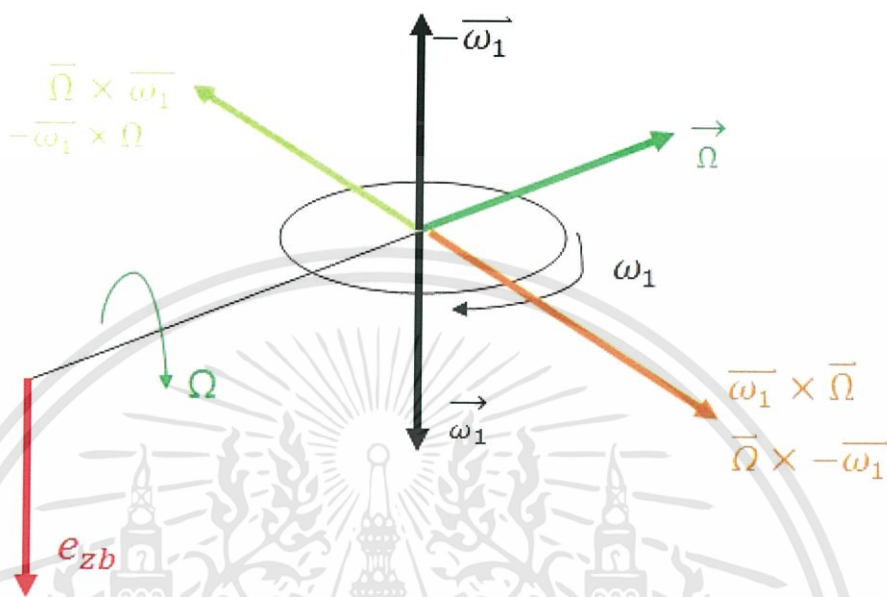
กำหนดแกนดังนี้



รูปที่ ง.2 แสดงแกนต่างๆ บนควอดโรเตอร์

พิจารณามอเตอร์ตัวที่ 1

โดยกำหนดการหมุนของใบพัดตามรูปที่ 2.6 (หมุนตามเข็มนาฬิกา) แล้วตัวแกนมีการหมุนรอบแกน X ด้วยความเร็ว Ω ได้เวกเตอร์ และทิศทางการหมุนตามรูปที่ 3.3



รูปที่ 3.3 แสดงทิศทางการหมุนของใบพัดและทิศทางการหมุนของแกน

จากรูปเมื่อใบพัดหมุนด้วยความเร็ว ω_1 และมีการหมุนรอบแกน X ด้วยความเร็ว Ω เมื่อ Cross Product ตามทฤษฎี *ต้องเป็น $\vec{\omega}_1 \times \vec{\Omega}$ แต่ในสมการมีการสลับ Ω กับ ω_1 ทำให้ต้องมีการกลับทิศ ω_1 เป็น $-\omega_1$ เพื่อให้เวกเตอร์มีทิศเดียวกับ $\vec{\omega}_1 \times \vec{\Omega}$ จะได้ $\vec{\Omega} \times -\vec{\omega}_1$ แต่ในทฤษฎีต้องเป็น $-\vec{\omega}_1 \times \vec{\Omega}$ ทำให้สมการแรงบิด ต้องคูณด้วยเครื่องหมายลบอีกทีเพื่อให้ทิศทางไปตามทิศของ $\vec{\Omega} \times -\vec{\omega}_1$ ได้ ดังสมการ (ง-2)

$$T_{g1} = -I_r(\vec{\Omega} \times -\vec{\omega}_1) \quad (\text{ง-2})$$

ส่วนมอเตอร์ตัวที่ 2 จะเหมือนกับตัวที่ 1 และตัวที่ 3 และ 4 จะเหมือนกันแต่มีทิศความเร็วตรงข้ามกับตัวที่ 1 กับ 2 ดังสมการข้างต้น

*จากทฤษฎีของ Gyroscope Torque $T = I\omega_x\omega_y$

ภาคผนวก จ

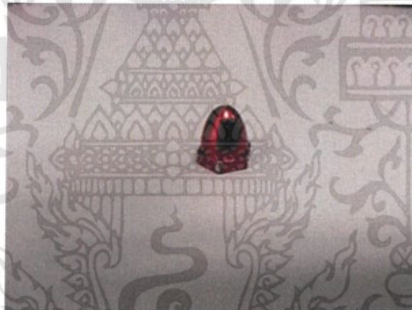
การหาโมเมนต์ความเฉื่อยของชุดใบพัด

ในการ Simulation ของแบบจำลองควอเตอร์โรเตอร์ ในส่วนของสมการของแรงบิดไจโรสโคปิก และแรงบิด จากการเปลี่ยนแปลงของความเร็วของใบพัด มีส่วนของโมเมนต์ความเฉื่อยอยู่ ดังนั้นจึงจำเป็นต้องหาเพื่อให้การ Simulation มีความใกล้เคียงกับความเป็นจริง โดยส่วนที่นำมาคำนวณจะเป็นอุปกรณ์ที่เกี่ยวกับใบพัด (Rotor) ซึ่งประกอบด้วย

1. Blade mounting (ตัวยึดใบพัดกับ stator)
2. The Stator
3. Rotor Blade (ใบพัด)

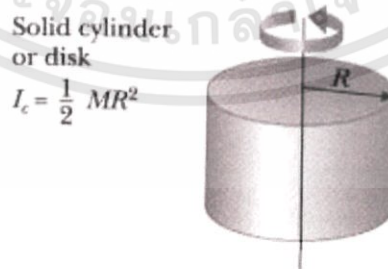
ในการคำนวณโมเมนต์ความเฉื่อย นั้นจะทำการประมาณรูปทรงของอุปกรณ์ต่างๆ ให้เป็นรูปทรงง่ายๆ เช่น ใบพัดประมาณเป็นแท่งทรงกระบอก เพื่อง่ายต่อการคำนวณ เนื่องจากรูปทรงเหล่านี้มีสมการในการคำนวณโมเมนต์ความเฉื่อยอยู่แล้ว

จ.1 ตัวยึดใบพัดกับ Stator (Blade Mounting)



รูปที่ จ.1.1 ตัวยึดใบพัดกับ Stator

ประมาณรูปทรงเป็นทรงกระบอกตัน และมีสมการการคำนวณโมเมนต์ความเฉื่อย ตามรูปที่ จ.1.2

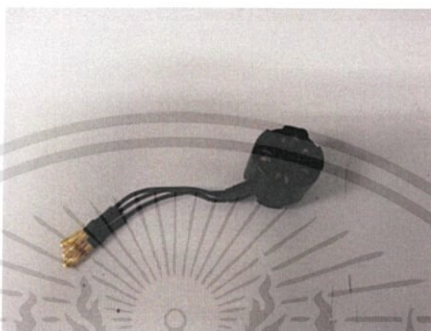


รูปที่ จ.1.2 รูปทรงกระบอกตันเป็นการประมาณรูปทรงตัวยึดใบพัด

โดย $M= 0.003 \text{ kg}$, $R=0.006 \text{ m}$

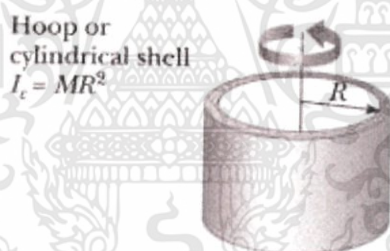
$$I_b = \frac{1}{2}MR^2 = \frac{1}{2}(0.003)(0.006)^2 = 5.4(10^{-8}) \text{ kg.m}^2 \quad (\text{จ-1})$$

จ.2 ชุดมอเตอร์ (Stator)



รูปที่ จ.2.1 ตัวมอเตอร์ (Stator)

ประมาณรูปทรงของ Stator เป็น Hoop หรือ Cylindrical Shell มีสมการการคำนวณโมเมนต์ความเฉื่อย ตามรูปที่ จ.2.2

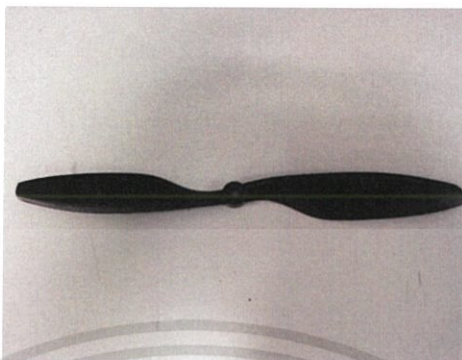


รูปที่ จ.2.2 ทรงกระบอกกรวงเป็นรูปทรงที่ใช้ประมาณตัว Stator

โดยมี $M=0.054 \text{ kg}$, $R= 0.014 \text{ m}$

$$I_s = MR^2 = (0.054)(0.014)^2 = 1.058(10^{-5}) \text{ kg.m}^2 \quad (\text{จ-2})$$

ง.3 ใบพัด (Rotor Blade)



รูปที่ จ.3.1 ใบพัด (Rotor Blade)

ประมาณรูปทรงใบพัดเป็นแท่งทรงกระบอกยาว มีสมการการคำนวณโมเมนต์ความเฉื่อย ตามรูปที่ จ.3.2

Long thin rod

$$I_c = \frac{1}{12} ML^2$$



รูปที่ จ.3.2 แท่งทรงกระบอกตันประมาณรูปทรงของใบพัด

โดย $M=0.011 \text{ kg}$, $L= 0.256 \text{ m}$

$$I_{rb} = \frac{1}{12} ML^2 = \frac{1}{12} (0.011)(0.256)^2 = 6.01(10^{-5}) \text{ kg.m}^2 \quad (\text{จ-3})$$

ดังนั้นเมื่อนำ สมการ (จ-1) สมการ (จ-2) และสมการ (จ-3) มารวมกัน จะได้เป็นโมเมนต์ความเฉื่อยของชุดใบพัดทั้งหมด ที่จะนำไปใช้ในการ Simulation ต่อไป

$$\therefore I_r = I_b + I_s + I_{rb} = 7.0713(10^{-5}) \text{ kg.m}^2$$

ภาคผนวก จ

ความเฉื่อยของควอทโรเตอร์

การคำนวณโมเมนต์ความเฉื่อยนั้นถ้าทราบรูปร่างที่แน่นอนของวัตถุ จะสามารถคำนวณหา ค่าโมเมนต์ความเฉื่อยตามภาคผนวก จ แต่เนื่องจากตัวของควอทโรเตอร์มีรูปร่างที่ซับซ้อน จึงยากต่อ การคำนวณ ฉะนั้นจึงได้ออกแบบการทดลองเพื่อวัดค่าความเฉื่อยของตัวควอทโรเตอร์

จากรูปที่ จ.4 แสดงถึงวิธีการวัดหาค่าความเฉื่อยของควอทโรเตอร์ โดยใช้ลวดสปริงที่ทราบ ค่าคงที่ของลวดสปริงจากการทดลอง ซึ่งตัวของลวดสปริงจะเกิดแรงบิด (Torsion Pendulum) เมื่อ ตัวของควอทโรเตอร์เกิดการหมุนตัวรอบแกนของลวดสปริง



รูปที่ จ.1 แสดงแบบจำลองของ Torsion Pendulum

จากรูปที่ จ-1 เมื่อลวดสปริงมีการเคลื่อนที่แบบการหมุนเป็นมุม θ และมีการเคลื่อนที่แบบ ฮาร์โมนิกส์ (Harmonics) จากการเคลื่อนที่ทำให้ลวดสปริงมีการสร้างแรงบิดคืนตัว (Restoring Torque) เพื่อดึงลวดสปริงกลับสู่สภาวะหยุดนิ่ง ดังสมการ (จ-1)

$$\tau = -k\theta \quad (\text{จ-1})$$

เมื่อ k คือ ค่าคงที่ของลวดสปริง โดยที่ $k > 0$

จากกฎของฮุก (Hooke) จะได้สมการ จ-2

$$\tau = I\ddot{\theta} \quad (\text{จ-2})$$

เมื่อ I คือ โมเมนต์ความเฉื่อยจากสมการ จ-1 และสมการ จ-2 จะได้

$$I\ddot{\theta} = -k\theta \quad (\text{จ-3})$$

จากสมการ Simple Harmonic

โดยสมการ (จ-5) คือผลจากการอนุพันธ์ฟังก์ชันของเวลาจากสมการ จ-4 และ สมการ จ-6 คือผลจาก การอนุพันธ์ฟังก์ชันของเวลาจากสมการ (จ-5)

$$\theta = a \cos(\omega t - \phi) \quad (\text{ฉ-4})$$

$$\dot{\theta} = -a\omega \sin(\omega t - \phi) \quad (\text{ฉ-5})$$

$$\ddot{\theta} = -a\omega^2 \cos(\omega t - \phi) \quad (\text{ฉ-6})$$

จากสมการ (ฉ-3), (ฉ-4) และ (ฉ-6) จะได้สมการ (ฉ-7)

$$-Ia\omega^2 \cos(\omega t - \phi) = -ka \cos(\omega t - \phi)$$

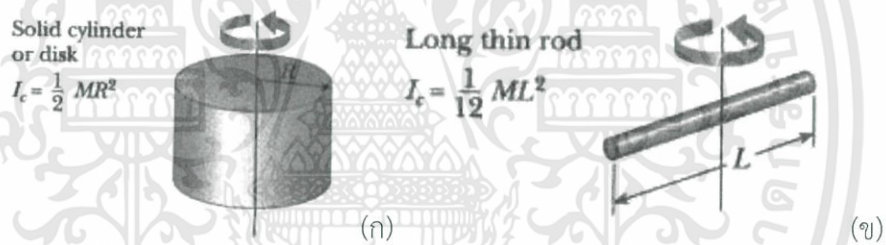
$$\omega = \sqrt{\frac{k}{I}} \quad (\text{ฉ-7})$$

เมื่อคาบเวลาของการเคลื่อนที่แบบฮาร์โมนิกส์ (Harmonics) จะสามารถแสดงดังสมการ (ฉ-8)

$$\text{โดยที่ } \omega = \frac{2\pi}{T}$$

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{I}{k}} \quad (\text{ฉ-8})$$

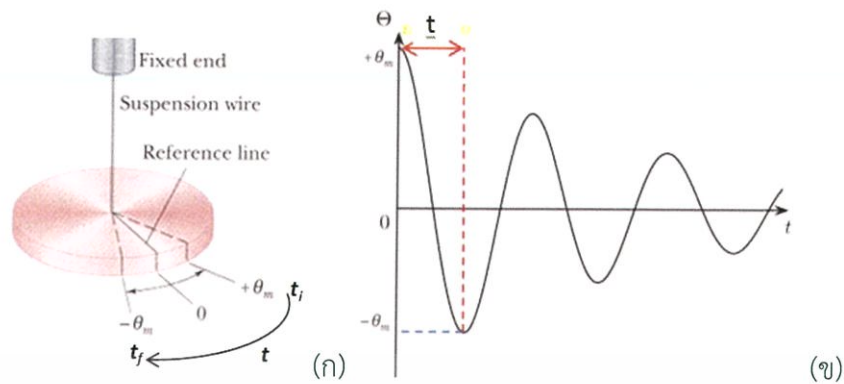
เพื่อวัดค่าคงที่ (Torsion Constant) ของลวดสปริง จำเป็นต้องมีวัตถุที่ทราบรูปร่างและทราบค่าของโมเมนต์ความเฉื่อยดังรูปที่ ฉ.2 โดยใช้แท่งเหล็กต้นทั้งหมด 3 แท่ง



รูปที่ ฉ.2 แสดงลักษณะของแท่งเหล็กและค่าโมเมนต์ความเฉื่อย

จากรูปที่ ฉ.2(ก) เมื่อแท่งเหล็กที่ 1 มีน้ำหนัก 3.287 kg และรัศมีเท่ากับ 0.0255 m จะได้ค่าโมเมนต์ความเฉื่อยเท่ากับ $8.32(10^{-4}) \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ และจากรูปที่ ฉ.2(ข) เมื่อแท่งเหล็กที่ 2 มีน้ำหนัก 0.686 kg และรัศมีเท่ากับ 0.18 m จะได้ค่าโมเมนต์ความเฉื่อยเท่ากับ $1.852(10^{-3}) \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ และแท่งเหล็กที่ 3 ที่มีลักษณะเดียวกันกับรูปที่ ฉ.2(ข) มีน้ำหนัก 0.155 kg และรัศมีเท่ากับ 0.112 m จะได้ค่าโมเมนต์ความเฉื่อยเท่ากับ $1.62(10^{-4}) \text{ kg} \cdot \text{m}^2$

จากการทดลองเพื่อหาค่าคงที่ของลวดสปริง เมื่อนำแท่งเหล็กที่ทราบค่าโมเมนต์ความเฉื่อยทั้ง 3 แท่ง มาทดลองดังรูปที่ ฉ.3(ก) วัตถุจะเกิดการแกว่งไปมาหรือเรียกว่าการเคลื่อนที่แบบฮาร์โมนิกส์ (Harmonics) ดังรูปที่ ฉ.3(ข) จากการทดลองนั้นจะได้ค่าของเวลา (t) ซึ่งค่าของเวลาที่ได้จะเป็นครึ่งหนึ่งของคาบเวลาในสมการ (ฉ-8)



รูปที่ ๓.3 แสดงวิธีการทดลองเพื่อหาค่าคงที่ของลวดสปริง

เมื่อ $t = t_f - t_i$ และ $Period\ time(T) = 2t$

จากรูปที่ ๓.3(ข) กราฟการเคลื่อนที่ของ Simple Harmonic จะมีแอมพลิจูดไม่คงที่ ซึ่งจะมีแอมพลิจูดที่ลดลงเรื่อยๆ แต่คาบและความถี่จะมีค่าเท่าเดิม

จากการทดลองข้างต้นโดยใช้แท่งเหล็กต้นทั้ง 3 แท่งที่ทราบโมเมนต์ความเฉื่อยและทราบค่าของคาบเวลา (T) ที่ได้จากการจับเวลา จะได้ค่าคงที่ของลวดสปริงเท่ากับ 0.00619 N/m

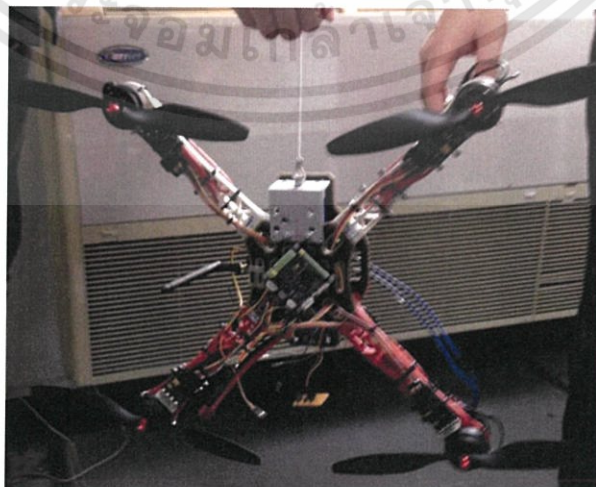
จากที่กล่าวไว้ข้างต้นไว้ว่าตัวของควอทโรเตอร์มีรูปร่างที่ซับซ้อน ฉะนั้นจึงทำการทดลองเพื่อวัดค่าโมเมนต์ความเฉื่อยในแต่ละแกนของควอทโรเตอร์ เมื่อทราบค่าคงที่ของลวดสปริงที่ได้จากการทดลองข้างต้นแล้วจึงนำควอทโรเตอร์แขวนไว้กับลวดสปริงที่ทราบค่าคงที่ และทำการทดลองดังรูปที่ ๓.3 เช่นเดิม เพียงแต่เปลี่ยนแท่งเหล็กต้นมาเป็นตัวควอทโรเตอร์แทน โดยใช้สมการ (๓-8) และใช้คาบเวลา (T) ที่ได้จากการจับเวลามาหาค่าโมเมนต์ความเฉื่อยในแต่ละแกนของควอทโรเตอร์

โดยจะได้ค่าโมเมนต์ความเฉื่อยตามแนวแกน X, Y, Z ดังนี้

$$I_{xx} = 0.0132 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

$$I_{yy} = 0.0133 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$

$$I_{zz} = 0.0253 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$$



รูปที่ ๓.4 แสดงวิธีการวัดหาค่าความเฉื่อย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาคผนวก ข

การวัดแรงยก (Thrust force) และแรงบิด (Torque) ของ ใบพัด

วิธีการวัดแรงยกและแรงบิดของใบพัดนั้น ทางกลุ่มได้ร่วมแบ่งผลการทดลองกับกลุ่มที่ทำระบบควบคุมมอเตอร์ ซึ่งทางกลุ่มระบบควบคุมมอเตอร์นั้นได้ออกแบบวิธีทดลองเป็นสองชุด คือชุดแรงยก ตามรูปที่ ข.1.1 และชุดวัดแรงบิด ตามรูปที่ ข.2.1

ข.1 ชุดวัดแรงยกใบพัด



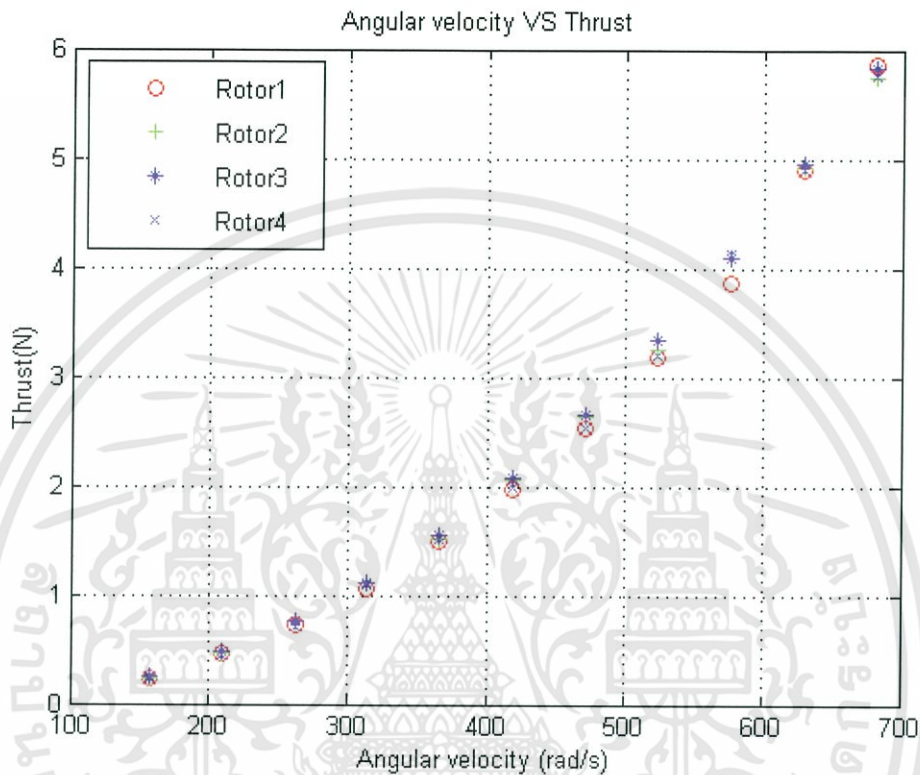
รูปที่ ข.1.1 ชุดวัดแรงยกของใบพัด

การวัดแรงยกจากใบพัดนั้น ในอุปกรณ์การออกแบบจะใช้พื้นฐานของกฎของนิวตัน $F = ma$ เมื่อสั่งมอเตอร์ให้หมุนด้วยความเร็วค่าหนึ่ง แรงยกของใบพัดจะมีทิศทางอากาศด้านหลังของใบพัด จะเกิดแรงบิดทำให้แท่งเหล็กเกิดการเคลื่อนที่กุดลงตามกฎมือขวา ส่งผลให้แท่งเหล็กด้านล่างที่ตั้งฉากกับแท่งเหล็กที่ติดใบพัดกุดลงกับเครื่องชั่งน้ำหนัก จากนั้นแปลงน้ำหนักที่อ่านได้ที่ความเร็วรอบของมอเตอร์แต่ละค่า นำไปใช้ในการคำนวณหาฟังก์ชันระหว่างแรงยกกับความเร็วรอบต่อไป

ความเร็วใบพัดกับแรงยก

เมื่อนำข้อมูลจากการทดลองชุดหนึ่ง มาพล็อตกราฟ จะได้กราฟดังรูปที่ ข.1.2 จากนั้นใช้เครื่องมือในโปรแกรม MATLAB ทำการ Fitting Curve จะได้สมการฟังก์ชันของแรงยกกับความเร็วใบพัดมาเพื่อใช้ในการ Simulation ดังสมการ (ข-1)

$$\begin{aligned}
 F_1(\omega_1) &= 1.6027 \cdot 10^{-5} \cdot \omega_1^2 - 0.0029127 \cdot \omega_1 + 0.3622 \\
 F_2(\omega_2) &= 1.3988 \cdot 10^{-5} \cdot \omega_2^2 - 0.001165 \cdot \omega_2 + 0.08758 \\
 F_3(\omega_3) &= 1.4280 \cdot 10^{-5} \cdot \omega_3^2 - 0.0013142 \cdot \omega_3 + 0.1185 \\
 F_4(\omega_4) &= 1.5018 \cdot 10^{-5} \cdot \omega_4^2 - 0.0019956 \cdot \omega_4 + 0.2024
 \end{aligned}
 \tag{ช-1}$$



รูปที่ ช.1.2 กราฟความเร็วใบพัดกับแรงยกของมอเตอร์ทั้ง 4 ตัว

ช.2 ชุดวัดแรงบิดใบพัด

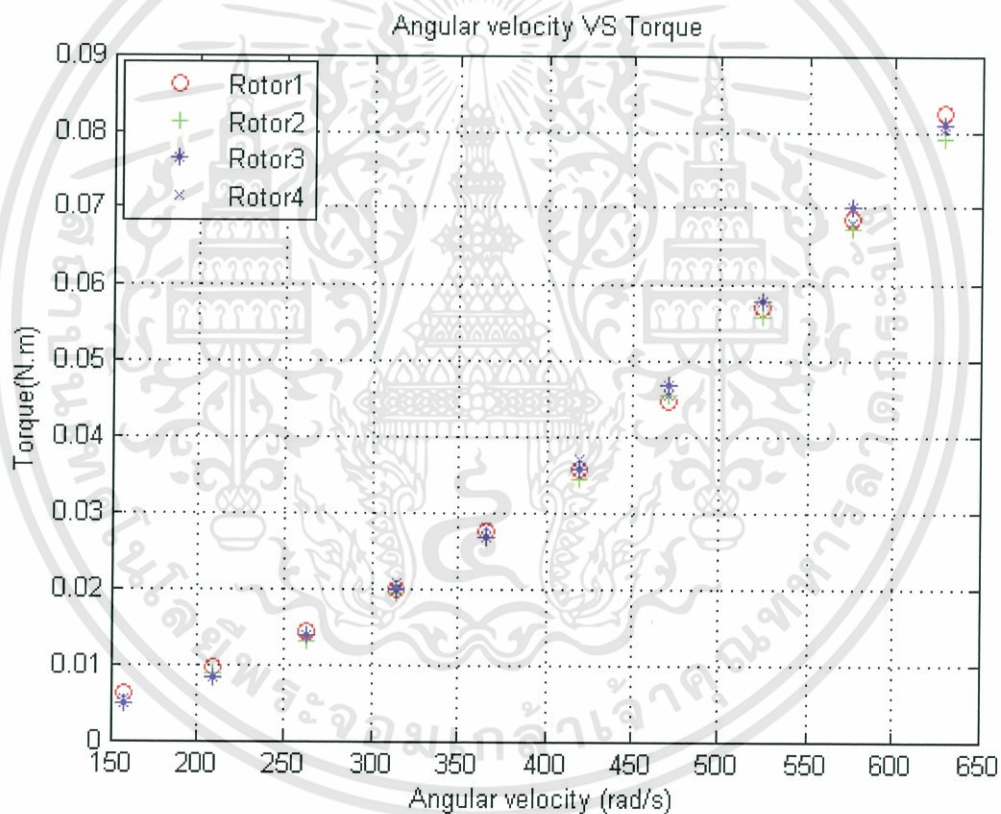


รูปที่ ช.2.1 ชุดวัดแรงบิดของใบพัด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น เมื่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ในชุดวัดแรงบิดของใบพัด จะใช้หลักการคล้ายกับชุดวัดแรงยกคือ เมื่อใบพัดหมุนด้วยความเร็วรอบต่างๆจะสร้างแรงบิดที่ต้านการหมุนของใบพัดขึ้น ซึ่งการหมุนต้านนี้จะส่งผลให้จากรูปทรงกลมที่ติดกับมอเตอร์หมุนตกลงเครื่องชั่ง จากนั้นอ่านค่าน้ำหนัก แล้วนำไปแปลงเป็นแรงบิด ผ่านสมการ $\tau = mlg$ เมื่อ mg คือแรงที่กดเครื่องชั่ง และ l คือระยะจากกึ่งกลางแผ่นวงกลมหลังใบพัดถึงเครื่องชั่ง นำข้อมูลที่เป็นแรงบิดกับความเร็วรอบที่รอบต่างๆ ไปพล็อตกราฟดังรูปที่ ข.2.2 เพื่อหาฟังก์ชันไปใช้ในการ Simulation ต่อไป ดังสมการ (ข-2)

$$\begin{aligned} T_1(\omega_1) &= 2.353 \cdot 10^{-7} \cdot \omega_1^2 - 2.3369 \cdot 10^{-5} \cdot \omega_1 + 0.0041701 \\ T_2(\omega_2) &= 2.0494 \cdot 10^{-7} \cdot \omega_2^2 - 1.8282 \cdot 10^{-6} \cdot \omega_2 + 8.7 \cdot 10^{-5} \\ T_3(\omega_3) &= 2.0778 \cdot 10^{-7} \cdot \omega_3^2 + 2.0567 \cdot 10^{-6} \cdot \omega_3 + 0.001086 \\ T_4(\omega_4) &= 1.8976 \cdot 10^{-7} \cdot \omega_4^2 + 1.240 \cdot 10^{-5} \cdot \omega_4 - 0.0019602 \end{aligned} \quad (\text{ข-2})$$



รูปที่ ข.2.2 กราฟความเร็วใบพัดกับแรงบิดของใบพัดทั้ง 4 ตัว

ภาคผนวก ซ

โปรแกรม MATLAB/Simulink

ซ.1 คำสั่งการแปลงให้เป็นเชิงเส้น โดยผ่านคำสั่ง Trim และ Linmod

```
%trim to find linearization poin (steady-state)

[x,u,y,dx]=trim('Bodyframemodel', [], [479.3561;471.5596;469.4572;475.4670])

%linmod to find matrix A,B,C and D that is a state-space model

[A,B,C,D]=linmod('Bodyframemodel',x,u)
```

ในคำสั่ง Trim ตัวแปรด้านซ้ายคือ

x คือ ตัวแปร State ของระบบจำลองควอทโรเตอร์

u คือ อินพุตของระบบแบบจำลองเป็นความเร็วรอบของใบพัด

y คือ เอาต์พุตของระบบแบบจำลองจะมีจำนวนเท่ากับตัวแปร State หรือ x

dx คือ ค่าดิฟเฟอเรนเชียลของตัวแปร State

ส่วนด้านขวาจะเป็นแบบจำลองใน Simulink และได้ทำการใส่ค่าอินพุตเริ่มต้นด้วยความเร็วรอบของใบพัด ที่ได้แรงยกเท่ากันทุกตัวซึ่งรวมกันแล้วเท่ากับน้ำหนักควอทโรเตอร์

สำหรับคำสั่ง Linmod

เมทริกซ์ A, B, C และ D คือแบบจำลองของควอทโรเตอร์ที่ผ่านการแปลงให้เป็นเชิงเส้นมาแล้วซึ่งจะอยู่ในรูปแบบของปริภูมิสถานะ (State-Space)

ซ.2 คำสั่งการออกแบบระบบควบคุม LQR

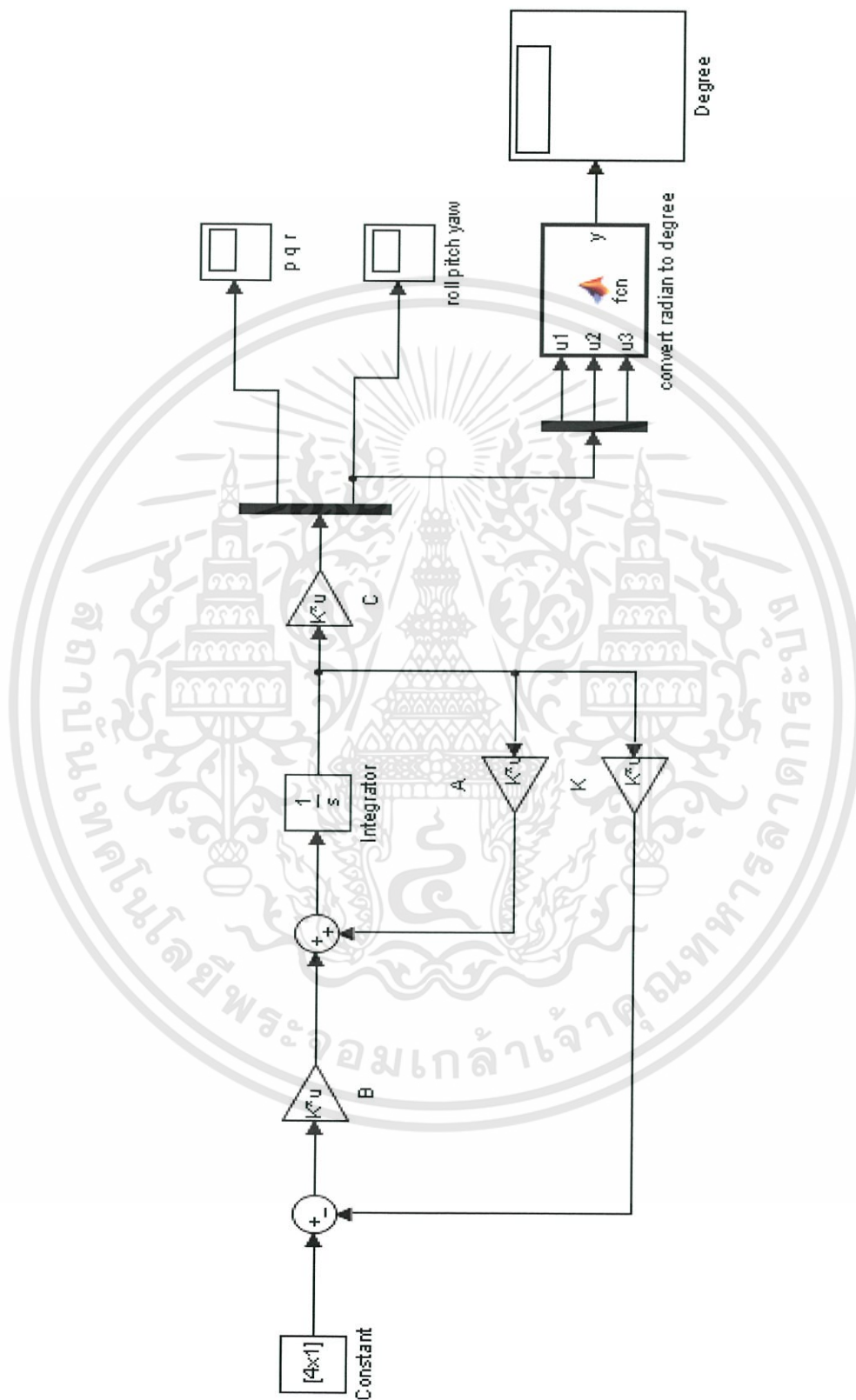
```
% Matrix Q and R
Q=[0.15 0 0 0 0 0;0 0.15 0 0 0 0;0 0 0.15 0 0 0;
  0 0 0 500 0 0;0 0 0 0 500 0;0 0 0 0 0 500];
R=[2.78e-4 0 0 0 0;0 2.78e-4 0 0 0;0 0 2.78e-4 0 0;0 0 0
  2.78e-4];
% Design feedback gain matrix K
K=lqr(A,B,Q,R)
```

ซ.3 คำสั่งการออกแบบ LQR แบบไม่ต่อเนื่องทางเวลา

```
%Discrete T=0.02 s

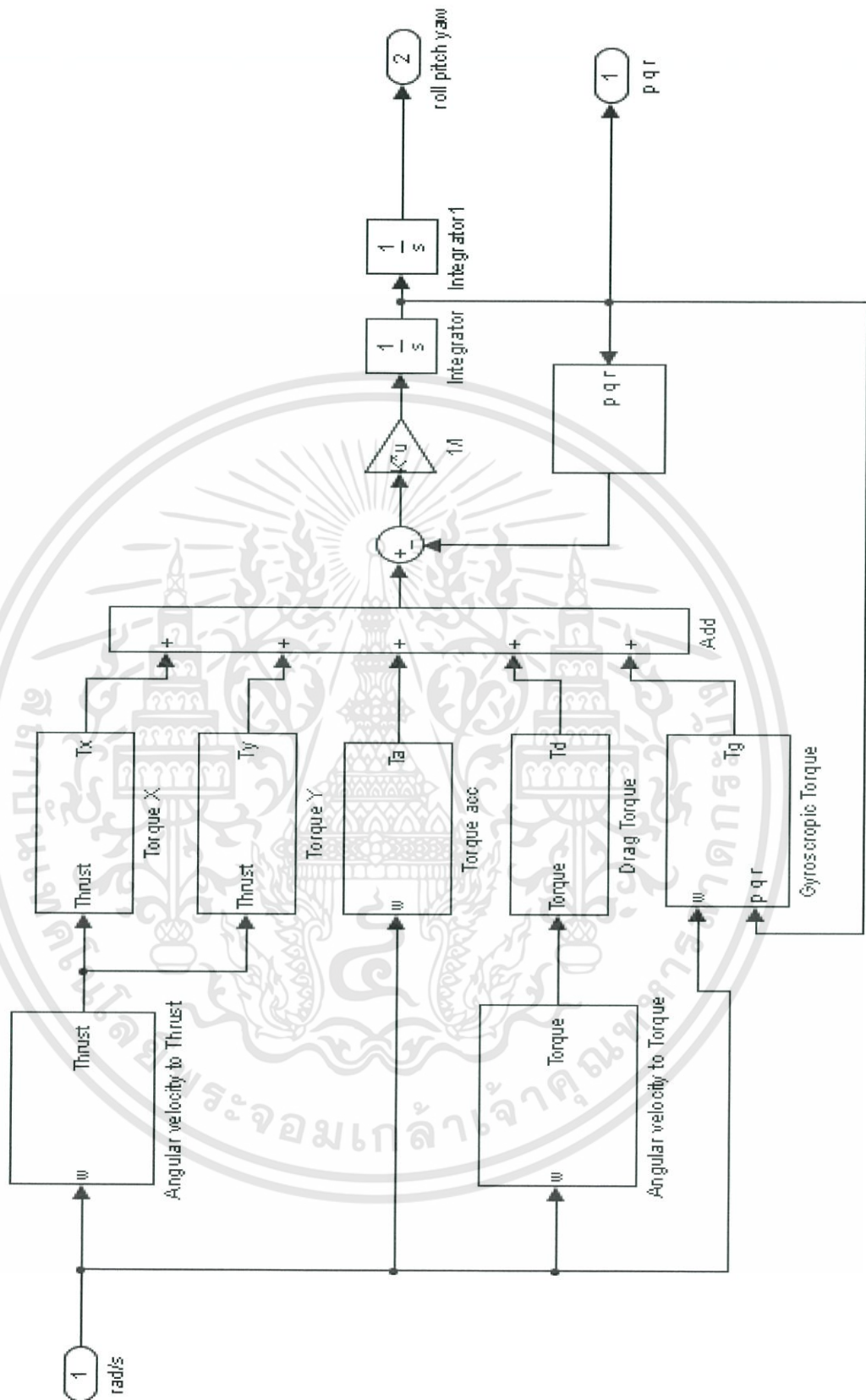
[F,G]=c2d(A,B,0.02)
Qd=0.02*Q;
Rd=0.02*R;
Kd2=dlqr(F2,G2,Q2,Rd2)
```

ในการแปลงให้เป็นเชิงเส้นและ Simulation ทั้งหมดจะทำงานผ่านทาง Simulink โดยแบบจำลองที่ใช้ มีดังรูปที่ ซ.1 รูปที่ ซ.2 และรูปที่ ซ.3



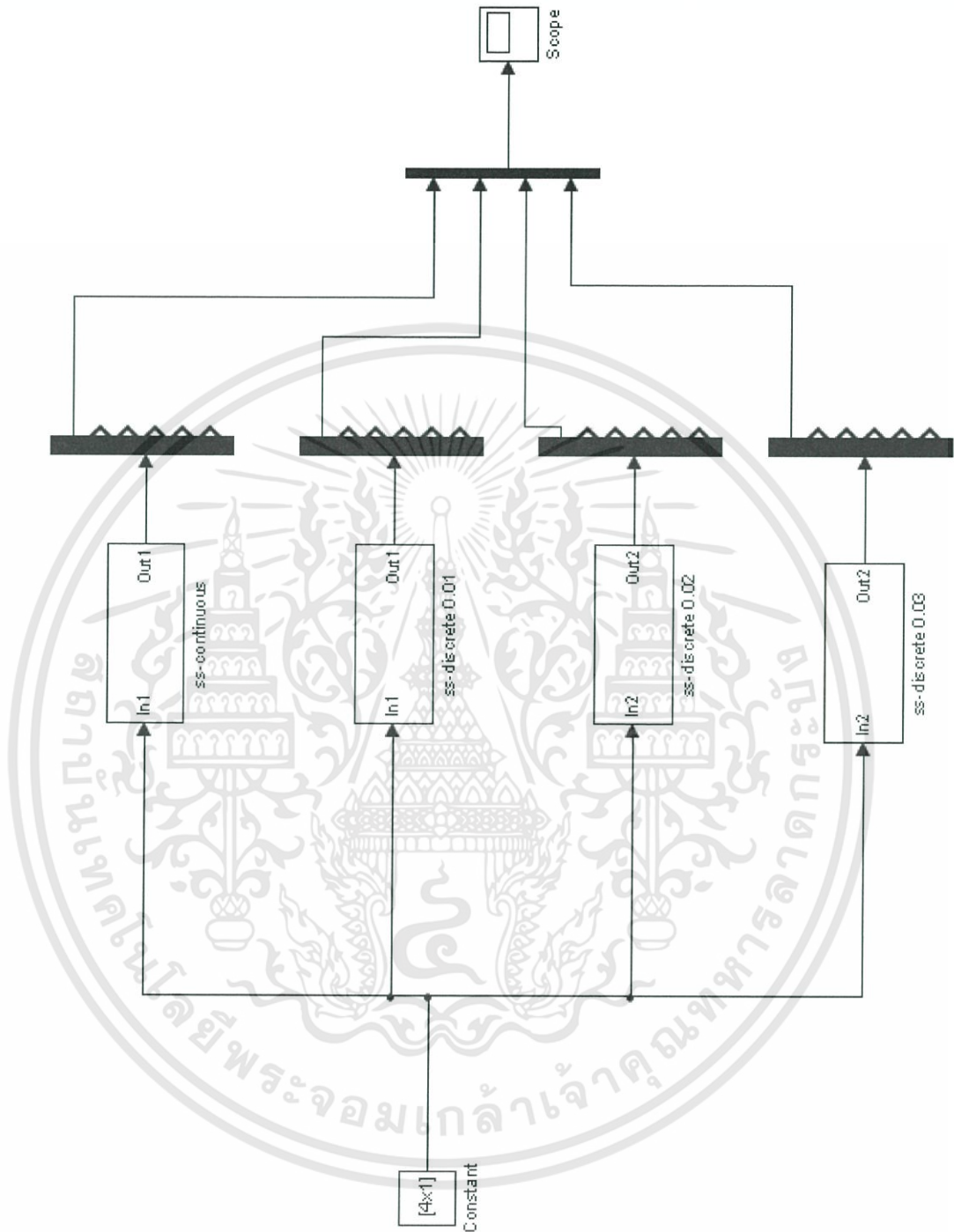
รูปที่ ซ.1 แบบจำลองปรแกรมสถานะที่ใช้ในการ Simulation

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ ๒.2 แบบจำลองไม่เป็นเชิงเส้นของควอดโรเตอร์ ชื่อ Bodyframmodel

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ ๗.3 การ Simulation เปรียบเทียบระหว่างแบบจำลองต่อเนื่องทางเวลากับไม่ต่อเนื่องทางเวลา

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

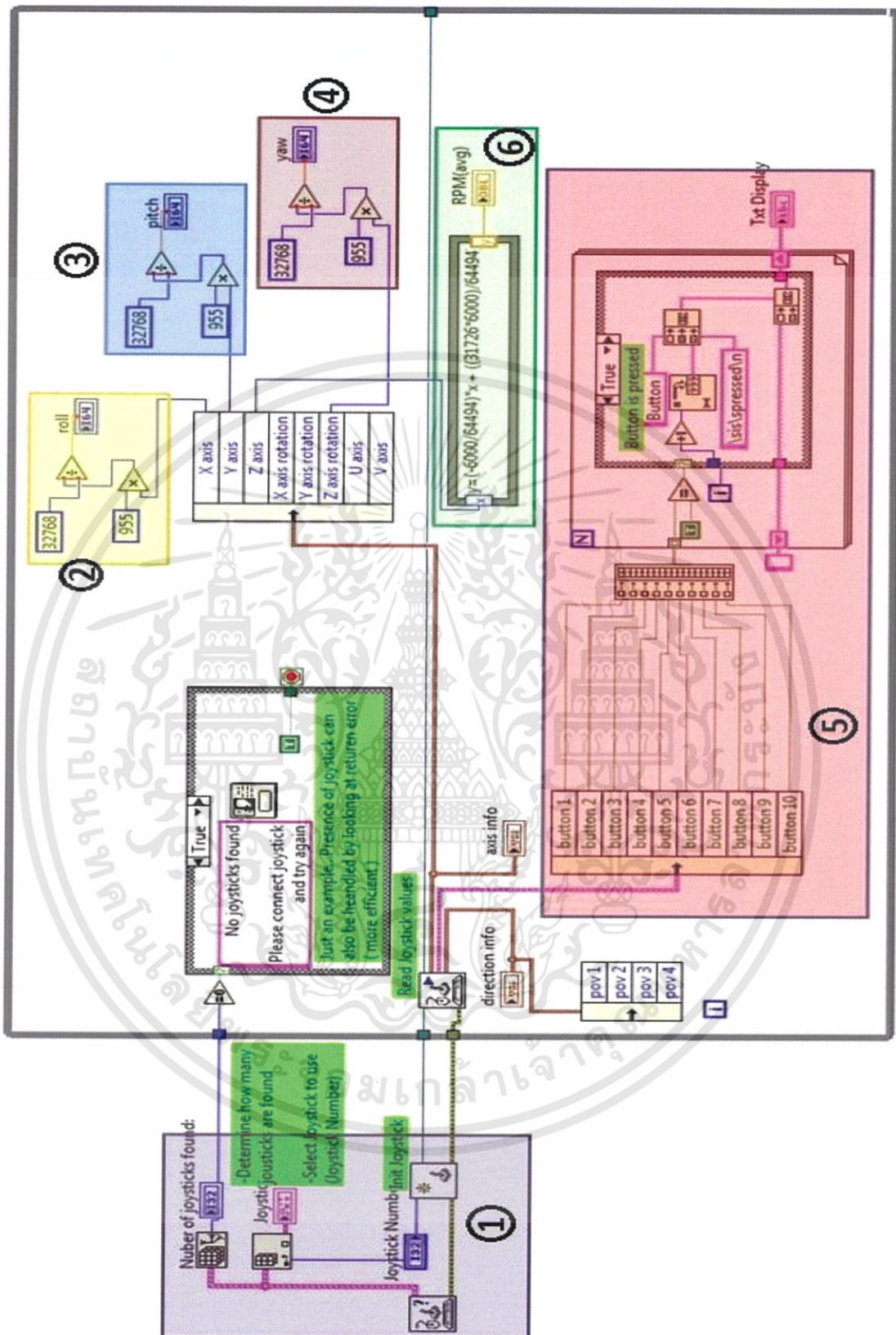
ภาคผนวก ฅ

การออกแบบและการเชื่อมต่อ Joystick กับคอมพิวเตอร์

เพื่อเป็นการเชื่อมต่อไดรเวอร์ (Driver) ของตัว Joystick ให้เข้ากับตัวของโปรแกรม Labview หมายเลข 1 คือ Block ที่เชื่อมต่อ Driver ของ Joystick ให้เข้ากับกับโปรแกรมไว้นั่นเอง เนื่องจาก Joystick มีฟังก์ชันการทำงานที่เป็น Analog และฟังก์ชัน ON-OFF ซึ่งหมายเลข 2, 3, 4, 6 คือการนำค่าของ Analog มาใช้งาน โดยมีค่าตั้งแต่ -32767 ถึง 32768 โดยหมายเลข 2, 3 และ 4 คือสมการการควบคุม Roll, Pitch และ Yaw ตามลำดับ ส่วนหมายเลข 6 คือสมการการควบคุมความเร็วเชิงมุมของใบพัดทั้ง 4 ใบพัดหรือการควบคุมแรงยกของมันเอง สุดท้ายคือหมายเลข 5 คือฟังก์ชันการใช้งาน Button On-off ของ Joystick



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

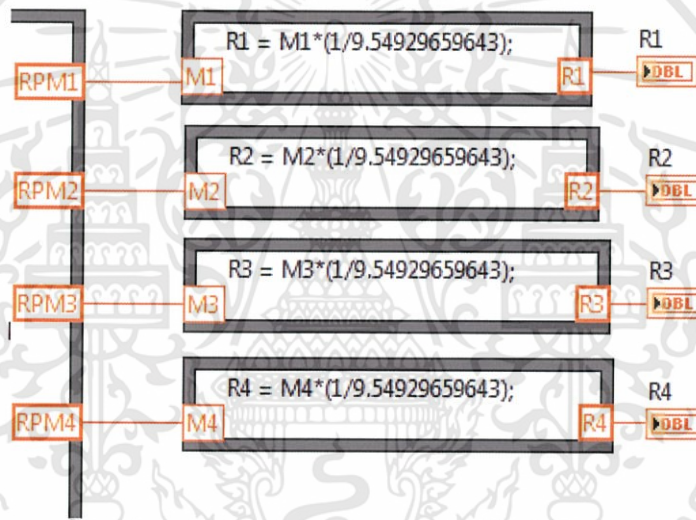


รูปที่ ๑.๑ แสดง Block Diagram ของการเชื่อมต่อ Joystick กับคอมพิวเตอร์

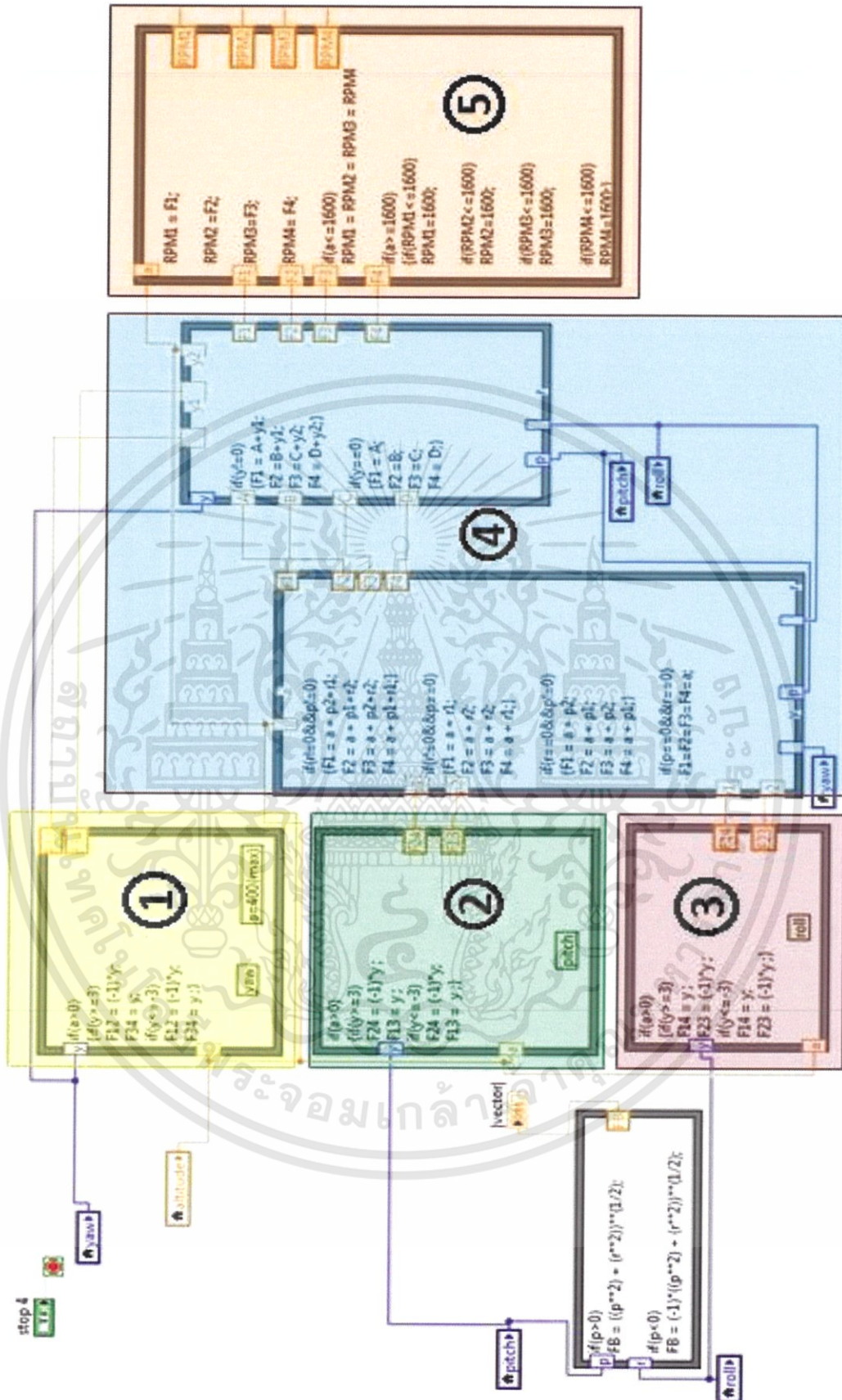
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สมการและ Block Diagram ของ Joystick เพื่อการบังคับ ควอเทอร์เตอร์ในการเคลื่อนที่ทั้ง 6 แบบที่สัมพันธ์กัน

ส่วนที่ 1, 2 และ 3 เป็นการนำค่าของ Joystick มาควบคุมใบพัดเพื่อให้เกิดการเคลื่อนที่แบบ Yaw, Pitch และ Roll ตามลำดับ ซึ่งจะมีการเคลื่อนที่ที่สัมพันธ์กับ RPMavg (แรงยกรวม) ตามสมการที่อยู่ในส่วนที่ 4 โดยที่เอาต์พุต คือ ความเร็วรอบของใบพัดทั้ง 4 ใบพัดและนำไปเปลี่ยนหน่วยเป็น rad/s (R1, R2, R3, R4) ดังรูปที่ ญ.1 เพื่อที่จะนำไปคำนวณกับระบบควบคุมของปริภูมิสถานะพร้อมกับเมตริกซ์เกนย้อนกลับ K ที่ได้จากการทดลองออกแบบหาใบพัดที่ 4 ในการทดลองครั้งที่ 3



รูปที่ ญ.1 แสดงการเปลี่ยนหน่วยของความเร็วใบพัดจากรอบ/นาทีเป็น rad/s



รูปที่ ๒.๒ แสดง Block Diagram ของ Joystick ในการเคลื่อนที่ทั้ง 6 แบบที่สัมพันธ์กัน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

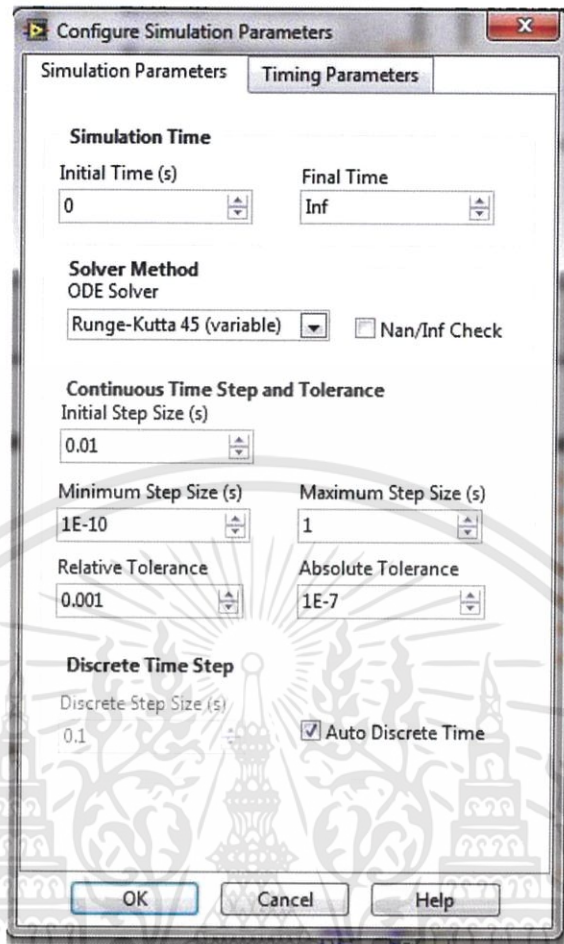
ภาคผนวก ก

สมการและ Block Diagram ของ State-Space พร้อมกับ เมตริกซ์เกนป้อนกลับ K

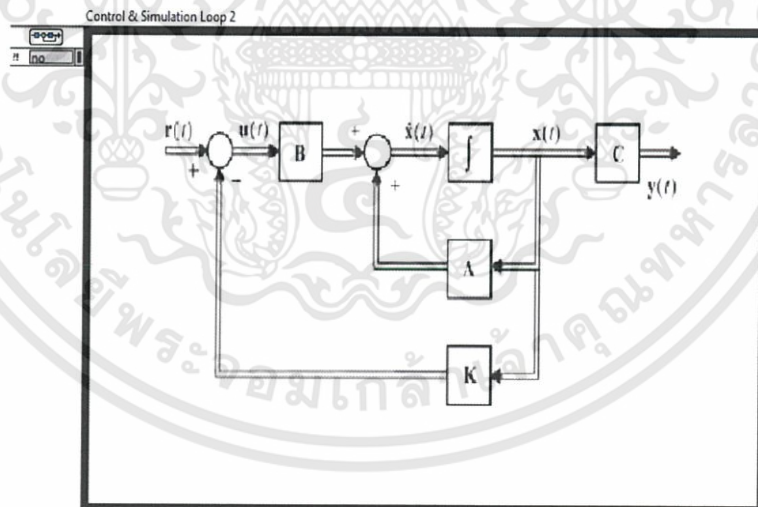
จากรูปที่ ก.1 (ก) การตั้งค่าของการทำ Simulation Time นั้นจะมีการตั้งค่าการทำงานที่ไม่มีที่สิ้นสุด (Inf) จนกว่าผู้ใช้จะสั่งหยุดการทำงานเอง

จากรูปที่ ก.1 (ข) คือ Block Diagram ของ State-Space พร้อมกับเมตริกซ์เกนป้อนกลับ K จากบทที่ 3 ดังรูปที่ 3.4 โดยที่ $r(t)$ คือ เมตริกซ์อินพุต 4×1 ซึ่งมีค่าเท่ากับ R_1, R_2, R_3 และ R_4 ที่ได้จากภาคผนวก B ในหน่วย rad/s และ $y(t)$ คือ เอาต์พุตของระบบซึ่งเป็นเมตริกซ์ 6×1 มีค่าเท่ากับ $p, q, r, \text{Roll}, \text{Pitch}$ และ Yaw ตามลำดับ





(ก)



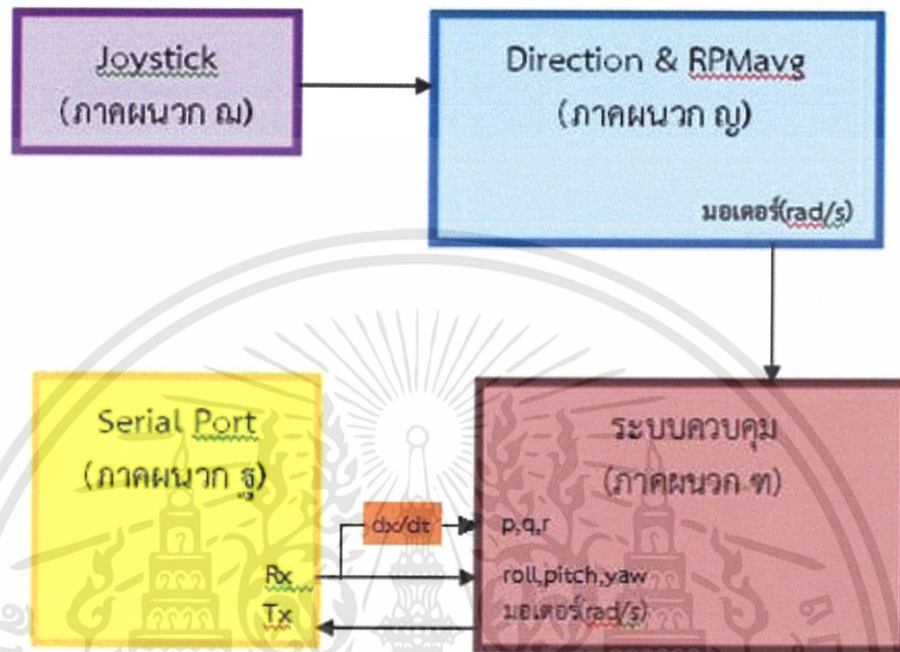
(ข)

รูปที่ ๑.1 (ก) แสดงการตั้งค่าการทำ Simulation และรูปที่ ๑.1 (ข) แสดง Block Diagram ของ State-Space พร้อมกับเมตริกซ์เกนป้อนกลับ K

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาคผนวก ฎ

ภาพรวมของโปรแกรมผู้ใช้ในการทดลองการบินเบื้องต้น



รูปที่ ฎ.1 แสดงภาพรวมของโปรแกรมผู้ใช้ในการทดลองการบินเบื้องต้น

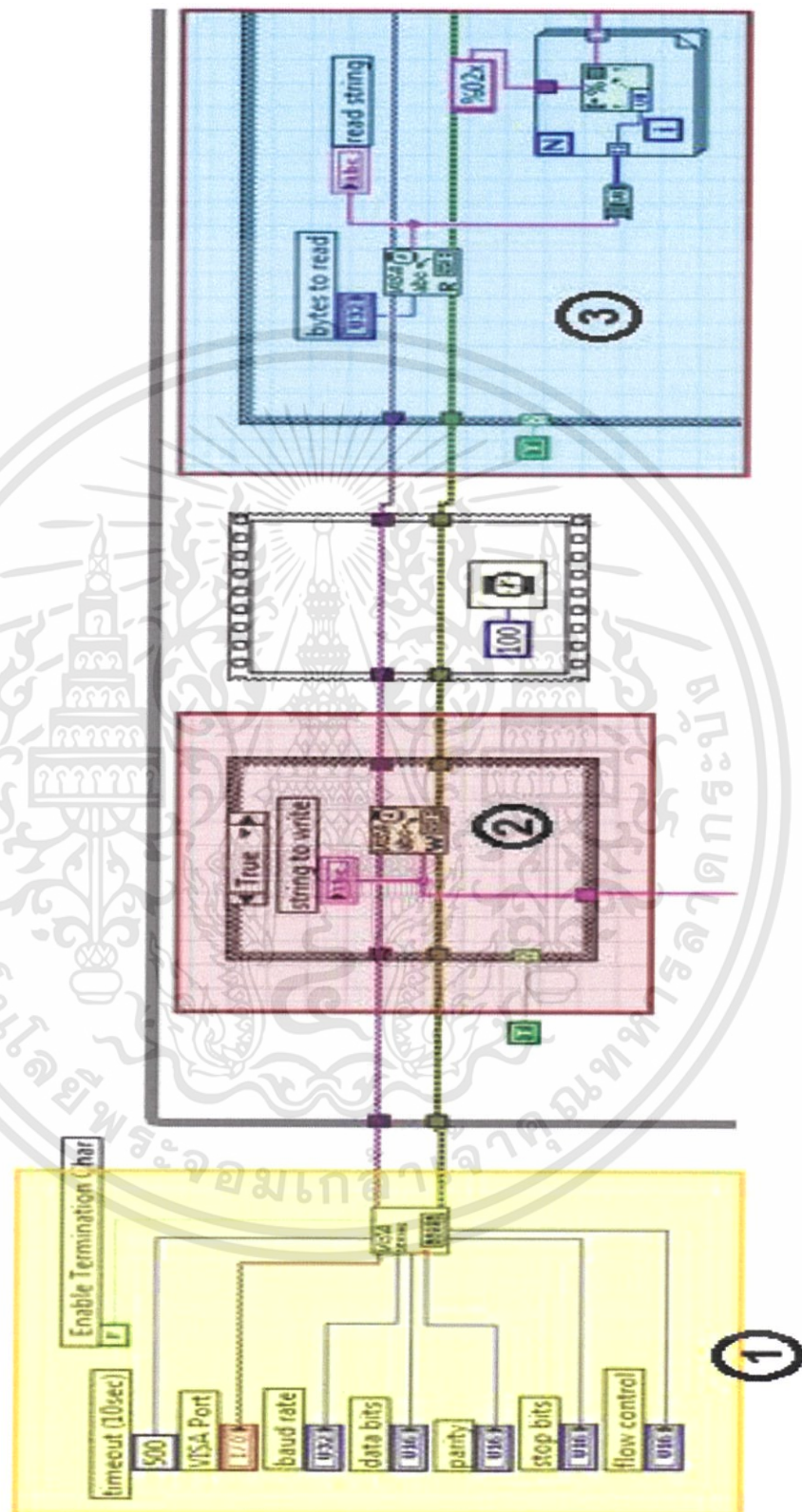
จากรูปที่ ฎ.1 เมื่อนักบินบังคับ Joystick จะทำให้ค่าของ Directions และ RPMavg เกิดการเปลี่ยนแปลง ซึ่งผลเหล่านี้จะทำให้เกิดการหมุนของมอเตอร์และทำให้ควอเตอร์เคลื่อนที่ไปในทิศทางต่างๆ ดังที่ได้กล่าวไว้ในหัวข้อ 3.4.2.1 โดยที่เอาต์พุตของบล็อก Directions & RPMavg คือ ความเร็วรอบของมอเตอร์ทั้ง 4 ใบพัด ค่าความเร็วรอบนี้จะเป็นอินพุตให้กับบล็อกของระบบควบคุมที่ได้กล่าวไว้ในหัวข้อ 3.4.2.3 ซึ่งบล็อกของระบบควบคุมจะรับอินพุตอีกส่วนหนึ่งจาก Serial Port ซึ่งเป็นค่าของ Roll, Pitch, Yaw, p, q และ r จากกระบวนการทางคณิตศาสตร์ของระบบควบคุมค่าเอาต์พุตที่ได้ก็คือ ความเร็วรอบของมอเตอร์ที่มีค่าส่งไปยัง Serial Port เพื่อนำไปสั่งให้มอเตอร์ทำงาน

จากรูปที่ ฐ.2(ข) แสดง Block Diagram ของส่วนการส่งข้อมูล (Tx) ของคำสั่งการตั้งค่า เนื่องจากเพื่อการตั้งค่าและความปลอดภัยของนักบินกับตัวควอทโรเตอร์ ฉะนั้นจะมีทั้งหมดอยู่ 4 ปุ่มการทำงานคือ เมื่อต้องการให้ควอทโรเตอร์ อยู่ในโหมดที่ไบพัตนั้นห้ามหมุน ทางโปรแกรมจะส่งคำสั่ง “QShE” แต่เมื่อต้องการให้มอเตอร์ทำงานทางโปรแกรมจะส่งค่า “QStE” ไปยังตัวบอร์ดควบคุม มากไปกว่านั้นเมื่อต้องการ Calibrate Magnetic Sensor และ Accelerometer ก็สามารถส่งคำสั่ง “QSBE” และ “QSAE” ตามลำดับ

ฐ.3 Block Diagram ของส่วนการรับข้อมูล (Tx)

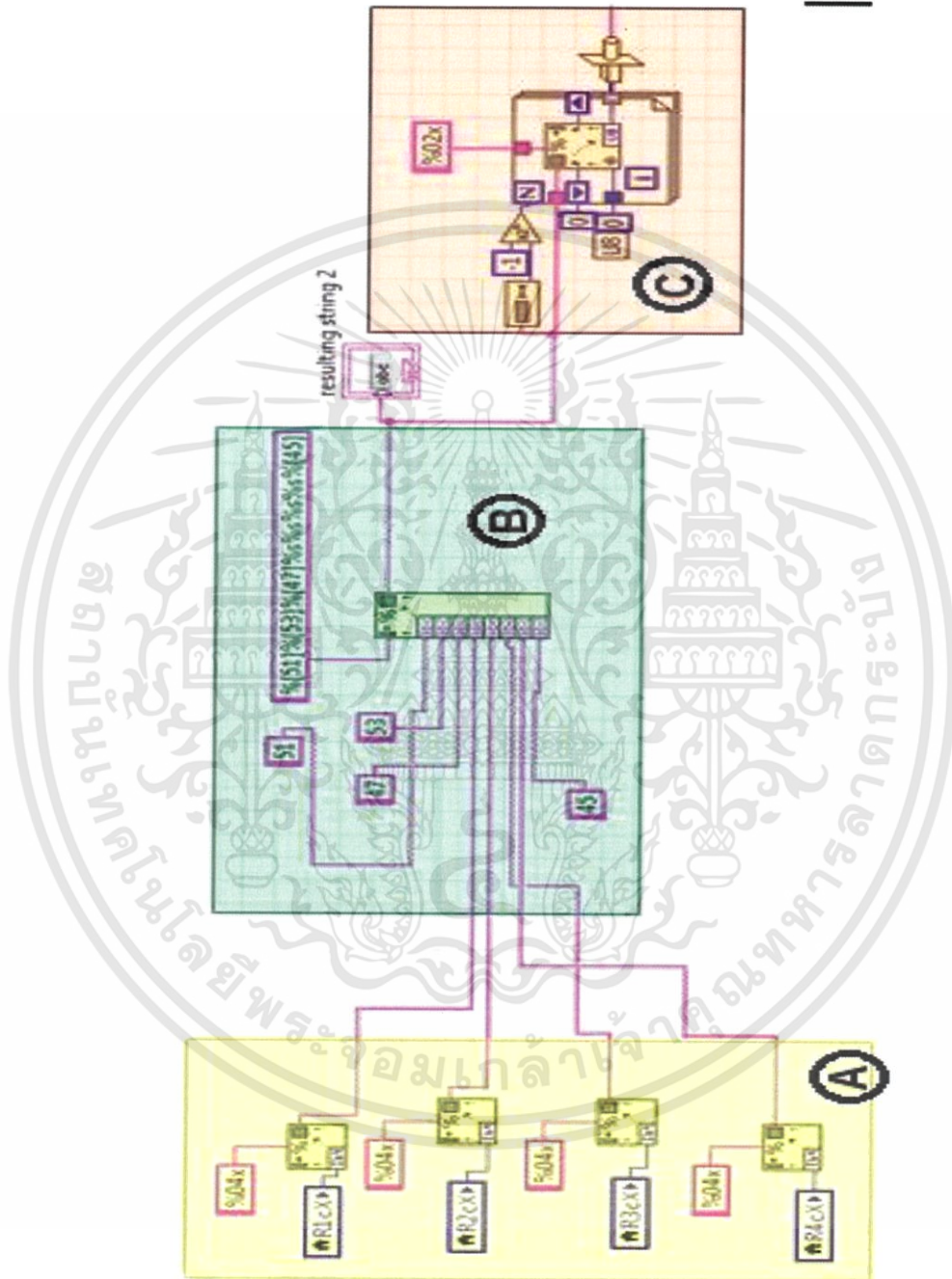
เนื่องจากการรับข้อมูลในส่วนนี้จะเป็นการรับข้อมูลที่เป็นแบบแอสกี (ASCII) ดังนั้นในส่วน A จะเป็นการแปลงตัวอักษรแอสกีซึ่งมีทั้งหมด 8 ไบต์ มาเป็นเลขในระบบฐาน 16 ซึ่งทุกๆ 2 หลักของเลขฐาน 16 จะเท่ากับ 1 ไบต์ ดังนั้นจึงใช้บล็อกในส่วน B ในการแยกข้อมูล (Separate) ให้ออกเป็น 8 ชุด ชุดละ 2 หลัก ซึ่งก็จะได้ข้อมูลทั้งหมด 8 ไบต์ ในแต่ละไบต์จะประกอบด้วยข้อมูลของมุมทั้ง 3 มุมและเครื่องหมายของมุมที่ส่งมาจากบอร์ดควบคุมที่อยู่บนตัวควอทโรเตอร์





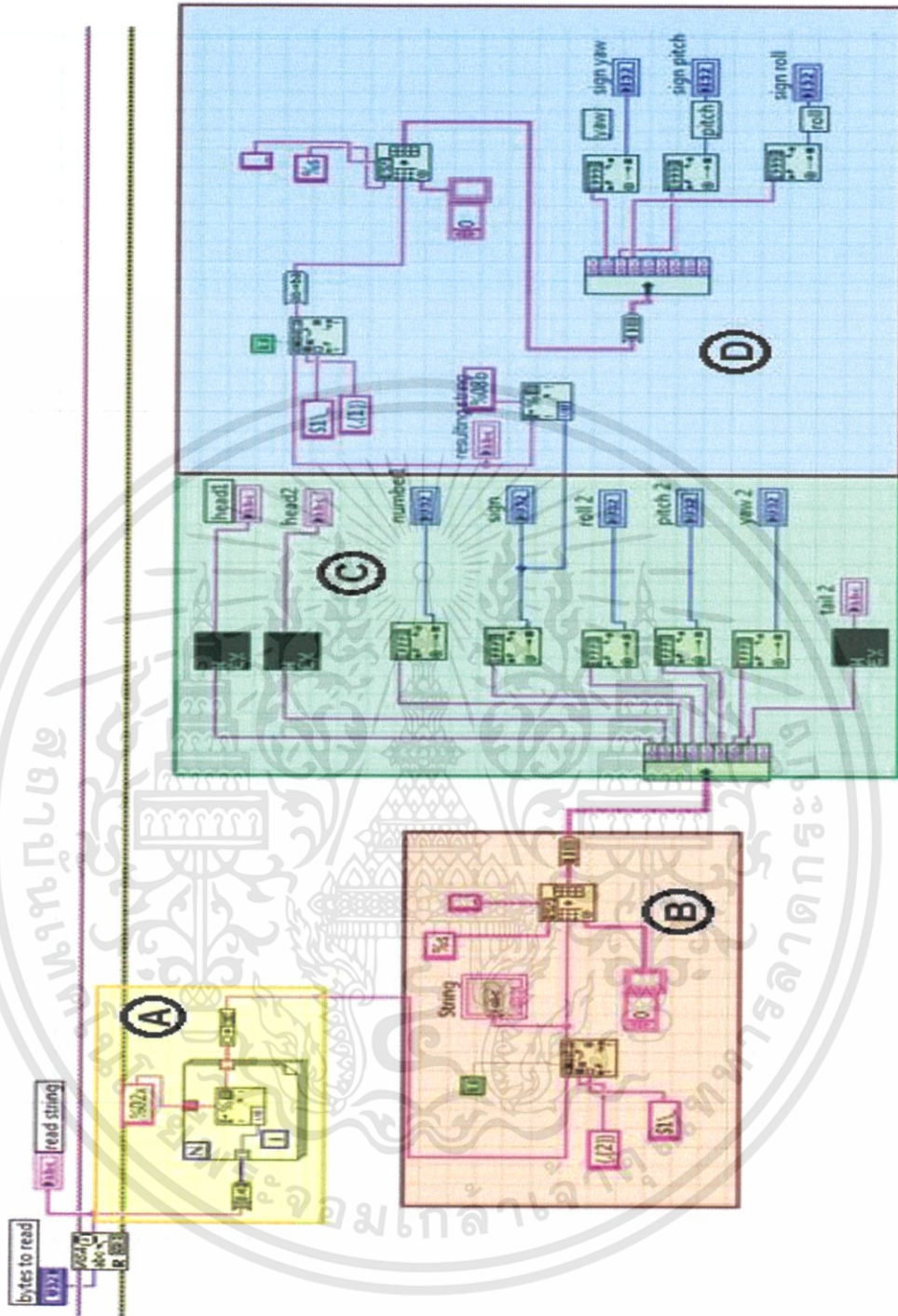
รูปที่ ๑.๑ แสดง Block Diagram ของ Serial Port (RS232) อย่างง่าย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ ๒.๒(ก) แสดง Block Diagram ของส่วนการส่งข้อมูล (Tx) ความเร็วรอบมอเตอร์

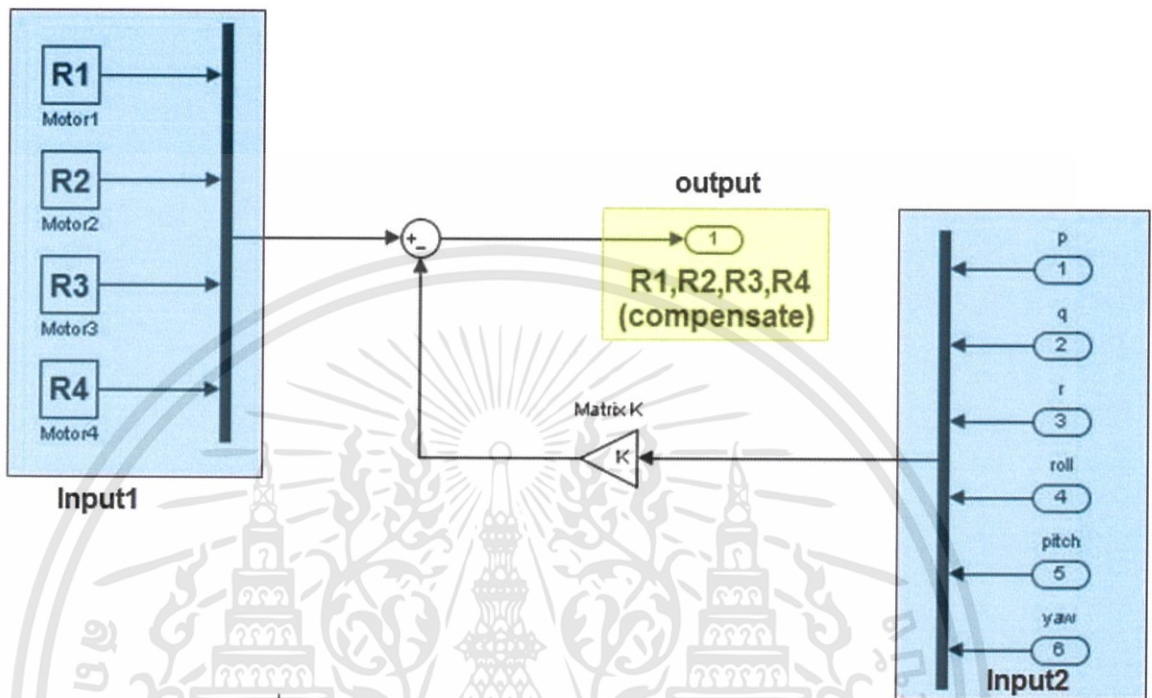
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



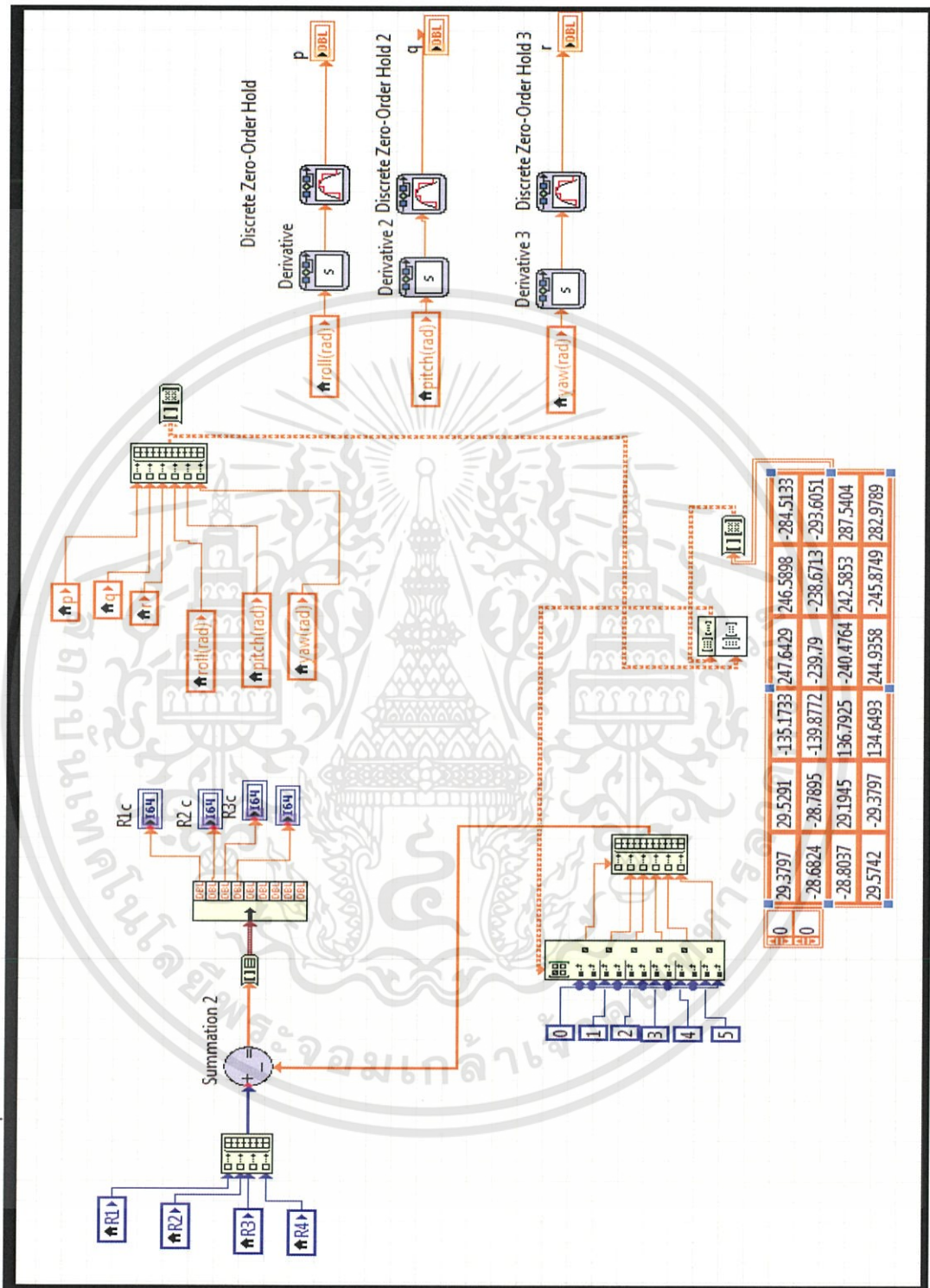
รูปที่ 3.3 แสดง Block Diagram ของส่วนการอ่านข้อมูล (Rx)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Block Diagram ของระบบควบคุม



รูปที่ ๓.1 (ก) แสดงการเปรียบเทียบระหว่าง Block Diagram ในโปรแกรม Labview และบล็อกอย่างง่ายของกระบวนการคำนวณของระบบควบคุม

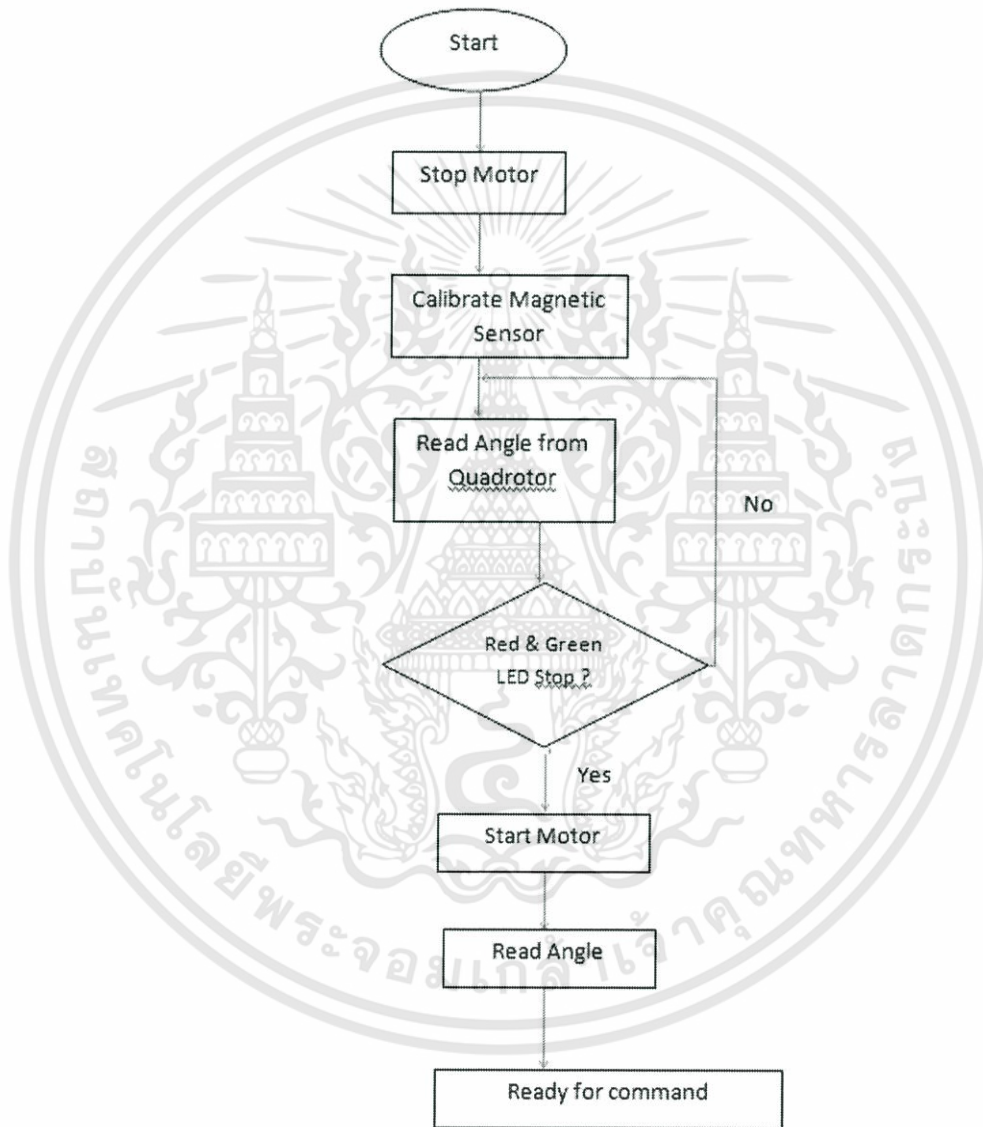


รูปที่ ๓.1 (ข) แสดงการเปรียบเทียบระหว่าง Block Diagram ในโปรแกรม Labview และบล็อก
อย่างง่ายของกระบวนการคำนวณของระบบควบคุม

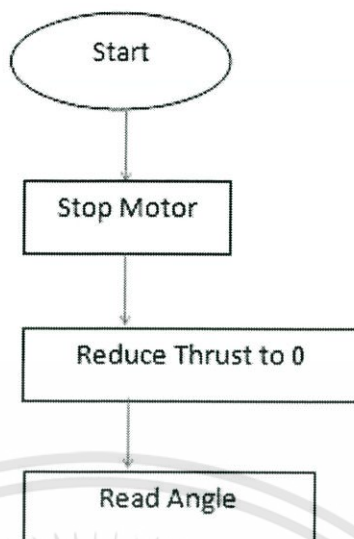
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาคผนวก ณ

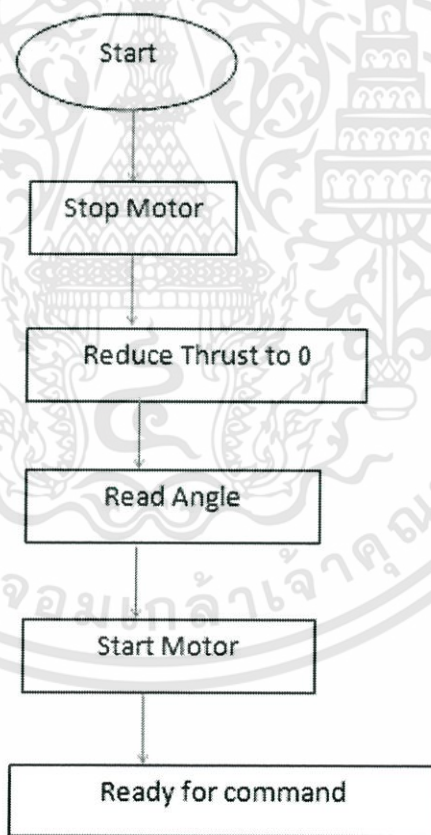
ผังงานแสดงขั้นตอนการทำงานของคำสั่ง, กรณีฉุกเฉิน, การ
เริ่มต้นทำงานใหม่ และการปรับแต่งเซนเซอร์



รูปที่ ณ.1 ผังงานการเริ่มต้นการป้อนคำสั่ง

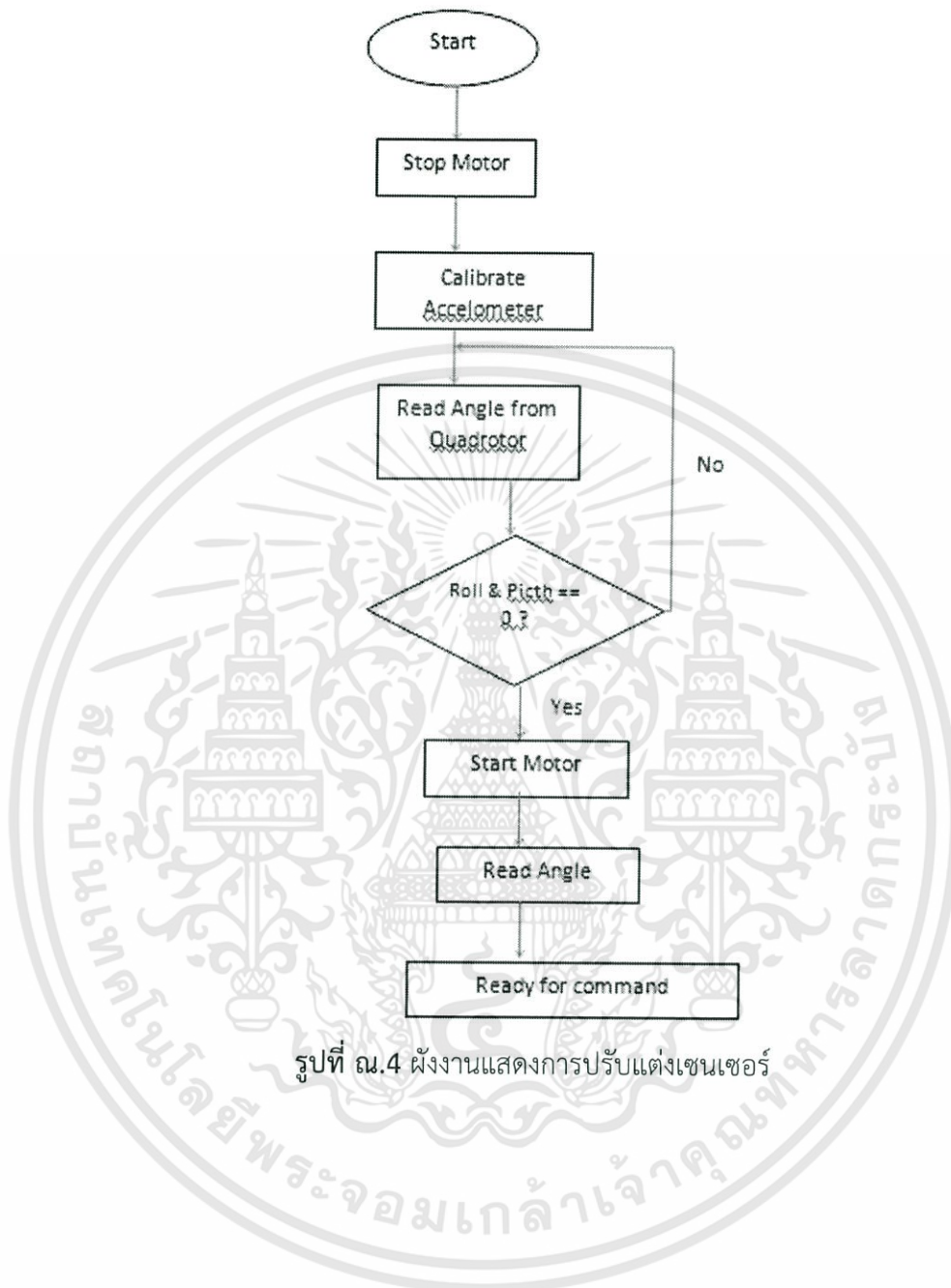


รูปที่ ๓.2 ผังงานแสดงการหยุดทำงานกรณีฉุกเฉิน



รูปที่ ๓.3 ผังงานแสดงการรีสตาร์ทของคำสั่ง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ ๓.4 ผังงานแสดงการปรับแต่งเซนเซอร์