การออกแบบและควบคุมอากาศยานสี่ใบพัดขนาดเล็ก

DESIGN AND CONTROL OF A MINI QUADROTOR

กนต์ธร พงค์สุรชีวิน
ชยพล ประวีณเมธ
ปริน กุลวานิช

ปริญญานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต
สาขาวิชาวิศวกรรมแมคคาทรอนิกส์
คณะวิศวกรรมศาสตร์
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ปีการศึกษา 2557

การออกแบบและควบคุมอากาศยานสี่ใบพัดขนาดเล็ก

DESIGN AND CONTROL OF A MINI QUADROTOR

กนต์ธร พงค์สุรชีวิน

ชยพล ประวีณเมธ

ปริน กุลวานิช

ปริญญานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมแมคคาทรอนิกส์

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ปีการศึกษา 2557

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

DESIGN AND CONTROL OF A MINI QUADROTOR

KONTORN PONGSURACHEWIN

CHAYAPON PRAWEENMET

PRIN KULVANIT

THIS THESIS IS SUBMITTED IN PARTIAL FULFILLMENT

OF THE REQUIREMENTS FOR THE DEGREE OF

BACHELOR OF ENGINEERING IN MECHATRONICS ENGINEERING

FACULTY OF ENGINEERING

KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG

ACADEMIC YEAR 2014

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ปริญญานิพนธ์ปีการศึกษา 2557

ภาควิชาวิศวกรรมการวัดและควบคุม คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เรื่อง การออกแบบและควบคุมอากาศยานสี่ใบพัดขนาดเล็ก

DESIGN AND CONTROL OF A MINI QUADROTOR

ผู้จัดทำ

นายกนต์ธร	พงค์สุรชีวิน	54010005
นายชยพล	ประวีณเมธ	54010280
นายปริน	กุลวานิช	54010793

อาจารย์ที่ปรึกษา

(รองศาสตราจารย์ ดร.ถาวร เบญจนราสุทธิ์)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

การออกแบบและควบคุมอากาศยานสี่ใบพัดขนาดเล็ก

โดย

นายกนต์ธร พงค์สุรชีวิน 54010005

นายชยพล ประวีณเมธ 54010280

นายปริน กุลวานิช 54010793

อาจารย์ที่ปรึกษา

รองศาสตรจารย์ ดร.ถาวร เบญจนราสุทธิ์

ปีการศึกษา 2557

บทคัดย่อ

ปริญญานิพนธ์นี้นำเสนอการออกแบบและควบคุมอากาศยานสี่ใบพัดขนาดเล็ก ด้วยการควบคุมแบบป้อนกลับที่ออกแบบด้วยวิธีกำลังสองเชิงเส้นร่วมกับตัวสังเกตสเตทซึ่งใช้ในการประมาณค่าสเตทของระบบที่ไม่สามารถวัดได้ นอกจากนั้นยังอาศัยตัวกรองคาลมานเพื่อหาค่าเอาต์พุตที่เหมาะสมที่สุดจากข้อมูลการวัดที่มีสัญญาณรบกวนปนอยู่ การศึกษาได้ทดสอบเสถียรภาพและสมรรถนะของระบบควบคุมด้วยการจำลองการบินด้วยโปรแกรมคอมพิวเตอร์ และได้สร้างอากาศยานสี่ใบพัดขนาดเล็ก ซึ่งใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์เป็นประมวลผล เพื่อทดสอบการบินของระบบจริง

ผลการจำลองพบว่าระบบควบคุมที่ออกแบบสามารถทำงานได้อย่างมีเสถียรภาพและมีสมรรถนะเป็นที่น่าพอใจ ในส่วนการทดลองพบว่าตัวกรองคาลมานสามารถปรับปรุงค่าวัดให้มีความแม่นยำมากยิ่งขึ้น แต่ยังมีความผิดพลาดอยู่เล็กน้อย และในการทดสอบการบินจริง พบว่าระบบสามารถรักษาสมดุลได้เมื่อเริ่มต้นทำงาน แต่เนื่องจากค่าเอาต์พุตที่วัดและสเตทที่ประมาณได้มีความผิดพลาดอยู่ จึงทำให้เมื่อเวลาผ่านไประบบมีผลตอบสนองที่เบี่ยงเบนออกจากสมดุล

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

DESIGN AND CONTROL OF A MINI QUADROTOR

By

Mr. Kontorn Pongsurachevin 54010005

Mr. Chayapon Praweenmet 54010280

Mr. Prin Kulvanit 54010793

Adviser

Assoc. Prof. Taworn Benjanarasuth

Academic Year 2014

ABSTRACT

This thesis presents the design and control of a small-sized quadrotor. Linear Quadratic Regulator is employed as a controller and a state observer is designed to determine unmeasurable states. A Kalman Filter is additionally used to achieve the best estimated outputs of the system from noisy measurements. Stability and performance of the system are tested in a computer simulation. A mini quadrotor, equipped with a microcontroller as a processing unit, is finally assembled to test the real platform.

In the simulation, the designed control system is able to stabilize itself and its performance is satisfactory. For the experiments, the Kalman Filter yields good estimated outputs from the noisy measurements, but a small amount of error still remains. And on the actual flight, the system can initially balance itself, but due to the residue error in measurement, it diverges over time.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

กิตติกรรมประกาศ

การจัดทำปริญญานิพนธ์ในครั้งนี้ สำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยดีเนื่องจากได้รับคำแนะนำจากอาจารย์ที่ปรึกษา รองศาสตราจารย์ ดร. ถาวร เบญจนราสุทธิ์ ที่ได้ให้คำแนะนำและความช่วยเหลือเป็นอย่างดี ตลอดจนตรวจสอบความถูกต้องจนทำให้ปริญญานิพนธ์ฉบับนี้มีความสมบูรณ์ กลุ่มของข้าพเจ้ารู้สึกซาบซึ้งและขอกราบขอบพระคุณเป็นอย่างสูง

ขอขอบคุณอาจารย์ทุกท่าน และสถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง ที่ให้ความรู้ และเอื้อเฟื้อสถานที่และอุปกรณ์ในการทดลองและจัดทำปริญญานิพนธ์

ขอขอบคุณบิดา มารดา พี่น้อง และเพื่อน ที่คอยให้ความช่วยเหลือและเป็นกำลังใจที่ดีตลอดมาจนปริญญานิพนธ์นี้สำเร็จสมบูรณ์ลงได้ด้วยดี

สุดท้ายนี้ หากปริญญานิพนธ์นี้มีข้อผิดพลาดประการใดทางผู้จัดทำก็ขออภัยมา ณ ที่นี้ด้วย

ผู้จัดทำ

นายกนต์ธร พงค์สุรชีวิน

นายชยพล ประวีณเมธ

นายปริน กุลวานิช

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ

	หน้า
บทคัดย่อ	I
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ	II
กิตติกรรมประกาศ	III
สารบัญ	IV
สารบัญรูป	VII
สารบัญตาราง	IX
บทที่ 1 บทนำ	**1**
1.1 ความเป็นมาและความสำคัญ	1
1.2 ความมุ่งหมายและวัตถุประสงค์ของการศึกษา	2
1.3 ขอบเขตของการศึกษา	2
1.4 รายละเอียดของปริญญานิพนธ์	2
บทที่ 2 ทฤษฎีและหลักการ	**3**
2.1 การควบคุมแบบป้อนกลับซึ่งแสดงแบบจำลองในปริภูมิสเตทเชิงเส้น	3
2.2 การประมาณเชิงเส้น	5
2.3 การแปลงระบบเวลาต่อเนื่องเป็นระบบเวลาดิสครีท	5
2.4 ตัวควบคุมกำลังสองเชิงเส้น	6
2.5 ตัวสังเกตสเตท	6
2.6 แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของนิวตัน-ออยเลอร์	7
2.6.1 จลศาสตร์การเคลื่อนไหว	7
2.6.2 พลศาสตร์	11
2.7 พลวัตของมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง	12
2.8 เซนเซอร์	14
2.8.1 เซนเซอร์วัดความเร่ง	14
2.8.2 เซนเซอร์วัดความเร็วเชิงมุม	14
2.8.3 เซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก	14
2.8.4 เซนเซอร์วัดความกดอากาศ	14
2.9 ตัวกรองคาลมาน	15
บทที่ 3 การประยุกต์ใช้ทฤษฎี	**16**
3.1 พลวัตของอากาศยานสี่ใบพัด	16

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น ทั้งนี้ห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
3.2 การประมาณเชิงเส้นของพลวัตของระบบอากาศยานสี่ใบพัด	19
3.3 แบบจำลองปริภูมิสเตทเชิงเส้นในโดเมนเวลาดิสครีท	19
3.4 การออกแบบตัวควบคุม	20
3.5 การใช้งานเซนเซอร์	21
3.5.1 การใช้งานเซนเซอร์วัดความเร่ง	21
3.5.2 การใช้งานเซนเซอร์วัดความเร็วเชิงมุม	21
3.5.3 การใช้งานเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก	21
3.5.4 การใช้งานเซนเซอร์วัดความกดอากาศ	22
3.6 ตัวกรองคาลมาน	22
3.6.1 การประมาณค่ามุมและความเร็วเชิงมุม	22
3.6.2 การประมาณค่าความสูง	23
3.7 การออกแบบตัวสังเกตสเตท	24
3.8 สรุปการออกแบบ	24
บทที่ 4 การหาค่าพารามิเตอร์ของระบบ	**26**
4.1 การทดลองเกี่ยวกับมอเตอร์และใบพัด	26
4.1.1 การหาค่าพารามิเตอร์ของมอเตอร์	28
4.1.2 การหาค่าพารามิเตอร์ของใบพัด	29
4.1.3 การหาค่าโมเมนต์ความเฉื่อยเชิงมุมของมอเตอร์	33
4.2 การหาค่าโมเมนต์ความเฉื่อยรอบจุดกำเนิดของอากาศยาน	34
4.2.1 โมเมนต์ความเฉื่อยของโครงอากาศยานและแผงวงจรไฟฟ้า	34
4.2.2 โมเมนต์ความเฉื่อยของแบตเตอรี่	35
4.2.3 โมเมนต์ความเฉื่อยของมอเตอร์ทั้ง 4 ตัว	36
4.2.4 โมเมนต์ความเฉื่อยทั้งหมดของอากาศยาน	37
บทที่ 5 การจำลองและการทดลอง	**38**
5.1 การสร้างแบบจำลองการทำงานด้วยคอมพิวเตอร์	38
5.2 ผลการจำลอง	41
5.2.1 การจำลองครั้งที่ 1	41
5.2.2 การจำลองครั้งที่ 2	43
5.3 ผลการทดลองการทำงานของเซนเซอร์	45

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
5.3.1 การรับค่ามุมโรล มุมพิทช์ และความเร็วเชิงมุม	46
5.3.2 การรับค่ามุมยอว์และความเร็วเชิงมุม	47
5.3.3 การรับค่าความสูง	50
5.4 ผลการทดลองควบคุมอากาศยานสี่ใบพัด	51
บทที่ 6 สรุปผลการดำเนินงาน	**54**
6.1 สรุปผลการดำเนินงาน	54
6.2 ปัญหาที่พบและแนวทางการแก้ไข	54
6.3 แนวทางการพัฒนา	55
เอกสารอ้างอิง	**56**
ภาคผนวก ก ค่าคงที่ระบบ	**58**
ภาคผนวก ข อุปกรณ์ที่ใช้ในอากาศยาน	**61**
ข.1 โครงสร้างอากาศยาน	61
ข.2 อุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ที่ใช้ควบคุมอากาศยาน	61

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป

รูปที่	หน้า
2.1 ผังการควบคุมแบบป้อนกลับที่มีอินทิกรัลในปริภูมิสเตทเชิงเส้น	3
2.2 ผังการทำงานของตัวสังเกตสเตทแบบลดอันดับ	7
2.3 ความสัมพันธ์ระหว่างสองกรอบอ้างอิง	8
2.4 การหมุนวัตถุในมุมโรล	8
2.5 การหมุนวัตถุในมุมพิทช์	9
2.6 การหมุนวัตถุในมุมยอว์	9
2.7 แบบจำลองทางไฟฟ้าของมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง	12
3.1 แบบจำลองอย่างง่ายของอากาศยานสี่ใบพัด	18
4.1 ค่าความผิดพลาดเฉลี่ยกำลังสองของแรงดันเมื่อแปรค่า K และค่า R	29
4.2 ความสัมพันธ์ระหว่างแรงดันไฟฟ้าของมอเตอร์และความเร็วใบพัด	30
4.3 ความสัมพันธ์ระหว่างแรงยกและกำลังสองของความเร็วใบพัด	32
4.4 โครงสร้างของมอเตอร์และใบพัด	33
4.5 โครงสร้างอากาศยาน	34
4.6 โครงสร้างแบตเตอรี่	35
4.7 โครงสร้างมอเตอร์	36
5.1 แบบจำลองการควบคุมแบบป้อนกลับในซิมูลิงค์	38
5.2 แบบจำลองของมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง	39
5.3 แบบจำลองความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วใบพัดและแรง	39
5.4 แบบจำลองของอากาศยานสี่ใบพัด	40
5.5 แบบจำลองของตัวสังเกตสเตท	40
5.6 แบบจำลองของตัวควบคุม	41
5.7 ตำแหน่งเชิงมุมในการจำลองครั้งที่ 1	41
5.8 ตำแหน่งเชิงเส้นในการจำลองครั้งที่ 1	42
5.9 สัญญาณควบคุมแรงดันมอเตอร์ในการจำลองครั้งที่ 1	42
5.10 ความเร็วใบพัดในการจำลองครั้งที่ 1	43
5.11 ตำแหน่งเชิงมุมในการจำลองครั้งที่ 2	43
5.12 ตำแหน่งเชิงเส้นในการจำลองครั้งที่ 2	44
5.13 แรงดันมอเตอร์ในการจำลองครั้งที่ 2	44
5.14 ความเร็วใบพัดในการจำลองครั้งที่ 2	45

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
5.15 มุมโรลและความเร็วเชิงมุมเมื่ออยู่กับที่	46
5.16 มุมโรลและความเร็วเชิงมุมเมื่อมีการหมุน	46
5.17 มุมโรลและความเร็วเชิงมุมเมื่ออยู่กับที่หลังปรับแก้	47
5.18 มุมโรลและความเร็วเชิงมุมเมื่อมีการหมุนหลังปรับแก้	47
5.19 ข้อมูลจากเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก	48
5.20 ข้อมูลจากเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็กหลังปรับแก้	48
5.21 มุมยอว์และความเร็วเชิงมุมเมื่ออยู่กับที่	49
5.22 มุมยอว์และความเร็วเชิงมุมเมื่อมีการหมุน	49
5.23 ความสูงเมื่ออยู่กับที่	50
5.24 ความสูงเมื่อมีการเคลื่อนที่	50
5.25 มุมโรลและมุมพิทช์ในการทำงานจริง	51
5.26 ความเร็วเชิงมุมของอากาศยานสี่ใบพัดในการทำงานจริง	51
5.27 สัญญาณควบคุมแรงดันมอเตอร์ในการทำงานจริง	52
5.28 ความเร็วใบพัดจากตัวสังเกตสเตทในการทำงานจริง	52
5.29 ภาพถ่ายขณะทดลองบินจริง	53

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
4.1 ผลการทดลองของมอเตอร์ตัวที่ 1	26
4.2 ผลการทดลองของมอเตอร์ตัวที่ 2	27
4.3 ผลการทดลองของมอเตอร์ตัวที่ 3	27
4.4 ผลการทดลองของมอเตอร์ตัวที่ 4	28
4.5 การทดลองหาแรงขับของใบพัดครั้งที่ 1 และครั้งที่ 2	31
4.6 การทดลองหาแรงขับของใบพัดครั้งที่ 3 และครั้งที่ 4	31

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 1
บทนำ

1.1 ความเป็นมาและความสำคัญ

ในปัจจุบันมีโครงสร้างของอากาศยานหลายแบบที่ออกแบบมาเพื่อให้สามารถเคลื่อนไหวได้อย่างอิสระใน 3 มิติ เช่น เรือเหาะ (Blimp) เครื่องร่อน เครื่องบิน เฮลิคอปเตอร์ เป็นต้น ซึ่งโครงสร้างแต่ละแบบต่างก็มีข้อจำกัด ข้อดี และข้อเสียต่างกันไป การเลือกใช้งานจึงขึ้นอยู่กับวัตถุประสงค์ในการใช้งาน

ปริญญานิพนธ์นี้นำเสนอเกี่ยวกับการออกแบบและควบคุมอากาศยานสี่ใบพัด (Quadrotor) ซึ่งเป็นอากาศยานไร้พลขับ (Unmanned Aerial Vehicle; UAV) รูปแบบหนึ่งที่มีรูปแบบการบินที่สามารถออกตัวและลงจอดในแนวดิ่งได้ โครงสร้างของอากาศยานสี่ใบพัดมีความคล่องตัวสูงกว่าโครงสร้างชนิดอื่นและไม่ซับซ้อนมาก ใช้พื้นที่ในการบินและขนาดโดยรวมน้อยกว่า อากาศยานสี่ใบพัดจึงสามารถนำไปประยุกต์ใช้ได้ในงานหลายประเภทที่ต้องการความสามารถเหล่านี้ เช่น ในงานสำรวจพื้นที่ที่สามารถเข้าถึงได้ยาก การสังเกตการณ์ การถ่ายทำภาพยนตร์ เป็นต้น แต่มีข้อเสียที่สำคัญคือใช้พลังงานในการทำงานมาก เนื่องจากใช้มอเตอร์ไฟฟ้าถึง 4 ตัวด้วยกัน

ปริญญานิพนธ์นี้จำเป็นต้องใช้ความรู้ทางด้านวิศวกรรมหลายแขนงควบคู่กันเพื่อที่จะสามารถออกแบบและควบคุมอากาศยานให้สามารถรักษาเสถียรภาพและทำงานตามคำสั่งได้ โดยนำความรู้ทางทฤษฎีที่ได้ศึกษามาในวิชากลศาสตร์ นำมาประยุกต์ใช้ควบคู่กับวิชาทางอิเล็กทรอนิกส์ เพื่อใช้ในการออกแบบโครงสร้างที่เหมาะสม รวมทั้งยังมีการใช้ความรู้ในการออกแบบระบบควบคุมและการเขียนโปรแกรมเพื่อสร้างตัวควบคุมอากาศยานให้สามารถทำงานตามเป้าหมายที่กำหนดไว้ได้ จึงทำให้ปริญญานิพนธ์นี้สามารถแสดงการนำความรู้ในหลาย ศาสตร์ที่ได้เรียนมานำมาประยุกต์ใช้เข้าด้วยกันได้เป็นอย่างดี

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

1.2 ความมุ่งหมายและวัตถุประสงค์ของการศึกษา

1. ออกแบบระบบควบคุมเพื่อให้อากาศยานสี่ใบพัดสามารถลอยตัวได้อย่างมีเสถียรภาพและสามารถกลับเข้าสู่สมดุลเมื่อมีการรบกวนจากภายนอกได้

2. สร้างแบบจำลองพลวัตของอากาศยานสี่ใบพัดในปริภูมิสเตทและออกแบบตัวควบคุมแบบป้อนกลับด้วยวิธีกำลังสองเชิงเส้น

3. สร้างแบบจำลองระบบโดยใช้โปรแกรมแมทแลป (MATLAB) เครื่องมือซิมูลิงค์ (Simulink) เพื่อจำลองสถานการณ์การบินของอากาศยานสี่ใบพัด โดยใช้ตัวควบคุมที่ออกแบบมา

4. ออกแบบและสร้างแผงวงจรไฟฟ้ารวมถึงเขียนโปรแกรมไมโครคอนโทรลเลอร์เพื่อใช้ในการควบคุมอากาศยานสี่ใบพัด ให้ทำงานได้ตามผลการจำลองในโปรแกรมแมทแลปเครื่องมือซิมูลิงค์

1.3 ขอบเขตของการศึกษา

1. นำความรู้ทางด้านวิศวกรรมแขนงต่างๆ เช่น ระบบควบคุม อิเล็กทรอนิกส์ กลศาสตร์ และการเขียนโปรแกรมมาประยุกต์ใช้ในการออกแบบและควบคุมอากาศยานสี่ใบพัด

2. ออกแบบตัวควบคุมแบบป้อนกลับที่สามารถรักษาเสถียรภาพของระบบในแบบจำลองได้

3. ออกแบบตัวกรองคาลมานเพื่อปรับปรุงและลดสัญญาณรบกวนในค่าวัดของเอาต์พุต

4. ออกแบบอากาศยานสี่ใบพัดที่มีโครงสร้างขนาดเล็กและใช้ต้นทุนต่ำ

1.4 รายละเอียดของปริญญานิพนธ์

บทที่ 1 กล่าวถึงที่มา ความสำคัญ จุดมุ่งหมายและขอบเขตของปริญญานิพนธ์นี้

บทที่ 2 แสดงทฤษฎีซึ่งสามารถนำไปใช้กับระบบใดๆ ได้ ที่เกี่ยวข้องและได้ใช้ในการออกแบบปริญญานิพนธ์นี้

บทที่ 3 นำทฤษฎีจากบทที่ 2 มาประยุกต์ในการออกแบบตัวควบคุมอากาศยานสี่ใบพัด

บทที่ 4 ทำการทดลองเพื่อหาค่าพารามิเตอร์ (Parameter) ต่างๆ ของระบบที่นำมาใช้ในการสร้างแบบจำลองและออกแบบตัวควบคุม

บทที่ 5 แสดงผลการทดลองนำตัวควบคุมที่ออกแบบไปควบคุมอากาศยานสี่ใบพัด โดยจะมีการจำลองสถานการณ์การบินของอากาศยานสี่ใบพัดโดยใช้คอมพิวเตอร์ แสดงผลตอบสนองของเซนเซอร์ต่างๆ จากนั้นจึงนำไปใช้งานกับการบินในสถานการณ์จริง

บทที่ 6 สรุปผลการดำเนินงาน ปัญหาและแนวทางการแก้ปัญหาที่พบในระหว่างการดำเนินงาน และแนวทางการพัฒนาในอนาคต

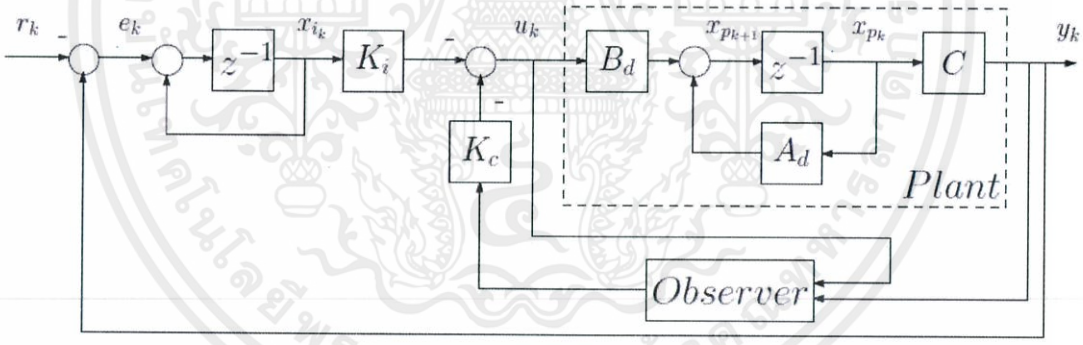
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 2
ทฤษฎีและหลักการ

เนื้อหาในบทนี้จะกล่าวถึงทฤษฎีและหลักการที่ใช้ในการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์และการออกแบบตัวควบคุม เพื่อที่จะใช้อ้างอิงถึงในบทที่ 3

2.1 การควบคุมแบบป้อนกลับซึ่งแสดงแบบจำลองในปริภูมิสเตทเชิงเส้น

ในปริญญานิพนธ์นี้ ได้เลือกใช้การควบคุมแบบป้อนกลับสเตททุกตัว (Full State Feedback Controller) ที่สร้างแบบจำลองคณิตศาสตร์ในปริภูมิสเตทเชิงเส้น ซึ่งเป็นการวิเคราะห์ในโดเมนเวลา โดยค่าของสเตท (State) จะได้จากการวัดค่าเอาต์พุต และใช้ตัวสังเกตสเตทสำหรับประมาณค่าสเตทในส่วนที่วัดไม่ได้ ได้ใช้ตัวควบคุมอินทิกรัลเพื่อกำจัดค่าความผิดพลาดในสภาวะคงตัว (Steady State Error) ตัวควบคุมในระบบจริงที่ใช้เป็นไมโครคอนโทรลเลอร์ ซึ่งจะไม่กล่าวถึงรายละเอียดการใช้งาน เนื่องจากเป็นเพียงการนำค่าที่คำนวณได้จากทฤษฎีไปใช้งานส่งออกให้กับระบบจริงเท่านั้น แต่จะต้องพิจารณาผลที่เกิดจากการทำงานของไมโครคอนโทรลเลอร์ ที่ทำงานในโดเมนเวลาดิสครีท (Discrete Time Domain) ด้วย



รูปที่ 2.1 ผังการควบคุมแบบป้อนกลับที่มีอินทิกรัลในปริภูมิสเตทเชิงเส้น

ผังการควบคุมระบบที่ใช้ในปริญญานิพนธ์นี้แสดงด้วยรูปที่ 2.1 โดยจะทำการควบคุมระบบที่สามารถแสดงด้วยปริภูมิสเตทเชิงเส้นในโดเมนเวลาดิสครีทได้ดังสมการที่ (2.1) และมีสมการเอาต์พุตดังสมการที่ (2.2)

$$\boldsymbol{x}_{p_{k+1}} = \boldsymbol{A}_d \boldsymbol{x}_{p_k} + \boldsymbol{B}_d \boldsymbol{u}_k \tag{2.1}$$

$$\boldsymbol{y}_k = \boldsymbol{C} \boldsymbol{x}_{p_k} \tag{2.2}$$

โดยมีการควบคุมแบบป้อนกลับสเตททุกตัวดังสมการที่ (2.3)

$$\boldsymbol{u}_k = -\boldsymbol{K}_c \boldsymbol{x}_k \tag{2.3}$$

เอกสารนี้มีลิขสิทธิ์ ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

และมีการใช้สเตทอินทิกรัลดังสมการที่ (2.4) และสมการที่ (2.5)

$$e_k = y_k - r_k \tag{2.4}$$

$$x_{i_{k+1}} = x_{i_k} + e_k \tag{2.5}$$

ดังนั้นเมื่อพิจารณาแบบจำลองปริภูมิสเตทเชิงเส้นซึ่งรวมระบบที่ต้องการควบคุมและอินทิกรัล สามารถแสดงดังสมการที่ (2.6)

$$x_{k+1} = A_a x_k + B_a u_k + \begin{bmatrix} 0 \\ I \end{bmatrix} r_k \tag{2.6}$$

เมื่อ

$$x_k = \begin{bmatrix} x_{p_k} \\ x_{i_k} \end{bmatrix} \tag{2.7}$$

$$A_a = \begin{bmatrix} A_d & 0 \\ C & I \end{bmatrix} \tag{2.8}$$

$$B_a = \begin{bmatrix} B_d \\ 0 \end{bmatrix} \tag{2.9}$$

โดย x_{p_k} คือ ค่าสเตทของระบบที่เวลา k

y_k คือ ค่าเอาต์พุตของระบบที่เวลา k

u_k คือ สัญญาณควบคุมของระบบที่เวลา k

A_d คือ เมทริกซ์ระบบ แสดงผลของสเตทปัจจุบันที่มีผลต่อสเตทในอนาคต

B_d คือ เมทริกซ์อินพุต แสดงผลของสัญญาณควบคุมที่มีผลต่อสเตทในอนาคต

C คือ เมทริกซ์เอาต์พุต แสดงผลของสเตทที่มีผลต่อค่าเอาต์พุตของระบบ

K_c คือ เมทริกซ์ควบคุม แสดงค่าสัญญาณควบคุมของระบบที่เหมาะสมกับสเตทที่มี

r_k คือ สัญญาณอ้างอิงของระบบที่เวลา k

e_k คือ ค่าความผิดพลาดของระบบที่เวลา k

x_{i_k} คือ สเตทอินทิกรัลของระบบที่เวลา k

x_k คือ สเตทรวมของระบบที่เวลา k

A_a คือ เมทริกซ์ระบบขยายที่คิดผลของสเตทอินทิกรัล

B_a คือ เมทริกซ์อินพุตขยายที่คิดผลของสเตทอินทิกรัล

จากผังการควบคุมในรูปที่ 2.1 การออกแบบและควบคุมจึงจำเป็นที่จะต้อง

- สร้างแบบจำลองของระบบที่ต้องการจะควบคุมในรูปแบบสมการที่ (2.1)
- ออกแบบหาค่าอัตราขยายป้อนกลับ K_c ที่เหมาะสมเพื่อให้ระบบตอบสนองได้ตามเป้าหมาย
- รับค่าและประมาณค่าสเตท x_k ของระบบเพื่อใช้ในการป้อนกลับ
- สร้างตัวควบคุมเพื่อประมวลผลและจ่ายสัญญาณควบคุมดังสมการที่ (2.3) ให้แก่ระบบ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.2 การประมาณเชิงเส้น

ระบบจริงโดยทั่วไปจะเป็นระบบที่สามารถอธิบายได้ด้วยระบบสมการที่ไม่เป็นเชิงเส้น ซึ่งการออกแบบตัวควบคุมจากแบบจำลองไม่เป็นเชิงเส้นนั้น ทำได้ยากและใช้ทรัพยากรการประมวลผลมาก จึงต้องมีการแปลงระบบไม่เป็นเชิงเส้นให้เป็นระบบเชิงเส้น (Linearization) โดยคิดผลการตอบสนองของระบบรอบจุดดำเนินการหรือจุดสมดุลจุดหนึ่ง โดยในปริญญานิพนธ์นี้ ทำการประมาณเชิงเส้นโดยใช้การประมาณด้วยอนุกรมเทย์เลอร์อันดับหนึ่ง (First Order Taylor Series Approximation) คือ

สำหรับฟังก์ชัน $f(x)$ ใดๆ ที่นิยามอนุพันธ์ทุกช่วง จะสามารถประมาณค่าของฟังก์ชันรอบจุดดำเนินการ (Operating Point) a ได้ว่า

$$f(x) \approx f(a) + f'(a)(x-a) \tag{2.10}$$

และสำหรับฟังก์ชัน $f(x,y)$ ใดๆ ที่นิยามอนุพันธ์ทุกช่วง จะสามารถประมาณค่าของฟังก์ชันที่ x รอบจุดดำเนินการ a และ y รอบจุดดำเนินการ b ได้ว่า

$$f(x,y) \approx f(a,b) + \frac{\partial f}{\partial x}(a,b)(x-a) + \frac{\partial f}{\partial y}(a,b)(y-b) \tag{2.11}$$

2.3 การแปลงระบบเวลาต่อเนื่องเป็นระบบเวลาดิสครีท

ระบบจริงโดยทั่วไปจะเป็นระบบเวลาต่อเนื่อง (Continuous Time) แต่ตัวควบคุมที่ใช้นั้นอาจเป็นตัวควบคุมที่ทำงานบนโดเมนเวลาดิสครีท เช่น ไมโครคอนโทรลเลอร์ การสร้างแบบจำลองและสร้างตัวควบคุมโดยคิดผลของการชักตัวอย่าง (Sampling) จึงมีส่วนสำคัญที่จะทำให้ระบบตอบสนองตามที่ได้ออกแบบไว้

สำหรับระบบบนโดเมนเวลาต่อเนื่องใดๆ ที่อธิบายได้ด้วยระบบสมการอนุพันธ์เชิงเส้น

$$\dot{x}(t) = A_c x(t) + B_c u(t) \tag{2.12}$$

จะสามารถแปลงแบบจำลองให้แสดงในโดเมนเวลาดิสครีทดังสมการที่ (2.13)

$$x_{k+1} = A_d x_k + B_d u_k \tag{2.13}$$

โดยความสัมพันธ์ระหว่างเมทริกซ์ระบบเวลาดิสครีทและระบบเวลาต่อเนื่องคือ

$$A_d = e^{A_c T_s} \tag{2.14}$$

$$B_d = \int_0^{T_s} e^{A_c \tau}\, d\tau \tag{2.15}$$

เมื่อ T_s คือ คาบเวลาการชักตัวอย่างของระบบเวลาดิสครีท (s)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.4 ตัวควบคุมกำลังสองเชิงเส้น

สำหรับระบบที่อธิบายได้ด้วยระบบสมการผลต่างเชิงเส้น ที่มีค่าดัชนีสมรรถนะ (Performance Index) ภายในระบบมีลักษณะเป็นกำลังสองเชิงเส้น (Linear Quadratic) จะมีตัวควบคุมแบบป้อนกลับที่จะหาสัญญาณควบคุมที่เหมาะสมมาจ่ายให้กับระบบ เพื่อให้ระบบมีดัชนีสมรรถนะที่น้อยที่สุด เรียกว่าตัวควบคุมกำลังสองเชิงเส้น

สำหรับระบบบนโดเมนเวลาดิสครีทที่สามารถอธิบายได้ดังสมการที่ (2.16)

$$x_{k+1} = Ax_k + Bu_k \tag{2.16}$$

นิยามฟังก์ชันดัชนีสมรรถนะของระบบดังสมการที่ (2.17)

$$J = \sum_{k=0}^{\infty} (x_k^T\, Qx_k + u_k^T\, Ru_k) \tag{2.17}$$

เมื่อค่า Q และ R เป็นค่าน้ำหนักความสำคัญระหว่างค่าสเตทที่เบนออกจากค่าเป้าหมาย และขนาดความพยายามของค่าอินพุตควบคุม (Control Input Effort) ตามลำดับ การป้อนกลับที่จะทำให้ดัชนีสมรรถนะดังสมการที่ (2.17) มีค่าน้อยที่สุดหาได้ดังสมการที่ (2.18)

$$u_k = -K_C x_k \tag{2.18}$$

โดย K_C สามารถคำนวณหาค่าได้ดังสมการที่ (2.19)

$$K_C = \left(R + B^T PB\right)^{-1} B^T PA \tag{2.19}$$

และค่า P หาได้จากการแก้สมการริคาติเวลาดิสครีท (Discrete Time Riccati Equation) สมการที่ (2.20)

$$P = Q + A^T \left(P - PB\left(R + B^T PB\right)^{-1} B^T P\right) A \tag{2.20}$$

2.5 ตัวสังเกตสเตท

ตัวสังเกตสเตท คือ ระบบสำหรับประมาณค่าสเตทภายใน โดยใช้ข้อมูลจากสัญญาณควบคุมและค่าเอาต์พุตของระบบจริงที่วัดได้

การทำงานของตัวสังเกตสเตทใดๆ ในโดเมนเวลาดิสครีท อธิบายได้ด้วยสมการที่ (2.21)

$$\hat{x}_{k+1} = A\hat{x}_k + Bu_k + K_l e_k \tag{2.21}$$

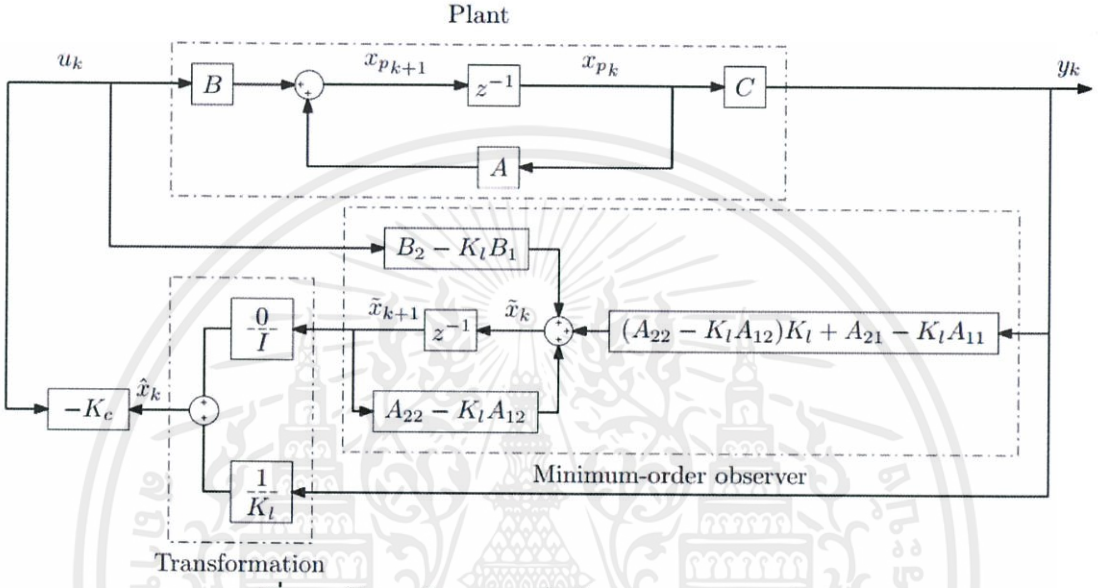
เมื่อ $e_k = y_k - C\hat{x}_k$ เป็นผลต่างระหว่างค่าเอาต์พุตที่วัดได้จริงกับค่าเอาต์พุตที่ประมาณค่าได้จากข้อมูลที่มีอยู่ ดังนั้น $K_l e_k$ จึงทำหน้าที่เสมือนค่าที่ชดเชยค่าความผิดพลาดในระบบ จึงต้องทำการออกแบบค่า K_l เพื่อทำให้ค่า e_k มีค่าเข้าใกล้ศูนย์ได้เร็วที่สุดเพื่อที่จะทำให้สเตทที่ประมาณและสเตทจริงมีค่าใกล้เคียงกัน แต่ในการใช้งานบางสเตทสามารถรับค่าได้อย่างแม่นยำ จึงไม่จำเป็นที่จะต้องออกแบบตัวสังเกตสเตทสำหรับทุกๆ สเตท เพื่อเป็นการลดความซับซ้อนของตัวสังเกตสเตทและลดขั้นตอนการประมวลผลลง จึงทำการประมาณสเตทที่วัดไม่ได้เท่านั้น เรียกว่าตัวสังเกตสเตทแบบลดอันดับ (Reduced Order State Observer) โดยการแบ่งสเตทออกเป็นสเตทที่วัดไม่ได้ $\boldsymbol{x_u}$ และสเตทที่วัดได้ $\boldsymbol{x_m}$ โดยสังเกตว่า $\boldsymbol{x_m} = \boldsymbol{y}$ จากนั้นจัดรูประบบสมการผลต่างของระบบดังรูปที่ 2.2 ได้ดังนี้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\begin{bmatrix} x_m \\ \hline x_u \end{bmatrix}_{k+1} = \left[\begin{array}{c|c} A_{11} & A_{12} \\ \hline A_{21} & A_{22} \end{array}\right] \begin{bmatrix} x_m \\ \hline x_u \end{bmatrix}_k + \begin{bmatrix} B_1 \\ \hline B_2 \end{bmatrix} u_k \tag{2.22}$$

$$\begin{aligned} \tilde{x}_{k+1} = {} & \big((A_{22} - K_l A_{12})K_l + A_{21} - (K_l A_{11})\big)x_{m_k} \\ & +(B_2 - K_l B_1)u_k + (A_{22} - K_l A_{12})\tilde{x}_k \end{aligned} \tag{2.23}$$

$$x_{u_k} - \tilde{x}_k + K_l x_{m_k} \tag{2.24}$$



รูปที่ 2.2 ผังการทำงานของตัวสังเกตสเตทแบบลดอันดับ

2.6 แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของนิวตัน-ออยเลอร์

แบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของนิวตัน-ออยเลอร์เป็นแบบจำลองพลวัตของวัตถุแข็งเกร็งที่เคลื่อนที่ใน 3 มิติใดๆ ในการสร้างแบบจำลองจะแบ่งการหาที่มาออกเป็น 2 ส่วนดังนี้

2.6.1 จลศาสตร์การเคลื่อนไหว

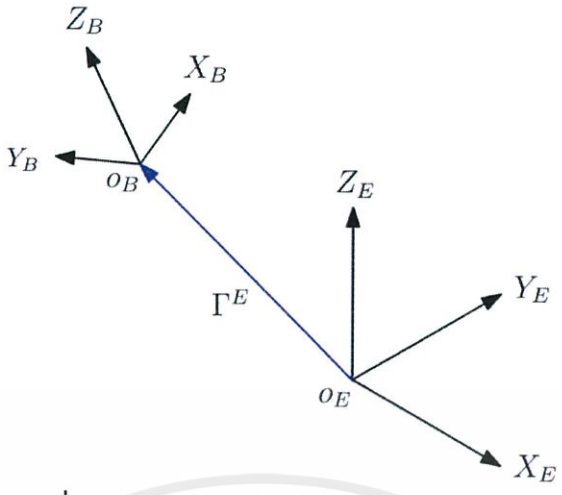
จลศาสตร์เป็นศาสตร์แขนงหนึ่งในวิชากลศาสตร์ซึ่งศึกษาเกี่ยวกับการเคลื่อนที่ของวัตถุหรือระบบโดยไม่พิจารณาถึงแรงและแรงบิดที่กระทำต่อวัตถุหรือระบบนั้นๆ

การเคลื่อนไหวของวัตถุที่มี 6 องศาอิสระ โดยมากจะอ้างอิงในกรอบอ้างอิง 2 กรอบ คือ

1. กรอบอ้างอิงเฉื่อย (Earth Frame) ประกอบด้วยแกน X_E ชี้ไปทางทิศเหนือ Y_E ชี้ไปทางทิศตะวันตก Z_E ชี้ตั้งฉากกับพื้นโลกและจุด o_E เป็นจุดกำเนิด กรอบนี้แสดงถึงตำแหน่งเชิงเส้น Γ^E และตำแหน่งเชิงมุม Θ^E ของวัตถุนั้น

2. กรอบอ้างอิงวัตถุ (Body Frame) ประกอบด้วยแกนอ้างอิงจากตัววัตถุนั้นๆ มีทิศทางดังนี้แกน X_B ชี้ไปทางด้านหน้าของวัตถุ Y_B ชี้ไปทางด้านซ้ายของวัตถุ Z_B มีทิศทางชี้ขึ้นตั้งฉากกับวัตถุและ o_B คือจุดกึ่งกลางของวัตถุ กรอบนี้แสดงถึงความเร็วเชิงมุม ω^B ความเร็วเชิงเส้น V^B แรงขับ F^B และแรงบิด τ^B ของวัตถุนั้น

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งไม่อนุญาตให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 2.3 ความสัมพันธ์ระหว่างสองกรอบอ้างอิง

ตำแหน่งเชิงเส้น $\boldsymbol{\Gamma}^E$ คือ เวกเตอร์จากกรอบอ้างอิงเฉื่อยไปถึงกรอบอ้างอิงวัตถุ นิยามดังสมการที่ (2.25)

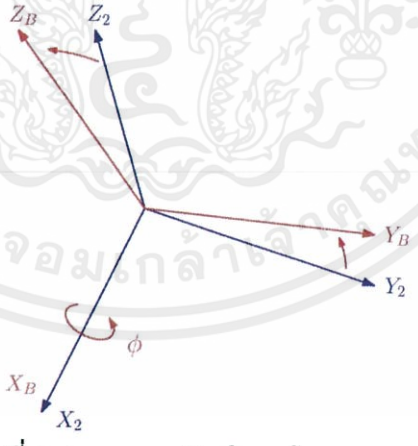
$$\boldsymbol{\Gamma}^E = [\ X \quad Y \quad Z\ ]^T \tag{2.25}$$

ตำแหน่งเชิงมุม $\boldsymbol{\Theta}^E$ อ้างอิงจากการหมุนของกรอบอ้างอิงวัตถุเทียบกับกรอบอ้างอิงเฉื่อย เป็นการหมุนรอบแกนหลักสามแกนเป็นมุมโรล ϕ มุมพิทช์ θ และมุมยอว์ ψ สามารถแสดงเป็นได้ดังนี้

$$\boldsymbol{\Theta}^E = [\ \phi \quad \theta \quad \psi\ ]^T \tag{2.26}$$

และเมทริกซ์แสดงการหมุนของวัตถุรอบแกนมุมต่างๆ มีดังต่อไปนี้

1. การหมุนรอบแกน X_2 เป็นมุมโรล ϕ



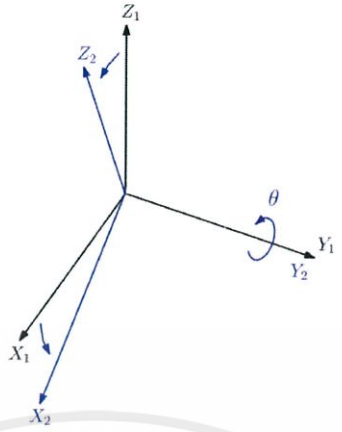
รูปที่ 2.4 การหมุนวัตถุในมุมโรล

$$R(\phi, x) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & c_\phi & -s_\phi \\ 0 & s_\phi & c_\phi \end{bmatrix} \tag{2.27}$$

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

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น การอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

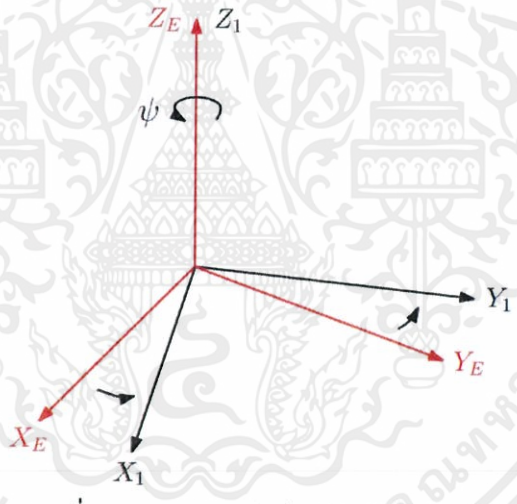
2. การหมุนรอบแกน Y_1 เป็นมุมพิทช์ θ



รูปที่ 2.5 การหมุนวัตถุในมุมพิทช์

$$R(\theta, y) = \begin{bmatrix} c_\theta & 0 & s_\theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -s_\theta & 0 & c_\theta \end{bmatrix} \tag{2.28}$$

3. การหมุนรอบแกน Z_E เป็นมุมยอว์ ψ



รูปที่ 2.6 การหมุนวัตถุในมุมยอว์

$$R(\psi, z) = \begin{bmatrix} c_\psi & -s_\psi & 0 \\ s_\psi & c_\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{2.29}$$

จะสามารถเขียนเมทริกซ์การหมุนใดๆ ได้ดังสมการที่ (2.30)

$$\begin{aligned} \boldsymbol{R_\Theta} &= R(\psi, z)\ R(\theta, y)\ R(\phi, x) \\ &= \begin{bmatrix} c_\psi c_\theta & -s_\psi c_\phi + c_\psi s_\theta s_\phi & s_\psi s_\phi + c_\psi s_\theta c_\phi \\ s_\psi c_\theta & c_\psi c_\phi + s_\psi s_\theta s_\phi & -c_\psi s_\phi + s_\psi s_\theta c_\phi \\ -s_\theta & c_\theta s_\phi & c_\theta c_\phi \end{bmatrix} \end{aligned} \tag{2.30}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ความเร็วเชิงเส้น $\boldsymbol{V}^B$ และความเร็วเชิงมุม $\boldsymbol{\omega}^B$ นิยามในกรอบอ้างอิงวัตถุดังที่ได้กล่าวมาแล้ว ข้างต้นมีส่วนประกอบดังสมการต่อไปนี้

$$\boldsymbol{V}^B = [u \quad v \quad w]^T \tag{2.31}$$

$$\boldsymbol{\omega}^B = [p \quad q \quad r]^T \tag{2.32}$$

รวมเวคเตอร์ความเร็วเชิงเส้นและความเร็วเชิงมุม ได้เป็น 2 เวคเตอร์คือ เวคเตอร์ตำแหน่ง $\boldsymbol{\xi}$ และเวคเตอร์ความเร็ว $\boldsymbol{\nu}$ ดังนี้

$$\boldsymbol{\xi} = [\boldsymbol{\Gamma}^E \quad \boldsymbol{\Theta}^E]^T = [X \quad Y \quad Z \quad \phi \quad \theta \quad \psi]^T \tag{2.33}$$

$$\boldsymbol{\nu} = [\boldsymbol{V}^B \quad \boldsymbol{\omega}^B]^T = [u \quad v \quad w \quad p \quad q \quad r]^T \tag{2.34}$$

ความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วเชิงเส้นในกรอบอ้างอิงวัตถุ $\boldsymbol{V}^B$ และความเร็วเชิงเส้นในกรอบอ้างอิงเฉื่อย $\boldsymbol{V}^E$ มีดังนี้

$$\boldsymbol{V}^E = \dot{\boldsymbol{\Gamma}}^E = \boldsymbol{R}_{\boldsymbol{\Theta}} \boldsymbol{V}^B \tag{2.35}$$

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

$$\boldsymbol{\omega}^B = \boldsymbol{T}_{\boldsymbol{\Theta}}^{-1} \dot{\boldsymbol{\Theta}}^E \tag{2.36}$$

$$\dot{\boldsymbol{\Theta}}^E = \boldsymbol{T}_{\boldsymbol{\Theta}} \boldsymbol{\omega}^B \tag{2.37}$$

สามารถหาเมทริกซ์แปลงเชิงมุม $\boldsymbol{T}_{\boldsymbol{\Theta}}$ ได้ด้วยการกระจาย $\dot{\boldsymbol{\Theta}}^E$ เข้าไปในกรอบอ้างอิงวัตถุดังสมการต่อไปนี้

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

$$= \boldsymbol{T}_{\boldsymbol{\Theta}}^{-1} \begin{bmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\theta} \\ \dot{\psi} \end{bmatrix} \tag{2.38}$$

$$\therefore \boldsymbol{T}_{\boldsymbol{\Theta}}^{-1} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & -s_\theta \\ 0 & c_\phi & c_\theta s_\phi \\ 0 & -s_\phi & c_\theta c_\phi \end{bmatrix} \tag{2.39}$$

$$\boldsymbol{T}_{\boldsymbol{\Theta}} = \begin{bmatrix} 1 & s_\phi t_\theta & c_\phi t_\theta \\ 0 & c_\phi & -s_\phi \\ 0 & \dfrac{s_\phi}{c_\theta} & \dfrac{c_\phi}{c_\theta} \end{bmatrix} \tag{2.40}$$

โดยที่สมการในกรอบอ้างอิงวัตถุและกรอบอ้างอิงเฉื่อยจะสัมพันธ์กันด้วยเมทริกซ์เปลี่ยนสถานะ $\boldsymbol{J}_{\boldsymbol{\Theta}}$ ซึ่งประกอบด้วยเมทริกซ์การหมุน $\boldsymbol{R}_{\boldsymbol{\Theta}}$ สำหรับแปลงการเคลื่อนที่เชิงเส้น และเมทริกซ์ $\boldsymbol{T}_{\boldsymbol{\Theta}}$ สำหรับแปลงการเคลื่อนที่เชิงมุมคือ

$$\dot{\boldsymbol{\xi}} = \boldsymbol{J}_{\boldsymbol{\Theta}} \boldsymbol{\nu} \tag{2.41}$$

$$\boldsymbol{J}_{\boldsymbol{\Theta}} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{R}_{\boldsymbol{\Theta}} & \boldsymbol{0}_{3x3} \\ \boldsymbol{0}_{3x3} & \boldsymbol{T}_{\boldsymbol{\Theta}} \end{bmatrix} \tag{2.42}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.6.2 พลศาสตร์

ในส่วนนี้เป็นการพิจารณาผลของแรงและแรงบิดที่มีผลต่อการเคลื่อนที่ของวัตถุ เพื่อให้ง่ายต่อการพิจารณามีการตั้งข้อสันนิษฐานเกี่ยวกับระบบ 2 ข้อคือ

1. จุดกำเนิดของกรอบอ้างอิงวัตถุ $\boldsymbol{o_B}$ เป็นจุดเดียวกันกับจุดศูนย์กลางของมวลวัตถุ
2. แกนของกรอบอ้างอิงวัตถุและแกนกอบอ้างอิงเฉื่อยของวัตถุใดๆ เป็นแกนเดียวกัน ซึ่งจะทำให้เมทริกซ์ความเฉื่อยเป็นเมทริกซ์ทแยงมุม

จากกฎข้อที่ 2 ของนิวตันจะได้ว่า

$$\begin{aligned} m\,\ddot{\boldsymbol{r}}^E &= \boldsymbol{F}^E \\ m\,\dot{\widehat{\boldsymbol{R}_\Theta\,\boldsymbol{V}^B}} &= \boldsymbol{R}_\Theta \boldsymbol{F}^B \\ m\left(\boldsymbol{R}_\Theta\,\dot{\boldsymbol{V}}^B + \dot{\boldsymbol{R}}_\Theta\,\boldsymbol{V}^B\right) &= \boldsymbol{R}_\Theta \boldsymbol{F}^B \\ m\,\boldsymbol{R}_\Theta\left(\dot{\boldsymbol{V}}^B + \boldsymbol{\omega}^B \times \boldsymbol{V}^B\right) &= \boldsymbol{R}_\Theta \boldsymbol{F}^B \\ m\left(\dot{\boldsymbol{V}}^B + \boldsymbol{\omega}^B \times \dot{\boldsymbol{V}}^B\right) &= \boldsymbol{F}^B \end{aligned} \tag{2.43}$$

เมื่อ m คือ มวลของวัตถุ (kg)

$\boldsymbol{\omega}^B$ คือ ความเร็วเชิงมุมในกรอบอ้างอิงวัตถุ (rad/s)

$\ddot{\boldsymbol{r}}^E$ คือ ความเร่งเชิงเส้นของวัตถุในกรอบอ้างอิงเฉื่อย (m/s^2)

$\boldsymbol{F}^E$ คือ เวกเตอร์แรงของวัตถุในกรอบอ้างอิงเฉื่อย (N)

$\boldsymbol{F}^B$ คือ เวกเตอร์แรงของวัตถุในกรอบอ้างอิงวัตถุ (N)

$\boldsymbol{V}^B$ คือ ความเร็วเชิงเส้นในกรอบอ้างอิงวัตถุ (m/s)

$\dot{\boldsymbol{V}}^B$ คือ เวกเตอร์ของอัตราเร่งเชิงเส้นในกรอบอ้างอิงวัตถุ (m/s^2)

$\dot{\boldsymbol{R}}_\Theta$ คือ ปริพันธ์ของเมทริกซ์การหมุน

ในทำนองเดียวกัน องค์ประกอบการเคลื่อนที่เชิงมุมหาค่าได้ดังต่อไปนี้

$$\begin{aligned} \boldsymbol{I}\,\ddot{\boldsymbol{\Theta}}^E &= \boldsymbol{\tau}^E \\ \boldsymbol{I}\,\dot{\widehat{\boldsymbol{T}_\Theta\,\boldsymbol{\omega}^B}} &= \boldsymbol{T}_\Theta \boldsymbol{\tau}^B \\ \boldsymbol{I}\left(\boldsymbol{T}_\Theta\,\dot{\boldsymbol{\omega}}^B + \dot{\boldsymbol{T}}_\Theta\,\boldsymbol{\omega}^B\right) &= \boldsymbol{T}_\Theta \boldsymbol{\tau}^B \\ \boldsymbol{I}\,\boldsymbol{T}_\Theta\left(\dot{\boldsymbol{\omega}}^B + \boldsymbol{\omega}^B \times \boldsymbol{\omega}^B\right) &= \boldsymbol{T}_\Theta \boldsymbol{\tau}^B \\ \boldsymbol{I}\,\dot{\boldsymbol{\omega}}^B + \boldsymbol{\omega}^B \times \left(\boldsymbol{I}\,\boldsymbol{\omega}^B\right) &= \boldsymbol{\tau}^B \end{aligned} \tag{2.44}$$

เมื่อ $\boldsymbol{I}$ คือ เมทริกซ์ความเฉื่อยของโครงวัตถุของกรอบอ้างอิงวัตถุ ($N{\cdot}m{\cdot}s^2$)

$\ddot{\boldsymbol{\Theta}}^E$ คือ เวกเตอร์ความเร่งเชิงมุมในกรอบอ้างอิงเฉื่อย (rad/s^2)

$\dot{\boldsymbol{\omega}}^B$ คือ เวกเตอร์ความเร่งเชิงมุมในกรอบอ้างอิงวัตถุ (rad/s^2)

$\boldsymbol{\tau}^E$ คือ เวกเตอร์แรงบิดของวัตถุในกรอบอ้างอิงเฉื่อย ($N{\cdot}m$)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เมื่อนำสมการที่ (2.43) และสมการที่ (2.44) มารวมกัน จะสามารถอธิบายการเคลื่อนไหวของวัตถุใดๆ ใน 3 มิติได้ว่า

$$\begin{bmatrix} m\boldsymbol{I}_{3\times3} & \boldsymbol{0}_{3\times3} \\ \boldsymbol{0}_{3\times3} & \boldsymbol{I} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{\boldsymbol{V}}^B \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}^B \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \boldsymbol{\omega}^B \times (m\,\boldsymbol{V}^B) \\ \boldsymbol{\omega}^B \times (\boldsymbol{I}\boldsymbol{\omega}^B) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{F}^B \\ \boldsymbol{\tau}^B \end{bmatrix} \tag{2.45}$$

เมื่อ $\boldsymbol{I}_{3\times3}$ คือ เมทริกซ์เอกลักษณ์ขนาด 3x3

$\dot{\boldsymbol{V}}^B$ คือ เวกเตอร์ของอัตราเร่งเชิงเส้นในกรอบอ้างอิงวัตถุ (m/s^2)

$\boldsymbol{V}^B$ คือ ความเร็วเชิงเส้นใน กรอบอ้างอิงวัตถุ (m/s)

$\boldsymbol{\omega}^B$ คือ ความเร็วเชิงมุมในกรอบอ้างอิงวัตถุ (rad/s)

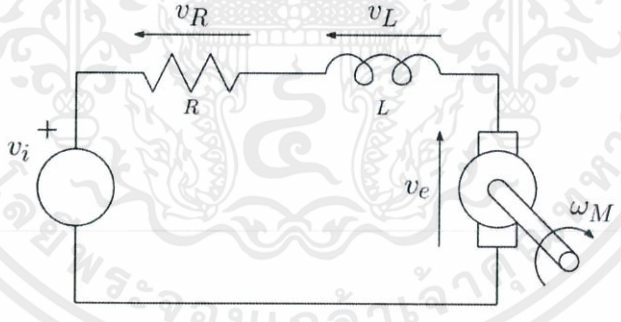
$\dot{\boldsymbol{\omega}}^B$ คือ เวกเตอร์ความเร่งเชิงมุมในกรอบอ้างอิงวัตถุ (rad/s^2)

$\boldsymbol{F}^B$ คือ เวกเตอร์แรงของวัตถุในกรอบอ้างอิงวัตถุ (N)

$\boldsymbol{\tau}^B$ คือ เวกเตอร์ของแรงบิดในกรอบอ้างอิงวัตถุ (N·m)

2.7 พลวัตของมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง

มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงเป็นตัวขับ (Actuator) ชนิดหนึ่งที่เปลี่ยนพลังงานไฟฟ้าไปเป็นพลังงานกล ประกอบด้วยส่วนประกอบ 2 ส่วนคือ สเตเตอร์ และโรเตอร์ โดยส่วนที่เป็นสเตเตอร์ จะทำหน้าที่เป็นแกนการหมุน ประกอบด้วยแม่เหล็กถาวรตั้งแต่ 2 ชิ้นขึ้นไป และส่วนโรเตอร์จะประกอบด้วยขดลวดทองแดงพันอยู่ เมื่อจ่ายกระแสไฟฟ้าให้กับขดลวดโรเตอร์ จะก่อให้เกิดสนามแม่เหล็กขึ้นในขดลวดส่งผลให้มอเตอร์หมุนได้



รูปที่ 2.7 แบบจำลองทางไฟฟ้าของมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง

แบบจำลองทางไฟฟ้าของมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงมีลักษณะทั่วไปดังรูปที่ 2.7 ประกอบด้วยตัวต้านทาน R ตัวเหนี่ยวนำ L และแหล่งจ่ายแรงดันเหนี่ยวนำต้านกลับ (Back Electromotive Force) ต่ออนุกรมกันอยู่ จากกฎของเคอร์ชอฟจะได้ว่า

$$v_i = v_R + v_L + v_e \tag{2.46}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดยค่าแรงดันตกคร่อมแต่ละส่วนมีค่าดังนี้

$$v_R = Ri$$
$$v_L = L\frac{\partial i}{\partial t}$$
$$v_e = K_E\omega_M$$

นำไปแทนในสมการที่ (2.46) จะได้ว่า

$$v_i = Ri + L\frac{\partial i}{\partial t} + K_E\omega_M \tag{2.47}$$

เมื่อ i คือ กระแสมอเตอร์ (A)

K_E คือ ค่าคงที่มอเตอร์ (Vs/rad)

ω_M คือ ความเร็วรอบมอเตอร์ (rad/s)

แต่ในการพิจารณาจะไม่นำพจน์ที่เกี่ยวข้องกับตัวเหนี่ยวนำมาคิดด้วยเหตุผลสำคัญ 2 ประการคือ

- มอเตอร์ที่ใช้ในงานที่เกี่ยวข้องกับหุ่นยนต์ และโดยเฉพาะมอเตอร์ชนิดไร้แกนซึ่งเป็นชนิดของมอเตอร์ที่ใช้ในอากาศยานนี้ มีค่าความเหนี่ยวนำที่น้อย
- อุปกรณ์ทางไฟฟ้ามีผลตอบสนองเร็วกว่าอุปกรณ์ทางกลมาก ประสิทธิภาพโดยรวมของระบบจะคิดจากส่วนที่ช้าที่สุดเท่านั้น ผลตอบสนองชั่วคราวที่เกิดจากความเหนี่ยวนำจึงมีผลต่อระบบน้อย

จึงสามารถอธิบายผลตอบสนองทางไฟฟ้าของมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงได้ดังสมการที่ (2.48)

$$v_i = Ri + K_E\omega_M \tag{2.48}$$

ในส่วนของผลตอบสนองวัตเชิงกลของมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง สามารถอธิบายได้ดังนี้

$$J_M\dot{\omega_M} = T_M - T_L \tag{2.49}$$

เมื่อ J_M คือ โมเมนต์ความเฉื่อยของมอเตอร์รอบแกนหมุน (N·m·s^2)

$\dot{\omega_M}$ คือ ความเร่งเชิงมุมของมอเตอร์ (rad/s^2)

T_M คือ แรงบิดรวมที่มอเตอร์สร้างขึ้น (N·m)

T_L คือ แรงบิดที่เกิดจากภาระที่ต่อกับมอเตอร์ (N·m)

พบว่า T_M มีสัดส่วนโดยตรงกับกระแสที่ไหลผ่านมอเตอร์ i ได้ว่า $T_M = K_M i$ และจากสมการที่ (3.10) นำไปแทนในสมการที่ (2.49) จะได้ผลตอบสนองเชิงกลของมอเตอร์ดังนี้

$$J_M\dot{\omega_M} = K_M i - d\omega_M^2 \tag{2.50}$$

จากสมการที่ (2.48) และสมการที่ (2.50) จะสามารถหาสมการอนุพันธ์เพื่ออธิบายพลวัตของมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงได้ดังนี้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$J_M\dot{\omega_M} = K_M\frac{v - K_E\omega_M}{R} - d\omega_M^2 \tag{2.51}$$

$$\dot{\omega_M} = -\frac{K_E K_M}{J_M R}\omega_M - \frac{d}{J_M}\omega_M^2 + \frac{K_M}{J_M R}v \tag{2.52}$$

2.8 เซนเซอร์

ในการวัดค่าสเตทของตัวอากาศยาน จะต้องใช้อุปกรณ์เซนเซอร์ต่างๆ ช่วยในการวัด โดยเซนเซอร์ที่นำมาใช้งานเป็นเซนเซอร์แบบ MEMS (Micro-Electro-Mechanical Systems) นำมาใช้งานทั้งหมด 4 ชนิดคือ เซนเซอร์วัดความเร่ง เซนเซอร์วัดความเร็วเชิงมุม เซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก และเซนเซอร์วัดความกดอากาศ

2.8.1 เซนเซอร์วัดความเร่ง

เซนเซอร์วัดความเร่งคือ เซนเซอร์ที่ใช้วัดความเร่งของวัตถุซึ่งเกิดจากแรงกระทำต่างๆ เช่น แรงโน้มถ่วงของโลก การเคลื่อนย้าย หรือการสั่นของวัตถุ เป็นต้น สามารถอธิบายหลักการทำงานของเซนเซอร์วัดความเร่งเป็นกล่องลูกบาศก์ที่มีทรงกลมอยู่ตรงกลาง เมื่อมีแรงใดๆ มากระทำต่อลูกบาศก์จะทำให้ทรงกลมเคลื่อนที่ไปกระทบกับผนัง โดยผนังด้านข้างลูกบาศก์ทำหน้าที่ตรวจจับแรงที่กระทำต่อผนังด้านนั้น

2.8.2 เซนเซอร์วัดความเร็วเชิงมุม

เซนเซอร์วัดความเร็วเชิงมุมคือ เซนเซอร์ที่ใช้วัดค่าความเร็วเชิงมุมของวัตถุ สามารถอธิบายหลักการทำงานของเซนเซอร์วัดความเร็วเชิงมุมเป็นวัตถุที่มีการเคลื่อนที่เป็นคาบ เมื่อวัตถุนั้นเกิดการหมุนขึ้นจะทำให้เกิดแรงโคริโอลิส (Coriolis) กระทำต่อวัตถุนั้นในทิศตั้งฉากกับระนาบการเคลื่อนที่และการหมุน จากนั้นจะมีอุปกรณ์ตรวจจับแรงโคริโอลิสที่เกิดขึ้น

2.8.3 เซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก

เซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็กคือ เซนเซอร์ที่ใช้วัดความเข้มของสนามแม่เหล็กหรือตรวจหาสนามแม่เหล็กในบริเวณที่ต้องการ โดยใช้อุปกรณ์ที่ไวต่อความเข้มของสนามแม่เหล็ก 3 ตัวด้วยกัน สามารถเปลี่ยนแปลงค่าความต้านทานไฟฟ้า เมื่อความเข้มของสนามแม่เหล็กมีการเปลี่ยนไป ซึ่งอุปกรณ์แต่ละตัวจะตรวจจับเฉพาะองค์ประกอบของสนามแม่เหล็กที่ขนานกับแกนของมันเท่านั้น คือในแกน X, Y และ Z ตามลำดับ

2.8.4 เซนเซอร์วัดความกดอากาศ

เซนเซอร์วัดความกดอากาศเป็นเซนเซอร์สำหรับหาค่าความดันบรรยากาศ โดยค่าที่วัดได้ขึ้นอยู่กับความสูงจากระดับน้ำทะเลและอุณหภูมิ ณ ขณะที่วัด ภายในตัวเซนเซอร์ประกอบด้วยซิลิกอนเจล (Silicon Gel) ที่จะมีการดัดตัว (Tensile) เมื่อความกดอากาศเปลี่ยนไป

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.9 ตัวกรองคาลมาน

ตัวกรองคาลมาน (Kalman Filter) เป็นวิธีการทางคณิตศาสตร์ ที่ใช้ค่าจากการสังเกตระบบในช่วงเวลาหนึ่งที่อาจมีค่ารบกวน (Noise) หรือค่าความไม่แม่นยำอื่นๆ ในการวัด เพื่อสร้างค่าประมาณที่เหมาะสมกับค่าจริงมากที่สุด โดยที่ตัวกรองคาลมานทำงานแบบเวียนเกิด (Recursive) ดังนั้นค่าที่ต้องการจึงเป็นค่าประมาณในอดีตเพียงค่าเดียวและค่าวัดปัจจุบันเท่านั้น

ตัวกรองคาลมานบนระบบที่มีแบบจำลองดังสมการที่ (2.53) และสมการที่ (2.54) คือ

$$\hat{\boldsymbol{x}}_{k+1} = \boldsymbol{F}\hat{\boldsymbol{x}}_k + \boldsymbol{G}\boldsymbol{u}_k + \boldsymbol{w}_k \tag{2.53}$$

$$\boldsymbol{z}_k = \boldsymbol{H}\boldsymbol{x}_k + \boldsymbol{v}_k \tag{2.54}$$

เมื่อ $\hat{\boldsymbol{x}}_k$ คือ ค่าสเตทที่ประมาณด้วยตัวกรองคาลมานที่เวลา k

$\boldsymbol{x}_k$ คือ ค่าสเตทจริงที่เวลา k ที่ไม่สามารถวัดได้อย่างแม่นยำ

$\boldsymbol{w}_k$ คือ ค่าความไม่แน่นอนในระบบที่เวลา k โดย $w_k \sim N(0, Q_k)$

$\boldsymbol{z}_k$ คือ ค่าวัดของสเตทที่เวลา k

$\boldsymbol{v}_k$ คือ ค่าความผิดพลาดในการวัดที่เวลา k โดย $v_k \sim N(0, R_k)$

$\boldsymbol{F}$ คือ เมทริกซ์อธิบายการตอบสนองของสเตทแต่ละตัวต่อสเตทอื่นๆ

$\boldsymbol{G}$ คือ เมทริกซ์อธิบายการตอบสนองของสเตทแต่ละตัวต่อสัญญาณควบคุมของระบบ

$\boldsymbol{H}$ คือ เมทริกซ์อธิบายความสัมพันธ์ของค่าที่วัดได้กับสเตทของระบบ

หากให้ $\hat{x}_{k|k}$ เป็นค่าประมาณสเตทที่เวลา k โดยใช้ข้อมูลตั้งแต่เริ่มต้นจนถึงเวลา k และ $P_{k|k}$ เป็นเมทริกซ์ความแปรปรวนของความผิดพลาด (Error Covariance Matrix) จะสามารถแบ่งการทำงานของตัวกรองคาลมานได้เป็น 2 ขั้นตอนคือ

- การทำนาย (Predict)

$$\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1} = \boldsymbol{F}\hat{\boldsymbol{x}}_{k-1|k-1} + \boldsymbol{G}\boldsymbol{u}_{k-1} \tag{2.55}$$

$$\boldsymbol{P}_{k|k-1} = \boldsymbol{F}\boldsymbol{P}_{k-1|k-1}\boldsymbol{F}^T + \boldsymbol{Q}_{k-1} \tag{2.56}$$

- การปรับปรุง (Update)

$$\tilde{\boldsymbol{y}}_k = \boldsymbol{z}_k - \boldsymbol{H}\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1} \tag{2.57}$$

$$\boldsymbol{S}_k = \boldsymbol{H}\boldsymbol{P}_{k|k-1}\boldsymbol{H}^T + \boldsymbol{R}_k \tag{2.58}$$

$$\boldsymbol{K}_k = \boldsymbol{P}_{k|k-1}\boldsymbol{H}^T\boldsymbol{S}_k^{-1} \tag{2.59}$$

$$\hat{\boldsymbol{x}}_{k|k} = \hat{\boldsymbol{x}}_{k|k-1} + \boldsymbol{K}_k\tilde{\boldsymbol{y}}_k \tag{2.60}$$

$$\boldsymbol{P}_{k|k} = (\boldsymbol{I} - \boldsymbol{K}_k\boldsymbol{H})\boldsymbol{P}_{k|k-1} \tag{2.61}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

โดยเมทริกซ์ $\boldsymbol{Q}_k$ และ $\boldsymbol{R}_k$ เป็นเมทริกซ์ความแปรปรวนของสัญญาณรบกวน (Noise Covariance Matrix) ที่จะต้องประมาณค่าให้ได้ใกล้เคียงกับลักษณะของความไม่แน่นอนในระบบและลักษณะของข้อมูลที่วัดได้ เพื่อให้สเตทที่ประมาณออกมาตอบสนองได้เร็วและผิดพลาดน้อยที่สุด

บทที่ 3
การประยุกต์ใช้ทฤษฎี

ในบทนี้ จะแสดงการนำทฤษฎีที่เกี่ยวข้องในบทที่ 2 นำมาประยุกต์เพื่อใช้ในการสร้างแบบจำลองและออกแบบตัวควบคุมสำหรับอากาศยานสี่ใบพัด

3.1 พลวัตของอากาศยานสี่ใบพัด

จากทฤษฎีการเคลื่อนที่ของวัตถุใดๆ ในสามมิติของนิวตัน-ออยเลอร์ในบทที่ 2.6 มีการตั้งข้อสมมติฐานด้วยกัน 2 ข้อคือ

1. จุดกำเนิดของกรอบอ้างอิงวัตถุของอากาศยาน เป็นจุดเดียวกันกับจุดศูนย์กลางมวลของตัวอากาศยาน

2. แกนของกรอบอ้างอิงอากาศยาน เป็นแกนเดียวกันกับแกนความเฉื่อยของอากาศยาน

กรอบอ้างอิงที่ใช้ในการคำนวณมี 2 กรอบคือ

- กรอบอ้างอิงเฉื่อยของโลก
- กรอบอ้างอิงกึ่งระหว่างกรอบอ้างอิงเฉื่อยและกรอบอ้างอิงวัตถุ คือ การเคลื่อนที่เชิงเส้นนิยามในกรอบอ้างอิงเฉื่อย และการเคลื่อนที่เชิงมุมนิยามในกรอบอ้างอิงอากาศยาน หรือเรียกว่ากรอบอ้างอิงไฮบริด (Hybrid Frame)

สามารถเขียนสมการที่ (2.45) ใหม่ได้ว่า

$$\boldsymbol{M}_H\dot{\boldsymbol{\nu}} + \boldsymbol{C}_H(\boldsymbol{\nu})\boldsymbol{\nu} = \boldsymbol{\Lambda} \tag{3.1}$$

เมื่อ

$$\boldsymbol{\nu} = [\dot{\boldsymbol{\Gamma}}^E \quad \dot{\boldsymbol{\omega}}^B]^T \tag{3.2}$$

$$\boldsymbol{M}_{\mathbf{H}} = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_{XX} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_{YY} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & I_{ZZ} \end{bmatrix} \tag{3.3}$$

$$\boldsymbol{C}_H(\boldsymbol{\nu}) = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_{ZZ}\, r & -I_{YY}\, q \\ 0 & 0 & 0 & -I_{ZZ}\, r & 0 & I_{XX}\, p \\ 0 & 0 & 0 & I_{YY}\, q & -I_{XX}\, p & 0 \end{bmatrix} \tag{3.4}$$

เมื่อ $\boldsymbol{M}_H$ คือ เมทริกซ์ความเฉื่อยของระบบ

$\dot{\boldsymbol{\nu}}$ คือ เวคเตอร์ความเร่งในกรอบอ้างอิงไฮบริด

$\boldsymbol{C}_H(\boldsymbol{\nu})$ คือ เมทริกซ์โคริโอลิส

$\boldsymbol{\Lambda}$ คือ เวคเตอร์แรงในกรอบอ้างอิงไฮบริด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เมื่อวิเคราะห์แรงที่กระทำต่อตัวอากาศยาน จะพบว่าเวคเตอร์ $\boldsymbol{\Lambda}$ ถูกแบ่งออกเป็นองค์ประกอบได้ 3 ส่วนคือ

1. แรงจากความเร่งเนื่องจากแรงโน้มถ่วงของโลก

$$\boldsymbol{G_H} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{F_G^E} \\ \boldsymbol{0_{3\times1}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -m\,g \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \tag{3.5}$$

2. แรงบิดเนื่องจากผลไจโรสโคปที่เกิดขึ้นจากการหมุนของใบพัด เมื่อใบพัดทั้ง 4 หมุนด้วยความเร็วที่ไม่เท่ากัน จะทำให้เกิดความเร็วขึ้นตามมุมยอว์ ซึ่งถ้าหากความเร็วตามมุมพิทช์หรือมุมโรลไม่เป็นศูนย์ด้วย จะทำให้เกิดแรงบิดไจโรสโคปขึ้นตามสมการ

$$\boldsymbol{O_H(\nu)\omega} = \begin{bmatrix} 0_{3\times1} \\ J_M \begin{bmatrix} p \\ -q \\ 0 \end{bmatrix} \omega \end{bmatrix} = J_M \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ q & -q & q & -q \\ -p & p & -p & p \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \boldsymbol{\omega} \tag{3.6}$$

เมื่อ

$$\omega = -\omega_1 + \omega_2 - \omega_3 + \omega_4 \tag{3.7}$$

$$\boldsymbol{\omega} = [\omega_1 \quad \omega_2 \quad \omega_3 \quad \omega_4]^T \tag{3.8}$$

โดย J_M คือ โมเมนต์ความเฉื่อยรอบแกนหมุนของใบพัด

ω คือ ผลรวมของความเร็วของใบพัด

$\boldsymbol{\omega}$ คือ เวกเตอร์ความเร็วของใบพัดทั้ง 4 ตัว

3. แรงและแรงบิดที่เกิดขึ้นจากการหมุนของใบพัด สามารถเขียนความสัมพันธ์ได้ดังสมการที่ (3.9) และสมการที่ (3.10) คือ

$$F_{P_k} = b\omega_k^2 \tag{3.9}$$

$$\tau_{P_k} = d\omega_k^2 \tag{3.10}$$

เมื่อ F_{P_k} คือ แรงที่เกิดขึ้นจากการหมุนของใบพัดตัวที่ k (N)

b คือ สัมประสิทธิ์แรงขับ (Thrust Factor) ที่เกิดจากใบพัด (N·s^2)

τ_{P_k} คือ แรงบิดที่เกิดขึ้นจากการหมุนของใบพัดตัวที่ k (N·m)

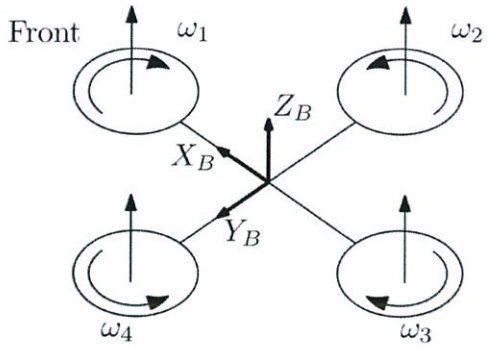
d คือ สัมประสิทธิ์ลาก (Drag Factor) ที่เกิดจากใบพัด (N·m·s^2)

ω_k คือ ความเร็วของใบพัดตัวที่ k (rad/s)

พิจารณาแรงและแรงบิดที่เกิดขึ้นจากใบพัดทั้ง 4 ตัวดังรูปที่ 3.1 พบว่าแรงและแรงบิดโดยรวมที่กระทำต่อตัวอากาศยานสี่ใบพัดคือ

$$\begin{aligned} F_Z &= b\left(\omega_1^2 + \omega_2^2 + \omega_3^2 + \omega_4^2\right) \\ \tau_\phi &= bl\left(-\omega_2^2 + \omega_4^2\right) \\ \tau_\theta &= bl\left(-\omega_1^2 + \omega_3^2\right) \\ \tau_\psi &= d\left(-\omega_1^2 + \omega_2^2 - \omega_3^2 + \omega_4^2\right) \end{aligned} \tag{3.11}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.1 แบบจำลองอย่างง่ายของอากาศยานสี่ใบพัด

เขียนเป็นเวคเตอร์แรงได้ว่า

$$\boldsymbol{E}_H(\boldsymbol{\nu})\boldsymbol{\omega}^2 = \begin{bmatrix} \boldsymbol{R}_\Theta & \boldsymbol{0}_{3x3} \\ \boldsymbol{0}_{3x3} & \boldsymbol{I}_{3x3} \end{bmatrix} \boldsymbol{E}_B\boldsymbol{\omega}^2 = \begin{bmatrix} \left(s_\psi s_\phi + c_\psi s_\theta c_\phi\right) F_Z \\ \left(-c_\psi s_\theta + s_\psi s_\theta c_\phi\right) F_Z \\ \left(c_\theta c_\phi\right) F_Z \\ \tau_\phi \\ \tau_\theta \\ \tau_\psi \end{bmatrix} \tag{3.12}$$

จากสมการที่ (3.1) จะสามารถอธิบายพลวัตของอากาศยานสี่พัดได้โดยพิจารณาผลจากสมการที่ (3.5) สมการที่ (3.6) และสมการที่ (3.12) ได้ดังสมการที่ (3.13)

$$\boldsymbol{M}_H\dot{\boldsymbol{\nu}} + \boldsymbol{C}_H(\boldsymbol{\nu})\boldsymbol{\nu} = \boldsymbol{G} + \boldsymbol{O}_H(\boldsymbol{\nu})\boldsymbol{\Omega} + \boldsymbol{E}_H(\boldsymbol{\nu})\boldsymbol{\omega}^2 \tag{3.13}$$

จัดรูปสมการที่ (3.13) ใหม่ได้ว่า

$$\dot{\boldsymbol{\nu}} = \boldsymbol{M}_H^{-1}\left(-\boldsymbol{C}_H(\boldsymbol{\nu})\boldsymbol{\nu} + \boldsymbol{G}_H + \boldsymbol{O}_H(\boldsymbol{\nu})\boldsymbol{\Omega} + \boldsymbol{E}_H(\boldsymbol{\nu})\boldsymbol{\omega}^2\right) \tag{3.14}$$

หรือหากเขียนเป็นระบบสมการอนุพันธ์ จากสมการที่ (3.7) สมการที่ (3.11) และสมการที่ (3.14) จะสามารถอธิบายพลวัตของอากาศยานสี่ใบพัดในกรอบอ้างอิงไฮบริดได้ว่า

$$\begin{aligned}
\ddot{X} &= (\sin\psi\sin\phi + \cos\psi\sin\theta\cos\phi)\frac{F_Z}{m} \\
\ddot{Y} &= (-\cos\psi\sin\phi + \sin\psi\sin\theta\cos\phi)\frac{F_Z}{m} \\
\ddot{Z} &= -g + (\cos\theta\cos\phi)\frac{F_Z}{m} \\
\dot{p} &= \frac{I_{YY} - I_{ZZ}}{I_{XX}}\,qr - \frac{J_M}{I_{XX}}\,q\omega + \frac{\tau_\phi}{I_{XX}} \\
\dot{q} &= \frac{I_{ZZ} - I_{XX}}{I_{YY}}\,pr + \frac{J_M}{I_{YY}}\,p\omega + \frac{\tau_\theta}{I_{YY}} \\
\dot{r} &= \frac{I_{XX} - I_{YY}}{I_{ZZ}}\,pq + \frac{\tau_\psi}{I_{ZZ}}
\end{aligned} \tag{3.15}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.2 การประมาณเชิงเส้นของพลวัตของระบบอากาศยานสี่ใบพัด

จากสมการที่ (3.15) และสมการที่ (2.52) พบว่าระบบสมการอนุพันธ์ที่อธิบายพลวัตของอากาศยานสี่ใบพัดนั้นมีลักษณะไม่เป็นเชิงเส้น แต่ในการแสดงระบบในรูปแบบปริภูมิสเตทเชิงเส้นนั้นเป็นการอธิบายระบบด้วยระบบสมการอนุพันธ์อันดับหนึ่งเชิงเส้น จึงต้องมีการประมาณระบบที่ไม่เป็นเชิงเส้นให้อยู่ในรูปแบบของระบบสมการอนุพันธ์เชิงเส้นรอบจุดดำเนินการ โดยใช้การประมาณด้วยอนุกรมเทย์เลอร์ดังสมการที่ (2.10) และสมการที่ (2.11)

สำหรับการลอยตัวกลางอากาศมีจุดดำเนินการสำหรับสเตทต่างๆดังนี้

- ตำแหน่งและความเร็วเชิงเส้นในกรอบเฉื่อยของโลกทั้ง 3 แกน X, Y และ Z มีค่า 0
- ตำแหน่งและความเร็วเชิงมุมในกรอบอากาศยานตามมุมโรล พิทช์ และยอว์มีค่า 0
- ความเร็วเชิงมุมของใบพัดทั้ง 4 ใบมีค่าเพียงพอที่จะทำให้เกิดแรงขับที่เท่ากับน้ำหนักของอากาศยาน นิยามด้วย ω_h

จากสมการที่ (3.15) พลวัตของอากาศยานสี่ใบพัดแบบเชิงเส้น คือ

$$\begin{aligned}
\ddot{X} &\approx 0 \\
\ddot{Y} &\approx 0 \\
\ddot{Z} &\approx \frac{2b\omega_h}{m}(\omega_1+\omega_2+\omega_3+\omega_4)-g \\
\dot{p} &\approx \frac{2bl\omega_h}{I_{XX}}(-\omega_2+\omega_4) \\
\dot{q} &\approx \frac{2bl\omega_h}{I_{YY}}(-\omega_1+\omega_3) \\
\dot{r} &\approx \frac{2d\omega_h}{I_{ZZ}}(-\omega_1+\omega_2-\omega_3+\omega_4)
\end{aligned} \tag{3.16}$$

และจากสมการที่ (2.52) พลวัตของมอเตอร์กระแสตรงแบบเชิงเส้น คือ

$$\dot{\omega} \approx \frac{K}{JR}v_{in} - \left(\frac{K^2}{JR}+\frac{2d\omega_h}{J}\right)\omega + \frac{d}{J}\omega_h^2 \tag{3.17}$$

3.3 แบบจำลองปริภูมิสเตทเชิงเส้นในโดเมนเวลาดิสครีท

จากระบบสมการอนุพันธ์เชิงเส้นที่ (3.16) และสมการที่ (3.17) สามารถนำมาเขียนแบบจำลองปริภูมิสเตทของอากาศยานสี่ใบพัดในโดเมนเวลาต่อเนื่องในรูปแบบ $\dot{\boldsymbol{x}} = \boldsymbol{A_c x} + \boldsymbol{B_c u}$ โดย

$$\boldsymbol{x} = \begin{bmatrix} Z & \phi & \theta & \psi & \dot{\phi} & \dot{\theta} & \dot{\psi} & \omega_1 & \omega_2 & \omega_3 & \omega_4 & \dot{Z} \end{bmatrix}^T \tag{3.18}$$

$$\boldsymbol{y} = \begin{bmatrix} Z & \phi & \theta & \psi \end{bmatrix}^T \tag{3.19}$$

$$\boldsymbol{u} = \begin{bmatrix} v_1 & v_2 & v_3 & v_4 \end{bmatrix}^T \tag{3.20}$$

และพารามิเตอร์ที่เกี่ยวข้องกับระบบได้แสดงขั้นตอนการหาไว้ในบทที่ 4

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากนั้นทำการแปลงสมการอนุพันธ์ดังกล่าว เป็นสมการผลต่างในโดเมนเวลาดิสครีทโดยใช้ความสัมพันธ์จากสมการที่ (2.14) และสมการที่ (2.15) จะสามารถสร้างแบบจำลองของระบบอากาศยานสี่ใบพัดในโดเมนเวลาดิสครีทตามรูปแบบของสมการที่ (2.1) และสมการที่ (2.2) ได้

$$\boldsymbol{x}_{p_{k+1}} = \boldsymbol{A}_d \boldsymbol{x}_{p_k} + \boldsymbol{B}_d \boldsymbol{u}_k$$

$$\boldsymbol{y}_k = \boldsymbol{C}\boldsymbol{x}_k$$

จากนั้นจึงใส่ผลของตัวควบคุมอินทิกรัลลงในแบบจำลองตามสมการที่ (2.4) และ (2.5) และสร้างเมทริกซ์ระบบขยายเพื่อให้คิดผลของสเตทอินทิกรัลดังสมการที่ (2.7) ถึง (2.6)

3.4 การออกแบบตัวควบคุม

จากแบบจำลองของอากาศยานสี่ใบพัดที่หาได้จากบทที่ 3.3 จะสามารถหาสัญญาณควบคุมที่เหมาะสมได้ด้วยตัวควบคุมกำลังสองเชิงเส้นดังสมการที่ (2.19) และสมการที่ (2.20) โดยการกำหนดเมทริกซ์น้ำหนัก $\boldsymbol{Q}$ และ $\boldsymbol{R}$ ที่เหมาะสม ซึ่งการกำหนดเมทริกซ์น้ำหนักนี้ จะขึ้นอยู่กับความต้องการของผู้ออกแบบว่าต้องการให้ระบบควบคุมมีการตอบสนองเป็นอย่างไร

จากการทดลองปรับค่าด้วยการจำลอง โดยพิจารณาจากเวลาที่ใช้ในการเข้าสู่สภาวะคงตัว ค่าพุ่งเกินจากค่าเป้าหมาย ความสามารถในการทนต่อสัญญาณรบกวน พลังงานที่ใช้ พบว่าเมทริกซ์น้ำหนักที่ให้ผลตอบสนองที่เหมาะสม คือ

$$\boldsymbol{R} = \boldsymbol{I}_{4\times4} \tag{3.21}$$

$$\boldsymbol{Q} = diag \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 10000 \\ 10000 \\ 10000 \\ 0.0005 \\ 0.0005 \\ 0.0005 \\ 0.0005 \\ 200 \\ 200 \\ 2000 \\ 2000 \\ 2000 \end{bmatrix} \tag{3.22}$$

จากนั้นทำการแก้สมการที่ (2.19) และสมการที่ (2.20) จะได้ค่าอัตราขยายป้อนกลับเพื่อใช้ในสมการที่ (2.3) โดย

$$\boldsymbol{K}_c = [\boldsymbol{K}_{d_{4\times12}} \quad \boldsymbol{K}_{i_{4\times4}}] \tag{3.23}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.5 การใช้งานเซนเซอร์

จากสมการที่ (3.18) พบว่าระบบอากาศยานสี่ใบพัด มีสเตทที่สนใจด้วยกัน 16 สเตทคือ

- ตำแหน่งและความเร็วเชิงเส้นในกรอบเฉื่อยของโลกทั้ง 3 แกน X, Y และ Z
- ตำแหน่งและความเร็วเชิงมุมในกรอบอ้างอิงอากาศยานตามมุมโรล พิทช์ และยอว์
- ความเร็วเชิงมุมของใบพัดทั้ง 4 ใบ

แต่เซนเซอร์ที่เลือกใช้ในปริญญานิพนธ์นี้ไม่สามารถวัดค่าสเตทได้ครบทุกตัว โดยค่าสเตทที่สามารถวัดได้คือ ตำแหน่งและความเร็วเชิงมุมในกรอบอ้างอิงอากาศยานตามมุมโรล พิทช์ ยอว์ และตำแหน่งเชิงเส้นในแนวแกน Z

3.5.1 การใช้งานเซนเซอร์วัดความเร่ง

ในปริญญานิพนธ์นี้ ได้นำเซนเซอร์วัดความเร่งเพื่อนำมาใช้ในการหาตำแหน่งมุมโรลและมุมพิทช์ โดยการหาแนวการวางตัวของเวคเตอร์ความเร่งเนื่องจากแรงโน้มถ่วงของโลกที่ตกลงบนระนาบของเซนเซอร์

มุมโรลและมุมพิทช์สามารถหาได้ดังสมการที่ (3.24) และสมการที่ (3.25) คือ

$$\phi = \tan^{-1}\frac{-a_y}{-a_z} \tag{3.24}$$

$$\theta = \tan^{-1}\frac{a_x}{-a_z} \tag{3.25}$$

เมื่อ a_i คือ ขนาดของความเร่งที่วัดได้ในแกน i

3.5.2 การใช้งานเซนเซอร์วัดความเร็วเชิงมุม

เซนเซอร์วัดความเร็วเชิงมุม สามารถวัดค่าอนุพันธ์ของมุมโรล พิทช์ และยอว์ได้ ค่าที่วัดได้จึงเป็นค่าสเตทที่ต้องการโดยไม่ต้องผ่านการแปลงข้อมูล

3.5.3 การใช้งานเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก

ในปริญญานิพนธ์นี้ ได้นำเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็กเพื่อนำมาใช้ในการหาตำแหน่งมุมยอว์ โดยการหาแนวการวางตัวของเวคเตอร์ความสนามแม่เหล็กของโลกที่ตกลงบนระนาบของเซนเซอร์ และให้ทิศเหนือเป็นตำแหน่งอ้างอิงของมุมยอว์

หากระนาบ X-Y ของเซนเซอร์ขนานกับพื้นโลก สามารถหามุมยอว์ได้ดังสมการที่ (3.26) คือ

$$\psi = \tan^{-1}\frac{m_y}{m_x} \tag{3.26}$$

เมื่อ m_i คือ ขนาดความเข้มสนามแม่เหล็กที่วัดได้ตามแกน i

แต่หากเซนเซอร์มีการวางตัวในแนวอื่น ต้องทำการกระจายค่า m_i ที่อ่านได้เข้าตามแกนอ้างอิงเฉื่อยก่อน แล้วจึงใช้สมการข้างต้นหาค่ามุมต่อไป

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.5.4 การใช้งานเซนเซอร์วัดความกดอากาศ

ในปริญญานิพนธ์นี้ ได้นำเซนเซอร์วัดความกดอากาศเพื่อนำมาใช้ในการหาตำแหน่งเชิงเส้นตามแกน Z หรือความสูงของอากาศยานจากพื้นโลก

หากให้ความสูงใดๆ ที่ทราบค่าความกดอากาศเป็นจุดอ้างอิง จะสามารถหาความสูงสัมพัทธ์กับความสูงอ้างอิงได้ดังสมการที่ (3.27) คือ

$$h_2 - h_1 = 44307.7\left(1 - \left(\frac{P_2}{P_1}\right)^{0.190284}\right) \tag{3.27}$$

เมื่อ P_i คือ ขนาดความกดอากาศที่ตำแหน่ง i

$h_2 - h_1$ คือ ความสูงของตำแหน่งที่ 2 เทียบกับตำแหน่งที่ 1 (m)

3.6 ตัวกรองคาลมาน

ค่าสเตทที่ได้จากการอ่านค่าเซนเซอร์โดยตรง มักมีความผิดพลาดและสัญญาณรบกวนผสมอยู่ด้วย ซึ่งหากนำค่าดังกล่าวไปใช้ในการควบคุมโดยตรง จะทำให้ระบบตอบสนองได้ช้าและผิดพลาด โดยเซนเซอร์ที่ใช้ในปริญญานิพนธ์นี้มีปัญหาที่พบได้หลักๆ ดังนี้

- เซนเซอร์วัดความเร่งจะถูกรบกวนได้ง่ายจากแรงภายนอกที่กระทำ โดยเฉพาะการสั่นของมอเตอร์ จะทำให้ค่าที่วัดได้มีสัญญาณรบกวนผสมอยู่มาก
- เซนเซอร์วัดความเร็วเชิงมุมจะมีการเบี่ยงเบนออกจากค่าจริงอยู่เล็กน้อยตลอดเวลา
- เซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็กจะถูกรบกวนได้ง่ายจากสนามแม่เหล็กและโลหะที่อยู่โดยรอบของตัวเซนเซอร์ รวมทั้งสนามแม่เหล็กที่เกิดจากการไหลของกระแสไฟฟ้า สนามแม่เหล็กจากคลื่นแม่เหล็กไฟฟ้า อุปกรณ์โลหะที่อยู่บริเวณใกล้เคียง
- เซนเซอร์วัดความกดอากาศมีความละเอียดต่ำ ค่าที่อ่านได้จะมีสัญญาณรบกวนอยู่สูง และการเปลี่ยนแปลงสภาพอากาศก็ส่งผลต่อค่าที่อ่านได้ด้วยเช่นกัน

ด้วยเหตุผลเหล่านี้ จึงไม่สามารถนำค่าที่อ่านได้จากเซนเซอร์แต่ละตัวไปใช้ได้โดยตรง แต่จะต้องมีการประมวลผลและกรองข้อมูลที่อ่านได้ก่อนจะนำไปใช้ ซึ่งในปริญญานิพนธ์นี้ ได้เลือกใช้ตัวกรองคาลมานเพื่อใช้ในการหาค่าสเตทที่เหมาะสมที่สุดจากค่าวัดที่อ่านได้

จากสมการที่ (2.53) และ (2.54) พบว่าในการนำตัวกรองคาลมานไปใช้กับระบบใดๆ ข้อมูลเกี่ยวกับระบบนั้นที่จะต้องทราบคือเมทริกซ์ $\boldsymbol{F}$, $\boldsymbol{G}$, $\boldsymbol{H}$, $\boldsymbol{Q}_k$, $\boldsymbol{R}_k$ โดยมุมแต่ละมุมและค่าความสูงเป็นตัวแปรที่เป็นอิสระต่อกัน จึงสามารถสร้างระบบย่อยของแต่ละสเตทเพื่อลดความซับซ้อนของตัวกรองลงไปได้ แบ่งการใช้งานได้เป็น 2 ส่วน คือ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.6.1 การประมาณค่ามุมและความเร็วเชิงมุม

เนื่องจากค่าที่อ่านได้จากเซนเซอร์วัดความเร็วเชิงมุมมีความน่าเชื่อถือที่ค่อนข้างสูง จึงไม่กำหนดให้เป็นสเตทคาลมาน แต่กำหนดให้ค่าดังกล่าวเป็นสัญญาณควบคุมของระบบนี้ แต่จะต้อง

กำจัดการเบี่ยงเบนในเซนเซอร์ออกไป จึงกำหนดให้สเตทคาลมานมีด้วยกัน 2 สเตทคือ ค่ามุมที่แท้จริง และการเบี่ยงเบนของเซนเซอร์ จากแบบจำลองคาลมานในสมการที่ (2.53) และสมการที่ (2.54) จะสามารถเขียนแบบจำลองของระบบได้ว่า

$$\begin{bmatrix} \phi \\ \dot{\phi}_B \end{bmatrix}_{k+1} = \begin{bmatrix} 1 & -\Delta t \\ 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ \dot{\phi}_B \end{bmatrix}_k + \begin{bmatrix} \Delta t \\ 0 \end{bmatrix} \dot{\phi}_k + w_k \tag{3.28}$$

$$z_k = \begin{bmatrix} 1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \phi \\ \dot{\phi}_B \end{bmatrix}_k + v_k \tag{3.29}$$

เมื่อ ϕ_k คือ ค่ามุมที่แท้จริงที่เวลา k

$\dot{\phi}_{B_k}$ คือ ค่าการเบี่ยงเบนของเซนเซอร์วัดความเร็วเชิงมุมที่เวลา k

$\dot{\phi}_k$ คือ ค่าความเร็วเชิงมุมที่วัดได้ที่เวลา k

z_k คือ ค่ามุมที่วัดได้ที่เวลา k

Δt คือ ค่าคาบเวลาการชักตัวอย่างของเซนเซอร์

3.6.2 การประมาณค่าความสูง

แบบจำลองที่นำมาใช้ในการประมาณความสูงมีด้วยกันหลายแบบด้วยกัน โดยแบบจำลองที่นำมาใช้ในปริญญานิพนธ์นี้ กำหนดสเตทคาลมาน 3 ตัวคือ ความสูง อัตราการเปลี่ยนแปลงความสูง และการเบี่ยงเบนของเซนเซอร์ เขียนแบบจำลองของระบบได้ว่า

$$\begin{bmatrix} Z \\ \dot{Z} \\ Z_B \end{bmatrix}_{k+1} = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t & -1 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Z \\ \dot{Z} \\ Z_B \end{bmatrix}_k + \begin{bmatrix} \Delta t^2/m \\ \Delta t \\ 0 \end{bmatrix} F_{Z_k} + w_k \tag{3.30}$$

$$z_k = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} Z \\ \dot{Z} \\ Z_B \end{bmatrix}_k + v_k \tag{3.31}$$

เมื่อ Z_k คือ ค่าความสูงที่แท้จริงที่เวลา k

$\dot{Z}_k$ คือ ค่าอัตราการเปลี่ยนแปลงความสูงที่เวลา k

Z_{B_k} คือ ค่าการเบี่ยงเบนของเซนเซอร์ที่เวลา k

F_{Z_k} คือ ค่าแรงที่มอเตอร์จ่ายให้กับอากาศยานที่เวลา k

z_k คือ ค่าความสูงที่วัดได้ที่เวลา k

Δt คือ ค่าคาบเวลาการชักตัวอย่างของเซนเซอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.7 การออกแบบตัวสังเกตสเตท

จากบทที่ 0 พบว่าค่าสเตทที่สามารถวัดได้โดยตรงด้วยเซนเซอร์มีเพียง 7 สเตทเท่านั้น ดังนั้นจึงจำเป็นที่จะต้องออกแบบตัวสังเกตสเตท เพื่อใช้ในการประมาณค่าสเตทที่ไม่สามารถวัดได้

$$\boldsymbol{x_u} = \begin{bmatrix} \omega_1 & \omega_2 & \omega_3 & \omega_4 & \dot{Z} \end{bmatrix}^T \tag{3.32}$$

โดยใช้ข้อมูลจากค่าเอาต์พุตที่วัดได้และสัญญาณควบคุมของระบบ แต่ในการออกแบบตัวสังเกตสเตทจะไม่ทำการสังเกตสเตททั้ง 12 สเตท แต่จะออกแบบเพื่อสังเกตสเตท 5 สเตทที่วัดไม่ได้เท่านั้น แล้วจึงออกแบบ $\boldsymbol{K_l}$ โดยใช้วิธีการวางโพล (Pole Placement) เพื่อใช้ในการควบคุมดังสมการที่ (3.33) สำหรับระบบในสมการที่ (3.34) โดยจะออกแบบให้ระบบมีการตอบสนองที่เร็ว เพื่อให้ตัวสังเกตสเตทให้ค่าที่ใกล้เคียงที่สุด

$$u_k = -K_o x_k \tag{3.33}$$

$$x_{k+1} = A_{22}^T x_k + A_{12}^T u_k \tag{3.34}$$

$$\boldsymbol{K_l} = \boldsymbol{K_o^T} \tag{3.35}$$

3.8 สรุปการออกแบบ

ในส่วนนี้จะเป็นการสรุปเนื้อหาและสมการทั้งหมดที่ใช้ในการออกแบบตัวควบคุมสำหรับอากาศยานสี่ใบพัด

ในการออกแบบตัวควบคุมโดยการแสดงระบบในปริภูมิสเตทเชิงเส้น จะแสดงแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของระบบดังสมการที่ (2.1) และสมการที่ (2.2)

$$\boldsymbol{x_{p_{k+1}}} = \boldsymbol{A_d x_{p_k}} + \boldsymbol{B_d u_k}$$

$$\boldsymbol{y_k} = \boldsymbol{C x_k}$$

โดยตัวควบคุมแบบป้อนกลับสเตททุกตัวจะมีการตอบสนองดังสมการที่ (2.3)

$$\boldsymbol{u_k} = -\boldsymbol{K_c x_k}$$

สเตทของระบบ $\boldsymbol{x_{p_k}}$ ค่าเอาต์พุต $\boldsymbol{y_k}$ และสัญญาณควบคุมของระบบ $\boldsymbol{u_k}$ นิยามดังสมการที่ (3.18) ถึงสมการที่ (3.20) และเมทริกซ์ $\boldsymbol{A_d}$ และ $\boldsymbol{B_d}$ สามารถหาได้จากการจัดรูปสมการพลวัตของระบบที่ถูกประมาณลงเป็นระบบสมการเชิงเส้นดังสมการที่ (3.16) และสมการที่ (3.17) ในรูปเมทริกซ์แล้วจัดรูประบบให้เป็นระบบขยายดังสมการที่ (2.8) และสมการที่ (2.9) เพื่อใส่ผลของอินทิกรัล จากนั้นจึงออกแบบค่าอัตราขยายป้อนกลับ $\boldsymbol{K_c}$ ได้จากการแก้สมการของตัวควบคุมกำลังสองเชิงเส้นที่ (2.19) และสมการที่ (2.20) โดยใช้ค่า $\boldsymbol{Q}$ และ $\boldsymbol{R}$ จากสมการที่ (3.21) และสมการที่ (3.22)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ในส่วนของสเตทของระบบ แบ่งออกเป็นสเตทที่วัดได้และวัดไม่ได้ โดยสเตทที่วัดได้หาได้จากการนำค่าจากเซนเซอร์ที่รับได้ มาคำนวณดังสมการที่ (3.24) ถึงสมการที่ (3.27) จากนั้นประมวลผลต่อด้วยตัวกรองคาลมานเพื่อหาค่าประมาณสเตทที่เหมาะสมที่สุดดังสมการที่ (2.55) ถึงสมการที่ (2.61) โดยใช้แบบจำลองระบบสำหรับสเตทแต่ละค่าดังสมการที่ (3.28) ถึงสมการที่ (3.31) จากนั้นสร้างตัวสังเกตสเตทเพื่อประมาณค่าสเตทที่วัดไม่ได้ ให้มีผลตอบสนองดังสมการที่ (2.22) ถึงสมการที่ (2.24) โดยจะสามารถคำนวณหาค่า $\boldsymbol{K}_l$ ได้จากเทคนิคการวางโพลเพื่อควบคุมระบบดังสมการที่ (3.34) และสมการที่ (3.35)

เมื่อได้ออกแบบระบบทุกส่วนแล้ว จึงนำค่าและแบบจำลองที่คำนวณได้ทั้งหมดเขียนเป็นโปรแกรมเพื่อให้ไมโครคอนโทรลเลอร์นำไปควบคุมระบบจริง โดยการจ่ายค่าสัญญาณควบคุม $\boldsymbol{u}_k$ ที่ใช้ค่า $\boldsymbol{K}_\mathbf{c}$ ดังที่คำนวณได้และสเตท $\boldsymbol{x}_k$ จากการรับค่าจากเซนเซอร์และประมวลผลดังที่กล่าวมาข้างต้น โดยค่าคงที่ต่างๆ ที่เกี่ยวของกับแบบจำลองของระบบ ได้แสดงการหาไว้ในบทที่ 4 และผลการจำลองรวมทั้งผลการทำงานได้แสดงไว้ในบทที่ 5

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 4
การหาค่าพารามิเตอร์ของระบบ

จากเนื้อหาในภาคทฤษฎี มีการใช้ค่าพารามิเตอร์ที่เกี่ยวข้องกับระบบอยู่ ซึ่งบางค่าสามารถหาได้จากการคำนวณโดยทราบลักษณะทางกายภาพ และบางค่าต้องทำการทดลองเพื่อหาค่าดังกล่าว เนื้อหาในส่วนนี้จะเป็นการออกแบบการทดลอง รวมถึงการนำค่าที่ได้จากการทดลองมาใช้ในการหาค่าพารามิเตอร์เหล่านั้น

4.1 การทดลองเกี่ยวกับมอเตอร์และใบพัด

ในการทดลองเพื่อหาค่าพารามิเตอร์ที่เกี่ยวข้องกับมอเตอร์ และใบพัด ได้ทำการทดลองโดยการจ่ายแรงดัน v ให้กับมอเตอร์ จากนั้นวัดค่ากระแสที่ไหลผ่านมอเตอร์ i ความเร็วรอบของใบพัด ω และค่าแรงยกที่ได้จากใบพัด ทำการวัดค่าโดยการยึดมอเตอร์เข้ากับวัตถุบนเครื่องชั่ง จากนั้นวัดค่าน้ำหนักที่หายไป ได้ผลการทดลองจากมอเตอร์ทั้งสี่ตัวดังตารางที่ 4.1 ถึงตารางที่ 4.4

ตารางที่ 4.1 ผลการทดลองของมอเตอร์ตัวที่ 1

แรงดัน (V)	กระแส (A)	ความเร็วรอบ (RPM)
2.0	0.70	19100
2.1	0.73	19700
2.2	0.80	21000
2.3	0.86	21800
2.4	0.93	22900
2.5	1.00	23400
2.6	1.06	24300
2.7	1.12	24900
2.8	1.19	25700
2.9	1.25	26500
3.0	1.35	27300
3.1	1.42	28000
3.2	1.48	28700

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.2 ผลการทดลองของมอเตอร์ตัวที่ 2

แรงดัน (V)	กระแส (A)	ความเร็วรอบ (RPM)
2.0	0.65	18100
2.1	0.70	19100
2.2	0.73	19800
2.3	0.78	20400
2.4	0.87	21300
2.5	0.95	22300
2.6	1.03	23300
2.7	1.11	24300
2.8	1.20	25200
2.9	1.29	26100
3.0	1.35	26900
3.1	1.45	27800
3.2	1.53	28400

ตารางที่ 4.3 ผลการทดลองของมอเตอร์ตัวที่ 3

แรงดัน (V)	กระแส (A)	ความเร็วรอบ (RPM)
2.0	0.65	18600
2.1	0.69	19000
2.2	0.79	20200
2.3	0.85	21000
2.4	0.89	21700
2.5	0.97	22700
2.6	1.04	23400
2.7	1.11	24000
2.8	1.19	24700
2.9	1.27	25700
3.0	1.34	26200
3.1	1.39	26600
3.2	1.46	27300

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.4 ผลการทดลองของมอเตอร์ตัวที่ 4

แรงดัน (V)	กระแส (A)	ความเร็วรอบ (RPM)
2.0	0.70	19100
2.1	0.79	20600
2.2	0.84	21200
2.3	0.91	22300
2.4	0.98	22800
2.5	1.01	23300
2.6	1.09	24400
2.7	1.15	25300
2.8	1.22	26000
2.9	1.31	26800
3.0	1.38	27600
3.1	1.47	28500
3.2	1.58	29000

จะสังเกตว่าผลตอบสนองของมอเตอร์แต่ละตัวต่อแรงดันที่จ่ายให้มีค่าที่ไม่เท่ากัน แต่ในการคำนวณ จะหาค่าพารามิเตอร์เพียงค่าเดียวที่เหมาะสมที่สุดเพื่อใช้เป็นตัวแทนของชุดข้อมูลทั้งหมด เพื่อให้เหมาะสมต่อการนำไปใช้งานจริง ว่าหากมีการเปลี่ยนอุปกรณ์ การเก็บข้อมูลใหม่สำหรับอุปกรณ์ทุกตัวจะเป็นไปได้ยาก

4.1.1 การหาค่าพารามิเตอร์ของมอเตอร์

จากสมการพลวัตของมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงสมการที่ (2.48) พบว่าค่าพารามิเตอร์ที่เกี่ยวข้องกับมอเตอร์คือค่า K_E, K_M และ R โดยมีข้อสังเกตว่าค่า K_E และ K_M จะมีค่าเชิงตัวเลขที่เท่ากันแต่หน่วยต่างกัน เป็นผลมาจากการดุลสมการกำลัง จึงแทนพารามิเตอร์ K_E และ K_M ด้วย K

ในการหาค่า K และค่า R จะนำข้อมูลกระแสและความเร็วใบพัดที่วัดได้ ประมาณค่าแรงดันมอเตอร์ด้วยค่า K และค่า R หลายๆ ค่า จากนั้นหาค่าความผิดพลาดเฉลี่ยกำลังสอง (Root Mean Square Error; RMS Error) ของค่าแรงดันที่คำนวณได้กับค่าที่ได้จากการทดลองจริง ค่าพารามิเตอร์ที่เหมาะสมจะเป็นค่าที่มีความผิดพลาดน้อยที่สุด โดยแรงดันมอเตอร์สามารถคำนวณได้จากสมการที่ (2.48) และค่าความผิดพลาดสำหรับของมูลแต่ละชุดหาได้จากสมการที่ (4.1)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$e_k = \frac{v_{EXP} - v_{EST}}{v_{EXP}} \tag{4.1}$$

เมื่อ e_k คือ ค่าความผิดพลาดของข้อมูลชุดที่ k จากข้อมูลที่ทดลองทั้งหมด

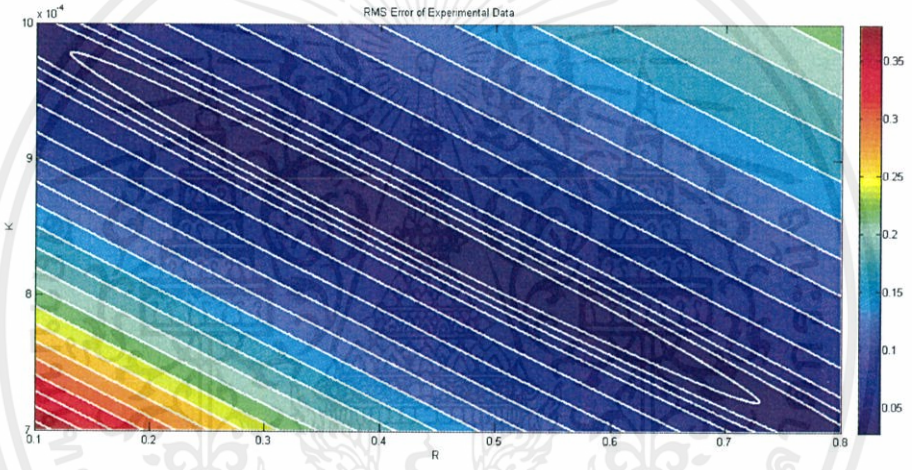
v_{EXP} คือ ค่าแรงดันที่ได้จากการทดลอง

v_{EST} คือ ค่าแรงดันที่ได้จากการคำนวณ

และสำหรับค่า K และค่า R ทุกค่า จะทำการหาค่าความผิดพลาดเฉลี่ยกำลังสองสำหรับชุดข้อมูลทุกชุดด้วยสมการที่ (4.2) เมื่อ n เป็นจำนวนชุดข้อมูลที่มี

$$e_{RMS} = \sqrt{\frac{1}{n}\sum_{k=1}^{n} e_k^2} \tag{4.2}$$

หากเลือกช่วงของค่า K และค่า R ที่เหมาะสม จะสามารถสร้างเมทริกซ์ความผิดพลาดเฉลี่ยกำลังสองและตรวจสอบได้ว่ามีจุดที่ต่ำที่สุดอยู่ดังรูปที่ 4.1



รูปที่ 4.1 ค่าความผิดพลาดเฉลี่ยกำลังสองของแรงดันเมื่อแปรค่า K และค่า R

จากรูปที่ 4.1 จึงประมาณค่า K และค่า R ที่เหมาะสมได้ดังนี้

$$K = 7.51 \times 10^{-4} \frac{V \cdot s}{rad}$$

$$R = 0.43\ \Omega$$

4.1.2 การหาค่าพารามิเตอร์ของใบพัด

จากสมการแรงและแรงบิดโดยรวมของใบพัดทั้ง 4 ในสมการที่ (3.11) พบว่าค่าพารามิเตอร์ที่เกี่ยวข้องกับใบพัดมีดังนี้

1. ระยะห่างจากจุดศูนย์กลางมวลอากาศยานสี่ใบพัดจนถึงจุดศูนย์กลางใบพัด l (m)
2. สัมประสิทธิ์ลาก d (N·m·s^2)
3. สัมประสิทธิ์แรงขับ b (N·s^2)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ค่า l สามารถหาได้จากการวัดโดยตรง มีค่า l = 4.7x10^{-2} m และค่า d สามารถคำนวณได้จากสมการที่ (2.52) โดยพิจารณา $\dot{\omega}_M = 0$ เนื่องจากค่าความเร็วใบพัดที่วัดได้เป็นค่าในสภาวะคงตัวแล้ว จากนั้นแทนค่า K_E, K_M, R และ J_M ด้วยค่าที่คำนวณได้ แล้วจัดรูปสมการใหม่ได้ดังนี้

$$0 = -\frac{K_E K_M}{J_M R}\omega_M - \frac{d}{J_M}\omega_M^2 + \frac{K_M}{J_M R}\upsilon$$
$$\upsilon = d\frac{R}{K}\omega_M^2 + K\omega_M \tag{4.3}$$

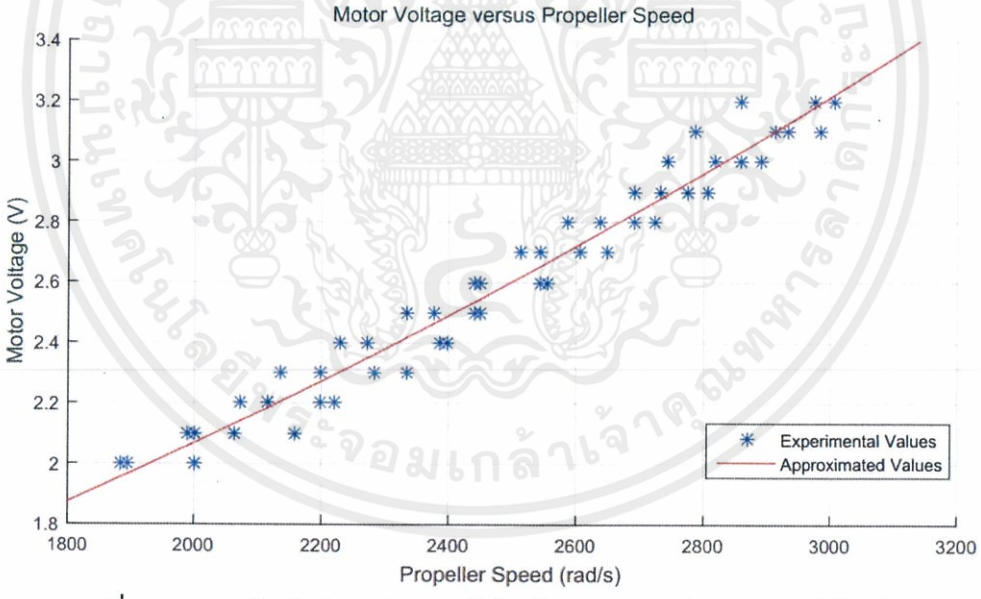
ซึ่งอยู่ในลักษณะสมการพหุนามอันดับสอง จึงใช้วิธีกำลังสองน้อยที่สุด (Least Squares Method) เพื่อหาความสัมพันธ์ของแบบพหุนามกำลังสองของชุดข้อมูลระหว่างความเร็วใบพัดและแรงดันมอเตอร์ พบว่า

$$\tilde{\upsilon} \approx 1.558 \times 10^{-7}\tilde{\omega}^2 + 0.0003697\tilde{\omega} + 0.7048 \tag{4.4}$$

จากสมการที่ (4.3) และสมการที่ (4.4) แทนค่า K และค่า R จะได้ว่า

$$d\frac{R}{K} \approx 1.558 \times 10^{-7}$$
$$d = 2.721 \times 10^{-10}\ N \cdot m \cdot s^2$$

หากวาดกราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงดันมอเตอร์และความเร็วใบพัดโดยใช้ชุดข้อมูลจากการทดลอง และอ้างอิงจากสมการที่ (4.4) จะได้ดังรูปที่ 4.2



รูปที่ 4.2 ความสัมพันธ์ระหว่างแรงดันไฟฟ้าของมอเตอร์และความเร็วใบพัด

ในการหาค่า b พบว่าจากสมการที่ (3.9) ค่า b สามารถหาได้จากความสัมพันธ์ระหว่างแรงยกกับกำลังสองของความเร็วใบพัด จึงทำการทดลองเพื่อหาความสัมพันธ์ดังกล่าว ได้ผลดังนี้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.5 การทดลองหาแรงขับของใบพัดครั้งที่ 1 และครั้งที่ 2

ครั้งที่ 1		ครั้งที่ 2	
แรงยก (g)	ความเร็วใบพัด (RPM)	แรงยก (g)	ความเร็วใบพัด (RPM)
5.55	15100	7.70	17000
6.15	15700	8.05	17500
6.90	16500	8.80	18150
7.70	16900	9.30	18700
8.25	17600	10.00	19300
8.85	18300	10.60	19700
9.25	18500	10.90	20000
9.90	19200	11.50	20400
10.35	19700	12.30	21000
11.00	20000	13.10	22000
11.70	21000	14.00	22500
12.00	21326	15.00	22800
12.30	21400	15.50	23600
12.60	21800	16.00	24100
13.00	21900	17.00	24800
13.45	22200	17.60	25100

ตารางที่ 4.6 การทดลองหาแรงขับของใบพัดครั้งที่ 3 และครั้งที่ 4

ครั้งที่ 3		ครั้งที่ 4	
แรงยก (g)	ความเร็วใบพัด (RPM)	แรงยก (g)	ความเร็วใบพัด (RPM)
6.05	15175	7.95	17224
6.70	16000	8.55	17840
7.10	16500	9.30	18519
7.60	17100	10.00	19153
8.20	17600	10.60	19752
8.70	18200	11.30	20271
9.10	18600	11.60	20725
9.50	19000	12.30	21253
9.90	19300	12.80	21570

เอกสารนี้เป็นเอกสารสงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.6 การทดลองหาแรงขับของใบพัดครั้งที่ 3 และครั้งที่ 4 (ต่อ)

ครั้งที่ 3		ครั้งที่ 4	
แรงยก (g)	ความเร็วใบพัด (RPM)	แรงยก (g)	ความเร็วใบพัด (RPM)
10.20	19550	13.00	21673
10.60	19970	13.30	21873
11.80	21000	13.30	21967
12.50	21620	14.50	22888
12.50	21940	15.30	23590
13.60	22800	16.40	24251
14.30	23200	17.00	24849

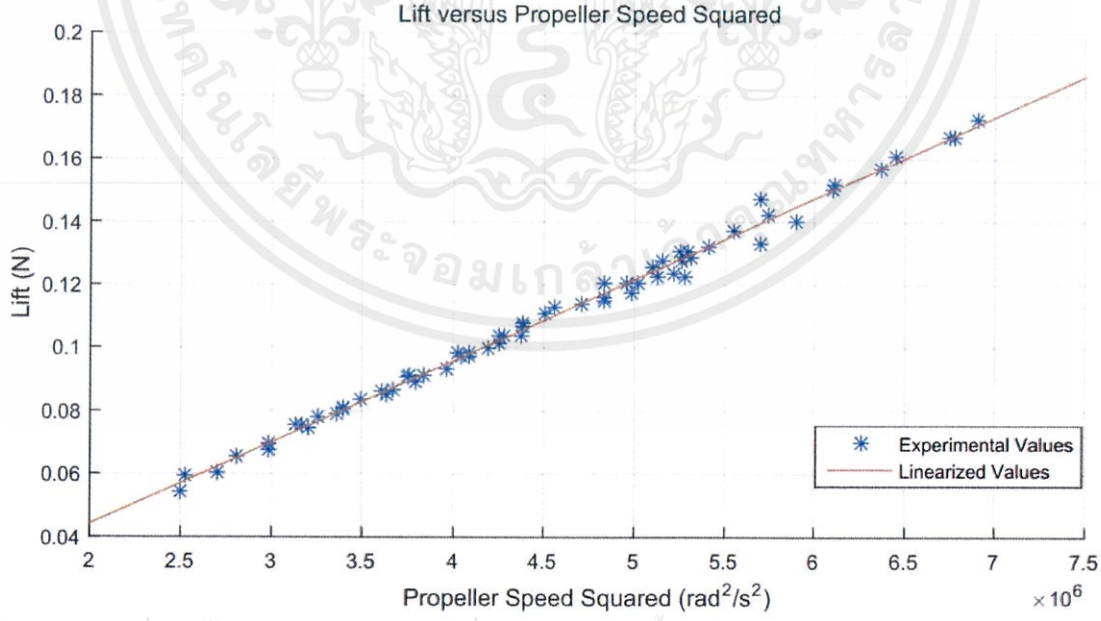
จากนั้นใช้วิธีการถดถอยเชิงเส้นเพื่อหาความสัมพันธ์ของชุดข้อมูลข้างต้น ได้ดังสมการที่ (4.5)

$$\tilde{F} = 2.58 \times 10^{-8}\tilde{\omega}^2 - 7.428 \times 10^{-3} \tag{4.5}$$

ค่าสัมประสิทธิ์แรงขับจะสามารถหาได้จาก

$$b = \frac{\partial F}{\partial \omega^2}$$
$$= 2.58 \times 10^{-8}\ N \cdot s^2$$

หากวาดกราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงยกและกำลังสองของความเร็วใบพัดโดยใช้ชุดข้อมูลจากการทดลอง และอ้างอิงจากสมการที่ (4.5) จะได้ดังรูปที่ 4.3

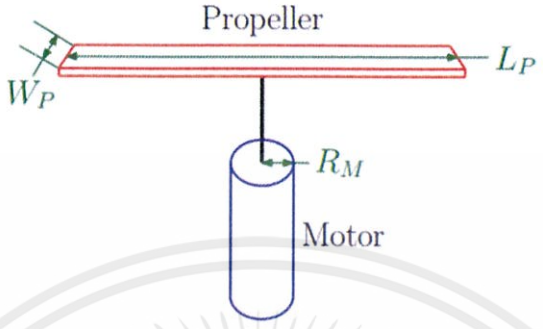


รูปที่ 4.3 ความสัมพันธ์ระหว่างแรงยกและกำลังสองของความเร็วใบพัด

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.1.3 การหาค่าโมเมนต์ความเฉื่อยเชิงมุมของมอเตอร์

มอเตอร์ที่ใช้เป็นมอเตอร์ที่มีรูปทรงเป็นทรงกระบอก การคำนวณหาโมเมนต์ความเฉื่อยเชิงมุมจะแบ่งเป็นสองส่วนคือ โมเมนต์ความเฉื่อยเชิงมุมของมอเตอร์ J_M และ โมนเมนต์ความเฉื่อยเชิงมุมของใบพัด J_P



รูปที่ 4.4 โครงสร้างของมอเตอร์และใบพัด

หาโมเมนต์ความเฉื่อยเชิงมุมของมอเตอร์ ซึ่งมีรูปทรงเป็นทรงกระบอกได้ดังสมการที่ (4.6)

$$J_M = \frac{1}{2} M_M R_M^2 \tag{4.6}$$

เมื่อ M_M คือ มวลของมอเตอร์ มีค่าเท่ากับ 4.83×10^{-3} kg

R_M คือ เส้นรัศมีของมอเตอร์ มีค่าเท่ากับ 4.25×10^{-3} m

และหาโมเมนต์ความเฉื่อยของใบพัด โดยประมาณให้ใบพัดมีลักษณะเป็นทรงสี่เหลี่ยมผืนผ้า ดังสมการที่ (4.7)

$$J_P = \frac{1}{12} M_P (W_P^2 + L_P^2) \tag{4.7}$$

เมื่อ W_P คือ ความกว้างของใบพัด มีค่าเท่ากับ 8.04×10^{-3} m

L_P คือ ความยาวของใบพัด มีค่าเท่ากับ 5.517×10^{-2} m

M_P คือ มวลของใบพัด มีค่าเท่ากับ 3.4×10^{-4} kg

ดังนั้น จากสมการที่ (4.6) และสมการที่ (4.7) จะได้ว่า

$$J = J_M + J_P$$
$$= 1.32 \times 10^{-7}\ N \cdot m \cdot s^2$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.2 การหาค่าโมเมนต์ความเฉื่อยรอบจุดกำเนิดของอากาศยาน

ในการหาค่าโมเมนต์ความเฉื่อยของอากาศยานจะแบ่งการคำนวนออกเป็น 3 ส่วนคือ โครงอากาศยานและแผงวงจร ใบพัดและมอเตอร์ทั้งสี่ตัว และแบตเตอรี่

4.2.1 โมเมนต์ความเฉื่อยของโครงอากาศยานและแผงวงจรไฟฟ้า

ทำการประมาณลักษณะโครงอากาศยานและแผงวงจรไฟฟ้าให้เป็นทรงสี่เหลี่ยมดังรูปที่ 4.5 และหาค่าโมเมนต์ความเฉื่อยของทั้งสามแกนได้ดังนี้

$$I_{F_x} = M_F\left(\frac{W_F^2}{12}+\frac{H_F^2}{12}\right)$$
$$= 1.55\times10^{-5}\ N\cdot m\cdot s^2$$
$$I_{F_y} = M_F\left(\frac{L_F^2}{12}+\frac{H_F^2}{12}\right)$$
$$= 1.55\times10^{-5}\ N\cdot m\cdot s^2$$
$$I_{F_z} = M_F\left(\frac{L_F^2}{12}+\frac{W_F^2}{12}\right)$$
$$= 2.87\times10^{-5} N\cdot m\cdot s^2$$

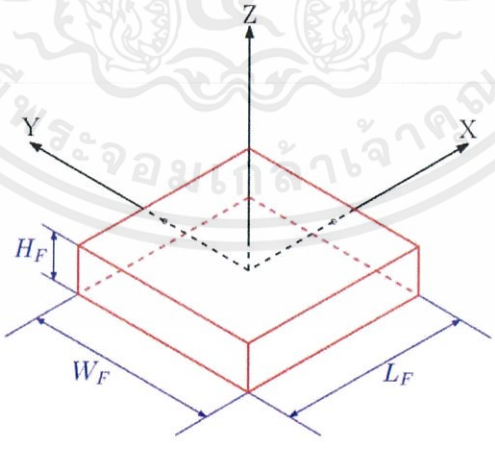
เมื่อ I_{F_i} คือ โมเมนต์ความเฉื่อยของโครงอากาศยานรอบแกน i

M_F คือ มวลของโครงอากาศยานและแผงวงจร มีค่าเท่ากับ 2.562×10^{-2} kg

W_F คือ ความกว้างของอากาศยาน มีค่าเท่ากับ 8.2×10^{-2} m

L_F คือ ความยาวของอากาศยาน มีค่าเท่ากับ 8.2×10^{-2} m

H_F คือ ความหนาหรือความสูงของอากาศยาน มีค่าเท่ากับ 2.373×10^{-2} m



รูปที่ 4.5 โครงสร้างอากาศยาน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.2.2 โมเมนต์ความเฉื่อยของแบตเตอรี่

ในการคำนวณหาค่าโมเมนต์ความเฉื่อยของแบตเตอรี่ใช้วิธีเดียวกันกับโครงอากาศยานดังรูปที่ 4.6 แต่จะต้องพิจารณาผลการเลื่อนแกนที่เกิดจากจุดศูนย์กลางมวลแบตเตอรี่ไม่อยู่ที่จุดกำเนิดด้วย

$$I_{B_x} = M_B\left(\frac{W_B^2}{12} + \frac{H_B^2}{12} + D_B^2\right)$$
$$= 5.82 \times 10^{-6} N \cdot m \cdot s^2$$
$$I_{B_y} = M_B\left(\frac{L_B^2}{12} + \frac{H_B^2}{12} + D_B^2\right)$$
$$= 7.52 \times 10^{-6} N \cdot m \cdot s^2$$
$$I_{B_z} = M_B\left(\frac{L_B^2}{12} + \frac{W_B^2}{12}\right)$$
$$= 3.58 \times 10^{-6}\ N \cdot m \cdot s^2$$

เมื่อ I_{B_i} คือ โมเมนต์ความเฉื่อยของแบตเตอรี่รอบแกน i

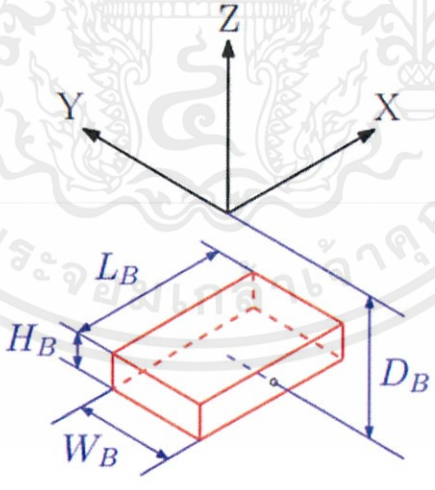
M_B คือ มวลของแบตเตอรี่ มีค่าเท่ากับ 1.75×10^{-2} kg

L_B คือ ความยาวของแบตเตอรี่ มีค่าเท่ากับ 4.25×10^{-2} m

W_B คือ ความกว้างของแบตเตอรี่ มีค่าเท่ากับ 2.55×10^{-2} m

H_B คือ ความสูงของแบตเตอรี่ มีค่าเท่ากับ 9.3×10^{-3} m

D_B คือ ระยะห่างจากจุดศูนย์กลางมวลของโครงอากาศยานถึงจุดศูนย์กลางมวลของแบตเตอรี่ มีค่าเท่ากับ 1.65×10^{-2} m



รูปที่ 4.6 โครงสร้างแบตเตอรี่

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.2.3 โมเมนต์ความเฉื่อยของมอเตอร์ทั้ง 4 ตัว

จากรูปที่ 4.7 เนื่องจากมอเตอร์ทั้ง 4 ตัว มีขนาด น้ำหนัก และระยะห่างจากจุดศูนย์กลางมวลของโครงอากาศยานเท่ากันทั้งหมดจึงคำนวณโมเมนต์ความเฉื่อยของมอเตอร์เพียงตัวเดียว จากนั้นอาศัยความสมมาตรของมอเตอร์ทั้ง 4 ตัว จะได้ว่า

$$I_{M_{1_x}} = I_{M_{2_y}} = I_{M_{3_x}} = I_{M_{4_y}}$$
$$I_{M_{1_y}} = I_{M_{2_x}} = I_{M_{3_y}} = I_{M_{4_x}}$$
$$I_{M_{1_z}} = I_{M_{2_z}} = I_{M_{3_z}} = I_{M_{4_z}}$$

มีวิธีการคำนวณหาค่าโมเมนต์ความเฉื่อยของมอเตอร์ดังต่อไปนี้

$$I_{M_{1_x}} = M_M \left(\frac{R_M^2}{4} + \frac{H_M^2}{12} \right)$$
$$= 1.88 \times 10^{-7} \ N \cdot m \cdot s^2$$
$$I_{M_{1_y}} = M_M \left(\frac{R_M^2}{4} + \frac{H_M^2}{12} + L_M^2 \right)$$
$$= 1.35 \times 10^{-5} \ N \cdot m \cdot s^2$$
$$I_{M_{1_z}} = M_M \left(\frac{R_M^2}{2} + L_M^2 \right)$$
$$= 1.34 \times 10^{-5} \ N \cdot m \cdot s^2$$

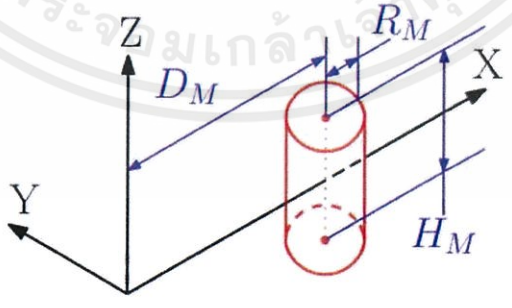
เมื่อ M_M คือ มวลของมอเตอร์ มีค่าเท่ากับ 4.83 x 10^{-3} kg

R_M คือ รัศมีของมอเตอร์ มีค่าเท่ากับ 4.25 x 10^{-3} m

H_M คือ ความสูงของมอเตอร์ มีค่าเท่ากับ 2.033 x 10^{-2} m

D_M คือ ระยะห่างจากจุดศูนย์กลางมวลของโครงอากาศยานถึงจุดศูนย์กลางมวลของมอเตอร์ มีค่าเท่ากับ 5.25 x 10^{-2} m

$I_{M_{ki}}$ คือ โมเมนต์ความเฉื่อยของมอเตอร์ตัวที่ k รอบแกน i



รูปที่ 4.7 โครงสร้างมอเตอร์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.2.4 โมเมนต์ความเฉื่อยทั้งหมดของอากาศยาน

จากการคำนวณหาค่าโมเมนต์ความเฉื่อยที่เกี่ยวข้องทั้งหมดข้างต้นจะได้ว่าโมเมนต์ความเฉื่อยของอากาศยานสี่ใบพัดคือ

$$\begin{aligned} I_{xx} &= I_{F_x} + I_{B_x} + 2I_{M_{1_x}} + 2I_{M_{1_y}} \\ &= 4.87 \times 10^{-5}\ N \cdot m \cdot s^2 \\ I_{yy} &= I_{F_y} + I_{B_y} + 2I_{M_{1_x}} + 2I_{M_{1_y}} \\ &= 5.04 \times 10^{-5}\ N \cdot m \cdot s^2 \\ I_{zz} &= I_{F_z} + I_{B_z} + 4I_{M_{1_z}} \\ &= 8.59 \times 10^{-5}\ N \cdot m \cdot s^2 \end{aligned}$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

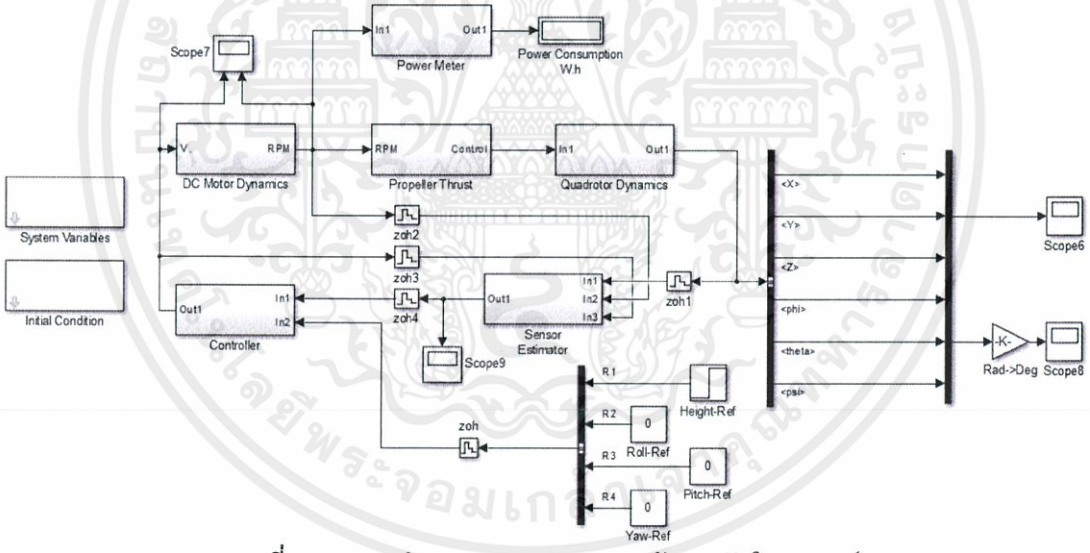
บทที่ 5
การจำลองและการทดลอง

ในบทนี้จะแสดงผลการนำตัวควบคุมที่ได้ออกแบบไว้ในบทที่ 3 ไปใช้ควบคุมระบบอากาศยานสี่ใบพัด โดยจะแบ่งออกเป็น 3 หัวข้อ คือ การจำลองการทำงานด้วยคอมพิวเตอร์ การทดลองวัดค่าสเตท และผลการทำงานด้วยอากาศยานสี่ใบพัดจริง

5.1 การสร้างแบบจำลองการทำงานด้วยคอมพิวเตอร์

การจำลองการทำงานด้วยคอมพิวเตอร์ เป็นวิธีที่มีประสิทธิภาพในการตรวจสอบความถูกต้องของแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ของอากาศยานสี่ใบพัด และยังสามารถทดสอบประสิทธิภาพการทำงานของตัวควบคุมที่ได้ออกแบบมา ว่าระบบจริงจะสามารถทำงานได้ตามเป้าหมายที่ต้องการหรือไม่ โดยการจำลองด้วยคอมพิวเตอร์นี้ ได้สร้างการจำลองขึ้นโดยใช้โปรแกรมแมทแลปและซิมูลิงค์

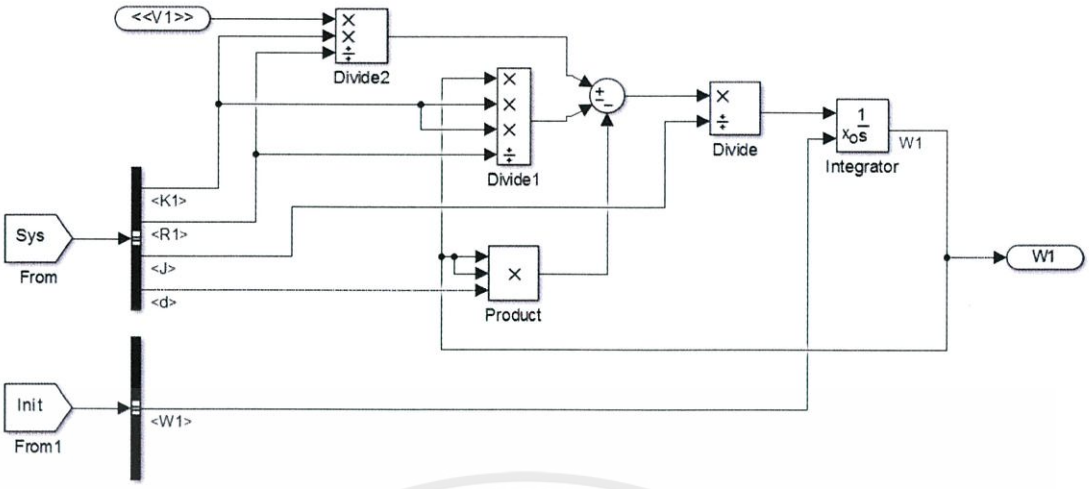
จากผังการควบคุมในรูปที่ 2.1 จะสามารถสร้างเป็นแบบจำลองการควบคุมแบบป้อนกลับในซิมูลิงค์ได้ดังรูปที่ 5.1



รูปที่ 5.1 แบบจำลองการควบคุมแบบป้อนกลับในซิมูลิงค์

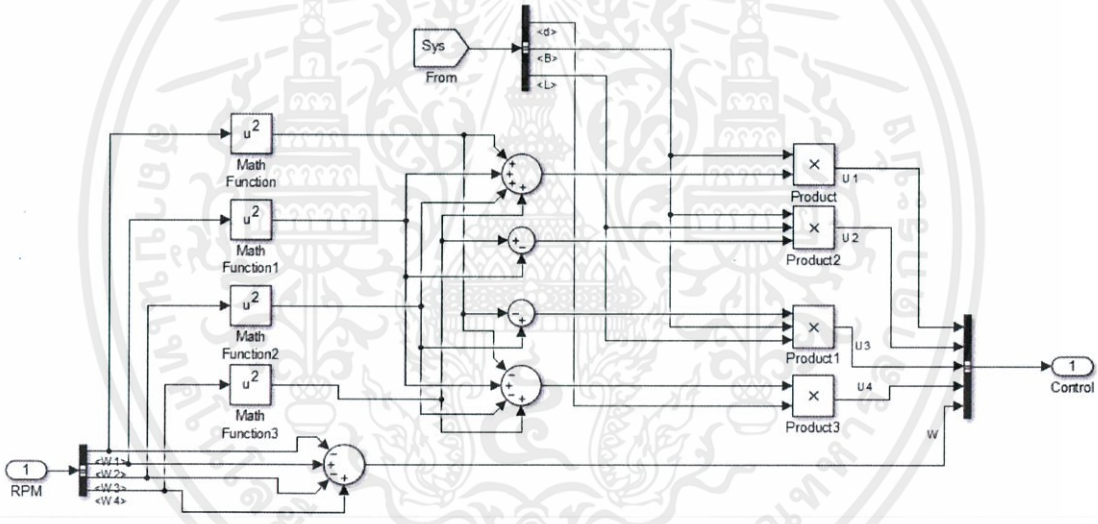
แบบจำลองดังกล่าวประกอบด้วยส่วนย่อยสำคัญ ได้แก่แบบจำลองมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง แบบจำลองความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วใบพัดและแรง แบบจำลองการทำงานของอากาศยานสี่ใบพัดแบบจำลองการทำงานของตัวสังเกตสเตท แบบจำลองการทำงานของตัวควบคุม โดยรายละเอียดของแต่ละระบบย่อยมีดังนี้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 5.2 แบบจำลองของมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง

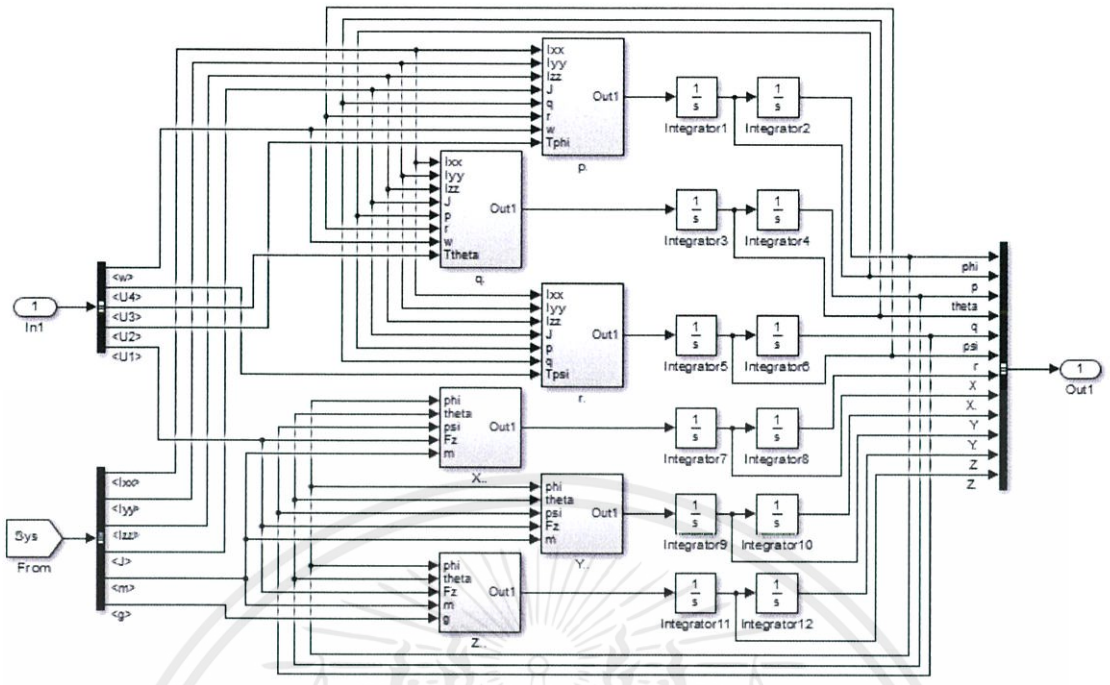
แบบจำลองมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงแต่ละตัวแสดงดังรูปที่ 5.2 ซึ่งจะมีผลตอบสนองตามสมการที่ (2.52) ซึ่งในระบบจะมีระบบย่อยนี้อยู่ด้วยกันทั้งหมด 4 ระบบ



รูปที่ 5.3 แบบจำลองความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วใบพัดและแรง

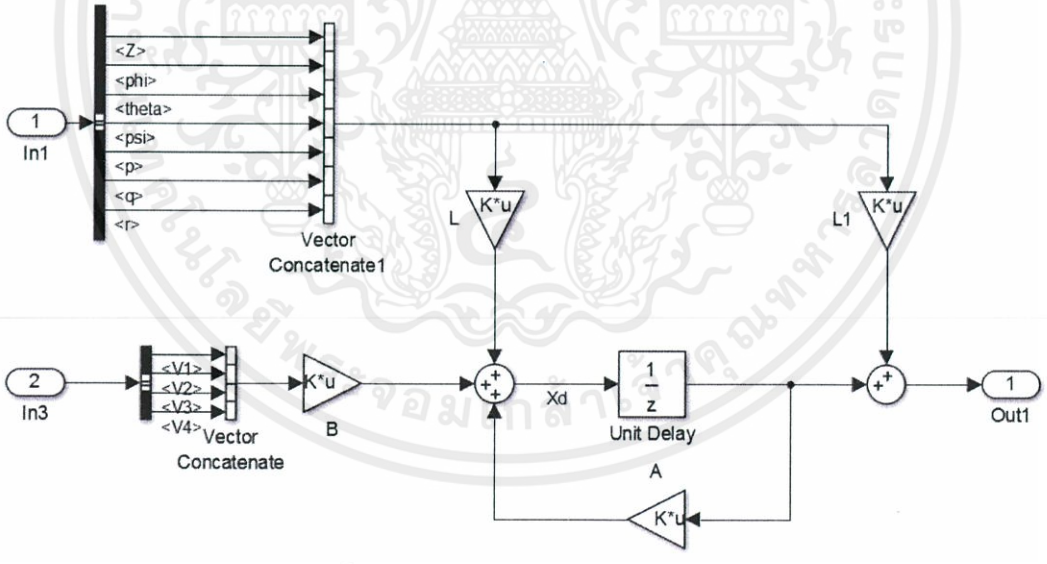
แบบจำลองผลของการหมุนของใบพัดแต่ละตัวแสดงดังรูปที่ 5.3 ซึ่งจะมีผลตอบสนองตามสมการที่ (3.11) ที่ก่อให้เกิดแรงและแรงบิดกระทำต่อตัวอากาศยาน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 5.4 แบบจำลองของอากาศยานสี่ใบพัด

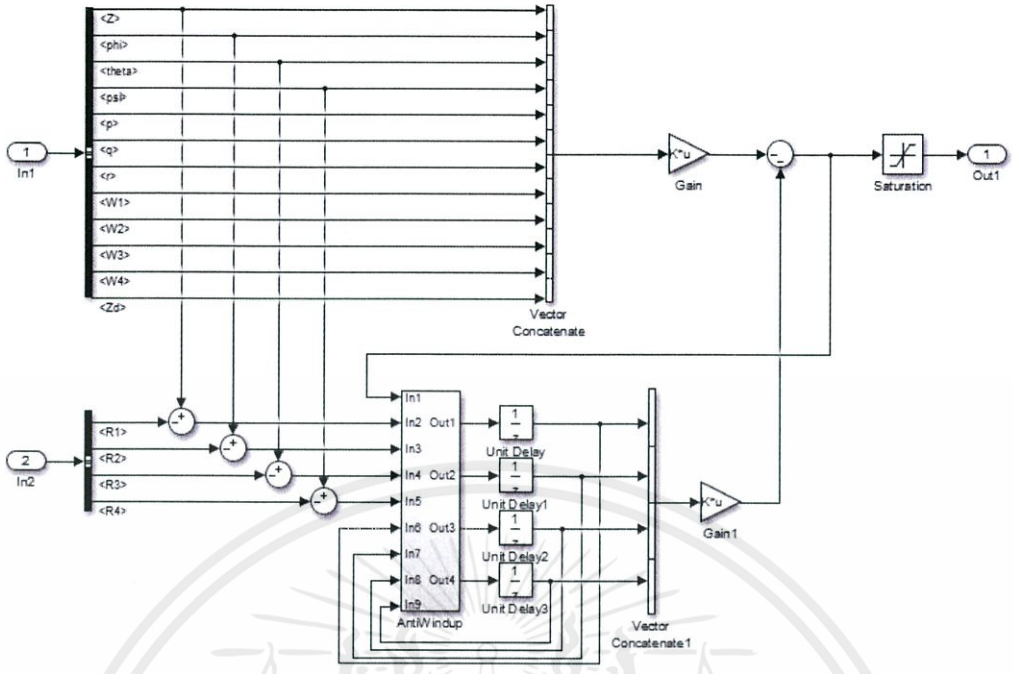
แบบจำลองการทำงานของอากาศยานสี่ใบพัดแสดงดังรูปที่ 5.4 ซึ่งจะตอบสนองต่อสเตทและแรงภายนอกตามระบบสมการอนุพันธ์ที่สมการที่ (3.15)



รูปที่ 5.5 แบบจำลองของตัวสังเกตสเตท

แบบจำลองการทำงานของตัวสังเกตสเตทแสดงดังรูปที่ 5.5 โดยออกแบบไว้ให้ทำงานตามสมการที่ (2.23)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



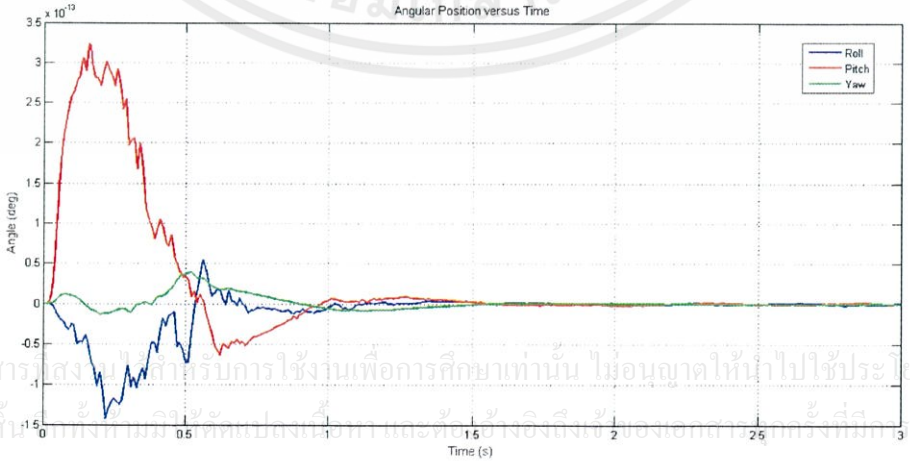
รูปที่ 5.6 แบบจำลองของตัวควบคุม

แบบจำลองการทำงานของตัวควบคุมแสดงดังรูปที่ 5.6 โดยออกแบบไว้ให้ตอบสนองต่อสเตทต่างๆ ตามสมการที่ (2.3) ใช้ค่าจากสมการที่ (3.23) และมีการใช้การป้องกันการสะสมของอินทิกรัล (Integral Anti-Windup) ในกรณีที่ตัวขับเกิดการอิ่มตัวด้วย

5.2 ผลการจำลอง

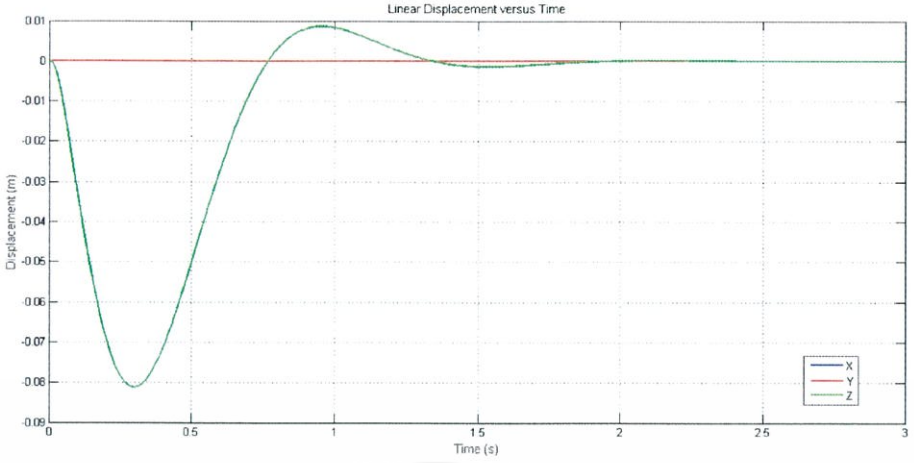
5.2.1 การจำลองครั้งที่ 1

เมื่อสร้างแบบจำลองในซิมูลิงค์ และใส่ค่าพารามิเตอร์ของระบบที่ได้จากในบทที่ 4 แล้ว จึงทำการจำลองการบินของอากาศยานสี่ใบพัดที่มีการควบคุมแล้วเป็นเวลา 3 วินาที โดยกำหนดค่าเริ่มต้นทุกอย่างเป็นศูนย์ และค่าเป้าหมายของความสูงและมุมทั้ง 3 มุมเป็นศูนย์ ได้ผลดังนี้



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น การทำซ้ำ ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

รูปที่ 5.7 ตำแหน่งเชิงมุมในการจำลองครั้งที่ 1

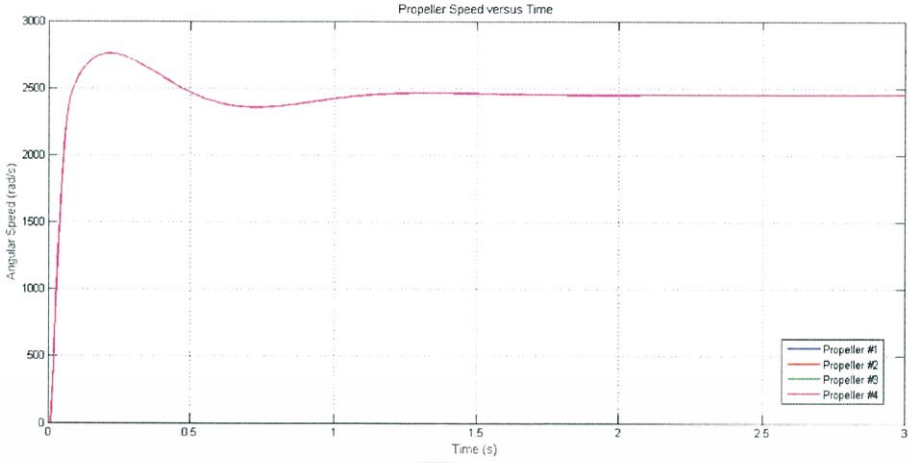


รูปที่ 5.8 ตำแหน่งเชิงเส้นในการจำลองครั้งที่ 1

ผลการจำลองการตอบสนองของอากาศยานสี่ใบพัดโดยใช้ตัวควบคุมที่ได้ออกแบบไว้ แสดงดังรูปที่ 5.7 และรูปที่ 5.8 ในส่วนของตำแหน่งเชิงมุมสามารถเข้าสู่สภาวะคงตัวได้ในเวลา 1 วินาที และมีค่าพุ่งเกินในระดับที่น้อยมาก ($3x10^{-13}$ องศา) และสำหรับตำแหน่งเชิงเส้น สามารถรักษาระดับความสูงได้ในเวลา 1.5 วินาทีในสภาวะตกอิสระ และมีค่าพุ่งเกินที่ -0.08 เมตร

รูปที่ 5.9 สัญญาณควบคุมแรงดันมอเตอร์ในการจำลองครั้งที่ 1

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

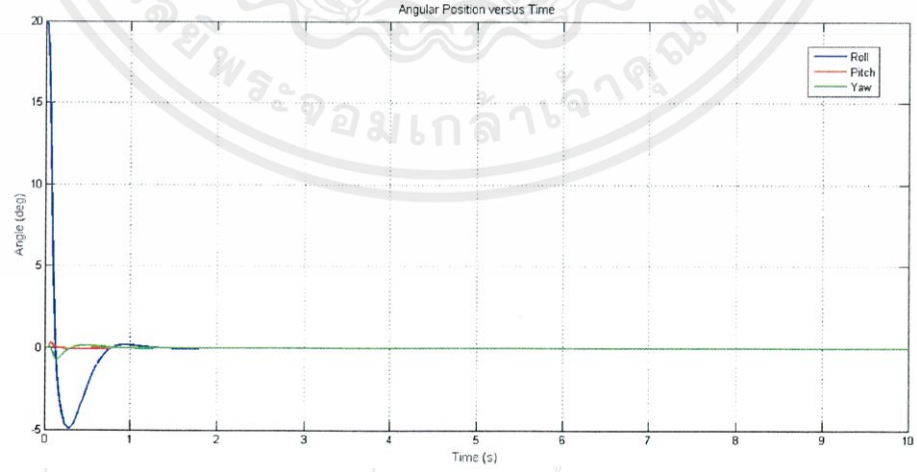


รูปที่ 5.10 ความเร็วใบพัดในการจำลองครั้งที่ 1

แรงดันที่ตัวควบคุมจ่ายให้กับมอเตอร์ แสดงในรูปที่ 5.9 และความเร็วใบพัดที่ตอบสนองต่อแรงดันที่จ่ายให้กับมอเตอร์แสดงในรูปที่ 5.10 สังเกตได้ว่าในแต่ละรูปมีเส้นกราฟเพียงหนึ่งเส้นเท่านั้น แต่ในความเป็นจริงมีกราฟผลตอบสนองจากมอเตอร์แต่ละตัวอยู่กราฟละสี่เส้น แต่เนื่องจากการจำลองอยู่บนสมมติฐานที่ว่ามอเตอร์ทั้ง 4 ตัวมีคุณสมบัติเหมือนกันทุกประการ จึงทำให้กราฟผลการจำลองเสมือนว่ามีมอเตอร์อยู่เพียงตัวเดียว เนื่องจากมอเตอร์ทุกตัวได้รับการกระตุ้นที่เท่ากัน และได้ใช้พลังงานในการทำงานไปทั้งสิ้น 0.03 W·h

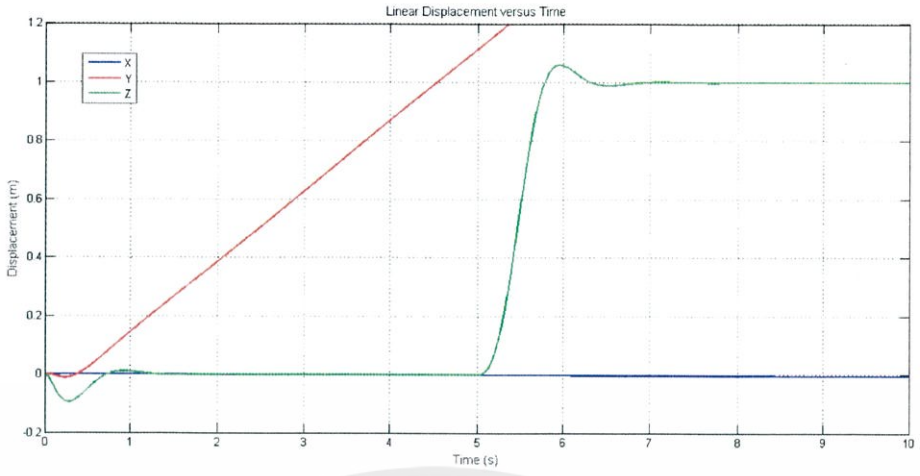
5.2.2 การจำลองครั้งที่ 2

ในการจำลองครั้งที่ 2 ได้กำหนดให้อากาศยานสี่ใบพัดมีค่าเริ่มต้นที่ไม่เป็นศูนย์ คือให้ค่ามุมโรลเริ่มต้นเป็น 20 องศา รวมทั้งเปลี่ยนค่าความสูงเป้าหมายเป็น 1 เมตรเมื่อเวลาผ่านไป 5 วินาที แล้วทำการจำลองเป็นเวลา 10 วินาที ได้ผลดังนี้



รูปที่ 5.11 ตำแหน่งเชิงมุมในการจำลองครั้งที่ 2

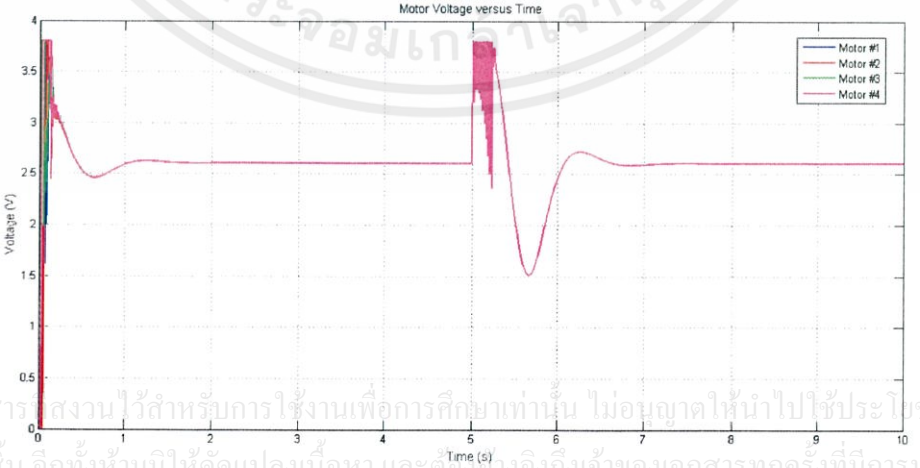
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 5.12 ตำแหน่งเชิงเส้นในการจำลองครั้งที่ 2

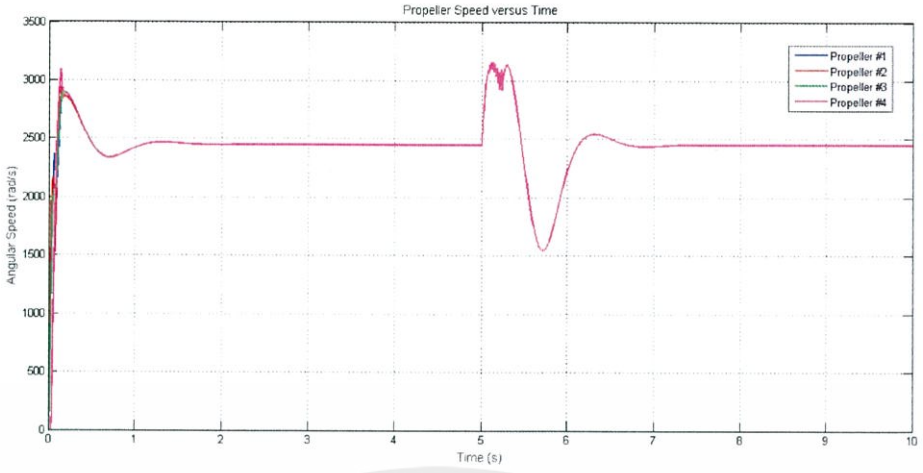
ผลการจำลองการตอบสนองของอากาศยานสี่ใบพัดโดยใช้ตัวควบคุมที่ได้ออกแบบไว้ในสภาวะที่ค่าเริ่มต้นไม่เป็นศูนย์รวมทั้งมีการรบกวนจากภายนอกแสดงดังรูปที่ 5.11 และรูปที่ 5.12 ในส่วนของตำแหน่งเชิงมุมสามารถเข้าสู่สภาวะคงตัวได้ในเวลา 1.5 วินาที และมีค่าพุ่งเกินที่ 25% คิดเป็น 5 องศา และสำหรับตำแหน่งเชิงเส้น สามารถรักษาระดับความสูงเริ่มต้นได้ในเวลา 2 วินาที และมีค่าพุ่งเกินที่ -0.1 เมตร และเมื่อมีการเปลี่ยนค่าเป้าหมาย อากาศยานสามารถรักษาระดับความสูงได้ในเวลา 2 วินาที และมีค่าพุ่งเกินที่ 5% คิดเป็นระดับความสูง 0.05 เมตร

จะสังเกตได้ว่าตำแหน่งเชิงเส้นในแกน Y มีค่าเพิ่มขึ้นตลอดเวลา เนื่องจากการกำหนดมุมโรลเริ่มต้นเป็น 20 องศา ส่งผลให้อากาศยานมีความเร่งตามแกน Y จนกระทั่งมุมโรลกลับเข้าสู่สภาวะคงตัวที่ 0 องศา แต่ยังมีความเร็วเชิงเส้นหลงเหลืออยู่ ซึ่งหากต้องการให้ตัวควบคุมสามารถรักษาตำแหน่งเชิงเส้นตามแกน X และ Y ได้ จำเป็นที่จะต้องให้ผู้ควบคุมเป็นผู้บังคับเอง หรือสร้างตัวควบคุมระดับสูงที่มีเซนเซอร์ตรวจจับระยะตามแกน X และ Y ได้ซึ่งอยู่นอกเหนือขอบเขตของปริญญานิพนธ์นี้



เอกสารนี้เป็นเอกสารสงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

รูปที่ 5.13 แรงดันมอเตอร์ในการจำลองครั้งที่ 2



รูปที่ 5.14 ความเร็วใบพัดในการจำลองครั้งที่ 2

แรงดันที่ตัวควบคุมจ่ายให้กับมอเตอร์แสดงดังรูปที่ 5.13 และความเร็วใบพัดที่ตอบสนองต่อแรงดันที่จ่ายให้กับมอเตอร์แสดงดังรูปที่ 5.14 จะสังเกตได้ว่าแรงดันที่จ่ายให้กับมอเตอร์จะเกิดการอิ่มตัวขึ้นเป็นช่วงเวลาหนึ่งเมื่อเกิดการรบกวนสมดุลของตัวอากาศยาน ซึ่งในที่นี้เป็นการเปลี่ยนค่าเป้าหมาย และตัวควบคุมพยายามจะนำระบบกลับเข้าสู่สภาวะสมดุล จึงจำเป็นที่จะต้องมีการป้องกันการสะสมของตัวอินทิกรัลในตัวควบคุมด้วยเพื่อปรับปรุงผลตอบสนองให้ดีขึ้น และได้ใช้พลังงานในการทำงานไปทั้งสิ้น 0.03209 W·h

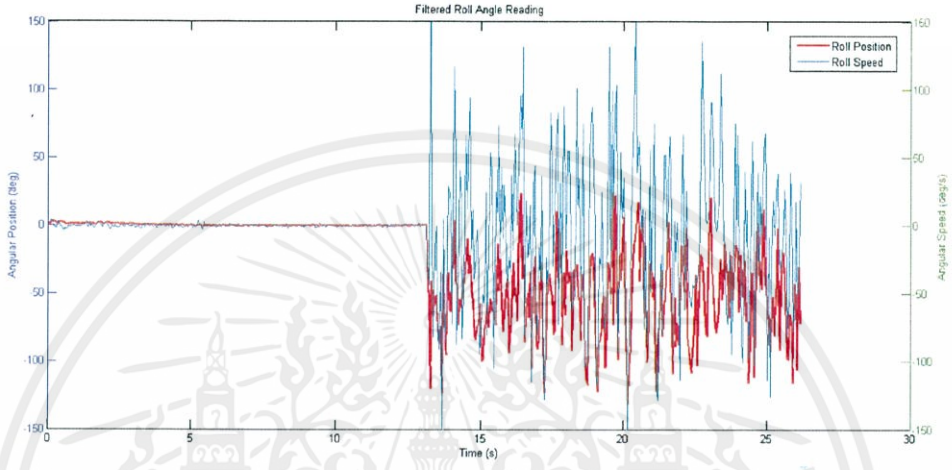
5.3 ผลการทดลองการทำงานของเซนเซอร์

การหาค่าตัวแปรสเตทได้อยากแม่นยำและรวดเร็วถือเป็นสิ่งสำคัญ ที่จะทำให้ระบบมีสมรรถนะตามที่ผู้ออกแบบได้ตั้งไว้ หากเซนเซอร์อ่านค่าได้ผิดพลาดหรือตอบสนองต่อการเปลี่ยนแปลงได้ช้า สมรรถนะของระบบก็จะช้าและแย่ลงตามไปด้วย ในส่วนนี้จะแสดงผลการรับค่าสเตทโดยนำข้อมูลที่ได้จากเซนเซอร์ไปประมวลผลผ่านตัวกรองคาลมาน

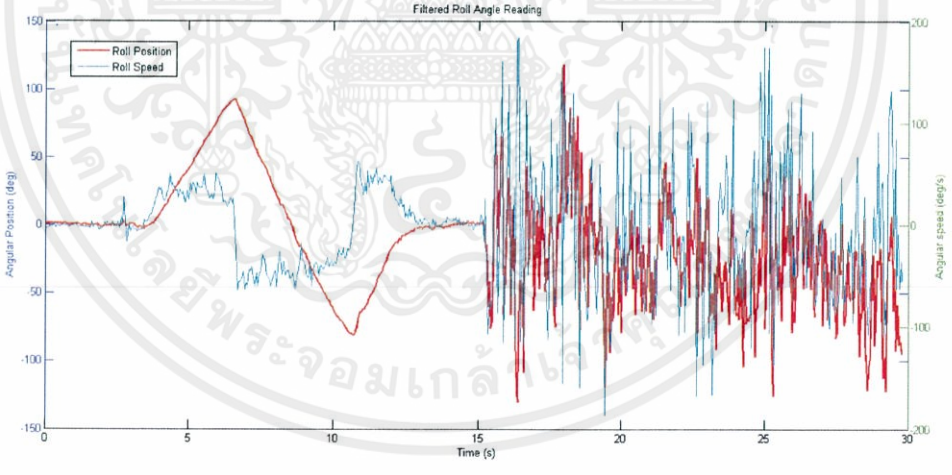
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

5.3.1 การรับค่ามุมโรล มุมพิทช์ และความเร็วเชิงมุม

เมื่อทำการรับค่าความเร็วเชิงมุมและความเร่งเชิงเส้นจากเซนเซอร์มาแล้ว นำข้อมูลที่ได้ในการชักตัวอย่างแต่ละครั้งมาประมวลผลผ่านตัวกรองคาลมาน จากนั้นนำมาเขียนเป็นกราฟเทียบกับเวลา โดยทดลองวางเซนเซอร์ไว้อยู่กับที่ จากนั้นเปิดมอเตอร์เพื่อจำลองสถานการณ์บินจริงที่จะมีผลกระทบต่อค่าที่อ่านได้จากเซนเซอร์ และทดลองโดยการหมุนอากาศยานไปเป็นมุม +90° จนถึง -90° ได้ผลการรับค่าเฉพาะมุมโรลดังนี้



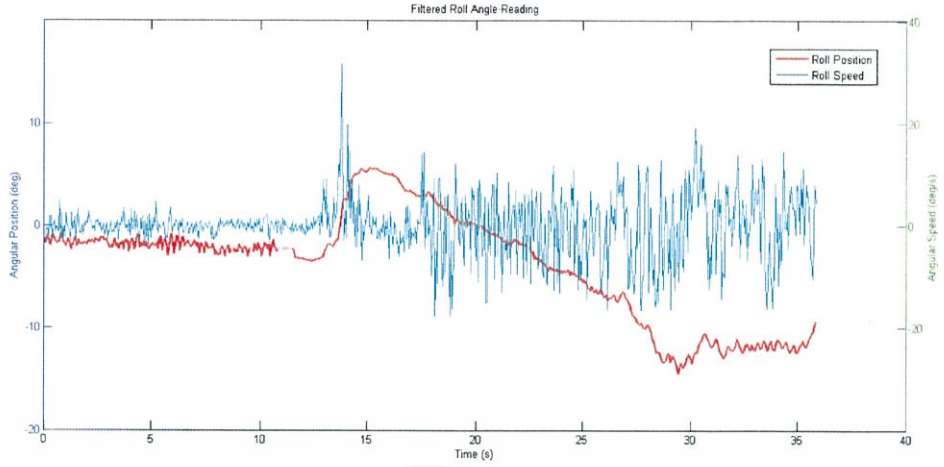
รูปที่ 5.15 มุมโรลและความเร็วเชิงมุมเมื่ออยู่กับที่



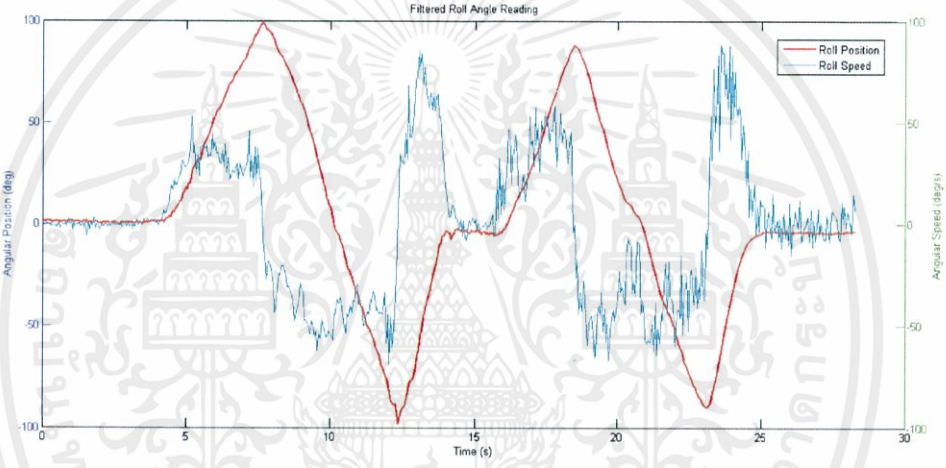
รูปที่ 5.16 มุมโรลและความเร็วเชิงมุมเมื่อมีการหมุน

จากรูปที่ 5.15 และรูปที่ 5.16 พบว่าก่อนที่จะเปิดมอเตอร์ ค่ามุมโรลที่อ่านได้มีค่าตามที่คาดการณ์ไว้ แต่หลังจากเปิดมอเตอร์ พบว่าสัญญาณรบกวนที่เกิดขึ้นจากการสั่นของมอเตอร์มีขนาดสูงมากจนค่าที่อ่านได้ไม่สามารถนำไปใช้ได้ จึงต้องทำการปรับค่าพารามิเตอร์ของตัวกรองคาลมาน ให้เมทริกซ์ $\boldsymbol{Q}$ และ $\boldsymbol{R}$ ก่อนและหลังการเปิดมอเตอร์เป็นค่าที่เหมาะสมกับสัญญาณรบกวนในระบบ จากนั้นจึงทดลองเก็บค่าใหม่ ได้ผลดังนี้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งไม่อนุญาตให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 5.17 มุมโรลและความเร็วเชิงมุมเมื่ออยู่กับที่หลังปรับแก้



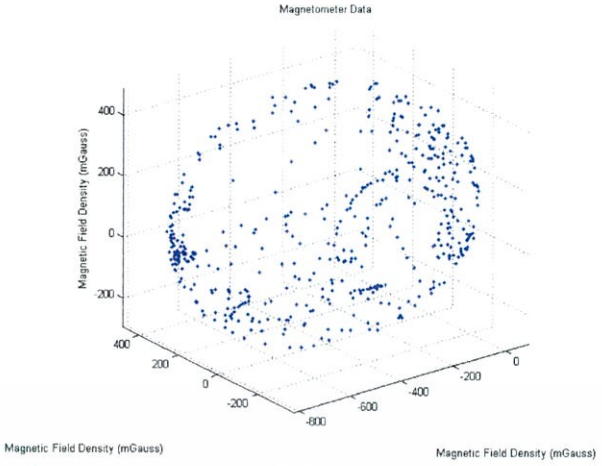
รูปที่ 5.18 มุมโรลและความเร็วเชิงมุมเมื่อมีการหมุนหลังปรับแก้

จากรูปที่ 5.17 และรูปที่ 5.18 จะเห็นได้ว่าค่ามุมที่อ่านได้ดีขึ้นอย่างเห็นได้ชัด โดยจะพบว่าเมื่ออากาศยานมีการหมุนไปมา ค่าที่อ่านได้จะมีลักษณะที่ใกล้เคียงกับค่าที่คาดการณ์ไว้ มากกว่าค่าที่อ่านได้เมื่ออากาศยานไม่มีการหมุน เนื่องจากลักษณะของเซนเซอร์วัดความเร็วเชิงมุม จะมีการเบี่ยงเบนอยู่ตลอดเวลา และเห็นผลได้ชัดเมื่อเซนเซอร์มีการเคลื่อนไหวไม่มาก

5.3.2 การรับค่ามุมยอว์และความเร็วเชิงมุม

การรับค่ามุมยอว์จะอ้างอิงกับทิศเหนือโลกเป็นหลัก โดยใช้ข้อมูลจากเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก แต่ตัวเซนเซอร์เองถูกรบกวนได้ง่ายจากแหล่งกำเนิดสนามแม่เหล็กต่างๆ โดยหากนำเซนเซอร์วัดขนาดของสนามแม่เหล็กที่มีขนาดคงที่และอยู่ในระยะอนันต์ เมื่อทำการหมุนตัวเซนเซอร์ไปรอบๆ ค่าที่อ่านได้ควรจะสามารถสร้างเป็นกราฟที่มีลักษณะเป็นทรงกลมที่มีจุดศูนย์กลางที่จุดกำเนิดได้ แต่ในการนำไปใช้งานจริงจะมีการรบกวนต่างๆ และทำให้ค่าที่อ่านได้มีลักษณะเป็นวงรีและมีจุดศูนย์กลางที่เลื่อนออกไปจากจุดกำเนิด เห็นได้จากค่าที่วัดได้ดังรูปที่ 5.19

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งไม่อนุญาตให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 5.19 ข้อมูลจากเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็ก

การปรับแก้ค่าที่อ่านได้จากเซนเซอร์สามารถทำได้โดยประมาณว่าแหล่งรบกวนมีลักษณะคงที่ จึงสามารถสร้างสมการเพื่อปรับแก้ค่าได้ดังสมการที่ (5.1)

$$\widetilde{M}_{3\times1} = M_{c_{3\times3}}\left(M_{z_{3\times1}} - M_{o_{3\times1}}\right) \tag{5.1}$$

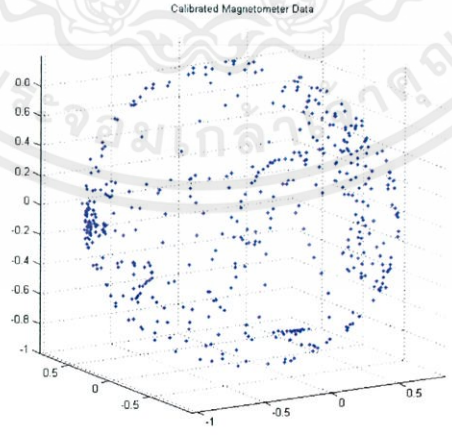
เมื่อ $\widetilde{M}$ คือ ค่าที่ปรับแก้แล้ว

M_z คือ ค่าที่วัดได้

M_o คือ ค่าแก้จุดกำเนิด

M_c คือ ค่าความเยื้องของวงรี

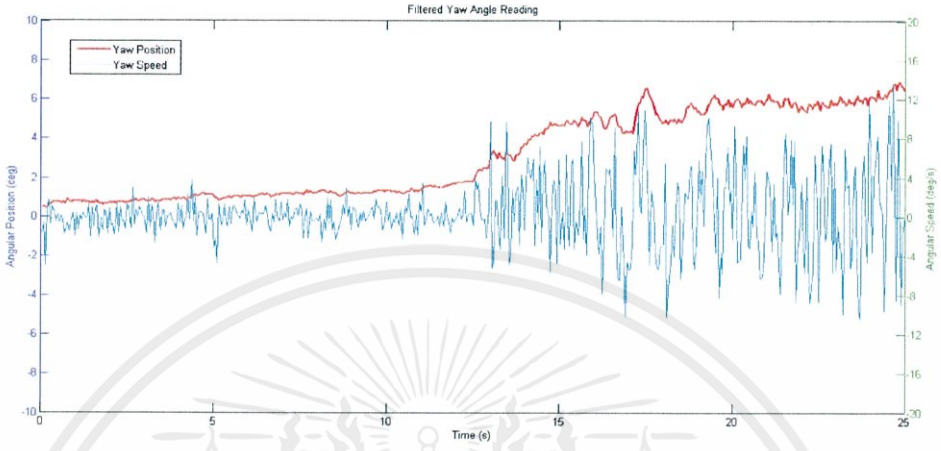
จากนั้นนำข้อมูลดิบที่เก็บได้หาค่าพารามิเตอร์ของทรงรี เพื่อใช้ในการจัดเข้ารูปทรงรี (Ellipsoid Fitting) และหาพารามิเตอร์ที่เกี่ยวข้อง หลังจากปรับแก้แล้วจะได้การกระจายข้อมูลที่วัดได้เป็นทรงกลมมากขึ้นดังรูปที่ 5.20



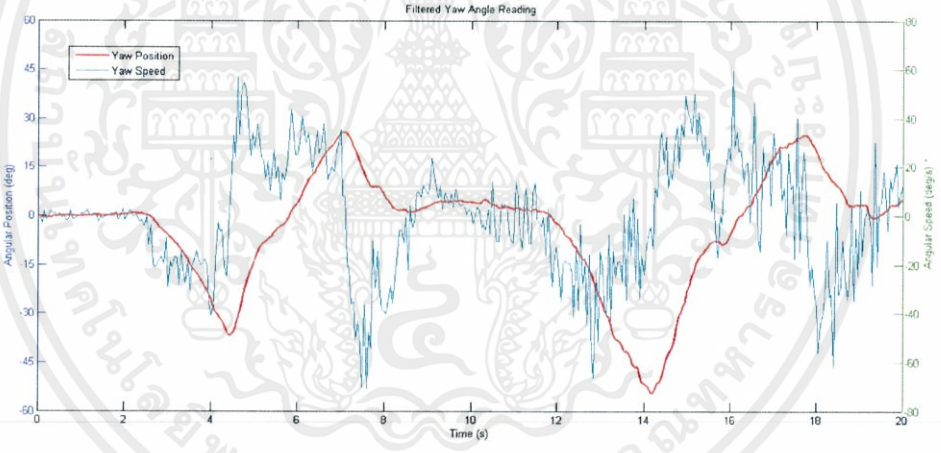
รูปที่ 5.20 ข้อมูลจากเซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็กหลังปรับแก้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เมื่อทำการปรับแก้ค่าที่อ่านได้จากเซนเซอร์แล้ว จึงทดลองรับค่ามุมยอว์ที่อ่านได้โดยทดลองวางเซนเซอร์ไว้อยู่กับที่แล้วเก็บค่าที่อ่านได้ จากนั้นเปิดมอเตอร์เพื่อจำลองสถานการณ์บินจริงที่จะมีผลกระทบต่อค่าที่อ่านได้จากเซนเซอร์ และทดลองโดยการหมุนอากาศยานไปเป็นมุม -45° จนถึง +45° ได้ผลการรับค่าดังรูปที่ 5.21 และรูปที่ 5.22



รูปที่ 5.21 มุมยอว์และความเร็วเชิงมุมเมื่ออยู่กับที่



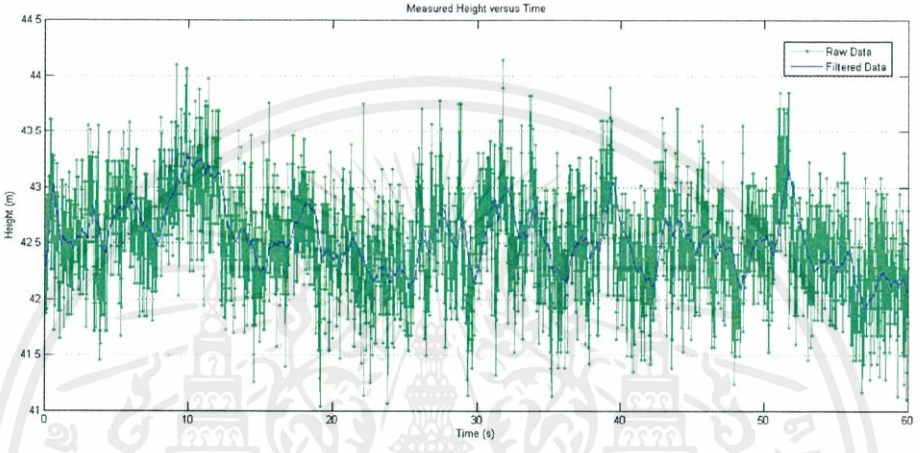
รูปที่ 5.22 มุมยอว์และความเร็วเชิงมุมเมื่อมีการหมุน

จากรูปที่ 5.21 และรูปที่ 5.22 จะเห็นได้ว่าค่ามุมที่อ่านได้ยังมีสัญญาณรบกวนอยู่ คือ มีการเบี่ยงออกจากค่าที่คาดไว้เมื่อเวลาผ่านไป รวมทั้งค่าที่อ่านได้ยังตอบสนองได้ผิดพลาดจากค่าที่คาดไว้ ข้อมูลที่อ่านได้จึงยังไม่เหมาะแก่การนำไปใช้งานจริง

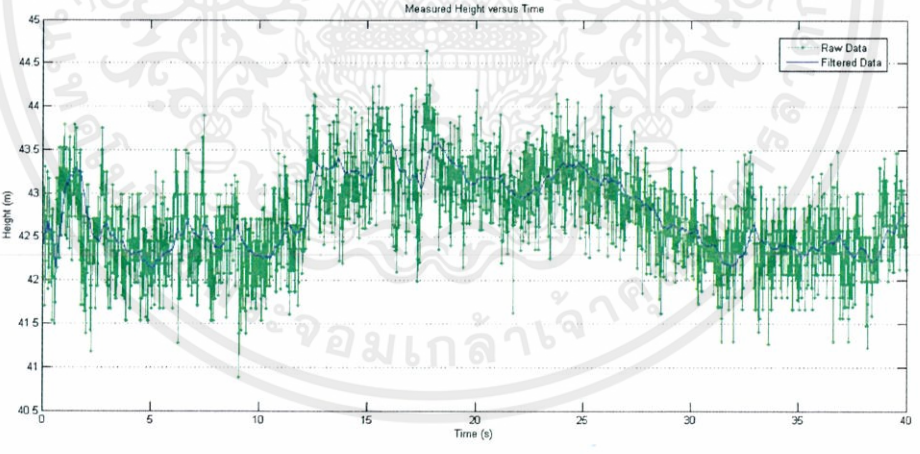
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

5.3.3 การรับค่าความสูง

จากการทดลองรับค่าความสูงด้วยเซนเซอร์วัดความกดอากาศ พบว่าข้อมูลที่วัดได้มีค่าความละเอียดที่ต่ำมาก จึงนำข้อมูลได้วัดได้ผ่านการประมวลผลด้วยตัวกรองคาลมานเพื่อปรับปรุงคุณภาพของข้อมูล หลังจากนั้นจึงทดลองรับค่าความสูงโดยวางอากาศยานไว้กับที่จากนั้นวัดค่าความสูงที่อ่านได้ ได้ผลการทำงานดังรูปที่ 5.23 แล้วทำการทดลองโดยการวางอากาศยานไว้กับที่เป็นเวลา 10 วินาที จากนั้นค่อยๆ ยกตัวอากาศยานขึ้นให้สูงขึ้นเป็นระยะทาง 1 เมตรเป็นเวลา 10 วินาที แล้วจึงนำอากาศยานกลับลงมาที่ระดับความสูงเดิม ได้ผลการทดลองดังรูปที่ 5.24



รูปที่ 5.23 ความสูงเมื่ออยู่กับที่



รูปที่ 5.24 ความสูงเมื่อมีการเคลื่อนที่

จากรูปที่ 5.23 จะเห็นได้ว่าข้อมูลที่ผ่านการกรองแล้วยังคงมีสัญญาณรบกวนอยู่ในขนาดที่มาก พบว่าค่าเบี่ยงเบนมาตรฐาน (Standard Deviation) ของข้อมูลดิบมีค่า 0.4604 เมตร และค่าเบี่ยงเบนมาตรฐานของข้อมูลที่ผ่านการกรองแล้วมีค่า 0.2750 เมตร ซึ่งถือว่าเป็นการปรับปรุงที่ดีขึ้น แต่ยังไม่เพียงพอต่อการนำไปใช้งานจริง

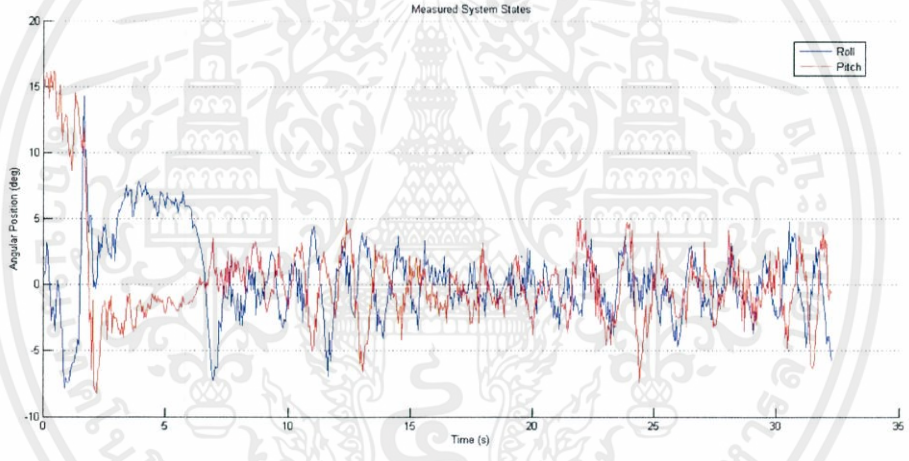
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

5.4 ผลการทดลองควบคุมอากาศยานสี่ใบพัด

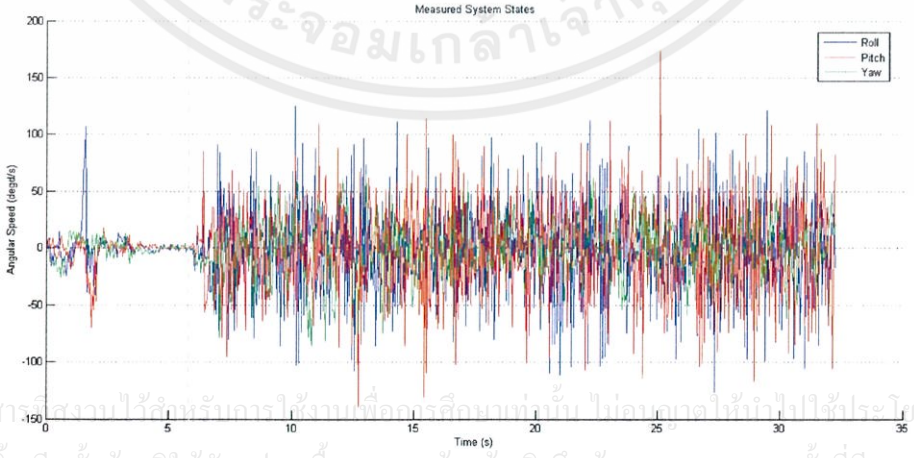
จากบทที่ 5.3 จะเห็นได้ว่าค่าสเตทที่อ่านได้หลายๆ ค่า มีสัญญาณรบกวนปนอยู่มาก โดยเฉพาะในส่วนของการรับค่าความสูง เมื่อนำอากาศยานไปทดลองบินจริง พบว่าไม่สามารถควบคุมอากาศยานได้ และผลตอบสนองมีการลู่ออก จึงจำเป็นต้องออกแบบตัวควบคุมใหม่โดยตัดสเตทที่ไม่สามารถวัดค่าได้อย่างแม่นยำออกไปคือ ความสูง อนุพันธ์ของความสูง และมุมยอว์ จากนั้นจึงคำนวณหาตัวควบคุมและตัวสังเกตสเตทที่เหมาะสมใหม่ดังสมการที่ (2.3) โดย

$$\boldsymbol{x}_{\mathbf{p}} = \begin{bmatrix} \phi & \theta & \dot{\phi} & \dot{\theta} & \dot{\psi} & \omega_1 & \omega_2 & \omega_3 & \omega_4 \end{bmatrix}^T \tag{5.2}$$

จากนั้นจึงทดลองนำอากาศยานไปบินจริงอีกครั้ง พบว่าอากาศยานสี่ใบพัดสามารถรักษาสมดุลไว้ได้ในช่วงแรก โดยผลตอบสนองจะดีที่สุดทันทีที่เริ่มทำงาน สามารถนำตัวอากาศยานให้ทรงตัวขนานกับพื้นโลกได้ หลังจากเวลาผ่านไปผลตอบสนองจะเริ่มแย่ลงและควบคุมไม่ได้ในที่สุด โดยในการทดลองการบิน ได้มีการจำกัดความอิสระในการเคลื่อนที่ของตัวอากาศยานไว้ เพื่อไม่ให้เกิดความเสียหาย ได้ผลการทดลองดังนี้

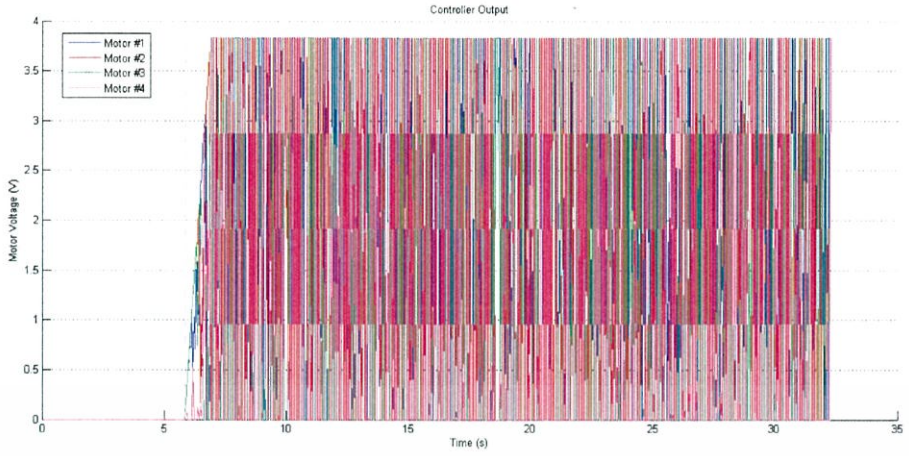


รูปที่ 5.25 มุมโรลและมุมพิทช์ในการทำงานจริง

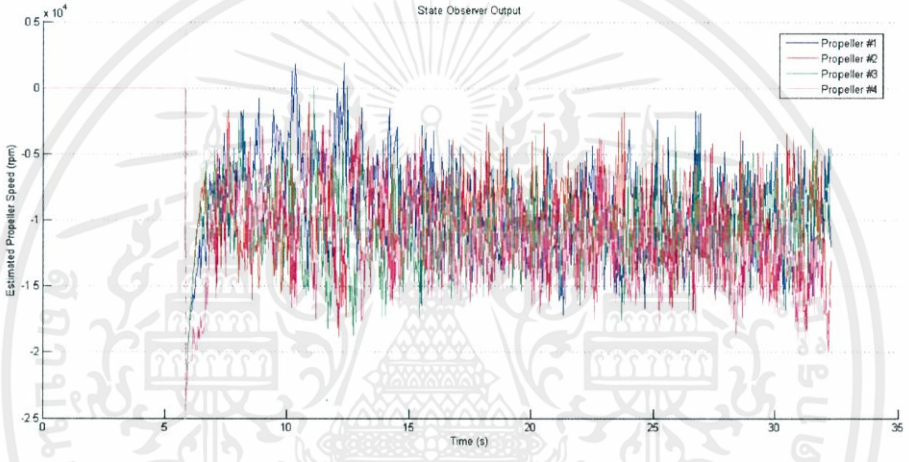


เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

รูปที่ 5.26 ความเร็วเชิงมุมของอากาศยานสี่ใบพัดในการทำงานจริง



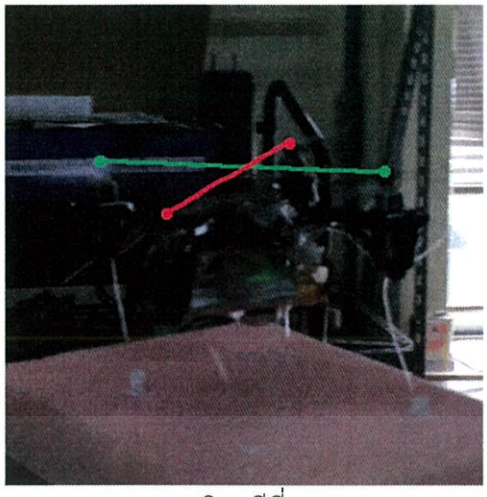
รูปที่ 5.27 สัญญาณควบคุมแรงดันมอเตอร์ในการทำงานจริง



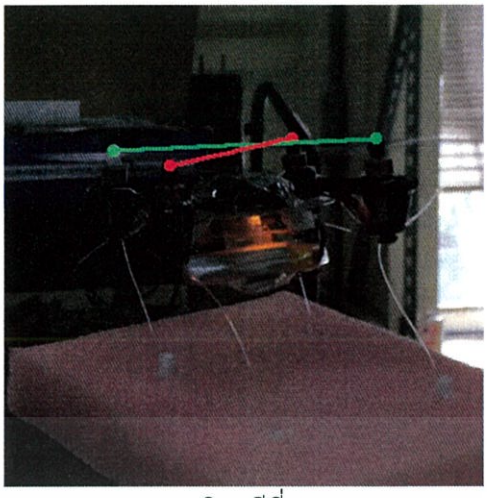
รูปที่ 5.28 ความเร็วใบพัดจากตัวสังเกตสเตทในการทำงานจริง

จากรูปที่ 5.25 พบว่าทันทีที่เริ่มทำงาน อากาศยานสามารถเข้าสู่สมดุลคือ มุมโรลและมุมพิทช์เป็นศูนย์ได้ในเวลา 2 วินาที แต่จากการสังเกตผลตอบสนองจริงเทียบกับค่าสเตทที่วัดได้ดังกราฟข้างต้น พบว่าค่าที่วัดได้มีค่าต่างจากความเป็นจริง มีผลการตอบสนองคล้าย รูปที่ 5.17 คือ มุมที่อ่านได้มีการเบนออกเป็นมุมเล็กๆ ที่เพิ่มขึ้นตลอดเวลา ซึ่งในช่วงวินาทีที่ 30 ระนาบของอากาศยานได้เบนออกจาก 0° ไปแล้วสังเกตได้จากการเปรียบเทียบรูปที่ 5.29 และรูปที่ 5.25 แต่ข้อมูลที่อ่านได้ยังอยู่รอบ 0° แต่จากรูปที่ 5.25 พบว่าตัวควบคุมสามารถรักษาสมดุลด้วยข้อมูลเชิงตัวเลขที่รับเข้ามาได้ จึงคาดการณ์ได้ว่า หากสเตทที่รับค่าได้มีค่าตรงกับสเตทจริง ตัวอากาศยานก็จะสามารถบินอย่างมีเสถียรภาพได้

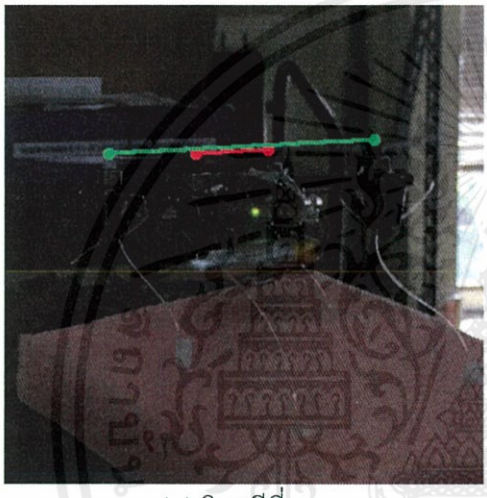
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



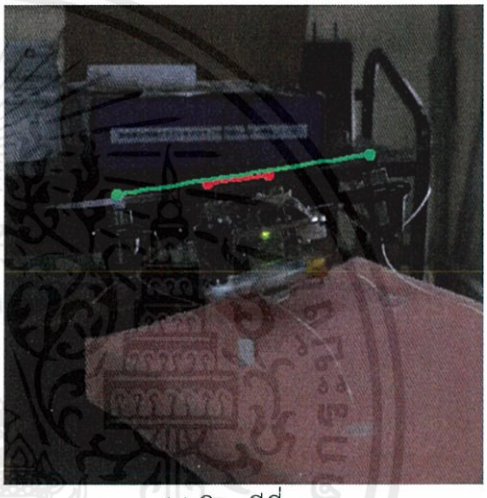
(ก) วินาทีที่ 10



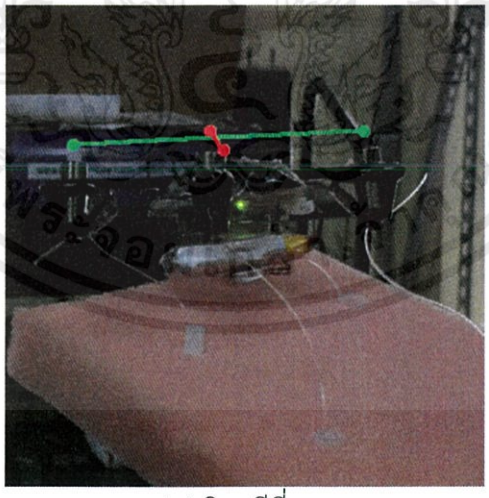
(ข) วินาทีที่ 15



(ค) วินาทีที่ 20



(ง) วินาทีที่ 25



(จ) วินาทีที่ 30

รูปที่ 5.29 ภาพถ่ายขณะทดลองบินจริง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 6
สรุปผลการดำเนินงาน

6.1 สรุปผลการดำเนินงาน

เป้าหมายของการทำปริญญานิพนธ์นี้คือ การสร้างแบบจำลองอากาศยานสี่ใบพัดในปริภูมิสเตทเชิงเส้น และสร้างอากาศยานสี่ใบพัดขนาดเล็กต้นแบบเพื่อทดลองควบคุมให้สามารถบินได้อย่างมีเสถียรภาพทั้งในการจำลองด้วยคอมพิวเตอร์และการทำงานจริง

ผลจากการจำลองผ่านโปรแกรมแมทแลปเครื่องมือซิมูลิงค์ภายใต้เงื่อนไขต่างๆ ว่า

- พารามิเตอร์ต่างๆ ของอากาศยานสี่ใบพัดจริงมีค่าตรงกันกับค่าที่ได้จากการคำนวณและจากการประมาณด้วยการทดลอง
- การรับค่าสเตทของระบบมีความผิดพลาดและสัญญาณรบกวนน้อยที่สุด
- แหล่งจ่ายพลังงานสามารถจ่ายแรงดันได้อย่างคงที่

มีผลการตอบสนองเป็นที่น่าพอใจ สามารถเข้าสู่สภาวะคงตัวด้านมุมโรลและมุมพิทช์ได้ในเวลา 1.5 วินาที และมีค่าพุ่งเกิน 25% ในขณะที่สามารถรักษาระดับความสูงได้ในเวลา 2 วินาทีและมีค่าพุ่งเกิน 5% แต่เมื่อทำการทดลองจริงพบว่าการตอบสนองไม่เป็นไปตามที่คาดหมายไว้ โดยตัวอากาศยานยังสามารถรักษาสมดุลได้เมื่อเริ่มทำงาน แต่เมื่อเวลาผ่านไปไม่สามารถรักษาเสถียรภาพนั้นไว้ได้และล่องออกในที่สุด โดยจากการวิเคราะห์ข้อมูลจากอากาศยานพบว่าค่าสเตทที่วัดได้ตอบสนองต่อการเปลี่ยนแปลงได้ผิดพลาดอยู่ ทำให้การควบคุมไม่เป็นไปตามที่คาดไว้

6.2 ปัญหาที่พบและแนวทางการแก้ไข

1. ในการออกแบบวงจรไฟฟ้า พบว่าการดึงกระแสของมอเตอร์และสัญญาณรบกวนจากวงจรอนาลอกมีผลต่อวงจรดิจิตอลมาก และทำให้ไมโครคอนโทรลเลอร์ทำงานผิดปกติ จึงได้แก้ไขโดยการใช้แหล่งจ่ายพลังงานแยกกันระหว่างสองส่วน

2. ปริญญานิพนธ์นี้ทำการศึกษาเกี่ยวกับอากาศยานสี่ใบพัดที่มีขนาดเล็ก จึงทำให้เกิดข้อจำกัดที่สำคัญขึ้นมาคือ ตัวขับเคลื่อนที่มีขนาดเล็กมีกำลังที่ต่ำ จึงทำให้การออกแบบโครงสร้างจำเป็นต้องใช้อุปกรณ์ที่มีให้เกิดประโยชน์สูงสุด แต่ในการออกแบบช่วงแรกได้ใช้อุปกรณ์ไฟฟ้าแบบมีขายึดผ่านรู (Through-Hole Components) รวมทั้งโมดูล (Module) ทำให้แผงวงจรมีขนาดใหญ่และน้ำหนักมากเกิน ได้แก้ไขโดยออกแบบวงจรไฟฟ้าใหม่โดยใช้อุปกรณ์ติดพื้นผิว (Surface-Mount Components) รวมทั้งนำเซนเซอร์วัดระยะทางด้วยเสียง (Sonar) ออกไปเนื่องจากมีน้ำหนักมากเกินไป

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3. ค่าความสูงและมุมยอว์ที่วัดได้จากเซนเซอร์มีสัญญาณรบกวนที่มาก และตัวกรองที่ออกแบบไว้ไม่สามารถกำจัดสัญญาณรบกวนได้มากเพียงพอ จนไม่สามารถนำค่ามาใช้ได้จริง จึงต้องลดจำนวนสเตทที่มีในระบบลงและเพิ่มความอิสระในระบบมากขึ้น เนื่องจากไม่สามารถตามสัญญาณอ้างอิงความสูงและมุมยอว์ได้ รวมทั้งลดประสิทธิภาพของตัวสังเกตสเตทลงด้วย เนื่องจากมีข้อมูลอ้างอิงน้อยลง

4. ในการทดลองสมรรถนะและเสถียรภาพของตัวควบคุม จำเป็นต้องควบคุมองศาอิสระอื่นของอากาศยานสี่ใบพัดที่ไม่สามารถควบคุมได้คือ ระยะทางเชิงเส้นทั้งสามแนวแกนและมุมยอว์ โดยไม่ให้มีผลกระทบต่อมุมโรลและมุมพิทช์ที่ต้องการควบคุม ซึ่งไม่สามารถทำได้อย่างมีประสิทธิภาพ ทำให้ผลการทดลองอาจได้รับผลกระทบจากการยึดตัวอากาศยานด้วยเช่นกัน

6.3 แนวทางการพัฒนา

1. ออกแบบบอร์ดควบคุมใหม่โดยใช้อุปกรณ์ติดพื้นผิวทั้งหมด รวมทั้งนำโมดูลและอุปกรณ์ทางไฟฟ้าทั้งหมดรวมเข้าไว้ในบอร์ดควบคุมเดียวกัน เพื่อเป็นการลดขนาด น้ำหนัก และความเฉื่อยของระบบลง รวมทั้งออกแบบการวางอุปกรณ์และการดีคัปเปิล (Decoupling) เพื่อให้วงจรอนาลอกมีผลต่อวงจรดิจิตอลให้น้อยที่สุด

2. ออกแบบตัวกรองคาลมานให้มีการจำลองผลของสัญญาณรบกวนได้ดีขึ้น รวมทั้งพัฒนาขั้นตอนวิธี (Algorithm) ในการนำค่าจากเซนเซอร์มาใช้งานให้ดีขึ้น เพื่อให้ค่าสเตทที่วัดได้ตอบสนองต่อการเปลี่ยนแปลงได้เร็วและถูกต้อง รวมทั้งเพื่อทำให้ตัวสังเกตสเตทมีค่าประมาณที่แม่นยำมากขึ้น

3. พัฒนาแบบจำลองในคอมพิวเตอร์ให้มีการเผื่อผลจากสัญญาณรบกวนในระบบด้วย เพื่อให้การตอบสนองของแบบจำลองมีความใกล้เคียงกับการตอบสนองของระบบจริง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เอกสารอ้างอิง

[1] Katsuhiko Okata. **Modern Control Engineering (5th Edition).** Prentice Hall. 2009.

[2] Dan Simon. **Optimal State Estimation.** John Wiley & Sons. 2006.

[3] Tommaso Bresciani. **"Modelling, Identification and Control of a Quadrotor Helicopter."**
Master Thesis of Lund University Department of Automatic Control. 2008.

[4] Kristian Lauszus. **"A Practical approach to Kalman filter and how to implement it."** [Online]. Available : http://blog.tkjelectronics.dk/2012/09/a-practical-approach-to-kalman-filter-and-how-to-implement-it/. 2012.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาคผนวก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาคผนวก ก
ค่าคงที่ระบบ

b	สัมประสิทธิ์แรงขับ มีค่าเท่ากับ 2.557×10^{-8}	$(N \cdot s^2)$
d	สัมประสิทธิ์ลาก มีค่าเท่ากับ 4.4489×10^{-10}	$(N \cdot m \cdot s^2)$
g	อัตราเร่งเนื่องจากแรงโน้มถ่วงของโลก มีค่าเท่ากับ 9.80665	(m/s^2)
l	ระยะห่างจากจุดศูนย์กลางมวลอากาศยานสี่ใบพัดจนถึงจุดศูนย์กลางใบพัด มีค่าเท่ากับ 4.7×10^{-2}	(m)
m	มวลรวมของอากาศยาน มีค่าเท่ากับ 6.38×10^{-2}	(kg)
D_B	ระยะห่างจากจุดศูนย์กลางมวลของโครงอากาศยานถึงจุดศูนย์กลางมวลของแบตเตอรี่ มีค่าเท่ากับ 1.65×10^{-2}	(m)
D_M	ระยะห่างจากจุดศูนย์กลางมวลของโครงอากาศยานถึงจุดศูนย์กลางมวลของมอเตอร์ มีค่าเท่ากับ 5.25×10^{-2}	(m)
H_B	ความสูงของแบตเตอรี่ มีค่าเท่ากับ 9.3×10^{-3}	(m)
H_F	ความหนาหรือความสูงของอากาศยาน มีค่าเท่ากับ 2.373×10^{-2}	(m)
H_M	ความสูงของมอเตอร์ มีค่าเท่ากับ 2.033×10^{-2}	(m)
I_{B_x}	โมเมนต์ความเฉื่อยของแบตเตอรี่รอบแกน X มีค่าเท่ากับ 5.84×10^{-6}	$(N \cdot m \cdot s^2)$
I_{B_y}	โมเมนต์ความเฉื่อยของแบตเตอรี่รอบแกน Y มีค่าเท่ากับ 7.52×10^{-6}	$(N \cdot m \cdot s^2)$
I_{B_z}	โมเมนต์ความเฉื่อยของแบตเตอรี่รอบแกน Z มีค่าเท่ากับ 3.58×10^{-6}	$(N \cdot m \cdot s^2)$
I_{F_x}	โมเมนต์ความเฉื่อยของโครงอากาศยานรอบแกน X มีค่าเท่ากับ 1.55×10^{-5}	$(N \cdot m \cdot s^2)$
I_{F_y}	โมเมนต์ความเฉื่อยของโครงอากาศยานรอบแกน Y มีค่าเท่ากับ 1.55×10^{-5}	$(N \cdot m \cdot s^2)$
I_{F_z}	โมเมนต์ความเฉื่อยของโครงอากาศยานรอบแกน Z มีค่าเท่ากับ 2.87×10^{-5}	$(N \cdot m \cdot s^2)$
$I_{M_{1_x}}$	โมเมนต์ความเฉื่อยของมอเตอร์รอบแกน X ของมอเตอร์ตัวที่ 1 มีค่าเท่ากับ 1.88×10^{-7}	$(N \cdot m \cdot s^2)$
$I_{M_{1_y}}$	โมเมนต์ความเฉื่อยของมอเตอร์รอบแกน Y ของมอเตอร์ตัวที่ 1 มีค่าเท่ากับ 1.35×10^{-5}	$(N \cdot m \cdot s^2)$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$I_{M_{1_z}}$	โมเมนต์ความเฉื่อยของมอเตอร์รอบแกน Z ของมอเตอร์ตัวที่ 1 มีค่าเท่ากับ 1.34×10^{-5}	$(N \cdot m \cdot s^2)$
$I_{M_{2_x}}$	โมเมนต์ความเฉื่อยของมอเตอร์รอบแกน X ของมอเตอร์ตัวที่ 2 มีค่าเท่ากับ 1.35×10^{-5}	$(N \cdot m \cdot s^2)$
$I_{M_{2_y}}$	โมเมนต์ความเฉื่อยของมอเตอร์รอบแกน Y ของมอเตอร์ตัวที่ 2 มีค่าเท่ากับ 1.88×10^{-7}	$(N \cdot m \cdot s^2)$
$I_{M_{2_z}}$	โมเมนต์ความเฉื่อยของมอเตอร์รอบแกน Z ของมอเตอร์ตัวที่ 2 มีค่าเท่ากับ 1.34×10^{-5}	$(N \cdot m \cdot s^2)$
$I_{M_{3_x}}$	โมเมนต์ความเฉื่อยของมอเตอร์รอบแกน X ของมอเตอร์ตัวที่ 3 มีค่าเท่ากับ 1.88×10^{-7}	$(N \cdot m \cdot s^2)$
$I_{M_{3_y}}$	โมเมนต์ความเฉื่อยของมอเตอร์รอบแกน Y ของมอเตอร์ตัวที่ 3 มีค่าเท่ากับ 1.35×10^{-5}	$(N \cdot m \cdot s^2)$
$I_{M_{3_z}}$	โมเมนต์ความเฉื่อยของมอเตอร์รอบแกน Z ของมอเตอร์ตัวที่ 3 มีค่าเท่ากับ 1.34×10^{-5}	$(N \cdot m \cdot s^2)$
$I_{M_{4_x}}$	โมเมนต์ความเฉื่อยของมอเตอร์รอบแกน X ของมอเตอร์ตัวที่ 4 มีค่าเท่ากับ 1.35×10^{-5}	$(N \cdot m \cdot s^2)$
$I_{M_{4_y}}$	โมเมนต์ความเฉื่อยของมอเตอร์รอบแกน Y ของมอเตอร์ตัวที่ 4 มีค่าเท่ากับ 1.88×10^{-7}	$(N \cdot m \cdot s^2)$
$I_{M_{4_z}}$	โมเมนต์ความเฉื่อยของมอเตอร์รอบแกน Z ของมอเตอร์ตัวที่ 4 มีค่าเท่ากับ 1.34×10^{-5}	$(N \cdot m \cdot s^2)$
I_{xx}	โมเมนต์ความเฉื่อยรอบแกน X ขณะหมุนรอบแกน X มีค่าเท่ากับ 4.87×10^{-5}	$(N \cdot m \cdot s^2)$
I_{yy}	โมเมนต์ความเฉื่อยรอบแกน Y ขณะหมุนรอบแกน Y มีค่าเท่ากับ 5.04×10^{-5}	$(N \cdot m \cdot s^2)$
I_{zz}	โมเมนต์ความเฉื่อยรอบแกน Z ขณะหมุนรอบแกน Z มีค่าเท่ากับ 8.59×10^{-5}	$(N \cdot m \cdot s^2)$
J	โมเมนต์ความเฉื่อยของมอเตอร์และใบพัด มีค่าเท่ากับ 1.32×10^{-7}	$(N \cdot m \cdot s^2)$
J_M	โมเมนต์ความเฉื่อยของมอเตอร์รอบแกนหมุน มีค่าเท่ากับ 4.36×10^{-8}	$(N \cdot m \cdot s^2)$
J_P	โมเมนต์ความเฉื่อยเชิงมุมของใบพัด มีค่าเท่ากับ 8.81×10^{-8}	$(N \cdot m \cdot s^2)$
K	ค่าคงตัวมอเตอร์ มีค่าเท่ากับ 7.51×10^{-4}	$(V \cdot s/rad)$
L_B	ความยาวของแบตเตอรี่ มีค่าเท่ากับ 4.25×10^{-2}	(m)
L_F	ความยาวของอากาศยาน มีค่าเท่ากับ 8.2×10^{-2}	(m)
L_P	ความยาวของใบพัด มีค่าเท่ากับ 5.517×10^{-2}	(m)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

M_B	มวลของแบตเตอรี่ มีค่าเท่ากับ 1.75×10^{-2}	(kg)
M_F	มวลของโครงอากาศยานและแผงวงจร มีค่าเท่ากับ 2.562×10^{-2}	(kg)
M_M	มวลของมอเตอร์ มีค่าเท่ากับ 4.83×10^{-3}	(kg)
M_P	มวลของใบพัด มีค่าเท่ากับ 3.4×10^{-4}	(kg)
R	ค่าความต้านทานไฟฟ้าของมอเตอร์ มีค่าเท่ากับ 4.3×10^{-1}	(Ω)
R_M	รัศมีของมอเตอร์ มีค่าเท่ากับ 4.25×10^{-3}	(m)
W_B	ความกว้างของแบตเตอรี่ มีค่าเท่ากับ 2.55×10^{-2}	(m)
W_F	ความกว้างของอากาศยาน มีค่าเท่ากับ 8.2×10^{-2}	(m)
W_P	ความกว้างของใบพัด มีค่าเท่ากับ 8.04×10^{-3}	(m)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาคผนวก ข
อุปกรณ์ที่ใช้ในอากาศยาน

ข.1 โครงสร้างอากาศยาน

- มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง แบบไร้แกน (Coreless) จำนวน 4 ตัว

  อะไหล่จากอากาศยานสี่ใบพัด Hubsan X4

  8x20 clockwise motor, anticlockwise motor
- โครงอากาศยาน

  อะไหล่จากอากาศยานสี่ใบพัด Hubsan X4

  H107-A22 Body shell
- ใบพัด จำนวน 4 ใบ

  อะไหล่จากอากาศยานสี่ใบพัด Hubsan X4

  H107-A35-PRO
- แบตเตอรี่ จำนวน 2 ก้อน

  ก้อนที่ 1 สำหรับจ่ายแรงดันให้กับมอเตอร์

  LiPo 600 mA 20C

  3.7 V Output

  ก้อนที่ 2 สำหรับจ่ายแรงดันให้กับวงจรไมโครคอนโทรลเลอร์

  LiPo 300 mA 20C

  Output 3.7 V

ข.2 อุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ที่ใช้ควบคุมอากาศยาน

- ไมโครคอนโทรเลอร์รุ่น PIC24EP64GP204-I/PT มีคุณสมบัติดังนี้

  16-Bit MCU

  64Kbytes Flash, 8KBytes RAM

  70MIPs

  Manufacturer: Microchip

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- เซนเซอร์วัดความเร่งเชิงเส้นและความเร็วเชิงมุมรุ่น MPU6050 มีคุณสมบัติดังนี้

  3-Axis MEMS Gyroscope

  Full-scale range of ±250, ±500, ±1000, and ±2000 o/s

  8KHz Maximum output rate

  3-Axis MEMS Accelerometer

  Full-cale range of ±2g, ±4g, ±8g and ±16g

  1KHz Maximum output rate

  2.375V to 3.46V Supply Voltage

  Manufacturer: InvenSense

- เซนเซอร์วัดความเข้มสนามแม่เหล็กรุ่น HMC5883L มีคุณสมบัติดังนี้

  3-Axis Magnetoresistive Sensors

  2 milli-Gauss Field Resolution in ±8 Gauss Fields

  160Hz Maximum output rate

  2.16 to 3.6V Supply Voltage

  Manufacturer: Honeywell

- เซนเซอร์วัดความกดอากาศรุ่น BMP180 มีคุณสมบัติดังนี้

  Digital Pressure Sensor

  0.01 hPa Resolution in 300-1100 hPa Pressure Range

  0.06 hPa RMS Noise

  220Hz Maximum output rate

  1.8 to 3.6 V Supply Voltage

  Manufacturer: Bosch

- ชิพส่งสัญญาณไร้สายรุ่น nRF24L01+ มีคุณสมบัติดังนี้

  2Mbps RF Transceiver

  2.4GHz ISM band

  1.9 to 3.6 V Supply Voltage

  Manufacturer: Nordic Semiconductor

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้