

ระบบควบคุม 4 ใบพัด

QUAD ROTOR CONTROL SYSTEM



ณัฐคนัย ฉิมมะ
พิทยา เจริญการ
อัครินทร์ เหล่าตระกูลงาม

ปริญญานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต
สาขาวิชาวิศวกรรมแมคคาทรอนิกส์
คณะวิศวกรรมศาสตร์
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ปีการศึกษา 2559

ระบบควบคุม 4 ใบพัด

QUAD ROTOR CONTROL SYSTEM



ปริญญานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรบัณฑิต

สาขาวิชาวิศวกรรมแมคคาทรอนิกส์

คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ปีการศึกษา 2559

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้ สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใด ๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

QUAD ROTOR CONTROL SYSTEM



NATDANAI

CHIMMA

PITTAYA

CHAROENKARN

AKKARIN

LAOTRAKULNGAM

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 LARDKRABANG
ACADEMIC YEAR 2016

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้ สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใด ๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ปริญญาานิพนธ์ปีการศึกษา 2559

ภาควิชาวิศวกรรมการวัดและควบคุม คณะวิศวกรรมศาสตร์

สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

เรื่อง ระบบควบคุม 4 ไบพัต
QUAD ROTOR CONTROL SYSTEM

ผู้จัดทำ	นายณัฐดนัย นิมมะ	56010385
	นายพิทา เจริญการ	56010856
	นายอักรินทร์ เหล่าตระกูลงาม	56011444



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

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้ สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใด ๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ระบบควบคุม 4 ใบพัด

โดย

นายณัฐดนัย	ฉิมมะ	56010385
นายพิทยา	เจริญการ	56010856
นายอัครินทร์	เหล่าตระกูลงาม	56011444

อาจารย์ที่ปรึกษา

ผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร. นนทวัฒน์ จุลเดชะ

ปีการศึกษา 2559

บทคัดย่อ

ปัจจุบันเทคโนโลยีอากาศยานไร้คนขับ (Drone) ได้ถูกนำมาพัฒนา และนำไปใช้ประโยชน์มากมาย อาทิเช่น ทางด้านกองทัพ ด้านการถ่ายภาพ ซึ่งจะเห็นได้ว่าโดรนสามารถทำงานได้หลายแบบรวมทั้งงานทางด้านสำรวจด้วย ซึ่งการศึกษานี้จะศึกษาโดรน ที่จะนำไปใช้ในการสำรวจปล่องของโรงงาน ในการสำรวจนั้นโดรนจะต้องมีความสามารถที่จะบินอยู่เหนือปากปล่องอย่างเสถียร เพื่อที่จะถ่ายรูปภายในปล่อง ซึ่งโดรนที่จะมีประสิทธิภาพแบบนั้นได้ จึงเป็นโดรนที่มี 4 ใบพัดขึ้นไป ได้เลือกศึกษาโดรน 4 ใบพัด (Quad Rotor) ทั้งทางด้านทฤษฎี และปฏิบัติ รวมทั้งยังออกแบบเพื่อให้โดรนใช้งานได้จริง โดยจะนำความรู้ทางด้านไฟฟ้า Microprocessor รวมถึงโปรแกรม Simulate ต่างๆ และโปรแกรมคำนวณ Matlab, Labview มาประยุกต์ใช้เพื่อให้เกิดมาซึ่งผลงานที่สามารถนำไปใช้ประโยชน์ได้จริงต่อไป ที่ได้นำมาศึกษาต่อคือ ในการใช้งานจริง เมื่อ Battery Low กระแสไฟที่เข้าตัวมอเตอร์จะน้อยลง ทำให้โดรนจะค่อยๆ ลดระดับความสูงลง เนื่องจากแรงจากมอเตอร์ไม่พอ และตกในที่สุด ปัญหาคือไม่สามารถรู้ได้ว่าโดรนจะตกตอนไหน จึงคิดค้นต่อ คือเมื่อ Battery Low ให้ส่งสัญญาณบอกพิกัดมาที่ตัวควบคุม และสามารถบินกลับมาในตำแหน่งที่ผู้ควบคุมอยู่ได้เองเพื่อป้องกันการสูญหายของโดรน

|

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้ สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใด ๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

QUAD ROTOR CONTROL SYSTEM

By

Mr. Natdanai Chimma 56010385

Mr. Pittaya Charoenkarn 56010856

Mr. Akkarin Laotrakulngam 56011444

Advisor

Assist. Prof. Dr. Nontawat Chuldaycha

Academic Year 2016

ABSTRACT

Presently, Unmanned Aerial Vehicle Technology (Drone) is developed and use for a lot of thing for example military drone and photographer drone. So we can see that drone has a lot of functions in exploration too. In this project, we will educate about the drone for exploration. In the exploration, the drone must has ability to stably fly above the factory chimney to take pictures in the chimney, so we chose four quadrant rotor in our project topic. We educate about four rotor UAV in theory and performing. We use our knowledge such as electrical, electronics, microprocessor, calculate program (matlab, labview) to design and invent drone that has a lot of functions. Our problem is battery. We found that current input for motors will drop. So the drone will decrease altitude, because motors lack force, and finally, the drone will fall, and we won't know where the drone fall. We need to solve this problem. The drone must has an ability to send the location signal to a controller and safely fly back to the pilot at the ground.

กิตติกรรมประกาศ

ในการจัดทำปริญญาานิพนธ์ การเรียนรู้ และการทดลองตลอดจนจัดทำชิ้นงานขึ้นมาในรายวิชา MECHATRONIC ENGINEERING PROJECT สามารถสำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยดีเนื่องจากคำแนะนำจากผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.นนทวัฒน์ จุลเดชะ และผู้ช่วยศาสตราจารย์ ดร.ชนินทร์ บุญลักษณะานุสรณ์ ที่ให้โอกาสคณะผู้จัดทำในการศึกษาระบบควบคุม 4 ไบพัต โดยมีการดูแล และให้การช่วยเหลือสนับสนุนเป็นอย่างดีตลอดจนความถูกต้องของปริญญาานิพนธ์ จนทำให้ปริญญาานิพนธ์ฉบับนี้มีความสมบูรณ์ คณะผู้จัดทำรู้สึกซาบซึ้งและขอกราบขอบพระคุณเป็นอย่างสูง

สุดท้ายนี้ขอขอบคุณบิดา มารดา พี่ๆ น้องๆ และเพื่อนๆ ที่คอยให้ความช่วยเหลือ และเป็นกำลังใจที่ดีตลอดมาจนสำเร็จสมบูรณ์ลงได้ด้วยดี จึงขอขอบคุณไว้ ณ ที่นี้ หากมีข้อผิดพลาดประการใดให้ถือเป็นความบกพร่องของคณะผู้จัดทำแต่เพียงผู้เดียว และขออภัยมา ณ ที่นี้ด้วย

ผู้จัดทำ

นายณัฐดนัย ฉิมมะ

นายพิทยา เจริญการ

นายอักรินทร์ เหล่าตระกูลงาม

สารบัญ

	หน้า
บทคัดย่อ	I
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ	II
กิตติกรรมประกาศ	III
สารบัญ	IV
สารบัญรูป	VII
สารบัญตาราง	VIII
บทที่ 1 บทนำ	1
1.1 ความเป็นมาของปริญญานิพนธ์	1
1.2 วัตถุประสงค์ของปริญญานิพนธ์	1
1.3 ขั้นตอนการศึกษา และจัดทำปริญญานิพนธ์	1
1.4 ขอบเขตของปริญญานิพนธ์	2
1.5 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ	2
1.6 รายละเอียดของปริญญานิพนธ์	2
บทที่ 2 ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง	3
2.1 ความรู้พื้นฐานด้านการบินของเฮลิคอปเตอร์	3
2.2 หลักการบินของ Four Rotor Helicopter	4
2.2.1 การบินแบบอยู่กับที่ หรือลอยอยู่กับที่	4
2.2.2 การเคลื่อนที่ตามแนวแกน X ของ Helicopter	4
2.2.3 การเคลื่อนที่ตามแนวแกน Y ของ Helicopter	5
2.2.2 การเคลื่อนที่แบบหมุนรอบตัวเอง	5
2.3 หลักการบังคับ Helicopter จากพื้นดิน	5
2.4 การคำนวณแรงที่มีผลกับ Four Rotor Helicopter	6
2.4.1 แรงเนื่องจากใบพัดที่ทำให้ตัวโรตอร์ยกตัวสูงขึ้น	8
2.4.2 แรงเนื่องจากแรงโน้มถ่วง	9
2.4.3 แรงเนื่องจากการลากของใบพัด	9
2.4.4 แรงเนื่องจากแรงต้านอากาศกับตัวโรตอร์	10

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้ สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
2.4.5 แรงบิดที่มีผลกับ Helicopter ในแนวแกน X แกน Y และแกน Z	11
2.4.6 แรงบิดที่เกิดจากปรากฏการณ์ Gyroscopic	12
2.4.7 แรงบิดที่เกิดจากการพลิก เมื่อใบพัดแต่ละใบหมุน	12
2.4.8 แรงบิดที่เกิดจากความเร่ง	12
2.5 มอเตอร์	13
2.6 การส่งสัญญาณ PWM และ PPM	13
2.7 โปรแกรม Matlab	17
2.8 โปรแกรม LabVIEW	18
2.9 โปรแกรม PSpice	19
บทที่ 3 หลักการออกแบบและโครงสร้างของวงจรควบคุม	20
3.1 อุปกรณ์สำหรับจำลองการทดลอง	20
3.1.1 Electronic Speed Control	20
3.1.2 Servo Tester	21
3.1.3 มอเตอร์ไร้แปรงถ่าน	22
3.1.4 แหล่งจ่ายพลังงานไฟฟ้า	23
3.1.5 ใบพัด	23
3.1.6 สายไฟ	24
3.2 การออกแบบวงจร	24
3.3 โครงสร้างทางกายภาพ	25
3.4 การทำงาน	25
บทที่ 4 ผลการทดลอง	26
4.1 การทดลองมอเตอร์	26
4.2 การทดลองมอเตอร์เปรียบเทียบเมื่อใช้การควบคุมแบบ Open Loop และ Close Loop	28
บทที่ 5 สรุปผลการดำเนินงาน และข้อเสนอแนะ	31
5.1 การดำเนินงานจัดทำปฏิญานินท์	31

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
5.2 ปัญหาที่พบและแนวทางการแก้ไขปัญหา	32
5.3 ข้อเสนอแนะและแนวทางการพัฒนา	32
เอกสารอ้างอิง	33
ภาคผนวก	34



สารบัญรูป

รูปที่	หน้า
2.1 ลักษณะการหมุนของใบพัดที่สัมพันธ์กับการเคลื่อนที่	4
2.2 แกนบน Helicopter จากพื้นดิน	5
2.3 แรงทั้งหมดที่กระทำ	7
2.4 ตัวอย่างสัญญาณ PWM	14
2.5 สัญญาณ PWM	14
2.6 การส่งสัญญาณ PPM	15
2.7 การทำงานของสัญญาณ	16
2.8 โปรแกรม MATLAB	17
2.9 โปรแกรม LabVIEW	18
2.10 โปรแกรม PSpice	19
3.1 วงจรจำลองการทำงานของมอเตอร์ไร้แปรงถ่าน	20
3.2 ESC รุ่น Hobbywing Skywalker 2-3S 20A Brushless ESC With 5V/2A BEC For RC	21
3.3 Servo Servo Tester รุ่น CCPM Servo Consistency Master	22
3.4 มอเตอร์รุ่น EMAX MT2213 935KV BLDC Motor	22
3.5 แบตเตอรี่ 11.1V (3 cell) ความจุ 2200mAh จ่ายกระแส 25 c	23
3.6 ใบพัดรุ่น 10"x4.5" CW CCW Carbon Fiber Counter Rotating	23
3.7 สายไฟ AWG 14	24
3.8 วงจรในโปรแกรม PSpice	24
3.9 วงจรการทำงานของ ESC ที่นำมาใช้ขับมอเตอร์	25

สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
4.1 การทดลองมอเตอร์ตัวที่ 1	26
4.2 การทดลองมอเตอร์ตัวที่ 2	26
4.3 การทดลองมอเตอร์ตัวที่ 3	27
4.4 การทดลองมอเตอร์ตัวที่ 4	27
4.5 การทดลองมอเตอร์ตัวที่ 5	27
4.6 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงดัน และความเร็วรอบ	28
4.7 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วรอบ และแรงยกในหน่วยกรัม ระหว่างการควบคุมแบบ Open Loop และ Close Loop	28
4.8 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงดัน และกระแสเมื่อใช้การควบคุมแบบ Close Loop	29
4.9 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงดัน และความเร็วรอบเมื่อใช้การควบคุมแบบ Open Loop	29
4.10 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงดัน และความเร็วรอบเมื่อเทียบระหว่างการควบคุมแบบ Open Loop และ Close Loop	30
4.11 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วรอบ และแรงบิดเมื่อเทียบระหว่างการควบคุมแบบ Open Loop และ Close Loop	30

บทที่ 1

บทนำ

1.1 ความเป็นมาของปริญญาานิพนธ์

ในการดูแลตรวจสอบปล่องควัน หรือสถานที่สูงๆ ภายในโรงงานนั้นหากต้องใช้งานในการขึ้นไปสำรวจอาจเกิดความเสี่ยง และค่าใช้จ่ายที่สูงซึ่งแนวคิดหลักคือ ความปลอดภัยเป็นหลัก โดรนจึงถือเป็นทางเลือกหนึ่งในการใช้งานเพื่อลดค่าใช้จ่าย และความเสี่ยงที่อาจก่อเกิดกับคนงาน โดยโดรนจะต้องบินอย่างเสถียรภาพ เพื่อให้การวัดค่าจากรูปที่ส่งมา เป็นไปได้อย่างแม่นยำ

การเลือกศึกษาโดรน 4 ใบพัด (Quad Rotor) ทั้งทางด้านทฤษฎี และปฏิบัติรวมทั้งยังออกแบบเพื่อให้โดรนใช้งานได้จริง โดยจะนำความรู้ทางด้านไฟฟ้า Microprocessor รวมถึงโปรแกรม Simulate ต่างๆ และโปรแกรมคำนวณ Matlab มาประยุกต์ใช้เพื่อให้เกิดมาซึ่งผลงานที่สามารถนำไปใช้ประโยชน์ได้จริงต่อไป

1.2 วัตถุประสงค์ของปริญญาานิพนธ์

1. เพื่อศึกษา และออกแบบโดรน 4 ใบพัด
2. เพื่อเรียนรู้หลักการทำงานของโดรน 4 ใบพัด และการควบคุมการทำงานของโดรน 4 ใบพัด โดยใช้ไมโครคอนโทรลเลอร์ (Microcontroller)
3. เพื่อเรียนรู้หลักการทางทฤษฎีทั้งหมดที่เกี่ยวกับโดรน 4 ใบพัด

1.3 ขั้นตอนการศึกษา และการจัดทำปริญญาานิพนธ์

1. ศึกษาข้อมูล และทฤษฎีที่เกี่ยวข้องกับโดรน 4 ใบพัด
2. นำทฤษฎีต่างๆ มาทดลองเพื่อหาค่าเฉพาะของโดรน (ค่า I และค่าของมอเตอร์ที่เลือกใช้)
3. ออกแบบโดรน รวมทั้งระบบการทำงานทั้งหมด
4. ทดสอบ และบันทึกข้อมูลการทำงานของโดรน 4 ใบพัด และนำมาแก้ไข
5. สรุปผลการทำงาน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้ สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใด ๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

1.4 ขอบเขตของปริญญาโท

1. เลือกซื้อสิ่งของตามทีออกแบบไว้
2. ประกอบโดรน และวางสายไฟรวมทั้งติดตั้งระบบควบคุมที่สร้างขึ้น
3. โดรนจะต้องสามารถนำเครื่องขึ้นได้ และบินอย่างเสถียรในทุกสภาพอากาศ

1.5 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ

1. สามารถใช้งานโปรแกรม Matlab, LabVIEW ได้
2. ได้รับประสบการณ์จากการทำงานจริง
3. สามารถใช้โปรแกรม Arduino เพื่อควบคุมการทำงานของบอร์ด MultiWii
4. มีทักษะการทำงานเป็นกลุ่มที่ดีขึ้น

1.6 รายละเอียดของปริญญาโท

ปริญญาโทนี้ประกอบด้วย 5 บท ดังนี้

บทที่ 1 บทกล่าวนำวัตถุประสงค์ของโครงการขอบเขตในการค้นคว้าประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ และรายละเอียดของโครงการ

บทที่ 2 ทฤษฎีที่เกี่ยวข้องความรู้เบื้องต้นเกี่ยวกับโดรน 4 ใบพัด ความรู้เบื้องต้นด้านการบินของโดรน 4 ใบพัด และหลักการบินของโดรน 4 ใบพัด

บทที่ 3 หลักการออกแบบและโครงสร้างของวงจรควบคุม ทั้งหมดที่เกี่ยวข้องกับโดรน 4 ใบพัด

บทที่ 4 ผลการทดลองของการศึกษาเกี่ยวกับโดรน 4 ใบพัด และการเปรียบเทียบระหว่าง Open Loop และ Close Loop

บทที่ 5 สรุปผลการดำเนินงาน และข้อเสนอแนะ

บทที่ 2

ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

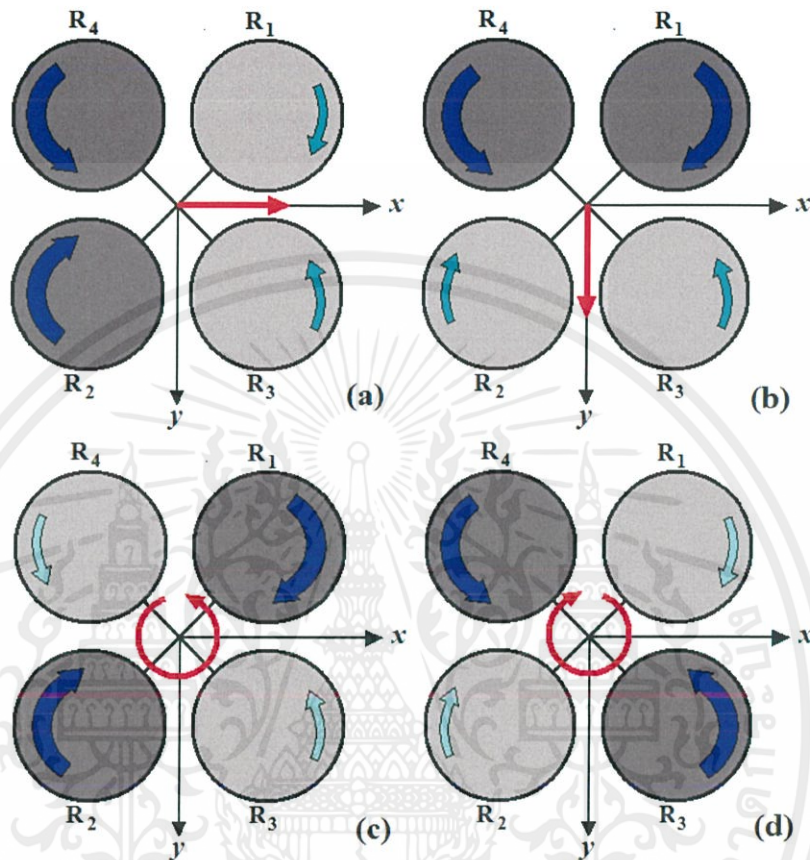
ในการออกแบบระบบควบคุมเพื่อที่จะให้โดรนเสถียรนั้นได้นำทั้งทฤษฎีทางวิทยาศาสตร์ และคณิตศาสตร์มาประยุกต์ใช้เพื่อหาค่าต่างๆ ที่เกิดขึ้นทั้งหมดบนตัวโดรนนั้น และนำสมการทั้งหมดที่ได้จากการคำนวณ ทางทฤษฎีมาใส่ในโปรแกรม Matlab หรือ LabVIEW ซึ่งใช้ในการควบคุมโดรน เพื่อให้บินอย่างมีเสถียรภาพ

2.1 ความรู้พื้นฐานด้านการบินของเฮลิคอปเตอร์

เฮลิคอปเตอร์มีส่วนประกอบหลักที่ใช้ในการบินคือ ใบพัดหรือโรเตอร์ เครื่องยนต์ และกลไกส่งผ่านกำลังจากเครื่องยนต์ไปสู่ใบพัด และใบพัดส่วนหาง ใบพัดโรเตอร์หลักเป็นส่วนสำคัญที่สุดในการสร้างแรงยกใบพัดหลัก (Main Rotor) ทำหน้าที่เช่นเดียวกับปีกของเครื่องบิน โดยปีกของเครื่องบินจะต้องเคลื่อนที่ไปข้างหน้า เพื่อให้กระแสอากาศไหลผ่านแพนปีก แต่ใบพัดหลักของเฮลิคอปเตอร์ ทำให้กระแสอากาศไหลผ่านด้วยการหมุนรอบแกนโรเตอร์ ใบพัดหลักของเฮลิคอปเตอร์ มีตั้งแต่ 2 ใบขึ้นไป โดยแรงยกของเฮลิคอปเตอร์เกิดจากการขับเคลื่อนใบพัดแนวราบหนึ่งอัน หรือมากกว่านั้นที่เรียกว่าโรเตอร์ เมื่อโรเตอร์ของเฮลิคอปเตอร์หมุนก็จะทำให้เกิดแรงยก และแรงหมุน (Reaction Torque) ซึ่งแรงหมุนเป็นแรงที่พยายามทำให้เฮลิคอปเตอร์เกิดการหมุน โดยทั่วไปแล้วเฮลิคอปเตอร์จะมีใบพัดเล็กๆ ที่หางซึ่งเรียกว่า Tail Rotor เพื่อแก้หรือต้านแรงที่ทำให้เฮลิคอปเตอร์หมุน สำหรับเฮลิคอปเตอร์ที่มีใบพัดใหญ่สองอันใบพัดทั้งสองจะหมุนสวนทางกัน ทั้งนี้เพื่อให้แรงหมุนที่เกิดจากใบพัดใหญ่ (Main Rotors) หักล้างกันเอง (Cancel Each Other) ทิศทางการบินของเฮลิคอปเตอร์ควบคุมได้ โดยเอียงแกนของระนาบการหมุนของใบพัดใหญ่ไปตามทิศทางที่ต้องการ

2.2 หลักการบินของ Four Rotor Helicopter

การเคลื่อนที่ของเฮลิคอปเตอร์มีหลายแบบ และแต่ละแบบก็มีการบังคับที่แตกต่างกันไป



รูปที่ 2.1 ลักษณะการหมุนของใบพัดที่สัมพันธ์กับการเคลื่อนที่

2.2.1 การบินแบบอยู่นิ่งกับที่ หรือลอยอยู่กับที่

คือ การทำให้ใบพัดทั้ง 4 มีความเร็วที่เท่ากัน เพื่อสร้างแรงบิด (Torque) และหักล้างแรงบิด โดยทิศทางการหมุนของแต่ละใบพัดจะเป็นดังรูปที่ 2.1 เพื่อให้หักล้างแรงบิดที่มีต่อ Helicopter

2.2.2 การเคลื่อนที่ตามแนวแกน X ของ Helicopter

คือ การให้ใบพัดหนึ่งคู่ช้า หรือคู่ขวาหมุนเร็วกว่าอีกคู่หนึ่งที่อยู่ตรงข้ามกันจะเป็นการบังคับ Helicopter เอียงซ้ายหรือเอียงขวา จากรูปที่ 2.1 (a)

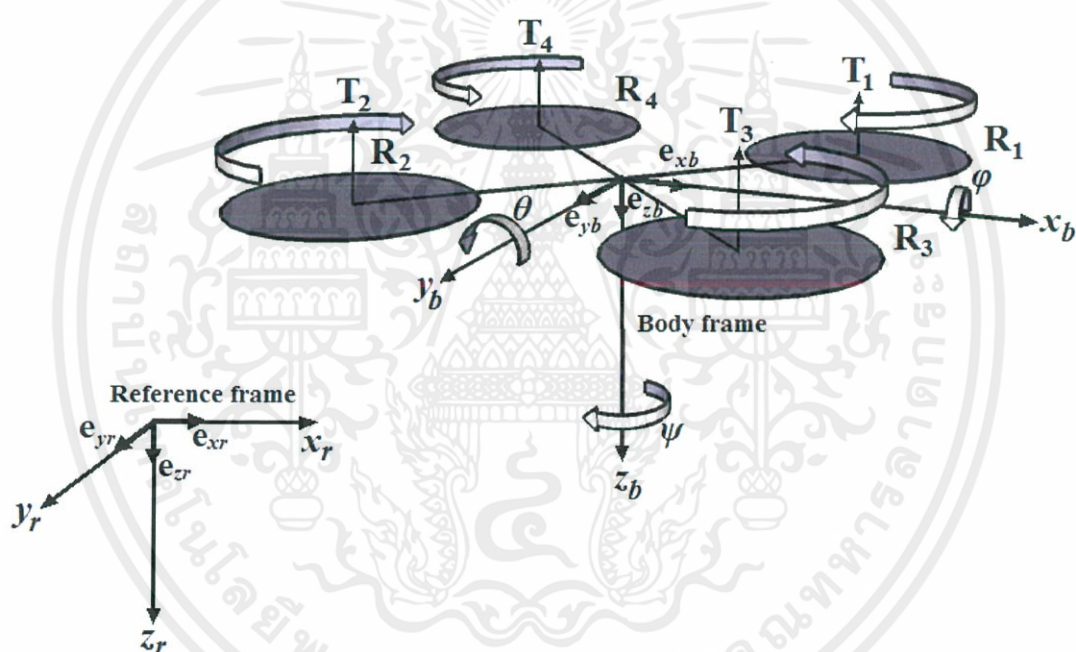
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้ สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใด ๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.2.3 การเคลื่อนที่ตามแนวแกน Y ของ Helicopter

คือ การทำให้ใบพัดหนึ่งคู่หน้า หรืออีกหนึ่งคู่หลังหมุนเร็วกว่าอีกคู่ที่อยู่ตรงกันข้ามจะเป็นการบังคับ Helicopter เอียงซ้าย หรือเอียงขวา จากรูปที่ 2.1 (b)

2.2.4 การเคลื่อนที่แบบหมุนรอบตัวเอง

คือ การทำให้ใบพัดคู่ที่หมุนตามเข็มนาฬิกา หรือทวนเข็มนาฬิกาเร็วกว่าอีกคู่หนึ่ง เช่น เมื่ออยากให้ Helicopter หมุนตามเข็มนาฬิกา ต้องให้ใบพัดที่หมุนทวนเข็มนาฬิกาหมุนเร็วกว่าคู่ที่หมุนตามเข็มนาฬิกา เป็นต้น ดังรูปที่ 2.1 (c) และรูปที่ 2.1 (d)



รูปที่ 2.2 แกนบน Helicopter และแกนอ้างอิง

2.3 หลักการบังคับ Helicopter จากพื้นดิน

การที่จะบังคับ Helicopter ที่บินอยู่บนอากาศจากพื้นดินนั้น ต้องกำหนดแกน X, Y, Z ระดับอ้างอิง โดยในที่นี้จะให้พื้นผิวโลกเป็นแกนอ้างอิง (Reference Frame) และให้แกนบน Helicopter เป็นแกนของ Body Frame จะได้แกนเปรียบเทียบดังรูปที่ 2.2

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้ สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใด ๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$[A_{\psi\theta\phi}] = \begin{bmatrix} c(\theta)c(\psi) & c(\theta)s(\psi) & -s(\theta) \\ -c(\phi)s(\psi) + s(\phi)s(\theta)c(\psi) & c(\phi)c(\psi) + s(\phi)s(\theta)s(\psi) & s(\phi)c(\theta) \\ s(\phi)s(\psi) + c(\phi)s(\theta)c(\psi) & -s(\phi)c(\psi) + c(\phi)s(\theta)s(\psi) & c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

ψ หมายถึง มุมที่เปลี่ยนแปลงรอบแกน Z

θ หมายถึง มุมที่เปลี่ยนแปลงรอบแกน Y

ϕ หมายถึง มุมที่เปลี่ยนแปลงรอบแกน X

สมการที่ (2.1) คือ สมการการเปรียบเทียบระนาบบน Body Frame ไปยัง Reference Frame

2.4 การคำนวณแรงที่มีผลกับ Four Rotor Helicopter

สมการค่าทอร์คเชิงมุม หาค่าแรงบิดทั้งหมดที่เกิดกับเฮลิคอปเตอร์

$$\Gamma = \frac{dL_0}{dt} = \Gamma' + \Omega \times L_0 \quad (2.2)$$

$$\Gamma' = I \frac{d\Omega}{dt} \quad (2.3)$$

Γ คือ ค่าทอร์คเชิงมุมที่เกิดใน Body Frame

L_0 คือ ค่าโมเมนตัมเชิงมุมใน Body Frame

Γ' คือ ค่าทอร์คเชิงมุมที่เกิดใน Reference Frame

Ω คือ ค่าความเร็วเชิงมุมใน Body Frame

I คือ ค่า Moment ความเฉื่อย (ซึ่งเป็นค่าเฉพาะของวัตถุ ในที่นี้คือค่าของตัวโรตอร์ทั้งหมด)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้ สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใด ๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จะนำสมการเหล่านี้ไปใช้ในการคำนวณหาค่าทอร์ค ของส่วนต่างๆ ใน Helicopter เช่น ทอร์คที่เกิดจากแรงบิดของการหมุนของใบพัดที่ส่งผลถึงตัว Frame

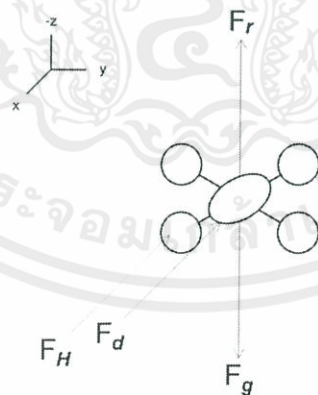
สมการค่าโมเมนตัมเชิงมุม

$$L_0 = I \Omega \quad (2.4)$$

สมการนี้ใช้เพื่อคำนวณหาค่าโมเมนตัมเชิงมุม ซึ่งจะใช้ในการนำไปคำนวณ ค่าทอร์คเชิงมุม

$$\Gamma = \begin{bmatrix} \Gamma_x \\ \Gamma_y \\ \Gamma_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx}\dot{p} + (I_{zz} - I_{yy})qr \\ I_{yy}\dot{q} + (I_{xx} - I_{zz})pr \\ I_{zz}\dot{r} + (I_{yy} - I_{xx})pq \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

เมื่อทำการ Solve สมการการหาค่าทอร์คเชิงมุม จะได้ค่าทอร์คเชิงมุมตามแนวแกนตั้งสมการที่ (2.5) แรงกระทำที่เกิดขึ้นต่อโรตอร์ แรงหลายๆ อย่างที่เกิดขึ้นกับตัวโรตอร์นั้นจะใช้ในการคำนวณในการควบคุมความสมดุลของตัวเครื่อง รวมทั้งการเคลื่อนไหวดังกล่าว แรงที่ส่งผลต่อโรตอร์นั้นมีทั้งหมดดังรูปที่ 2.3



รูปที่ 2.3 แรงทั้งหมดที่กระทำ

2.4.1 แรงเนื่องจากใบพัดที่ทำให้ตัวโรตอร์ยกตัวสูงขึ้น (F_r Thrust Force)

คือ แรงที่เกิดจากการหมุนของใบพัดแล้วทำให้ใบพัดยกตัวขึ้น

$$F_r = -e_{zb} \sum T_i \quad ; \quad i \in I: [1,4] \quad (2.6)$$

T_i คือ ค่า Rotor Thrust

$$T = \rho \sigma A_r \Omega_r^2 R_r^2 \frac{a}{4} \left[\frac{2}{3} \theta_0 \left(1 + \frac{3\mu^2}{2} \right) + \lambda \right] \quad (2.7)$$

Ω_r คือ ค่าความเร็วเชิงมุมของใบพัด

ρ คือ ค่าความหนาแน่นของอากาศ

σ_r คือ สัดส่วนของพื้นที่ใบพัดที่ยึดต่อพื้นที่ที่ใบพัดกวาดเป็นวงกลม

A_r คือ พื้นที่ที่ใบพัดกวาดเป็นวงกลม

R_r คือ รัศมีของใบพัด

λ คือ ค่าความเร็วของใบพัดในระนาบ

แรงนี้จะมีทิศติดลบเสมอ เพราะเป็นแรงบิดที่ต้านแรงโน้มถ่วงของโลก

2.4.2 แรงเนื่องจากแรงโน้มถ่วง (F_g Gravity Force)

$$\mathbf{F}_g = A \mathbf{e}_{zr} mg = \begin{bmatrix} -s(\theta)mg \\ s(\phi)c(\theta)mg \\ c(\phi)c(\theta)mg \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

คือแรงที่เกิดจากน้ำหนักของโดรน โดยที่แรง F_r จะต้องสูงกว่าเพื่อที่โดรนจะบินได้

โดยแรงนี้จะมีทิศตรงข้ามกับแรงใบพัดที่พยายามยกโดรนเสมอ

2.4.3 แรงเนื่องจากการลากของใบพัด (F_H H-Force)

แรงนี้จะเกิดขึ้นในระนาบ x-y ซึ่งจะมีทิศทางตรงกับข้ามกับทิศที่โดรนเคลื่อนที่

$$\mathbf{F}_H = \begin{bmatrix} -\frac{u}{|v|} \\ -\frac{v}{|v|} \\ 0 \end{bmatrix} \sum H_i ; i \in I: [1,4] \quad (2.9)$$

$-\frac{u}{|v|}$ คือ Unit Vector ของ Body Frame ในระนาบ x-y

H_i คือ ค่า H-Force

$$H_r = \rho s A_r \Omega_r^2 R_r^2 \left[\frac{1}{4} \mu \delta - \frac{a}{4} \lambda_D \mu \theta_0 \right] \quad (2.10)$$

δ คือ ค่าสัมประสิทธิ์ของโดรนที่ถูกลาก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้ สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใด ๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.4.4 แรงเนื่องจากแรงต้านของอากาศกับตัวโดรน (F_d Drag force)

แรงนี้จะมีทิศตรงข้ามกับทิศที่โดรนเคลื่อนที่

$$F_d = -\frac{1}{2}C_f\rho A_f v^2 \frac{v}{|v|} \quad (2.11)$$

C_f คือ ค่าฟังก์ชันความเร็ว ซึ่งในโปรเจกต์นี้จะใช้ค่า $C_f = 0.5$

ρ คือ ค่าความหนาแน่นของอากาศ

A_f คือ ค่าพื้นที่ของด้านหน้า (ส่วนหน้าสุดในทิศที่เคลื่อนที่)

สมการค่าแรงทั้งหมด

$$F = F_r + F_g + F_H + F_d = \begin{bmatrix} m(\dot{u} + qw - rv) \\ m(\dot{v} + ru - pw) \\ m(\dot{w} + pv - qu) \end{bmatrix} \quad (2.12)$$

เมื่อได้ค่าแรงทั้งหมดได้ ก็จะสามารถนำค่าแรงนั้นมาหาค่าความเร่งได้ จากสูตร $F=ma$ จะได้สมการที่เป็นค่าความเร่งดังนี้

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \frac{1}{m} \sum F_i - \begin{bmatrix} qw - rv \\ ru - pw \\ pv - qu \end{bmatrix} \quad (2.13)$$

2.4.5 แรงบิดที่มีผลกับ Helicopter ในแนวแกน X แกน Y และแกน Z

คือ แรงบิดที่เกิดจากการหมุนของใบพัด มีผลทำให้ Helicopter หมุนรอบแกน X แกน Y และแกน Z

$$\begin{aligned}\Gamma_x &= e_{xb} \left[((T_1 + T_4) - (T_2 + T_3)) \frac{l_x}{2} \right] \\ \Gamma_y &= e_{yb} \left[((T_1 + T_3) - (T_2 + T_4)) \frac{l_y}{2} \right]\end{aligned}\tag{2.14}$$

Γ_x คือ แรงบิดที่มีผลกับแกน X

Γ_y คือ แรงบิดที่มีผลกับแกน Y

e_{xb} คือ ยูนิตเวกเตอร์ตามแกน X บน Reference Frame

e_{yb} คือ ยูนิตเวกเตอร์ตามแกน Y บน Reference Frame

T_{1-4} คือ แรงที่เกิดจากการหมุนของแต่ละใบพัด

l_x, l_y คือ ระยะห่างระหว่างกึ่งกลางของใบพัด 2 ตัว ที่อยู่ตรงข้ามกันของแกน X และแกน Y ตามลำดับ

$$\Gamma_r = e_{zb} (-T_{M1} - T_{M2} + T_{M3} + T_{M4})\tag{2.15}$$

e_{zb} คือ ยูนิตเวกเตอร์ตามแกน Z บน Reference Frame

T_{M1-4} คือ เวกเตอร์โมเมนต์ที่เกิดจากการหมุนของแต่ละใบพัด

2.4.6 แรงบิดที่เกิดจากปรากฏการณ์ Gyroscopic

$$\Gamma_g = -I_r [\Omega \times (-e_{zb}\omega_1) + \Omega \times (-e_{zb}\omega_2) + \Omega \times (e_{zb}\omega_3) + \Omega \times (e_{zb}\omega_4)] \quad (2.16)$$

2.4.7 แรงบิดที่เกิดจากการผลึก เมื่อใบพัดแต่ละใบหมุน

ใบพัดทั้ง 4 หมุนสวนทางกันอย่างสมดุล แรงบิดนี้จึงหายไป

$$\Gamma_f = -\gamma [v' \times (e_{zb}(-\omega_{M1} - \omega_{M2} + \omega_{M3} + \omega_{M4}))] \quad (2.17)$$

2.4.8 แรงบิดที่เกิดจากความเร่ง

ตั้งแต่เริ่มต้น จนความเร่งลดลงจนถึงจุดที่ความเร็วคงที่ (ความเร่งเป็น 0)

$$\Gamma_a = I_r e_{zb}(-\dot{\omega}_{M1} - \dot{\omega}_{M2} + \dot{\omega}_{M3} + \dot{\omega}_{M4}) \quad (2.18)$$

I_r คือ ค่าโมเมนต์ความเฉื่อยของใบพัด

จะได้ผลรวมแรงบิดทั้งหมดดังนี้

$$\Gamma = \Gamma_x + \Gamma_y + \Gamma_r + \Gamma_g + \Gamma_f + \Gamma_a = \begin{bmatrix} I_{xx}\dot{p} + (I_{zz} - I_{yy})qr \\ I_{yy}\dot{q} + (I_{xx} - I_{zz})pr \\ I_{zz}\dot{r} + (I_{yy} - I_{xx})pq \end{bmatrix} \quad (2.19)$$

2.5 มอเตอร์ (Motor)

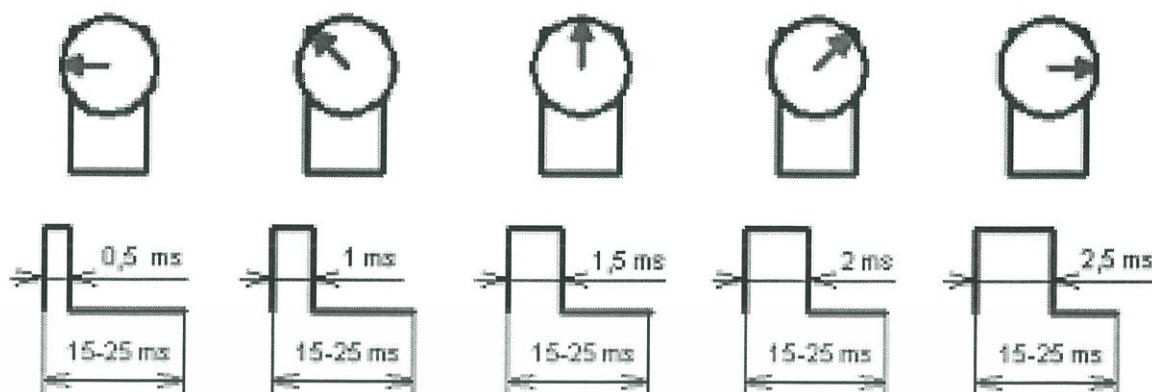
มอเตอร์ไฟฟ้า (Electronic Motor) เป็นอุปกรณ์ไฟฟ้าที่แปลงพลังงานไฟฟ้าเป็นพลังงานกล ประกอบด้วยขดลวดที่พันรอบแกนโลหะที่วางอยู่ระหว่างขั้วแม่เหล็ก การทำงานปกติของมอเตอร์ไฟฟ้าส่วนใหญ่เกิดจากการทำงานร่วมกันระหว่างสนามแม่เหล็กของแม่เหล็กในตัวมอเตอร์ และสนามแม่เหล็กที่เกิดจากกระแสในขดลวดทำให้เกิดแรงดูด และแรงผลักของสนามแม่เหล็กทั้งสอง

2.6 การส่งสัญญาณ PWM และ PPM

PWM นั้นย่อมาจาก Pulse Width Modulation และ PPM นั้นย่อมาจาก Pulse Position Modulation อุปกรณ์ที่ใช้สัญญาณ PWM ในการควบคุมก็คือ Electronic Speed Controls หรือ ESC และ Servos PWM เป็นการ Encode ข้อมูลด้วยการใช้ความกว้างของ Pulse (ด้วยระยะเวลาต่างๆ กัน)

ในระบบ Digital Electronic นั้นก็จะรู้จักค่าของ Binary ซึ่งมีค่า 1 และ 0 จะแทนค่า 1 ด้วย On และแทนค่า 0 ด้วย Off ซึ่งตัวอย่างของการแสดงสัญญาณนี้ก็คือ Switch ไฟเปิดไฟก็คือ 1 ปิดไฟก็คือ 0 แต่ในกรณีของสัญญาณ PWM/PPM นั้นก็เช่นเดียวกัน ค่า Voltage ใดๆ แทนค่า 1 และกลับกันคือ 0 แทนด้วย 0 Voltage แต่ในทางการใช้งานควบคุมนั้นแค่ On/Off ไม่เพียงพอ ซึ่งจุดนี้จึงเป็นที่มาของ Pulse Width

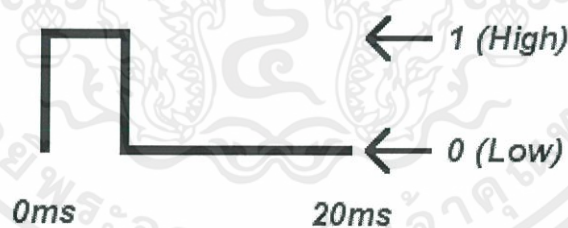
วิธีการในการเข้ารหัสข้อมูลก็คือ การใช้เวลาที่ Pulse อยู่ในสถานะ On ในกรณีของ R/C Electronics นั้นช่วงเวลาจะอยู่ในระหว่าง 1-2 ms. หรือ 0.5 – 2.5 ms. ดังรูปที่ 2.4 อุปกรณ์ Servo หรือ ESC นั้นจะคอยดู Pulse และจะนับเวลาเมื่อตรวจพบ Pulse นี้ จะหยุดนับเวลาเมื่อ Pulse หมด ดังนั้นเวลาทั้งหมดที่ Pulse มีสถานะเป็น On จะเป็นตัวบอกว่า Servo จะหมุนไปแค่ไหน ตัวอย่างเช่น Pulse On เป็นเวลา 1 ms. จะทำให้ Servo หมุนมาทางด้านซ้ายสุด แต่ถ้าเวลาเป็น 2 ms จะทำให้ Servo หมุนไปซ้ายสุด



รูปที่ 2.4 ตัวอย่างสัญญาณ PWM

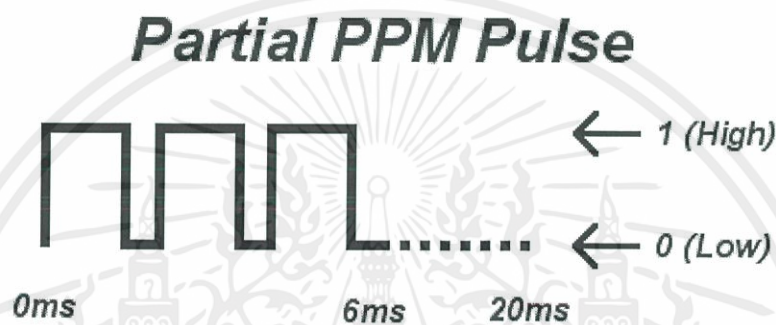
ทั่วไปแล้วอุปกรณ์ R/C ทั้งหมด สัญญาณหนึ่งวงรอบจะใช้ 20 ms ซึ่งจะเรียกช่วงเวลานี้ว่า Frame ในหนึ่ง Frame จะประกอบด้วยช่วงที่ Pulse มีสถานะเป็น High (1-2 ms) และช่วงที่ Pulse มีสถานะเป็น Low ดังรูปที่ 2.5

Generic PWM Pulse



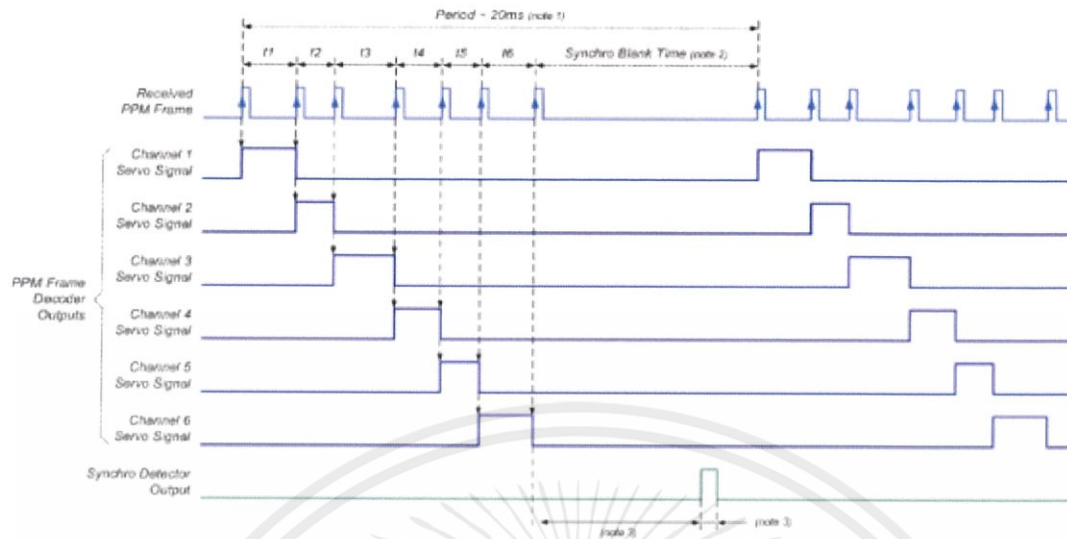
รูปที่ 2.5 สัญญาณ PWM

ถึงแม้ว่า Fame มีความกว้าง 20 ms ก็ตาม ส่วนที่สำคัญของ Pulse ก็คือช่วงเวลาที่มีสถานะเป็น On ซึ่งก็ประมาณ 1-2 ms (0.5 - 2.5 ms) แม้ว่าช่วงที่ Pulse มีสถานะเป็น Off หรือ Low นั้นจะไม่ได้ใช้งานอะไร ก็ยังคงเก็บไว้ และ Frame ขนาด 20 ms นี้ถือว่าเป็นเวลาที่ดีที่สุดแล้ว หากเพิ่มเวลาให้มากกว่านี้ออกไปอาจทำให้เสียการควบคุม Servo ได้ เช่น เสีย Holding Power อาจทำให้ Servo เกิดอาการกระตุกเป็นระยะได้ จะต้องรอจนถึง 20 ms ส่วนนี้เป็นข้อกำหนดของอุปกรณ์ R/C และ PPM ย่อมาจาก Pulse Position Modulation ก็คือ PPM นั้นเกิดจากการนำ PWM มาเรียงต่อกัน ดังรูปที่ 2.6



รูปที่ 2.6 การส่งสัญญาณ PPM

นอกจากเหตุผลในเรื่องของการรักษา Holding Power แล้ว เหตุผลของการใช้ 20 ms คือการที่จะทำให้สามารถนำเอา PWM มาจัดวางต่อกันใน Frame เดียวกันได้ อย่างที่ได้กล่าวไว้ข้างต้นว่า ช่วงเวลาที่ Pulse อยู่สถานะ On นั้นเป็นส่วนที่ใช้ประโยชน์ นำห้องเวลาของ Pulse On มาจัดเรียง ในหนึ่ง Frame สามารถใช้วิธีการในการส่งข้อมูลหลายๆ Channels ในช่วงเวลา 20 ms ได้พร้อมๆ กัน ดังรูปที่ 2.7



รูปที่ 2.7 การทำงานของสัญญาณ

เครื่องส่งวิทยุเป็นแบบช่องสัญญาณเดียวจะส่ง 1 PWM ในหนึ่ง Frame (20ms) แต่ถ้าวิทยุเป็นแบบ 8 Channels ก็สามารถขอยืมช่วงเวลา 1 Frame เพื่อที่จะจัดวาง Pulse ของ 8 PWM ได้ ซึ่งอาจจะให้ Channels ละ 1-2 ms ก็แล้วแต่การใช้งาน

ด้านล่างจะแบ่งให้เห็นว่าอุปกรณ์ใดใช้ PWM และอุปกรณ์ใดใช้ PPM

อุปกรณ์ R/C ที่ใช้ PWM

- Servo
- Electronic Speed Controller
- R/C Switches
- R/C Lights
- R/C Receivers
- Cata Loggers
- Failsafe's

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้ สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใด ๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- Autopilot/Stabilization Systems
- Servo Controller

อุปกรณ์ R/C ที่ใช้ PPM

- R/C Transmitters
- R/C Receivers
- Autopilot/Stabilization Systems
- PCTx

2.7 โปรแกรม Matlab

MATLAB เป็นซอฟต์แวร์ในการคำนวณ และการเขียนโปรแกรมโปรแกรมหนึ่งที่มีความสามารถครอบคลุม ตั้งแต่การพัฒนาอัลกอริธึมการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์ และการทำซิมูเลชันของระบบ การสร้างระบบควบคุมโดยเฉพาะเรื่อง Image Processing และ Wavelet การสร้างเมตริกซ์ ผลิตโดยบริษัทแมทเวิร์ค ตัวแทนจำหน่ายในประเทศไทยคือ บริษัท เทคเซอร์ส ซิสเต็มส์ (ประเทศไทย) จำกัด MATLAB เป็นโปรแกรมสำเร็จรูปที่ใช้กันอย่างแพร่หลายในวงการของนักวิทยาศาสตร์ และวิศวกรในปัจจุบัน ชื่อโปรแกรม MATLAB นั้นย่อมาจาก Matrix Laboratory Matlab ได้เริ่มต้นขึ้นเพื่อต้องการให้สามารถแก้ปัญหาตัวแปรที่มีลักษณะเป็นเมตริกซ์ได้ง่ายขึ้น Matlab เริ่มพัฒนาครั้งแรกโดย Dr.Cleve Moler ซึ่งเขียนโปรแกรมนี้ขึ้นมาด้วยภาษาฟอร์แทรน โดยโปรแกรมนี้ได้พัฒนาภายใต้โครงการ LINPACK และ EISPACK โดยโปรแกรม MATLAB มีสัญลักษณ์ดังรูปที่ 2.8



รูปที่ 2.8 โปรแกรม MATLAB

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้ สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใด ๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.8 โปรแกรม LabVIEW

LabVIEW เป็นโปรแกรมที่ใช้ติดต่อสื่อสารกับเครื่องมือต่างๆ ที่อยู่ภายนอกผ่านบอร์ด Data Acquisition ใช้งานเป็น Monitoring หรือในการควบคุมการวัดค่าต่างๆ เช่น Strain อุณหภูมิ หรือสัญญาณอื่นๆ โดยมีตัวเซนเซอร์รับสัญญาณเข้ามา โดยเอาต์พุตที่ได้จากเซนเซอร์เหล่านี้จะมีค่าเป็นแรงดันหรือกระแสซึ่ง LabVIEW สามารถอ่านค่าที่ผ่านเข้ามาทาง DAQ Card แล้วบันทึกค่าเป็นไฟล์ข้อมูลได้ ดังนั้นการนำ LabVIEW ไปใช้จะต้องพิจารณาถึงวัตถุประสงค์ และ Application ที่จะใช้ก่อนว่ามี Input เป็นอะไร และต้องการ Output อะไร จากนั้นจึงทำการเลือก Hardware ให้ตรงตามต้องการ การใช้งาน LabVIEW ผู้ใช้ควรมีพื้นฐานด้านการเขียนโปรแกรมพอสมควร เนื่องจากการติดต่อสื่อสารระหว่างกันของโปรแกรมกับเครื่องมือต่างๆ ที่อยู่ภายนอกนั้น ผู้ใช้ต้องเขียนโปรแกรมคำสั่งการทำงานเพื่อเรียกข้อมูลการวัดแล้วนำมา Process ให้เป็น Monitoring หรือการเขียนคำสั่งเพื่อการควบคุมระบบ เช่น ให้โปรแกรมสามารถตรวจสอบค่า Strain ที่อ่านได้ว่าถ้ามีค่าไม่เกินกว่าที่กำหนดแล้วจึงค่อยส่งคำสั่งไปควบคุมให้อุปกรณ์อื่นๆ ทำงานต่อได้ เป็นต้น โดยโปรแกรม LabVIEW มีสัญลักษณ์ดังรูปที่ 2.9 โปรแกรม LabVIEW มีองค์ประกอบสำคัญ 3 ส่วนคือ

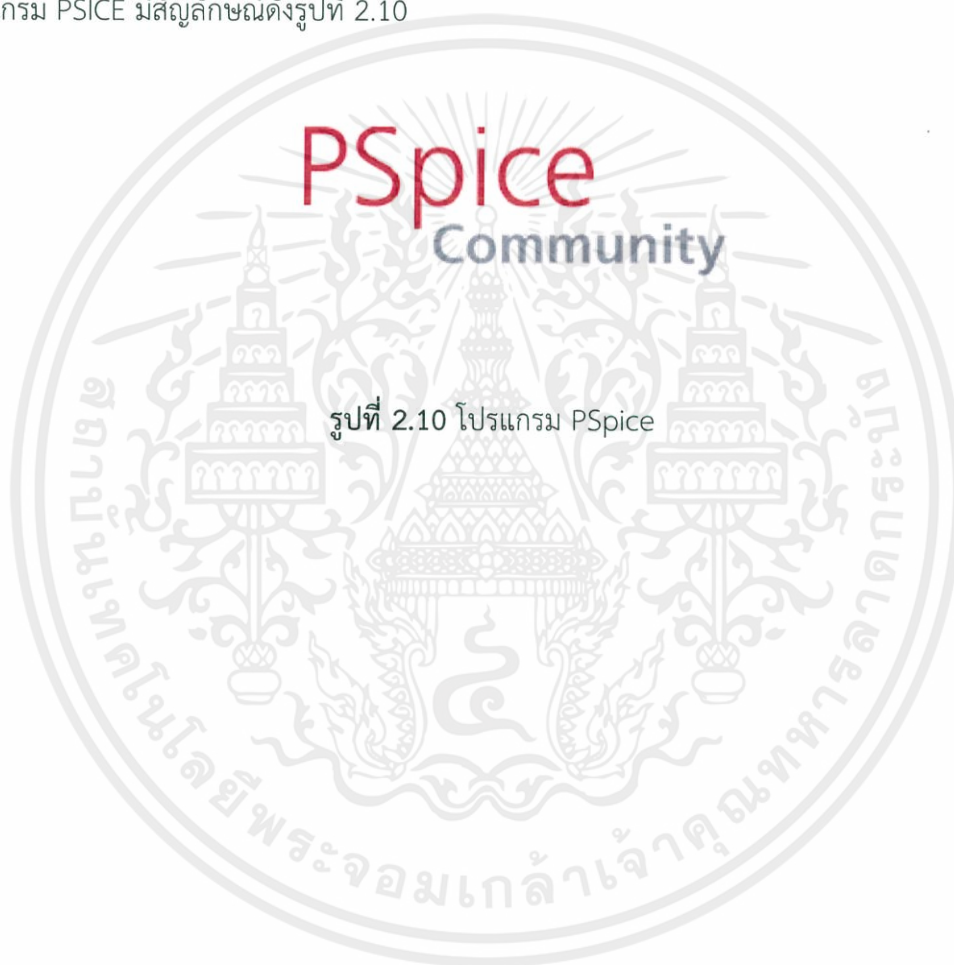
1. Front Panel เป็นส่วนตั้งค่าการวัด และอ่านค่าตัวเลขหรือกราฟที่ออกมาจาก Block Diagram จึงทำหน้าที่เสมือนเครื่องมือวัดจริงโดย Input ที่ป้อนเข้าไปจะเป็นตัวควบคุม ส่วน Output ที่ออกมาจะเป็นตัวแสดงผล
2. Block Diagram ทำหน้าที่เสมือนเป็น Sourcecode โดยใช้โปรแกรมภาษากราฟฟิกองค์ประกอบของ Block Diagram นี้จะแทนโปรแกรม Node เช่น For Loop, Casestructure และฟังก์ชันทางคณิตศาสตร์ เป็นต้น
3. Icon/Connector ภายใน Front Panel จะประกอบด้วย Icon ต่างๆ และมีสายเชื่อมต่อถึงกันในแต่ละ Icon ซึ่งเมื่อเชื่อมต่อกันแล้ว จะสามารถเปลี่ยน Virtualinstrument (VI) นี้ให้เป็น Sub VI หรือ Object ที่นำกลับมาใช้ใน Block Diagram ได้อีก



รูปที่ 2.9 โปรแกรม LabVIEW

2.9 โปรแกรม PSpice

โปรแกรม PSpice เป็นโปรแกรมจำลองการทำงานของวงจรอิเล็กทรอนิกส์ เพื่อให้นักศึกษาสามารถออกแบบวงจรก่อนไปลงมือปฏิบัติจริง ซึ่งแต่เดิมแล้วโปรแกรม PSpice นั้นเป็นของบริษัท Microsim เป็นผู้ริเริ่ม และคิดโปรแกรม PSpice ขึ้นมา ต่อมาในปี พ.ศ. 2541 บริษัท OrCAD ยักษ์ใหญ่ของการจำลองงานต่างๆ ด้วยโปรแกรมทางคอมพิวเตอร์ได้เข้ามาซื้อกิจการของบริษัท Microsim ทำให้ PSpice กลายเป็นส่วนหนึ่งของบริษัท OrCAD ไปด้วยตั้งแต่เวอร์ชัน 9 เป็นต้นมา โดยตัวโปรแกรมจะสามารถใช้เพื่อทำการเรียนการสอนวงจรอิเล็กทรอนิกส์ในเบื้องต้นได้เท่านั้น โดยโปรแกรม PSICE มีสัญลักษณ์ดังรูปที่ 2.10



รูปที่ 2.10 โปรแกรม PSpice

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้ สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใด ๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

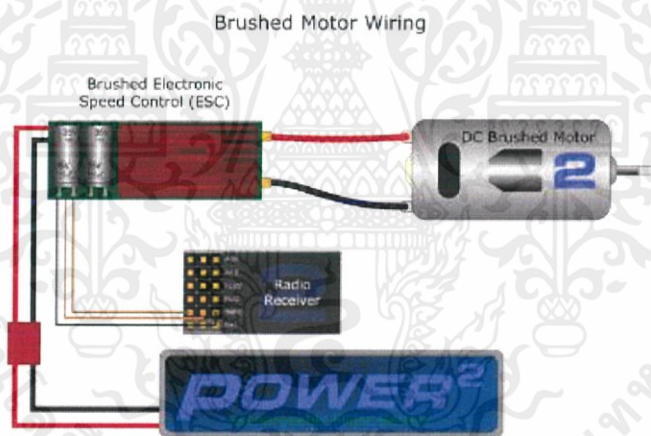
บทที่ 3

หลักการออกแบบ และโครงสร้างของวงจรควบคุม

ในบทนี้จะนำเสนอการเลือกใช้อุปกรณ์ที่มีผลกระทบต่อการใช้งานเครื่องบินไร้คนขับ เพื่อให้สามารถทำงานได้มีประสิทธิภาพมากขึ้น โดยยึดตามคำแนะนำในเอกสารคู่มือการสร้างเครื่องบินไร้คนขับ

3.1 อุปกรณ์สำหรับจำลองการทดลอง

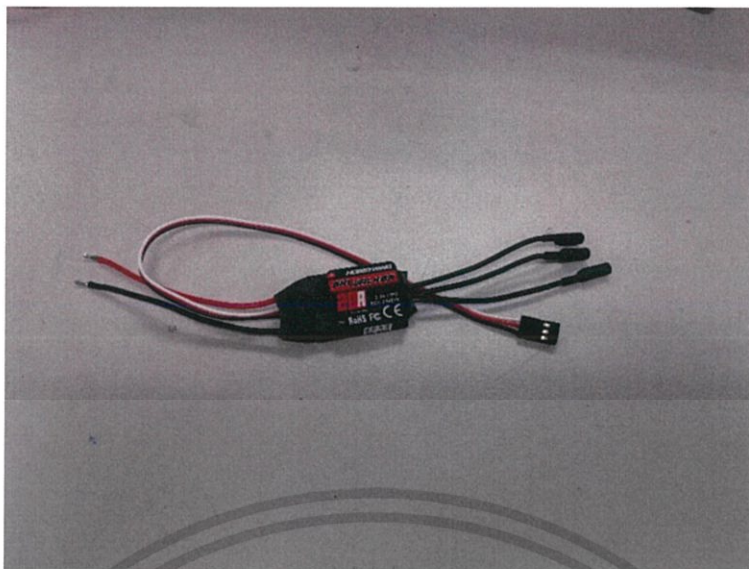
ทำการออกแบบวงจรควบคุมด้วย Electronic Speed Control (ESC) เป็นตัวขับมอเตอร์ให้ทำงาน โดยการรับสัญญาณ Pulse Width Modulation (PWM) ซึ่งมาจาก Servo Tester มาคำนวณค่าเพื่อปล่อยสัญญาณ Input ให้มอเตอร์ทำงานตามคำสั่งของคอนโทรลเลอร์ ซึ่งประกอบไปด้วย แหล่งจ่ายพลังงานไฟฟ้า ชุดคอนโทรลเลอร์ และมอเตอร์ไร้แปรงถ่าน ดังแสดงในรูปที่ 3.1



รูปที่ 3.1 วงจรจำลองการทำงานของมอเตอร์ไร้แปรงถ่าน

3.1.1 Electronic Speed Control (ESC)

เลือกใช้ ESC รุ่น Hobbywing Skywalker 2-3S 20A Brushless ESC With 5V/2A BEC For RC รุ่นนี้มีความเหมาะสมกับอุปกรณ์ เนื่องจากมีแรงดันไฟฟ้าที่ใช้ และกระแสที่ใช้ในมอเตอร์ ดังแสดงในรูปที่ 3.2



รูปที่ 3.2 ESC รุ่น Hobbywing Skywalker 2-3S 20A Brushless ESC With 5V/2A BEC For RC

3.1.2 Servo Tester

เลือกใช้ Servo Tester รุ่น CCPM Servo Consistency Master เนื่องจากเป็นอุปกรณ์ที่ใช้ได้ง่ายในการสร้างสัญญาณ PWM โดยสามารถเลือกขนาดสัญญาณตามต้องการได้ ระบบ Digital นั้นจะมีสัญญาณแค่ High และ Low ถ้าต้องการจะนำระบบ Digital ไปควบคุมอุปกรณ์ที่ต้องควบคุมด้วยสัญญาณ Analog เช่น การควบคุมความเร็วมอเตอร์ในการควบคุม จะปรับคาบเวลาของ High-Low (Duty Cycle) ดังตัวอย่างต่อไปนี้

50% Duty Cycle หมายความว่า คาบเวลาที่เป็น High 50% และคาบเวลาที่เป็น Low 50%

25% Duty Cycle หมายความว่า คาบเวลาที่เป็น High 25% และคาบเวลาที่เป็น Low 75%

80% Duty Cycle หมายความว่า คาบเวลาที่เป็น High 80% และคาบเวลาที่เป็น Low 20%

การปรับคาบเวลาจะมีผลกับกระแสไฟฟ้าที่จ่ายออกไปยังอุปกรณ์ที่จะควบคุมดังนี้ ถ้าปรับ 50% Duty Cycle จะทำให้มีช่วงที่เป็น High 50% ดังนั้นกระแสไฟฟ้าที่จ่ายออกไปจะเหลือแค่ 50% ของทั้งหมด เมื่อนำไปควบคุมมอเตอร์ จะทำให้มอเตอร์หมุนด้วยความเร็ว 50% ของความเร็วสูงสุด ดังรูปที่ 3.3



รูปที่ 3.3 Servo Servo Tester รุ่น CCPM Servo Consistency Master

3.1.3 มอเตอร์ไร้แปรงถ่าน

เลือกใช้มอเตอร์รุ่น EMAX MT2213 935KV BLDC Motor สามารถรองรับแบตเตอรี่ 3-4S และใช้กระแสไม่สูงมาก เป็นส่วนหลักในการทำงานของเครื่องบินไร้คนขับ ซึ่งการที่เครื่องบินไร้คนขับจะลอยตัวได้จำเป็นต้องมีแรงยกจากใบพัดที่หมุนได้ด้วยมอเตอร์ดังรูปที่ 3.4

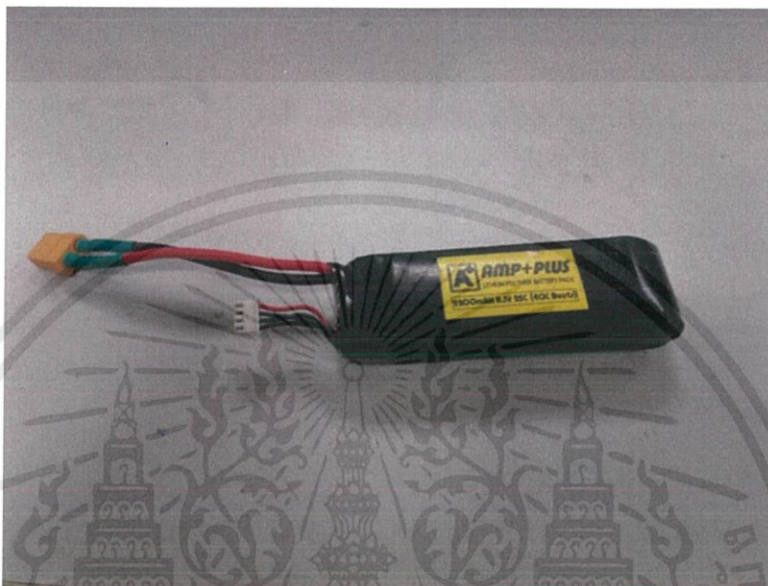


รูปที่ 3.4 มอเตอร์รุ่น EMAX MT2213 935KV BLDC Motor

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้ สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใด ๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.1.4 แหล่งจ่ายพลังงานไฟฟ้า

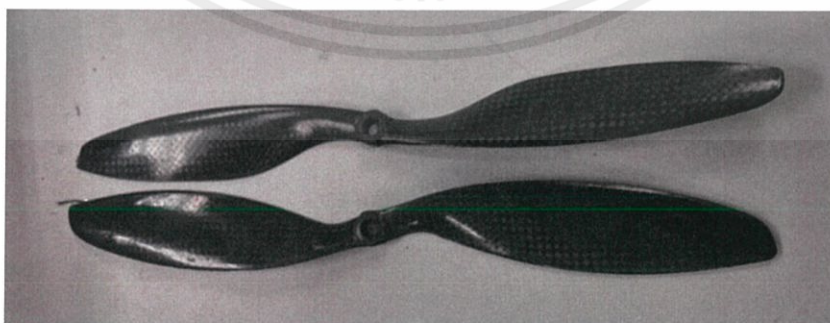
ในส่วนของแหล่งพลังงานที่ใช้ในมอเตอร์ เลือกใช้แบตเตอรี่ประเภท Lithium Polymer (LiPo) เพราะจ่ายกระแสไฟฟ้าได้สูงกว่าแบตเตอรี่ปกติทั่วไป โดยใช้แบตเตอรี่ 11.1V (3 Cell) ความจุ 2200 mAh จ่ายกระแส 25 c ดังรูปที่ 3.5



รูปที่ 3.5 แบตเตอรี่ 11.1V (3 cell) ความจุ 2200mAh จ่ายกระแส 25 c

3.1.5 ใบพัด

เลือกใช้ใบพัดรุ่น 10"x4.5" CW CCW Carbon Fiber Counter Rotating เพราะว่ามีขนาดและแรงยกที่ได้เมื่อใช้กับอุปกรณ์ที่เลือกมาข้างต้นเพียงพอดังรูปที่ 3.6



รูปที่ 3.6 ใบพัดรุ่น 10"x4.5" CW CCW Carbon Fiber Counter Rotating

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้ สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใด ๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.1.6 สายไฟ

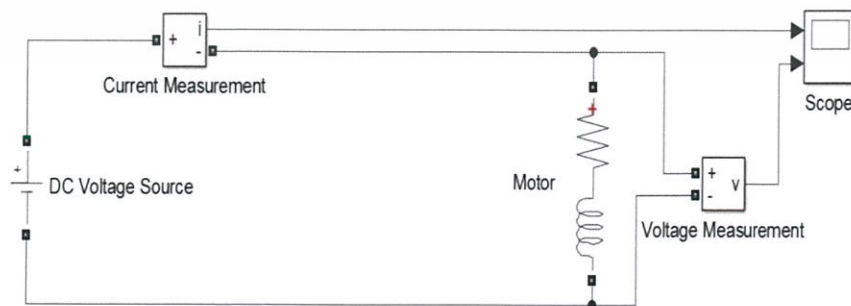
สายไฟที่เลือกใช้เป็นแบบ AWG 14 ซึ่งมีความต้านทานน้อย สามารถทนกระแสที่ต้องการใช้ได้ และไม่มีอาการสายไฟไหม้เนื่องจากความร้อนดังรูปที่ 3.7



รูปที่ 3.7 สายไฟ AWG 14

3.2 การออกแบบวงจร

จากรูปที่ 3.8 จะเห็นว่าวงจรที่ใช้มีการต่อ จำเป็นที่จะต้องมีการวัดค่าที่ได้จากการใช้งาน ซึ่งกระแสที่ใช้ขับเคลื่อนใบพัดให้มีความเร็วสูงสุดอยู่ที่ 8-10 แอมป์ ดังนั้นขนาดสายไฟที่ใช้สำหรับต่อวงจรต้องมีขนาดที่ใหญ่พอที่จะทนกับกระแสที่ใช้ได้ และต้องมีค่าความต้านทานของสายไฟที่น้อย เพื่อจะให้ความต่างศักย์ตกคร่อมที่สายไฟมีค่าน้อยที่สุด ดังรูปที่ 3.8



รูปที่ 3.8 วงจรในโปรแกรม PSice

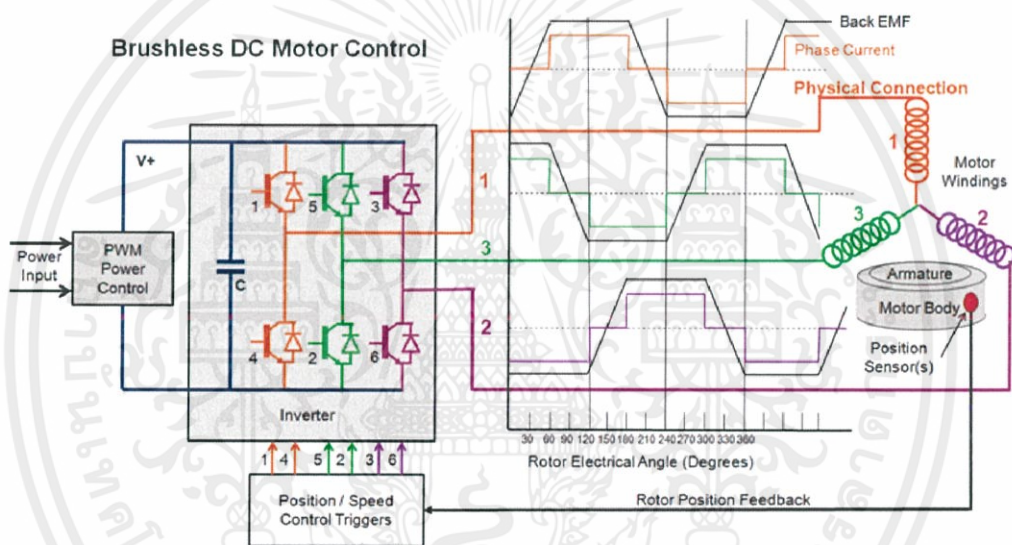
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้ สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใด ๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.3 โครงสร้างทางกายภาพ

จากรูปที่ 3.8 ในการต่อวงจรที่จำลองการทำงานของมอเตอร์ จะมีการต่อ Servo Tester ซึ่งเป็นตัวกำหนดสัญญาณควบคุม ESC ที่นำไปใช้จ่ายไฟฟ้าเข้ามอเตอร์ต่อไป ซึ่งการต่อต่อ Servo Tester นั้นจะมีการต่อด้วยกันทั้งหมด 3 สาย คือ สายสัญญาณควบคุม และสายไฟสำหรับให้ Servo Tester ทำงาน โดย Servo Tester จะใช้แรงดัน 5 โวลต์ ในทำงาน

3.4 การทำงาน

ในส่วนของการทำงานอุปกรณ์ เริ่มจากการนำอุปกรณ์แต่ละชิ้นมาดูค่าเฉพาะ และความเร็วในการทำงานของแต่ละอุปกรณ์ ซึ่งมีค่าต่อการนำมาใช้งาน ในการทดลอง



รูปที่ 3.9 วงจรการทำงานของ ESC ที่นำมาใช้ขับมอเตอร์

จากรูปที่ 3.9 Inverter เป็นส่วนสร้างสัญญาณที่ทำให้มอเตอร์เกิดการหมุน ซึ่งมีการทำงานเปรียบได้กับ ESC แต่จะมีส่วนที่ต่างกันก็คือ ESC จะใช้สำหรับการควบคุมมอเตอร์ไร้แปรงถ่านที่มีขนาดเล็ก และจะต้องมีการรับค่าคำสั่งควบคุมจากภายนอกเข้ามาเพื่อควบคุมการจ่ายกระแสไฟเข้าสู่มอเตอร์ ซึ่งในการทดลองนั้นกระแสที่ใช้ภายในวงจรมีค่าสูงจึงทำให้มีความต่างศักย์บางส่วนหายไปเนื่องจากความต้านทานของสายไฟ จึงได้ทำการทดลองเพื่อดูว่าสายไฟชนิดไหนควรที่จะนำมาใช้งาน และสายไฟต้องมีความอ่อนตัว และน้ำหนักจะได้เหมาะสมกับการนำไปใช้งานได้จริงบนเครื่องบินไร้คนขับ

บทที่ 4

ผลการทดลอง

4.1 การทดลองมอเตอร์

ใช้การจำลองการทำงานของมอเตอร์ด้วยการใช้ Power Supply เป็นตัวจ่ายไฟฟ้าให้กับวงจร เพื่อสามารถปรับค่าแรงดัน และกระแสได้ตามต้องการ เพื่อหาค่าความเร็วรอบ และแรงยกที่มอเตอร์ สามารถทำได้เมื่อใส่โหลดโดยการเพิ่มแรงดันตั้งแต่ 20%-100% ได้การทดลองดังตารางที่ 4.1 ตารางที่ 4.2 ตารางที่ 4.3 ตารางที่ 4.4 และตารางที่ 4.5

ตารางที่ 4.1 การทดลองมอเตอร์ตัวที่ 1

%	Vm	A	rpm	trust
20	11.09	0.1	1519	15
30	11.06	0.95	3319	94
40	11.03	1.95	4247	155
50	10.99	3	4997	228
60	10.93	5.4	6087	337
70	10.85	8.2	7013	434
80	10.83	8.3	6990	438
90	10.83	8.3	6944	437
100	10.82	8.5	6424	442

ตารางที่ 4.2 การทดลองมอเตอร์ตัวที่ 2

%	Vm	A	rpm	trust
20	11.08	0.1	1990	33
30	11.05	0.95	3345	96
40	11.01	2	4318	168
50	11.00	3.1	5132	238
60	10.90	5.4	6128	338
70	10.81	8	6947	444
80	10.81	8	6926	446
90	10.81	8	6915	444
100	10.81	8	6915	449

ตารางที่ 4.3 การทดลองมอเตอร์ตัวที่ 3

%	Vm	A	rpm	trust
20	11.07	0.1	1598	21
30	11.04	1	3195	106
40	11.01	2.1	4166	175
50	10.96	3.55	4980	245
60	10.88	6.1	6001	354
70	10.79	9	6783	447
80	10.79	9	6746	459
90	10.79	9.1	6768	466
100	10.79	9.1	6765	467

ตารางที่ 4.4 การทดลองมอเตอร์ตัวที่ 4

%	Vm	A	rpm	trust
20	11.05	0.2	1069	23
30	11.05	0.45	2606	62
40	11.03	0.9	3249	98
50	11.00	1.55	3940	142
60	10.94	2.75	4776	213
70	10.88	4.2	5568	297
80	10.82	6.15	6285	372
90	10.75	8.25	6877	442
100	10.74	8.8	6992	453

ตารางที่ 4.5 การทดลองมอเตอร์ตัวที่ 5

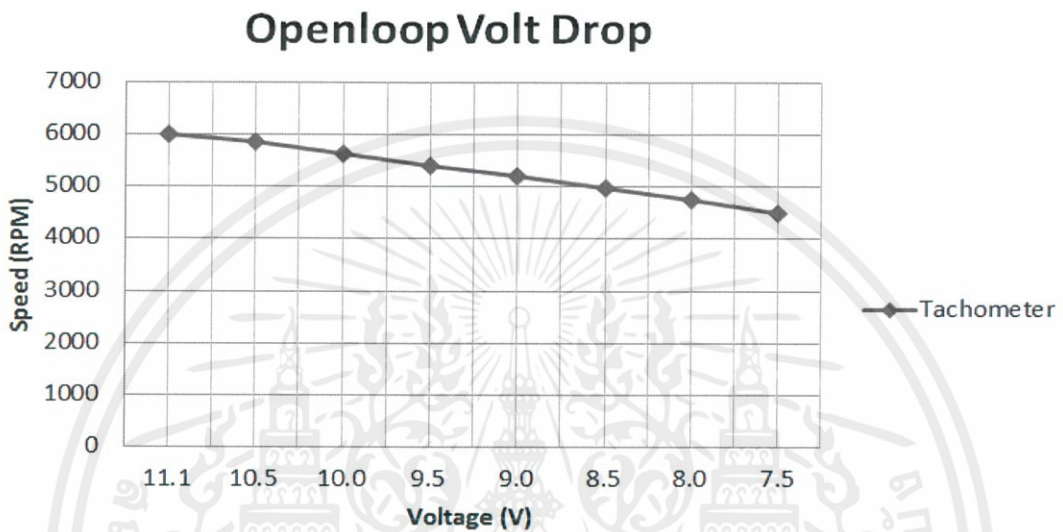
%	Vm	A	rpm	trust
20	11.08	0.2	1076	8
30	11.06	0.4	2617	52
40	11.03	1.2	3814	129
50	10.99	2.1	4596	181
60	10.93	4.05	5709	309
70	10.81	7.1	6729	428
80	10.6	8.4	6997	434
90	10.81	8.5	7009	449
100	10.8	8.4	7046	479

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้ สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใด ๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

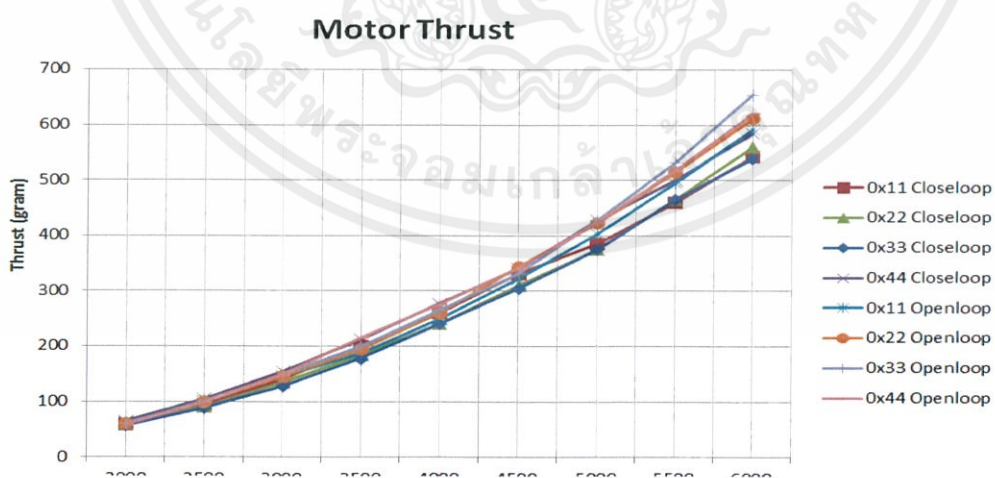
4.2 การทดลองมอเตอร์เปรียบเทียบเมื่อใช้การควบคุมแบบ Open Loop และ Close Loop

เมื่อเกิดปัญหาขึ้นซึ่งได้ทำการทดลองแก้ปัญหาด้วยการใส่การควบคุมแบบ Close Loop

ตารางที่ 4.6 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงดัน และความเร็วยว

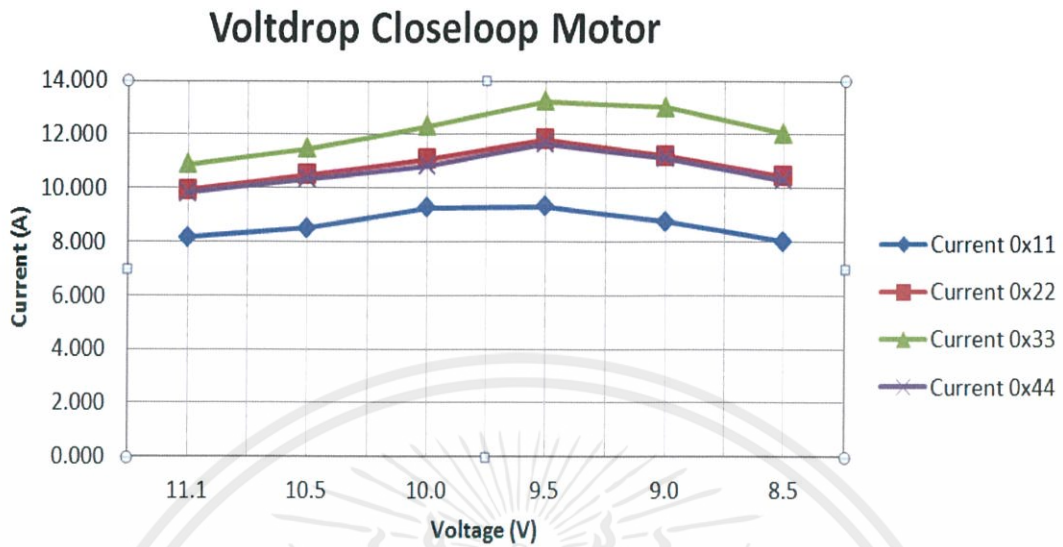


ตารางที่ 4.7 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วยว และแรงยกในหน่วยกรัม ระหว่างการควบคุมแบบ Open Loop และ Close Loop

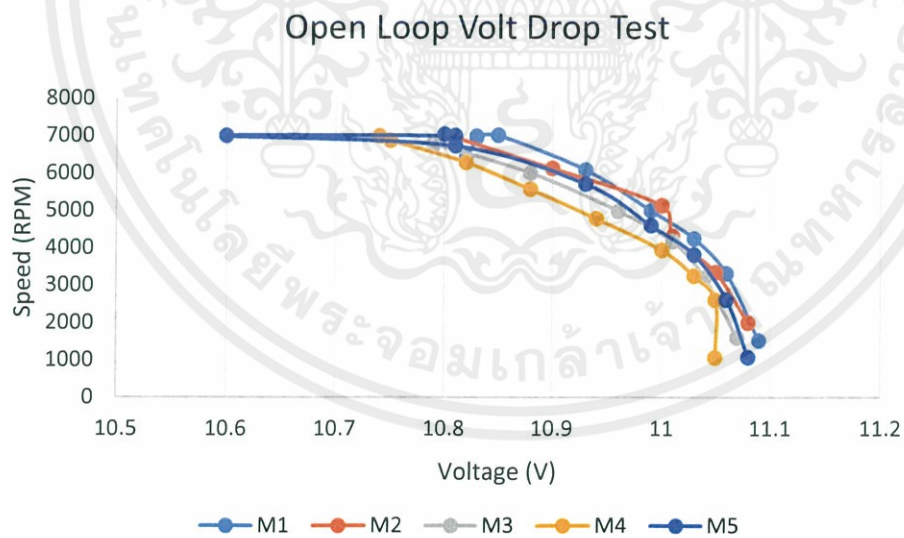


เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้ สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใด ๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.8 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงดัน และกระแสเมื่อใช้การควบคุมแบบ Close Loop

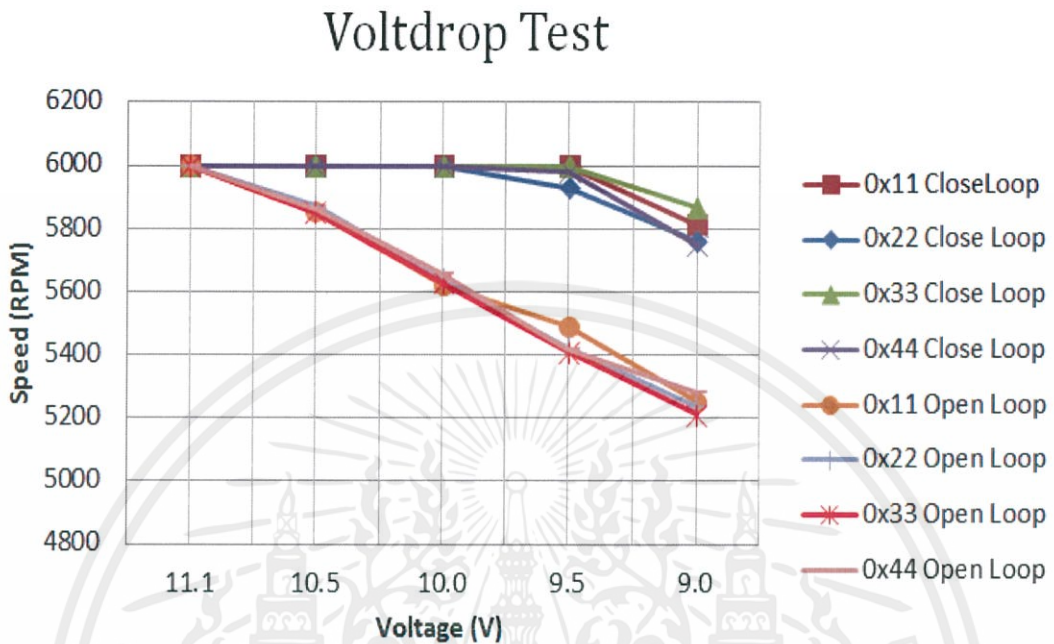


ตารางที่ 4.9 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงดัน และความเร็วรอบเมื่อใช้การควบคุมแบบ Open Loop

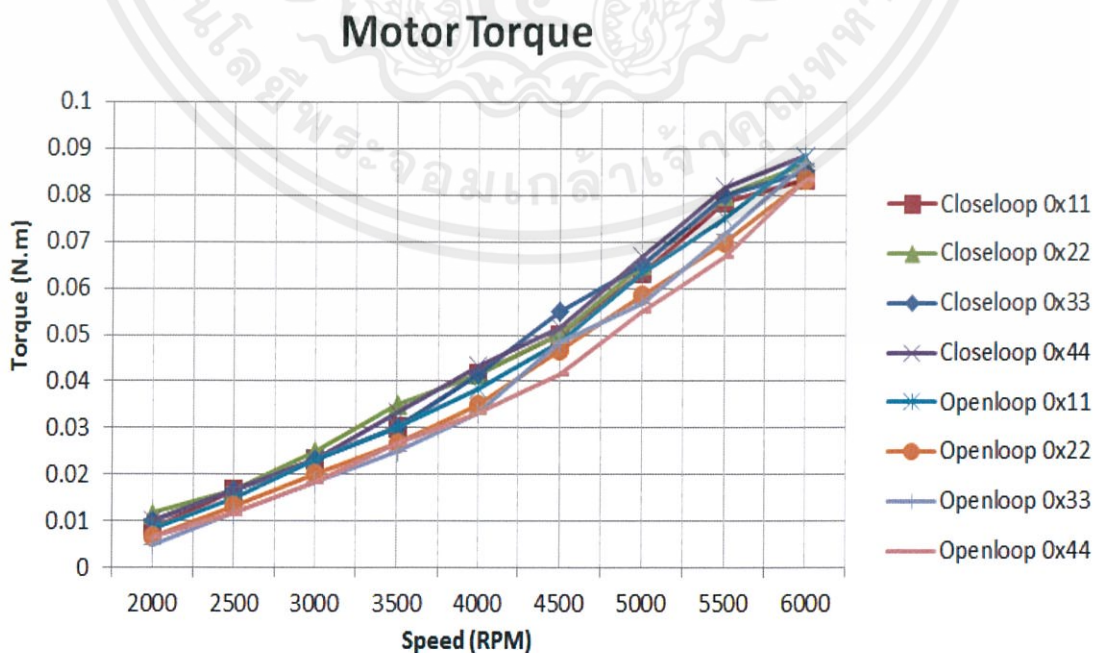


เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้ สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใด ๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 4.10 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างแรงดัน และความเร็วยุโรปเมื่อเปรียบเทียบระหว่างการควบคุมแบบ Open Loop และ Close Loop



ตารางที่ 4.11 กราฟความสัมพันธ์ระหว่างความเร็วรอบ และแรงบิด เมื่อเทียบระหว่างการควบคุมแบบ Open Loop และ Close Loop



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้ สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใด ๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สรุปผลการดำเนินงาน และข้อเสนอแนะ

จากการทำโครงการเกี่ยวกับอากาศยานไร้คนขับ การปรับค่าสัญญาณ PWM จะมีผลโดยตรงกับความเร็วมอเตอร์โดยขึ้นอยู่กับกระแสที่มอเตอร์ใช้ เมื่อมอเตอร์หมุนด้วยความเร็วที่สูงขึ้นใบพัดที่ติดอยู่กับมอเตอร์ จะสร้างแรงยกตัวขึ้นจนสามารถทำให้อากาศยานไร้คนขับลอยตัวขึ้นได้ จึงสามารถสรุปผลการทดลองได้ดังต่อไปนี้

5.1 การดำเนินงานจัดทำปฏิญานิพนธ์

โครงการนี้เป็นโครงการเกี่ยวกับอากาศยานไร้คนขับ โดยการควบคุมการเคลื่อนที่ด้วยรีโมทคอนโทรลจากระยะไกล โดยในการทำงานนั้นได้ร่วมมือกันทำ โดยศึกษาจากเนื้อหาของรุ่นพี่ก่อนๆ และเพื่อนจากภาควิชาอื่นที่มีการทำโครงการใกล้เคียงกัน ซึ่งอากาศยานไร้คนขับนั้นช่วยในการเข้าไปตรวจสอบสถานที่ที่ยากต่อการเข้าถึง และการใช้งานจริงสามารถติดตั้งกล้องให้ส่งข้อมูล รูปภาพ และภาพเครื่องไวกลับมาตลอดเวลาการทำงาน ซึ่งเปรียบเสมือนการขึ้นไปอยู่บนอากาศยานไร้คนขับ ทำให้ง่ายต่อการบังคับภายในพื้นที่ที่ผู้บังคับไม่สามารถมองเห็นอากาศยานไร้คนขับได้ในขณะนั้น

การสร้างอากาศยานไร้คนขับนั้นจำเป็นต้องประกอบด้วยความรู้หลากหลายด้าน อาทิเช่น ด้านไมโครคอนโทรลเลอร์ ด้านระบบควบคุม ด้านแมคคานิกส์ ฯลฯ ซึ่งต้องศึกษาอย่างเจาะลึกในด้านนั้นๆ ให้เข้าใจอย่างลึกซึ้งเพื่อให้สามารถทำงานได้ โดยมีข้อสงสัยน้อยที่สุด ความรู้ที่กล่าวมาข้างต้นนั้นในท้ายที่สุดจะนำมาประกอบกันให้เกิดการทำงานที่มีผลต่อกันเป็นระบบ เมื่อทำแล้วเจอปัญหาจึงมาช่วยกันแก้ให้การทำงานของอากาศยานไร้คนขับนั้นมีประสิทธิภาพสูงสุด

การใช้การควบคุมแบบ Open Loop นั้นไม่สามารถรู้สถานะการจริงที่เกิดขึ้นกับการทำงานของมอเตอร์ได้ จึงได้ติดตั้ง Feedback ทำให้เป็นการควบคุมแบบ Close Loop ทำให้ได้รู้การทำงานของมอเตอร์จริงๆ และสามารถแก้ไขการทำงานที่ผิดพลาดได้ การแก้ไขนั้นคือ ทำให้มอเตอร์สามารถทำงานได้ในขณะที่แบตเตอรี่มีแรงดันตกลงมา แต่มอเตอร์ยังทำงานได้ปกติในช่วงระยะเวลาหนึ่งในความเป็นจริงแล้ว เมื่อแบตเตอรี่แรงดันตกลงมา อากาศยานไร้คนขับจะค่อยๆ ลดระดับลงทำให้ไม่สามารถบังคับได้ปกติ แต่เมื่อใส่การควบคุมแบบ Close Loop แล้วจะทำให้สามารถบังคับได้ปกติ

ในช่วงระยะเวลาหนึ่ง ทำให้สามารถบังคับกลับมายังผู้ควบคุมได้อย่างปลอดภัยต่อการตกของอากาศยานไร้คนขับ ซึ่งอาจทำให้เกิดความเสียหายหลายในด้านต่างๆ ได้

5.2 ปัญหาที่พบ และแนวทางการแก้ไขปัญหา

1. ปัญหาเนื่องจากงานในบางจุดอาศัยทักษะความชำนาญในการทำงาน ทำให้ใช้เวลานานในการประกอบ
2. ปัญหาเนื่องจากการใช้กระแสไฟที่สูง ทำให้ความต่างศักย์จำนวนหนึ่งได้หายไป ทำให้ความต่างศักย์ที่นำมาใช้ได้มีค่าลดลงจากที่ควรจะเป็น
3. ปัญหาเนื่องจากอุปกรณ์บางตัวที่จำเป็นต้องใช้ต้องสั่งซื้อ และสินค้าชิ้นนั้นไม่มีจำหน่ายแล้ว ในตอนนี้ ส่งผลให้การทำงานล่าช้าออกไป
4. ปัญหาเนื่องจากความปลอดภัย เพราะกระแสที่ใช้งานมีค่าสูง และความเร็วใบพัดที่หมุนทำงานมีความเร็วสูงมากซึ่งอาจทำให้เกิดอันตรายแก่ผู้ทดลองได้ จึงมีความจำเป็นที่จะสร้างอุปกรณ์สำหรับป้องกันสำหรับอันตรายที่เกิดขึ้น ส่งผลให้การเริ่มทดลองล่าช้าออกไปจากกำหนดการ

5.3 ข้อเสนอแนะ และแนวทางการพัฒนา

1. โครงการนี้มีมีการทดลองที่มีความเสี่ยงด้านความปลอดภัย ซึ่งมีความจำเป็นที่จะต้องทดลองให้สำเร็จ และปลอดภัย จึงควรจะจัดหาอุปกรณ์ที่ได้มาตรฐานในการป้องกันมาใช้งาน
2. ในการดำเนินงานต่างๆ ย่อมต้องมีอุปสรรค และปัญหาเกิดขึ้นเป็นธรรมดา โดยเมื่อเกิดปัญหาขึ้นแล้วจำเป็นต้องทำการวิเคราะห์ปัญหาที่เกิดขึ้น และแสวงหาแนวทางในการแก้ไขปัญหา และปฏิบัติตามแนวทางที่วางไว้เพื่อให้สามารถดำเนินการกระบวนการนั้นๆ ต่อไปเพื่อให้บรรลุเป้าหมาย หรือจุดประสงค์ที่ตั้งไว้

เอกสารอ้างอิง

- [1] Unmanned Aerial Vehicle
<https://www.it24hrs.com/2013/uav-unmanned-aerial-vehicle/>
- [2] Brushless DC Motor
<http://www.learnengineering.org/2014/10/Brushless-DC-motor.html>
- [3] Electronic Speed Controller
https://en.wikipedia.org/wiki/Electronic_speed_control
- [4] Servo Tester
<https://www.arduitronics.com/product/603/servo-tester>
- [5] Lithium Polymer
https://en.wikipedia.org/wiki/Lithium_polymer_battery
- [6] AWG Cable
https://en.wikipedia.org/wiki/American_wire_gauge
- [7] Rotor
<https://www.phantomthailand.com/%E0%B9%80%E0%B8%88%E0%B8%B2%E0%B8%B0%E0%B8%A5%E0%B8%B6%E0%B8%81%E0%B9%80%E0%B8%A3%E0%B8%B7%E0%B9%88%E0%B8%AD%E0%B8%87%E0%B9%83%E0%B8%9A%E0%B8%9E%E0%B8%B1%E0%B8%94%E0%B8%AD%E0%B8%B8%E0%B8%9B%E0%B8%81>
- [8] Construction of a Four Rotor Helicopter Control System
Etd.dtu.dk/thesis/243342/Thesis_dagur.pdf



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้ สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใด ๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ภาคผนวก ก

Four Rotor Dynamics

When designing a control system to stabilize a physical system, generally the first step is to derive a mathematical model of the physical system. This is not always an option as some systems can be extremely difficult to model correctly. In practice when the mathematical modeling is possible, the mathematical models of the systems are generally nonlinear (22, p. 29)

The topic of this chapter is to derive a linearized state space model, describing the dynamics of the four rotor helicopter about a chosen operating point. The linearized state space model will then be used in chapter 5 as the basis for the design of a linear quadratic regulator (LQR).

In order to derive the linearized state space model, some preliminary steps have to be taken. First, a way to describe the movements of the helicopter in an inertial Cartesian coordinate system, i.e. the fixed reference frame, has to be derived. This is necessary in order to track the movements of the helicopter in the fixed reference frame. Second, a nonlinear mathematical model of the system has to be constructed. Then a nonlinear state space model is derived. Finally the nonlinear state space model will be linearized about a chosen operating point of the system. For this purpose Matlab/Simulink will be used (1).

4.1 Attitude Representation

The nonlinear dynamic model that will be represented in section 4.2 is valid in the helicopter body frame. This means that if the helicopter was controlled by a pilot sitting in it, this model would describe the forces and torques the pilot would be experiencing.

As this helicopter is remotely controlled, the pilot is standing in a different frame of reference than that of the helicopter. This frame of reference is called the reference here, see figure 4.1. In order to be able to track the movements of the helicopter it is necessary to be able to project coordinates back and forth from the reference frame to the helicopter body frame. That is the topic of this section.

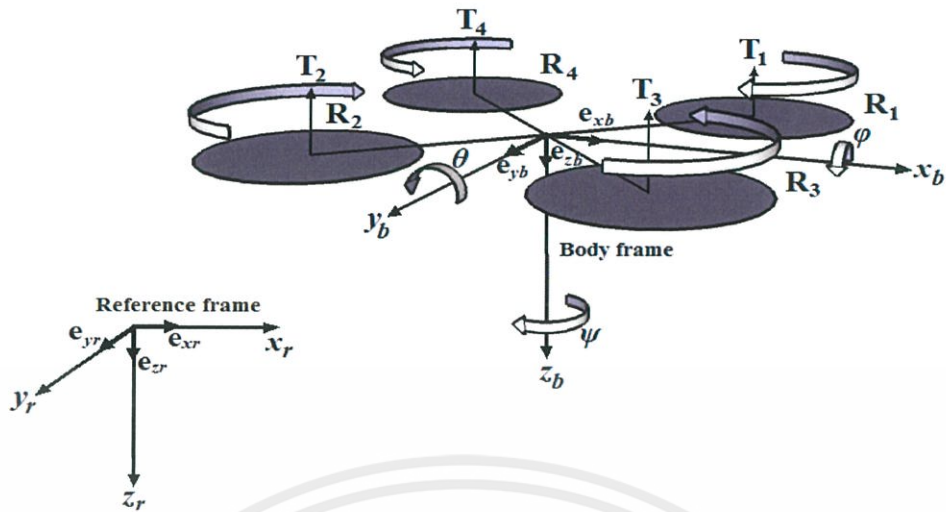


Figure 4.1: Four rotor helicopter sketch showing its orientation relative to its body frame. The big arrows above the rotor disks show the rotation of the rotors producing thrust in $-e_{z_b}$ direction. The arrows around the axes show the direction of positive body rotation. The reference frame is also shown in the figure.

Figure 4.1 shows the two frames of reference. These are two right hand Cartesian coordinate systems. The reference frame is fixed in space and is defined with z_r axes lying in the Earth's gravitation vector, pointing downwards. The $x_r - y_r$ plane lies horizontally with the y_r axis to the right relative to the positive x_r direction. The body frame has the same internal axes orientation as the reference frame with the z_b defined positive in the opposite direction of the thrust vector which is orthogonal to the $x_b - y_b$ plane. The projection from the reference frame to the body frame is done by multiplying the coordinates with an attitude matrix. The Euler z_{yx} rotational sequence is used to derive the attitude matrix, see appendix C. The rotation about z , y , x is conventionally represented as the Euler angles ψ , ϑ , ϕ respectively, see figure 4.1. The attitude matrix is shown in equation (4.1).

$$[\mathbf{A}_{\psi\theta\phi}] = \begin{bmatrix} c(\theta)c(\psi) & c(\theta)s(\psi) & -s(\theta) \\ -c(\phi)s(\psi) + s(\phi)s(\theta)c(\psi) & c(\phi)c(\psi) + s(\phi)s(\theta)s(\psi) & s(\phi)c(\theta) \\ s(\phi)s(\psi) + c(\phi)s(\theta)c(\psi) & -s(\phi)c(\psi) + c(\phi)s(\theta)s(\psi) & c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix} \quad (4.1)$$

For convenience $c(\dots) = \cos(\dots)$ in equation (4.1) and $s(\dots) = \sin(\dots)$.

The projection from the body frame coordinates into the reference frame coordinates is done with the transposed matrix $[A_{\psi \theta \phi}]^T$. The transposed matrix can be seen in equation (4.2).

$$[A_{\psi \theta \phi}]^T = \begin{bmatrix} c(\theta)c(\psi) & -c(\phi)s(\psi) + s(\phi)s(\theta)c(\psi) & s(\phi)s(\psi) + c(\phi)s(\theta)c(\psi) \\ c(\theta)s(\psi) & c(\phi)c(\psi) + s(\phi)s(\theta)s(\psi) & -s(\phi)c(\psi) + c(\phi)s(\theta)s(\psi) \\ -s(\theta) & s(\phi)c(\theta) & c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix} \quad (4.2)$$

The use of the attitude matrix can be demonstrated for the representation of the Earth's gravitation vector in the helicopter body frame as seen above. This is done by multiplying the gravitational vector by the attitude matrix as in equation (4.3).

$$F_g = A e_{zr} mg = A \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix} mg = \begin{bmatrix} -s(\theta)mg \\ s(\phi)c(\theta)mg \\ c(\phi)c(\theta)mg \end{bmatrix} \quad (4.3)$$

If e_{zb} would have the same orientation as e_{zr} for an example, F_g acting on the helicopter would be presented like in equation (4.4) in its body frame:

$$F_g = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} \quad (4.4)$$

4.2 Nonlinear Equations Of Motion

In this section the dynamics of the four rotor helicopter are represented in the form of two general nonlinear mathematical equations of motion, Newton's second law of motion and its analog for rotating system, Euler's moment equation. As discussed in chapter 3, efforts were made to make the frame of the four rotor helicopter as stiff as possible. By doing that, the modeling of the internal dynamics of the helicopter construction could be avoided. Treating the helicopter as a stiff body simplifies the modeling considerably and the resulting modeling error is considered to be trivial. The helicopter is therefore treated as a stiff body, moving with six degrees of freedom, three translational and three rotational. In addition to that, the helicopter rotors are considered to be stiff.

Two general equations of motion are used to describe the dynamics of the helicopter (6, p. 13). Newton's second law of motion, see equation (4.5) describes the relation between the total forces acting on the helicopter and its relative

acceleration $\frac{dv}{dt}$. Its analog for rotating systems is Euler's moment equation, see equation (4.6). It describes the relation between the total torques acting on the helicopter and its relative angular acceleration $\frac{dh}{dt}$

$$F = m \frac{dv}{dt} \quad (4.5)$$

$$\Gamma = \frac{dL_0}{dt} \quad (4.6)$$

Equation (4.5) applied to the four rotor helicopter, can be represented as equation (4.7), see appendix A about rotating frame of reference.

$$F = m \frac{dv}{dt} = m(a' + \Omega \times v) \quad (4.7)$$

In equation (4.7), Ω is the Euler relative angular velocity vector in body frame $[p, q, r]'$, a' is the relative Euler angular acceleration vector in body frame $[p', q', r']'$ and v is the relative velocity vector in body frame $[u, v, w]'$, see (6, p. 14).

The cross product from equation (4.7) can be seen in (4.8).

$$\Omega \times v = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} qw - rv \\ ru - pw \\ pv - qu \end{bmatrix} \quad (4.8)$$

The right matrix is called the Coriolis effect. It is the acceleration that is caused by the fictive forces that arise when Newton's second law of motion is transformed into a moving frame of reference, see appendix A.

Equation (4.7) can now be written as (4.9).

$$F = \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix} = m \left(\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} qw - rv \\ ru - pw \\ pv - qu \end{bmatrix} \right) = \begin{bmatrix} m(\dot{u} + qw - rv) \\ m(\dot{v} + ru - pw) \\ m(\dot{w} + pv - qu) \end{bmatrix} \quad (4.9)$$

Equation (4.9) describes the forces causing the translational acceleration of the four rotor helicopter.

Equation (4.6) can be written like (4.10), see appendix B concerning the angular momentum.

$$\Gamma = \frac{dL_0}{dt} = \Gamma' + \Omega \times L_0 \quad (4.10)$$

The first term on the right in (4.10) is shown in (4.11),

$$\Gamma' = I \frac{d\Omega}{dt} \quad (4.11)$$

where $\frac{d\Omega}{dt}$ is the Euler angular acceleration $[p', q', r']'$ and I is the inertia tensor, see appendix B. The values of the inertia tensor have been measured for the four rotor helicopter, see appendix E, and are used in the simulations.

The angular momentum of the helicopter L_0 is given in (4.12),

$$L_0 = I\Omega \quad (4.12)$$

and the inertia tensor for the four rotor helicopter can be seen in (4.13).

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (4.13)$$

The cross product term in (4.10) thus becomes (4.14).

$$\Omega \times L_0 = \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} I_{xx}p \\ I_{yy}q \\ I_{zz}r \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} (I_{zz} - I_{yy})qr \\ (I_{xx} - I_{zz})pr \\ (I_{yy} - I_{xx})pq \end{bmatrix} \quad (4.14)$$

Equation (4.10) can be written as (4.15).

$$\Gamma = \begin{bmatrix} \Gamma_x \\ \Gamma_y \\ \Gamma_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx}\dot{p} + (I_{zz} - I_{yy})qr \\ I_{yy}\dot{q} + (I_{xx} - I_{zz})pr \\ I_{zz}\dot{r} + (I_{yy} - I_{xx})pq \end{bmatrix} \quad (4.15)$$

Equation (4.15) describes the torques causing the angular acceleration of the helicopter in its body frame.

Equations (4.9) and (4.15) are the complete set of nonlinear equations describing the dynamics of the four rotor helicopter, assuming that the helicopter is a stiff body.

The three axes of its coordinate system are its principal axes and center of gravity of the helicopter is situated at the origin of the body axes (6, p. 12).

In equations (4.9) and (4.15), $[mu', mv', mw']$ and $[l_{xx}p', l_{yy}q', l_{zz}r']$ represent the external forces and torques respectively acting on the helicopter.

These are the sum of several different forces and torques discussed below.

4.2.1 Forces Acting On The Helicopter

In order to discuss the forces and torques acting on the helicopter, the body frame of the helicopter is defined as shown in figure 4.1.

The force that the rotors produce is called the rotor thrust T . As the position and orientation of the rotor disc for each rotor relative to the body frame is invariant, the direction of their thrust vector is always $-\mathbf{e}_{zb}$. Equation (4.16) shows the cumulative thrust of the four rotors.

$$\mathbf{F}_r = -\mathbf{e}_{zb} \sum T_i \quad ; \quad i \in \mathbb{I} : [1, 4] \quad (4.16)$$

The individual thrust measurements as functions of the rotors angular velocity can be seen in appendix I. A theoretical basis, called the momentum theory (25, p. 59), for simple analysis of the rotor performance can be seen in appendix J.

The gravity acting on the helicopter is \mathbf{F}_g . This force vector has the positive direction of \mathbf{z}_r in the reference frame, see figure 4.1. As the gravity force is fixed in the reference frame, its influence on the helicopter depends on the helicopter's attitude, see chapter 4.1. Relating \mathbf{F}_g to the helicopter's body frame is done with the attitude matrix, see section 4.1 for validation. It can be seen in equation (4.17).

$$\mathbf{F}_g = \mathbf{A} \mathbf{e}_{zr} mg = \begin{bmatrix} -s(\theta)mg \\ s(\phi)c(\theta)mg \\ c(\phi)c(\theta)mg \end{bmatrix} \quad (4.17)$$

In (4.17) $s(\dots) = \sin(\dots)$ and $c(\dots) = \cos(\dots)$.

In flight, the drag of a rotor \mathbf{F}_H is conventionally called the H-force. The derivation of the H-force can be seen in appendix D. It works opposite the flight direction in the $x - y$ plane of the helicopter body frame. Equation (4.18) shows the cumulative force from the four rotors.

$$\mathbf{F}_H = \begin{bmatrix} -\frac{u}{|v|} \\ -\frac{v}{|v|} \\ 0 \end{bmatrix} \sum H_i \quad ; \quad i \in \mathbb{I} : [1, 4] \quad (4.18)$$

In (4.18) $-\frac{u}{|v|}$ and $-\frac{v}{|v|}$ are the unit velocity vectors relative to the body frames $x - y$ plan. These unit vectors decide the orientation of the H-force in the $x - y$ plane.

The air resistance in the helicopter body frame causes a drag force \mathbf{F}_d . This

force is in the opposite direction of the unit velocity vector in the helicopter body frame $\frac{v}{|v|}$. The equation for a drag force in a fluid environment can be seen in (4.19), (7, p. 13-20).

$$F_d = -\frac{1}{2}C_f\rho A_f v^2 \frac{v}{|v|} \quad (4.19)$$

The drag coefficient C_f is a function of velocity (16, p.397). As the application of this project is strictly indoors it can be assumed that its velocity is limited to $0-2 \left[\frac{m}{s}\right]$. the resulting drag coefficient is roughly estimated to be $C_f = 0.5$.

Assuming that the drag coefficient is constant, then equation (4.19) shows that F_d is proportional to the squared fluid velocity. In this case, the fluid (air) velocity is the helicopter velocity. In (4.19) the air density is ρ . The frontal area of the helicopter body is A_f . To simplify this expression the frontal area is assumed to be the same for all flight directions. The largest frontal area of the helicopter was measured and is used in the simulations, see appendix G.

Combining all the forces discussed above gives equation (4.20).

$$F = F_r + F_g + F_H + F_d = \begin{bmatrix} m(\dot{u} + qw - rv) \\ m(\dot{v} + ru - pw) \\ m(\dot{w} + pv - qu) \end{bmatrix} \quad (4.20)$$

Defining

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

and isolating the acceleration vector $[\dot{u} \ \dot{v} \ \dot{w}]'$ in equation (4.20) gives (4.21).

$$\begin{bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \end{bmatrix} = \frac{1}{m} \sum F_i - \begin{bmatrix} qw - rv \\ ru - pw \\ pv - qu \end{bmatrix} \quad (4.21)$$

Equation (4.21) describes the complete set of forces causing translational acceleration in the nonlinear dynamic model of the helicopter.

4.2.2 Torques Acting On The Helicopter

The torques acting about the x and the y axes of the reference frame are caused by the thrust vectors induced by the four rotors. In these cases the thrust vectors are situated in the center of a straight line between the two rotors in the rotor pairs causing the rotation. The thrust vector pairs causing a rotation about the x axes are $T_1 + T_4$ and $T_2 + T_3$, see figure 4.1. Similarly the pairs causing a rotation

about the y axes are $T_1 + T_3$ and $T_2 + T_4$. Equations (4.22) and (4.23) describe these two torques.

$$\Gamma_x = e_{xb} \left[((T_1 + T_4) - (T_2 + T_3)) \frac{l_x}{2} \right] \quad (4.22)$$

$$\Gamma_y = e_{yb} \left[((T_1 + T_3) - (T_2 + T_4)) \frac{l_y}{2} \right] \quad (4.23)$$

In (4.23) $l_x = l_y$ is the distance between any two of the rotors in a rotor pair. Dividing it by two gives the radius from the center of the frame to the point on which the force is acting.

As discussed in chapter 2, the spinning rotors have to overcome air resistance when rotating. This results in torque Γ_r acting on the body that the rotor is attached to. The orientation of the force component of this torque is in the opposite direction of the rotation. The torque is a cross product of the radius from center of rotation and the force acting perpendicular on it see appendix B and the torque vector is oriented according to the right hand rule (2, p. 50).

Figure 4.1 shows the rotational direction of the rotors that gives negative thrust relative to e_{zb} . The torque caused by the drag of the rotors can be seen in equation (4.24).

$$\Gamma_r = e_{zb} (-\tau_{M1} - \tau_{M2} + \tau_{M3} + \tau_{M4}) \quad (4.24)$$

The drag of the rotors is a second order effect that depends on the shape of the rotor blades. In order to find the second order equation describing the torque as a function of the rotor angular velocity, the torque of each rotor was measured at different angular velocities and the results were fitted using Matlab, see appendix I.

Yet another torque that the rotors cause on the body, to which they are attached, is the gyroscopic torque Γ_g , (4, p. 14). When the rotor is spinning and its body frame is moving with angular velocity Ω the body experiences a torque from the rotors. The orientation of the torque depends on the rotational direction of both the body frame and the rotor. Equation (4.25) shows the cumulative torque for the four rotors acting about the center of mass of the helicopter.

$$\Gamma_g = -I_r [\Omega \times (-e_{zb}\omega_1) + \Omega \times (-e_{zb}\omega_2) + \Omega \times (e_{zb}\omega_3) + \Omega \times (e_{zb}\omega_4)] \quad (4.25)$$

In equation (4.25), the inertia of the rotors, I_r is assumed to be the same. The calculation of the inertia can be seen in appendix F. When the helicopter is moving with a velocity $v \neq 0$ in the $x - y$ plane of the reference frame the air velocity is higher

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้ สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใด ๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

for the advancing rotor blades than the receding. This causes the thrust vectors point of attack on the rotor disk to move from the center. (4, p. 14) which causes flapping of the rotor blades. This effect depends on the angular velocity of the rotor blades and the velocity of the helicopter. As the rotor is considered to be rigid, the resulting torque is transferred directly to the helicopter frame. The equation for this torque is (4.26).

$$\Gamma_f = -\gamma[v' \times (e_{zb}(-\omega_{M1} - \omega_{M2} + \omega_{M3} + \omega_{M4}))] \quad (4.26)$$

It has been suggested that in the case of the four-rotor helicopter, the torque contributions in (4.26) cancel each other out and thus do not affect the dynamics of the system, see (31, p. 148). It is intuitive to see that this is an acceptable assumption because the torque on the frame is symmetrical about the velocity vector in the x_b - y_b plane. It should though be noted that these torques stress the helicopter frame nevertheless, see appendix G.2.5 where this problem is discussed briefly.

As Γ_f is a function of both the rotor angular velocity and the helicopter's velocity, the contribution of Γ_f to the overall dynamics at low velocities is trivial. When the four rotor helicopter in this project is in hover, the wind velocity about the blade at half of the rotor radius is approximately $22 \left[\frac{m}{s} \right]$ while the maximum helicopter velocity is about $2 \left[\frac{m}{s} \right]$. The overall wind velocity about the rotor blade is thus dominated by the angular velocity of the rotor.

The constant γ in equation (4.26) depends on the design of the rotor blade. No attempts have been done to derive γ through rotor measurements as Γ_f is considered to be trivial as explained before.

Whenever there is a change in the velocity of the rotors, torque is applied to the body frame. This is due to the law of conservation of angular momentum (4, p. 15). This can be seen in equation (4.27)

$$\Gamma_a = I_r e_{zb}(-\dot{\omega}_{M1} - \dot{\omega}_{M2} + \dot{\omega}_{M3} + \dot{\omega}_{M4}) \quad (4.27)$$

Equation (4.15) can now be written as (4.28).

$$\Gamma = \Gamma_x + \Gamma_y + \Gamma_r + \Gamma_g + \Gamma_f + \Gamma_a = \begin{bmatrix} I_{xx}\dot{p} + (I_{zz} - I_{yy})qr \\ I_{yy}\dot{q} + (I_{xx} - I_{zz})pr \\ I_{zz}\dot{r} + (I_{yy} - I_{xx})pq \end{bmatrix} \quad (4.28)$$

By defining

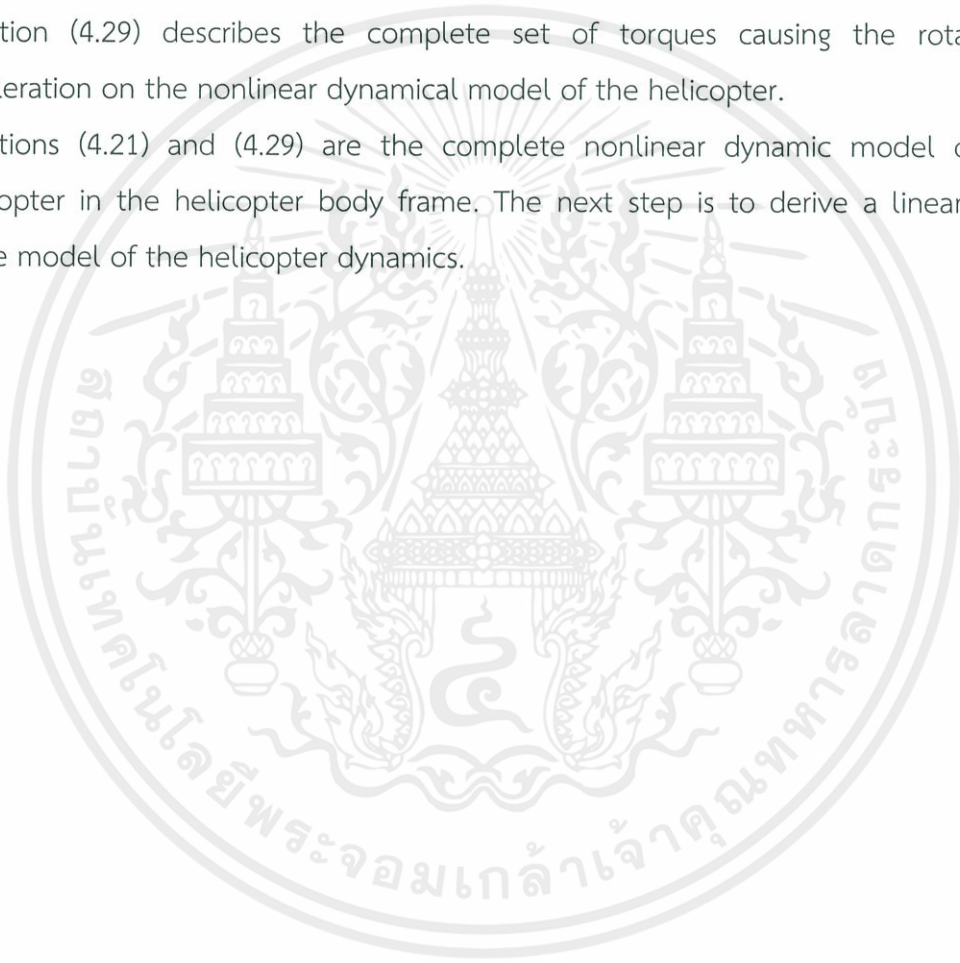
$$\sum \Gamma_i = \Gamma_x + \Gamma_y + \Gamma_r + \Gamma_g + \Gamma_f + \Gamma_a$$

and isolating the angular acceleration vector $[\dot{p} \ \dot{q} \ \dot{r}]'$ in (4.28), equation (4.29) is derived.

$$\begin{bmatrix} \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{I_{xx}} & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{I_{yy}} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{I_{zz}} \end{bmatrix} \left[\sum \Gamma_i - \begin{bmatrix} (I_{zz} - I_{yy})qr \\ (I_{xx} - I_{zz})pr \\ (I_{yy} - I_{xx})pq \end{bmatrix} \right] \quad (4.29)$$

Equation (4.29) describes the complete set of torques causing the rotational acceleration on the nonlinear dynamical model of the helicopter.

Equations (4.21) and (4.29) are the complete nonlinear dynamic model of the helicopter in the helicopter body frame. The next step is to derive a linear state space model of the helicopter dynamics.



ภาคผนวก ข

Motor

Brushless DC motors are considered more suitable for the job at hand than brushed DC motors. The brushed DC motor have the field windings on the stator and armature windings on the rotor and using brushes for switching. A brushless DC motor has a permanent magnet rotor and a wound field stator and controlled by a switching electronic circuit. By omitting the brushes of the DC motor, which wear down and can lead to bad electrical connection, the efficiency and the reliability is increased.

As mentioned in chapter 3 the motor chosen for the four rotor helicopter is a brushless DC motor, Robbe Roxxy 2824-34 (32). The operating voltage for the motor is $7.4[V]$ – $11.1[V]$, with a operating current of $4[A]$ – $8[A]$ and a maximum current of $9[A]$.

To drive the motor, a motor controller, BL-Ctrl V1.2 by MikroKopter, was chosen (28). The controller has a Pulse Width Modulation (PWM) input for throttle values. This PWM signal has to be of a servo control standard, which is used to control servo motors and often called Pulse Position Modulation (PPM). Servo control uses $1 - 2[ms]$ long pulses running at $50[Hz]$. Each pulse is modulated with a value ranging from $0 - 100\%$. When the pulse is modulated with 0% value the pulse width is $1[ms]$. If the modulation value is increased to 100% the pulse width becomes $2[ms]$. The minimum pulse width is thus $1[ms]$ and the maximum pulse width is $2[ms]$. Figure 6.2 shows the servo control principles.

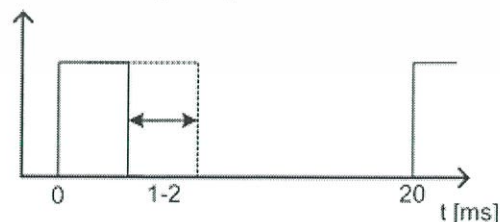


Figure 6.2: Servo control. The pulse width of the signal varies from $1[ms]$ and up to $2[ms]$. This range represents a value of $0 - 100\%$.

The motor controller is set up to run the *I2C* (Inter-Integrated Circuit) communication protocol as well. This standard is a two way serial computer bus protocol that supports 128 devices on a single two wire bus. For further reading see (30).

The *I2C* protocol can be chosen in stead of PPM to send throttle values to the motor controller. When the initial thrust measurements on the rotors were done, the stability of the rotor angular velocity using the PPM standard was poor. The *I2C* standard, however, performed flawlessly and was therefore chosen as the communication protocol to deliver the throttle values to the motor controllers. The reason for the poor stability using the PPM is not that it is unreliable, but rather that the motor controllers are optimized to run on the *I2C* standard. Another advantage of the *I2C* protocol is that it can run much faster than the PPM standard, or up to 400[KHz]. Sending one throttle value is done by sending 18 data bits. At a typical sending frequency of 100[KHz] it would therefore take about 720[μ s] to send data to all motors. The *I2C* can send and receive data regardless of the microprocessors other duties so it takes very limited time from the processor. The motor controllers operate on 5[V] voltage level while the MSP430 microprocessor operates on 3.3[V]. In order to communicate with the motor controllers using the *I2C* standard, a level shifter had to be implemented. The level shifter is simulated and explained in appendix K.

The motor has three phases and the controller uses three-phase full-bridge circuit to control it, see (24, p. 2-27).

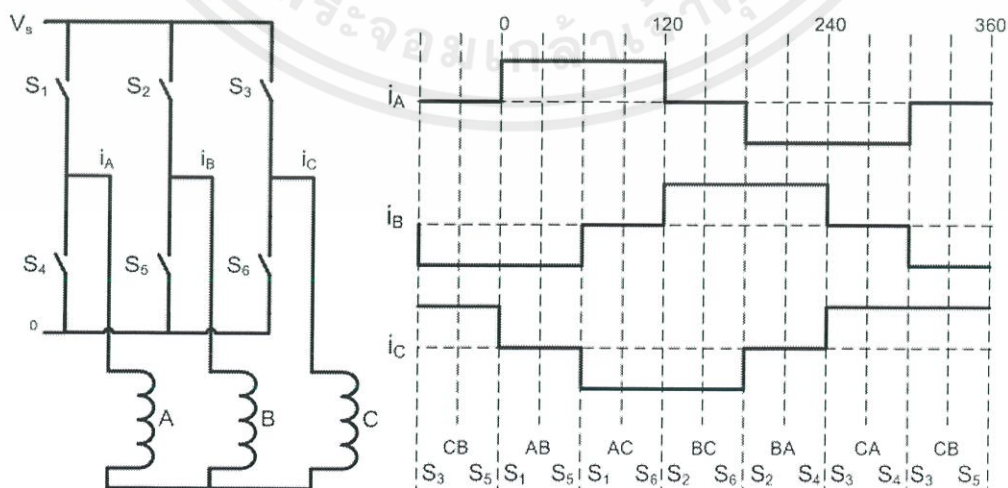


Figure 6.3: Three phase bridge control.

In figure 6.3 the diagram of a three phase bridge control is shown along with its switching sequence. When the motor is running, current flows through two phases at a time. The current control is done by two switches, an upper switch and a lower switch. The upper switch is controlled by a switching control signal with a period of $66[\mu s]$, $15.15[kHz]$, and a various duty cycle. By doing this the current through the phases is chopped, causing the current to be within a certain level, or hysteresis.

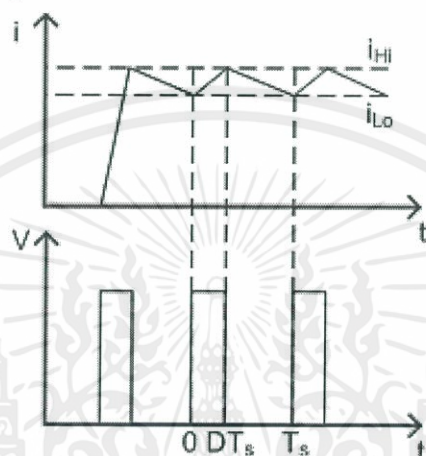


Figure 6.4: Current hysteresis and duty cycle.

Figure 6.4 shows the actual current flows through the phases of the motor. When the switches are turned on, with period of T_s and duty cycle D , the current through the phase rises to the top of the hysteresis band and then they are turned off causing the current to fall down to the lower limit of the hysteresis band. The higher the duty cycle becomes the higher current runs through the phases.

ภาคผนวก ค

สมการ และหลักการอื่นๆ

Rotating Frame Of Reference

In order for Newton's second law to work for mass moving with a non-inertial frame of reference, fictitious forces acting on it have to be introduced. These forces are added to the existing natural forces acting on the mass.

In the following, a term for describing Newton's second law for a moving frame of reference is derived, see (7, p.6-6).

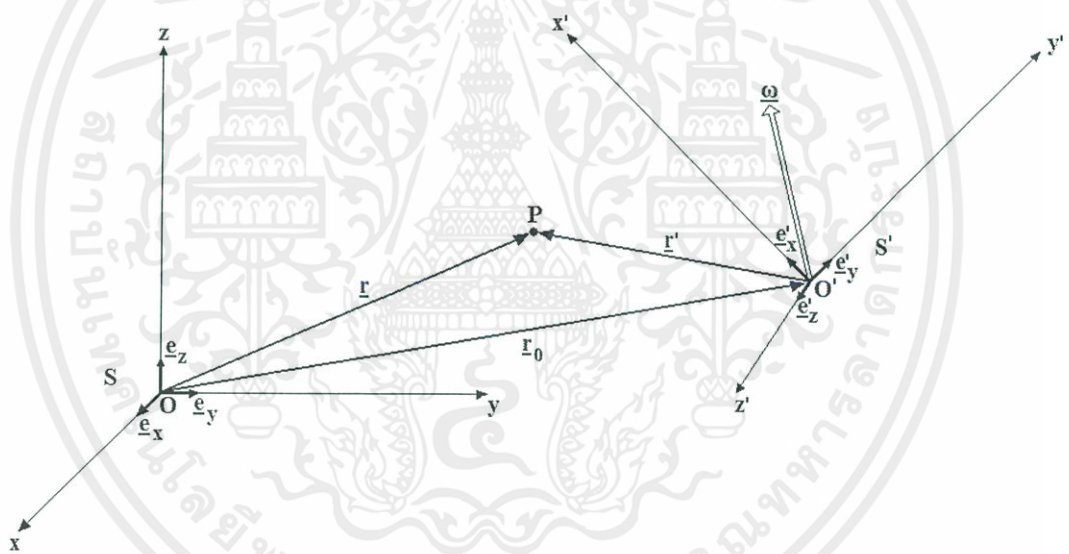


Figure A.1: The moving system S' turns with the angular velocity ω while O' has the acceleration a_0 relative to the inertial system S . The primes are used to mark the variables that are related to the moving frame of reference.

Figure A.1 shows the inertial system S with O as its center and the moving system S' with O' as its center. The variables related to the moving system are marked with primes. If S and S' have the same starting point at $t = 0$, $r_0 = v_0 t$ where

v_0 is the constant velocity of O' . At the time t the particle P is located at r in S and at r' in S' . The angular velocity of S' is ω .

For an observer in S equations A.1 show r , v and a .

$$\begin{aligned} r &= xe_x + ye_y + ze_z \\ v &= \frac{dx}{dt}e_x + \frac{dy}{dt}e_y + \frac{dz}{dt}e_z \\ a &= \frac{dv_x}{dt}e_x + \frac{dv_y}{dt}e_y + \frac{dv_z}{dt}e_z \end{aligned} \quad (\text{A.1})$$

Equally for S' equations A.2 show r' , v' and a' .

$$\begin{aligned} r' &= x'e'_x + y'e'_y + z'e'_z \\ v' &= \frac{dx'}{dt}e'_x + \frac{dy'}{dt}e'_y + \frac{dz'}{dt}e'_z \\ a' &= \frac{d^2v'_x}{dt^2}e'_x + \frac{d^2v'_y}{dt^2}e'_y + \frac{d^2v'_z}{dt^2}e'_z \end{aligned} \quad (\text{A.2})$$

It should be noted that because the unit vectors for the moving system are constantly changing their orientation $v' \neq \frac{dr'}{dt}$ and $a' \neq \frac{dv'}{dt}$.

As $r = r_0 + r'$, $\frac{dr}{dt}$ can be expressed like in equation A.3.

$$\frac{dr}{dt} = \frac{dr_0}{dt} + \frac{dr'}{dt} \quad (\text{A.3})$$

The first term on the right hand side is v_0 and the second term is shown in A.4.

$$\frac{dr'}{dt} = \frac{dx'}{dt}e'_x + \frac{dy'}{dt}e'_y + \frac{dz'}{dt}e'_z + x'\frac{de'_x}{dt} + y'\frac{de'_y}{dt} + z'\frac{de'_z}{dt} \quad (\text{A.4})$$

The first three terms on the right side in equation A.4 are v' . For the last three terms it should be noted that the unit vectors for S' are rotating with the angular velocity ω and their lengths are constant. Equation A.5 shows the term for the three unit vectors in S' differentiated.

$$\frac{de'_x}{dt} = \omega \times e'_x, \quad \frac{de'_y}{dt} = \omega \times e'_y, \quad \frac{de'_z}{dt} = \omega \times e'_z \quad (\text{A.5})$$

Equation A.4 can therefore be written like A.6.

$$\frac{dr'}{dt} = v' + \omega \times (x'e'_x + y'e'_y + z'e'_z) \quad (\text{A.6})$$

Combining equation A.1 and equation A.6 gives A.7.

$$\frac{dr'}{dt} = v' + \omega \times r' \quad (\text{A.7})$$

Equation A.3 can therefore be written like A.8.

$$v = (v_0 + \omega \times r') + v' \quad (\text{A.8})$$

The term inside the parentheses in A.8 is the velocity of the particle P as if it were at rest in S' . The term v' is the velocity of S' relative to P .

Differentiating v in A.8 with respect to time gives A.9.

$$\frac{dv}{dt} = \frac{dv_0}{dt} + \frac{d(\omega \times r')}{dt} + \frac{dv'}{dt} \quad (\text{A.9})$$

In A.9 $\frac{dv}{dt} = a$ and, $\frac{dv_0}{dt} = a_0$ Applying Newton's second law to A.9 gives A.10.

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

The third term on the right in A.10 is shown in A.11,

$$\begin{aligned} m \frac{dv'}{dt} &= m \left(\frac{dv'_x}{dt} e'_x + \frac{dv'_y}{dt} e'_y + \frac{dv'_z}{dt} e'_z + v'_x \frac{de'_x}{dt} + v'_y \frac{de'_y}{dt} + v'_z \frac{de'_z}{dt} \right) \Rightarrow \\ m \frac{dv'}{dt} &= m(a' + \omega \times (v'_x e'_x + v'_y e'_y + v'_z e'_z)) \end{aligned} \quad (\text{A.11})$$

or as shown in A.12.

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

This equation shows the forces acting on S' relative to P .

Equations Of Angular Motion

Two general equations are used to describe the dynamics of a particle in a moving frame of reference. One describes the forces acting on it (see in appendix A) and the other, describing the angular momentum, or the torque, acting on it, is introduced in this chapter.

The term for moment of inertia that can be applied in the general case of moving reference frame, called the inertia tensor, is also introduced in this chapter.

B.1 Torque

The impulse p of a particle is shown in B.1. It is equal to the change of momentum for a particle (2, p.186).

$$p = mv \quad (\text{B.1})$$

The term for angular momentum L_0 of a particle with the impulse p with respect O is B.2 (7, p.5-2).

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

Figure B.1 shows a circular motion of a particle in a plane. With the radius

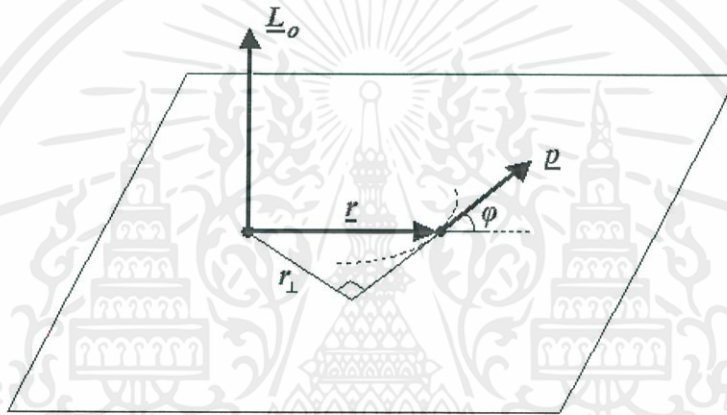


Figure B.1: A particle moving in plane around a fixed point O . The angular momentum L_0 is perpendicular to both r and v .

r , angular velocity ω and the mass m , the angular momentum is B.3. Here L_0 is a vector product of r and p .

$$L_0 = mr^2\omega \quad (\text{B.3})$$

As the particle is moving in a circular motion around the fixed point O , B.3 can be written like B.4 (7, p.7-9).

$$L_0 = I\omega \quad (\text{B.4})$$

Here I is the moment of inertia for the point mass of the particle times radius squared, mr^2 .

Differentiation of B.2 gives B.5.

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

By Newton's second law $\frac{dp}{dt} = F$ and using $\frac{dr}{dt} = v$ and $p = mv$ equation B.5 can be modified to B.6.

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

In B.6 the first term on the right hand side is zero because $v \times v = 0$. The second term on the right hand side is the torque, see B.7,

$$\tau_0 = r \times F \quad (\text{B.7})$$

or B.8.

$$\frac{dL_0}{dt} = \tau_0 \quad (\text{B.8})$$

Equation B.7 shows that the torque τ_0 is a vector product of r and F . The torque is therefore perpendicular to the plane of the circular motion around the fixed point 0. Generally the axis of the coordinate system are moving. It is therefore necessary to apply equation A.7, see (6, p.12), to give B.9.

$$\frac{dL'_0}{dt} = \Gamma' + \Omega \times L'_0 \quad (\text{B.9})$$

This general form of the torque can be used to describe the torques acting on a mass in a moving frame of reference.

B.2 Inertia tensor

In order to find the impulse moment L_0 of a stiff body with respect to 0, it is important to know the moment of inertia for that body. This is the topic of this section.

For the orthonormal set of unit vectors, e_1 , e_2 and e_3 , the impulse moment L_0 can be described like in B.10 (7, p.8-1).

$$L_0 = I_1\omega_1e_1 + I_2\omega_2e_2 + I_3\omega_3e_3 \quad (\text{B.10})$$

The axes the unit vectors e_1 , e_2 and e_3 lie in are called the principal axes. The moments of inertia in B.10 are thus called the principal moments of inertia. Figure B.2 shows m_i 's contribution $L_{i,0}$ to L_0 . This is shown in B.11.

$$L_{i,0} = r_i \times p_i = m_i r_i \times (\omega \times r_i) \quad (\text{B.11})$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้ สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใด ๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

By inserting a orthonormal coordinate system with its center in 0 and the unit vectors e_x , e_y and e_z , r_i can be written as (x_i, y_i, z_i) and $\boldsymbol{\omega}$ as $(\omega_x, \omega_y, \omega_z)$. The vector product $\boldsymbol{\omega} \times r_i$ can then be written as B.12.

$$\boldsymbol{\omega} \times r_i = (z_i\omega_y - y_i\omega_z, x_i\omega_z - z_i\omega_x, y_i\omega_x - x_i\omega_y) \quad (\text{B.12})$$

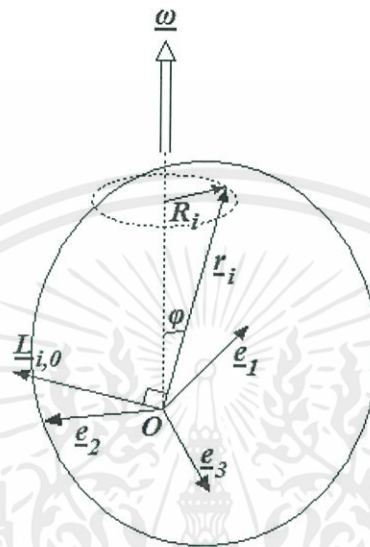


Figure B.2: The mass m_i 's contribution $L_{i,0}$ contribution to L_0 .

$L_{i,0}$ can be found in the same way, by the vector product of $m_i r_i$ and $\boldsymbol{\omega} \times r_i$, see B.13.

$$\begin{aligned} L_{i,0} = & e_x m_i \{ (y_i^2 + z_i^2)\omega_x \quad - x_i y_i \omega_y \quad - x_i z_i \omega_z \} \\ & + e_y m_i \{ -y_i x_i \omega_x \quad + (x_i^2 + z_i^2)\omega_y \quad - y_i z_i \omega_z \} \\ & + e_z m_i \{ -z_i x_i \omega_x \quad - z_i y_i \omega_y \quad + (x_i^2 + y_i^2)\omega_z \} \end{aligned} \quad (\text{B.13})$$

By summing all m_i , the impulse moment L_0 with respect to 0 can be written like B.14.

$$\begin{bmatrix} L_x \\ L_y \\ L_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx} & -D_{xy} & -D_{xz} \\ -D_{yx} & I_{yy} & -D_{yz} \\ -D_{zx} & -D_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (\text{B.14})$$

The first matrix on the right hand side is called the inertia tensor \bar{I} . The individual terms of \bar{I} are shown in B.15.

$$D_{xy} = D_{yx} = \sum m_i x_i y_i, \quad D_{xz} = D_{zx} = \sum m_i x_i z_i, \quad D_{yz} = D_{zy} = \sum m_i y_i z_i$$

$$I_{xx} = \sum m_i (y_i^2 + z_i^2), \quad I_{yy} = \sum m_i (x_i^2 + z_i^2), \quad I_{zz} = \sum m_i (x_i^2 + y_i^2) \quad (\text{B.15})$$

The upper terms in B.15 are called the products of inertia. The lower terms are the moments of inertia. Equation B.14 can now be written like B.16.

$$\mathbf{L}'_0 = \tilde{\mathbf{I}}\boldsymbol{\Omega} \quad (\text{B.16})$$

If the coordinate system, with which the stiff body is moving, can be turned so that 0 lies in the body's center of mass and the body is symmetrical around all the axes, then B.14 can be simplified to B.17, see (7, p.8-3) and (6, p.15).

$$\begin{bmatrix} L_x \\ L_y \\ L_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad (\text{B.17})$$

Euler Angle Rotation

The projection between two coordinate systems, inertial frame coordinates and moving frame coordinates is the topic of this chapter.

A successive angular rotation about the three orthogonal frame axes is called the Euler angle rotation. Out of the six possible ways this can be done, only one will be introduced here, see (33, p.320).

It is common to define the Euler roll angle φ as the rotation about the body's x axis, the pitch angle ϑ about the y axis and the yaw angle ψ about the z axis. By assuming that initially the moving frame axes are aligned with the axes of the initial frame, transformation $\psi \square \vartheta \square \varphi$ is done in the following way:

Rotating about the z axes is the first step. It is done with the transformation matrix seen in C.1.

$$\begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & \sin(\psi) & 0 \\ -\sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = [\mathbf{A}_\psi] \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} \quad (\text{C.1})$$

Initially, the body axes were aligned with the reference axes X, Y and Z. The next step is to rotate about the y axis. That is done with the rotational matrix seen in C.2.

$$\begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} = [\mathbf{A}_\theta] \begin{bmatrix} x_1 \\ y_1 \\ z_1 \end{bmatrix} \quad (\text{C.2})$$

The last rotation is about the x-axis. The rotational matrix can be seen in C.3.

$$\begin{bmatrix} x_3 \\ y_3 \\ z_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & \sin(\phi) \\ 0 & -\sin(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{bmatrix} = [\mathbf{A}_\phi] \begin{bmatrix} x_2 \\ y_2 \\ z_2 \end{bmatrix} \quad (\text{C.3})$$

This results in C.4.

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_3 \\ y_3 \\ z_3 \end{bmatrix} = [\mathbf{A}_\phi] [\mathbf{A}_\theta] [\mathbf{A}_\psi] \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} = [\mathbf{A}_{\psi\theta\phi}] \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} \quad (\text{C.4})$$

The projection matrix can be seen in C.5.

$$[\mathbf{A}_{\psi\theta\phi}] = \begin{bmatrix} c(\theta)c(\psi) & c(\theta)s(\psi) & -s(\theta) \\ -c(\phi)s(\psi) + s(\phi)s(\theta)c(\psi) & c(\phi)c(\psi) + s(\phi)s(\theta)s(\psi) & s(\phi)c(\theta) \\ s(\phi)s(\psi) + c(\phi)s(\theta)c(\psi) & -s(\phi)c(\psi) + c(\phi)s(\theta)s(\psi) & c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix} \quad (\text{C.5})$$

For convenience $c(\dots)$ in C.5 means $\cos(\dots)$ and $s(\dots)$ means $\sin(\dots)$.

The projection from the moving frame coordinates into the inertial frame coordinates are done with the transposed matrix $[\mathbf{A}_{\psi\theta\phi}]^T$, see (33, p.319). The transposed matrix can be seen in C.6.

$$[\mathbf{A}_{\psi\theta\phi}]^T = \begin{bmatrix} c(\theta)c(\psi) & -c(\phi)s(\psi) + s(\phi)s(\theta)c(\psi) & s(\phi)s(\psi) + c(\phi)s(\theta)c(\psi) \\ c(\theta)s(\psi) & c(\phi)c(\psi) + s(\phi)s(\theta)s(\psi) & -s(\phi)c(\psi) + c(\phi)s(\theta)s(\psi) \\ -s(\theta) & s(\phi)c(\theta) & c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix} \quad (\text{C.6})$$

Thrust And H-force

D.1 Rotor thrust

The theoretical thrust produced by a rotor in forward flight can be seen in equation (D.1), (6, p.147).

$$T = \rho \sigma A_r \Omega_r^2 R_r^2 \frac{a}{4} \left[\frac{2}{3} \theta_0 \left(1 + \frac{3\mu^2}{2} \right) + \lambda \right] \quad (D.1)$$

In (D.1) ρ is the air density, R_r is the rotor radius, A_r is the rotor area and Ω_r is the angular velocity of the rotor. The ratio of blade lifting area and disk area is called the rotor solidity. It can be seen in (D.2). Here b is the number of rotor blades and c is the blade chord at $\frac{3}{4}R_r$

$$\sigma = \frac{\text{Blade area}}{\text{Disk area}} = \frac{A_b}{A_r} = \frac{bcR_r}{\pi R_r^2} = \frac{bc}{\pi R_r} \quad (D.2)$$

The thrust coefficient of equation (D.1), C_T can be seen in (D.3).

$$C_T = \frac{a}{4} \left[\frac{2}{3} \theta_0 \left(1 + \frac{3\mu^2}{2} \right) + \lambda \right] \quad (D.3)$$

In (D.3), a represents the lift-curve slope of the airfoil section (25, p.119). The effective pitch angle of the rotor blade is θ_0 . Equation (D.4) shows the tip speed ratio.

$$\mu = \frac{\sqrt{v^2 + u^2 + w^2} \cos\left(\operatorname{argtan} \frac{w}{\sqrt{v^2 + u^2}}\right)}{\Omega_r R_r} \quad (D.4)$$

The disk plane inflow velocity λ can be seen in equation (D.5).

$$\lambda = \frac{\sin(AWU)}{\Omega_r R_r} - \lambda_i \quad (D.5)$$

AWU from (D.5) depends on u and w . The relationship can be seen in equation (D.6), (4, 106).

$$AWU = \left\{ \begin{array}{l} \text{if } u > 0, w > 0 \text{ then } \operatorname{argtan}\left(\frac{w}{\sqrt{u^2 + v^2}}\right) \\ \text{if } u > 0, w < 0 \text{ then } \operatorname{argtan}\left(\frac{w}{\sqrt{u^2 + v^2}}\right) \\ \text{if } u < 0, w > 0 \text{ then } -\operatorname{argtan}\left(\frac{w}{\sqrt{u^2 + v^2}}\right) \\ \text{if } u < 0, w < 0 \text{ then } -\operatorname{argtan}\left(\frac{w}{\sqrt{u^2 + v^2}}\right) \end{array} \right\} \quad (D.6)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้ สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใด ๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

From (D.5) λ_i can be written like equation (D.7) (4, p. 106).

$$\lambda_i = 0.047 \sqrt{-226.35\mu^2 + \sqrt{226.35^2\mu^4 + 1}} \quad (\text{D.7})$$

D.2 H-force

The H-force of a rotor is described by (D.8).

$$H_r = \rho s A_r \Omega_r^2 R_r^2 \left[\frac{1}{4} \mu \delta - \frac{a}{4} \lambda_D \mu \theta_0 \right] \quad (\text{D.8})$$

In equation (D.8), $\delta = 0.012$ (4, 106) is the profile drag coefficient. All other values have been described above.



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้ สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใด ๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

The inertia of the helicopter

The inertia of the helicopter can be described in an inertia tensor as shown in appendix B. The inertia tensor shows the inertia about the three principal axes.

As the helicopter is an irregular object, it would be much work to approximate its inertia. Instead the inertia about the three principal axes has been measured.

Figure E.1 shows the setup for the measurement. By using a spring with a known spring constant attached to a rigid support, the helicopter can be treated like a torsion pendulum with suspending it to the spring. The period time of the harmonic motion this rotation follows when rotated and released is measured and used to calculate the inertia about the respective axis.

A spring was made of piano wire. To measure its torsion constant, a rod with known inertia was used. Equation (E.1) shows the inertia for a rod.

$$I_c = \frac{1}{12} Ml^2 \quad (\text{E.1})$$

In (E.1) M is the mass of the rod, and l is the length of it. The relationship between the period time and the torsion constant is shown in equation (E.2).

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{I_c}{K}} \quad (\text{E.2})$$

In (E.2) K is the torsion constant, I_c is the inertia of the object and T is the period time.



Figure E.1: The inertia measurements are done by suspending the helicopter on a spring with a known torsion constant. Thereafter the helicopter is brought into rotation and the period time of its harmonic motion is measured in order to calculate its inertia. This is done about the three principal axes of the helicopter frame

Equation (E.2) can be written as equation (E.3).

$$K = \frac{I_c}{\left(\frac{T}{2\pi}\right)^2} \quad (\text{E.3})$$

By calculating the inertia of the rod using equation (E.1) and by measuring the period time of the harmonic motion of the rod suspended in the spring, the torsion constant can be calculated using equation (E.3).

By rewriting equation (E.3) the inertia I_c can be isolated as shown in equation (E.4).

$$I_c = K\left(\frac{T}{2\pi}\right)^2 \quad (\text{E.4})$$

By measuring the harmonic motion period time of the helicopter rotating about its three principal axes, equation (E.4) can be used to calculate their respective inertias.

The torsion constant K was measured by using a rod with $l = 0.524[m]$ and $M = 0.524[kg]$. Three measured period times gave a mean period time $T = 12.05[s]$. This gives the torsion constant $T = 0.00326 \left[\frac{kgm^2}{s^2}\right]$. The mean measured swing periods about the x , y and z axis were measured $9.7[s]$, $9.67[s]$ and $14.53[s]$ respectively. By using equation E.4 the inertia tensor shown in equation E.5 was derived.

$$\tilde{I} = \begin{bmatrix} I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0.00777 & 0 & 0 \\ 0 & 0.00772 & 0 \\ 0 & 0 & 0.0175 \end{bmatrix} \quad (\text{E.5})$$

This inertia tensor is used in the simulink model

Rotor Inertia

In order to calculate the spinning rotors gyro effect and the torque caused by change in angular velocity of the rotors, it is necessary to know their moment of inertia about the center of rotation. To do this, one of the Roxxy Robbe motors was disassembled and the inertia of its rotating parts was measured along with that of the blade.

Figure F.1 shows one of the rotors used on the helicopter.



Figure F.1: One of the helicopter rotors

To calculate approximately the rotors moment of inertia it is disassembled into three pieces, the rotor blade, the stator and the rotor mount. These pieces are all irregularly shaped. Their form is therefore fitted to a regular form with known moment of inertia. These are a rod, a ring and a circular plate respectively.

The blade mount, see figure F.2, is approximated with a circular plate



Figure F.2: The blade mounting. The lower part is fastened to the motor with three screws. The blade is then fastened by tightening the nut.

Its moment of inertia can then be calculated using F.1.

$$I = \frac{1}{2}mr^2 \quad (\text{F.1})$$

The estimated radius of the rotor mount is $r_m = 0.007[m]$ and its mass is $m_m = 0.005[kg]$. That gives $I_m = 1.225e-7[kgm^2]$ The stator can be seen in figure F.3. It is approximated with a ring rotating around an axle in its center. Equation F.2 shows the formula for the inertia of a ring.

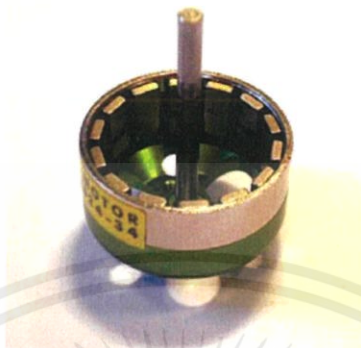


Figure F.3: The stator. Here the permanent magnets can be seen.

$$I = mr^2 \quad (F.2)$$

The estimated radius of the stator is $r_s = 0.013[m]$ and its mass is $m_s = 0.018[kg]$. This gives $I_s = 3e^{-6}[kgm^2]$.

A picture of the rotor blade can be seen in figure F.4. It is assumed equivalent to a rod rotating around an axle in its center. Equation F.3 shows the formula for the inertia of a rod.



Figure F.4: One of the rotor blades used on the helicopter

$$I = \frac{1}{12}ml^2 \quad (F.3)$$

The length of the rotor blade is $l_{rb} = 0.254[m]$ and its mass is $m_{rb} = 0.006[kg]$. This gives $I_{rb} = 3.2e^{-5}[kgm^2]$

The total inertia of the rotor is shown in F.4.

$$I_r = I_m + I_s + I_{rb} = 3.5e^{-5}[kgm^2] \quad (F.4)$$

The approximations used to calculate the moment of inertia for the rotor, are considered to give a good estimation of its true moment of inertia. The rotors moment of inertia together with its air resistance control the time constant of the

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้ สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใด ๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

rotor. As the time constant has been measured no attempts have been made to measure the inertia of the rotor.



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้ สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใด ๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ประวัติผู้จัดทำ



ชื่อ-สกุล : นายณัฐดนัย ฉิมมะ

วันเดือนปีเกิด : 17 เมษายน พ.ศ. 2538

ประวัติการศึกษา : จบการศึกษาระดับชั้นมัธยมศึกษาที่ โรงเรียนราชโบริกานุเคราะห์ อ.เมือง จ.ราชบุรี
เข้าศึกษาต่อหลักสูตรวิศวกรรมแมคคาทรอนิกส์ คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้า
เจ้าคุณทหารลาดกระบัง ในปี พ.ศ.2556

ที่อยู่ : 5 หมู่ 5 ตำบล จอมบึง อำเภอบึง จัหวัง ราชบุรี

เบอร์โทรศัพท์ : 0804295249

อีเมลล์ : armmiiz.ntdn@hotmail.com

ฝึกงานที่ : บริษัท IRPC Public Company Limited เป็นเวลา 2 เดือน ระหว่างเดือนมิถุนายน ถึงเดือน
กรกฎาคม 2558 และอีก 2เดือน ระหว่างเดือนมิถุนายน ถึงเดือนกรกฎาคม 2559

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้ สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใด ๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ประวัติผู้จัดทำ



ชื่อ-สกุล : นายพิทยา เจริญการ

วันเดือนปีเกิด : 18 ตุลาคม พ.ศ. 2537

ประวัติการศึกษา : จบการศึกษาระดับชั้นมัธยมศึกษาที่ โรงเรียนสุราษฎร์ธานี อำเภอเมือง สุราษฎร์ธานี
เข้าศึกษาต่อหลักสูตรวิศวกรรมแมคคาทรอนิกส์ คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้า
เจ้าคุณทหารลาดกระบัง ในปี พ.ศ.2556

ที่อยู่ : 148/226 ถนนวัดโพธิ์บางใหญ่ ตำบลมะขามเตี้ย อำเภอเมืองสุราษฎร์ธานี สุราษฎร์ธานี 84000

เบอร์โทรศัพท์ : 088-757-1023

อีเมล : 56010856@kmitl.ac.th

ฝึกงานที่ : บริษัท IPT Engineering Ltd เป็นเวลา 2 เดือน ระหว่างเดือนมิถุนายน ถึงเดือนกรกฎาคม
2559

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้ สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใด ๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ประวัติผู้จัดทำ



ชื่อ-สกุล : นายอัครินทร์ เหล่าตระกูลงาม

วันเดือนปีเกิด : 28 ธันวาคม พ.ศ. 2537

ประวัติการศึกษา : จบการศึกษาระดับชั้นมัธยมศึกษาที่ โรงเรียนสารวิทยา แขวงเสนานิคม เขตหลักสี่ กรุงเทพมหานคร เข้าศึกษาต่อหลักสูตรวิศวกรรมแมคคาทรอนิกส์ คณะวิศวกรรมศาสตร์ สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง ในปี พ.ศ.2556

ที่อยู่ : 222/214 ซอยวิภาวดีรังสิต 60 แยก 18 แขวงตลาดบางเขน เขตหลักสี่ กรุงเทพมหานคร 10210

เบอร์โทรศัพท์ : 0897641880

อีเมล : 56011444@kmitl.ac.th

ฝึกงานที่ : บริษัท A.I. Technology CO, Ltd เป็นเวลา 2 เดือน ระหว่างเดือนมิถุนายน ถึงเดือนกรกฎาคม 2558 และอีก 2 เดือน ระหว่างเดือนมิถุนายน ถึงเดือนกรกฎาคม 2559

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้ สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใด ๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้