

ระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมเพื่อเพิ่มความเร็วในการเดินทาง
ในอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด

DIRECTIONAL CONTROL AUXILIARY THRUST SYSTEM
TO INCREASE CRUISING SPEED IN QUADCOPTER UAV



วิทยานิพนธ์นี้เป็นส่วนหนึ่งของการศึกษาตามหลักสูตรปริญญาวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต
สาขาวิชาวิศวกรรมป้องกันประเทศ
คณะวิศวกรรมศาสตร์
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
พ.ศ.2567
KMITL-2024-EN-M-197-221

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

DIRECTIONAL CONTROL AUXILIARY THRUST SYSTEM
TO INCREASE CRUISING SPEED IN QUADCOPTER UAV



A THESIS SUBMITTED IN PARTIAL FULFILLMENT
OF THE REQUIREMENT FOR THE DEGREE OF
MASTER OF ENGINEERING IN DEFENCE ENGINEERING
SCHOOL OF ENGINEERING
KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG
2024

KMITL-2024-EN-M-197-221

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



COPYRIGHT 2024

SCHOOL OF ENGINEERING

KING MONGKUT'S INSTITUTE OF TECHNOLOGY LADKRABANG

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

หัวข้อวิทยานิพนธ์	ระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมเพื่อเพิ่มความเร็วในการเดินทาง ในอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด
นักศึกษา	นาย ชนะพันธ์ ศรีจันทร์
รหัสประจำตัว	62601142
ปริญญา	วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต
สาขาวิชา	วิศวกรรมป้องกันประเทศ
พ.ศ.	2567
อาจารย์ที่ปรึกษาวิทยานิพนธ์	รศ.ดร.ณัฐวุฒิ เตไปวา

บทคัดย่อ

งานวิจัยนี้เป็นการนำเสนอวิธีการเพิ่มความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่ ในอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด โดยใช้ระบบควบคุมแรงขับเสริมที่สามารถปรับทิศทางได้ ผู้วิจัยได้นำหลักการควบคุมทิศทางแรงขับ (Thrust vectoring control) มาใช้เพื่อปรับทิศทางแรงขับเสริมในแนวแกนตามยาวของลำตัว ให้สอดคล้องกับทิศทางการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับ โดยได้นำเสนอวิธีการควบคุมกลไกอุปกรณ์ ด้วยระบบควบคุมแบบสัดส่วน-ปริพันธ์-อนุพันธ์ (PID) เพื่อหาการกำหนดอัตราขยายที่เหมาะสม ผลการทดสอบพบว่า วิธีที่ระบบสามารถรักษาเสถียรภาพและสามารถเข้าสู่ค่าที่ต้องการได้แก่ วิธี Ziegler–Nichols Method ในการควบคุมแบบ P, วิธี Ziegler–Nichols Method ในการควบคุมแบบ PD และวิธี Trial and Error Method ในการควบคุมแบบ PID โดยทั้งสามวิธีใช้เวลาในการเข้าสู่ค่าที่ต้องการ 0.693, 1.441 และ 0.563 วินาทีตามลำดับ นอกจากนี้ผู้วิจัยได้ใช้วิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณและสมการการเคลื่อนที่ในการสร้างแบบจำลองความเร็วของอากาศยานไร้คนขับ ผลการจำลองพบว่า ความเร็วของอากาศยานไร้คนขับที่ติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมพร้อมกับใช้แรงขับเสริม 25% กับความเร็วของอากาศยานไร้คนขับที่ไม่ติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม ในมุมการเคลื่อนที่ 2 องศา มีความเร็วเพิ่มขึ้น 35.3 เปอร์เซ็นต์, ในมุมการเคลื่อนที่ 5 องศา มีความเร็วเพิ่มขึ้น 15.9 เปอร์เซ็นต์, ในมุมการเคลื่อนที่ 10 องศา มีความเร็วเพิ่มขึ้น 6.86 เปอร์เซ็นต์ และในมุมการเคลื่อนที่ 15 องศา มีความเร็วเพิ่มขึ้น 4.97 เปอร์เซ็นต์

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Thesis	Directional Control Auxiliary Thrust System to Increase Cruising Speed in Quadcopter UAV
Student	Mr. Chanapan Srijun
Student ID.	62601142
Degree	Master of Engineering
Program	Defense Engineering
Year	2024
Thesis Advisor	Assoc.Prof.Dr. Nattawoot Depaiwa

ABSTRACT

This research introduces a method to increase the horizontal speed of a quadcopter UAV using an auxiliary thrust system that can be adjusted in direction. The researcher used thrust vectoring control to align the thrust direction with the unmanned aircraft's longitudinal axis. A method for controlling a device mechanism using a proportional-integral-derivative (PID) control system. Based on the test results, it has been concluded that the Ziegler–Nichols Method in P controller, the Ziegler–Nichols Method in PD controller, and the Trial-and-Error method in PID controller are the most effective methods for maintaining system stability and achieving the setpoint. It took 0.693, 1.441, and 0.563 seconds respectively to reach the desired value. The researcher used computational fluid dynamics and equations of motion to simulate a UAV's speed. The simulation results of using 25% additional thrust while moving at a 2-degree angle showed that the unmanned aerial vehicle's speed increased by 35.3% compared to the unmanned aerial vehicle without the auxiliary thrust system. When the pitch angle was increased to 5 degrees, the speed of the UAV increased by 15.9%. At higher pitch angles of 10 degrees, the UAV's speed increased by 6.86%. Finally, at pitch angles of 15 degrees, the speed of the UAV increased by 4.97%.

กิตติกรรมประกาศ

การจัดทำวิทยานิพนธ์เรื่องระบบควบคุมทิศทางแรงขับเคลื่อนเพื่อเพิ่มความเร็วในการเดินทาง ในอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดฉบับนี้ สามารถดำเนินการจนสำเร็จลุล่วงไปได้ด้วยดี เนื่องจากได้รับความอนุเคราะห์และการสนับสนุนจากบุคคลหลายฝ่าย โดยเฉพาะอย่างยิ่ง ขอขอบพระคุณ รศ.ดร.ณัฐวุฒิ เตไปวา อาจารย์ปรึกษาวิทยานิพนธ์ ที่ได้ให้ความรู้และให้คำปรึกษา แนะนำแนวทางการทำวิจัย รวมถึงข้อคิดเห็นในการปรับปรุงงานวิจัยฉบับนี้ให้มีความถูกต้องสมบูรณ์ มากยิ่งขึ้น

ขอขอบพระคุณ รศ.ดร.สมชาติ จิรวิภากร และ รศ.ดร.วีระเชษฐ์ ชันเงิน ประธานหลักสูตร วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต สาขาวิศวกรรมป้องกันประเทศ ที่ได้ให้คำปรึกษาและคำแนะนำในการศึกษาตลอดทั้งหลักสูตร

ขอขอบพระคุณ ผศ.พลศาสตร์ เลิศประเสริฐ อาจารย์ประจำหลักสูตรวิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต สาขาวิศวกรรมป้องกันประเทศ ที่ได้ให้คำปรึกษาแนะนำ และให้มุมมองในการวิจัยพัฒนา เทคโนโลยีด้านอุตสาหกรรมป้องกันประเทศ

ขอขอบพระคุณ อาจารย์ นงจิตต์ ศรีจันทร์ ครูชำนาญการพิเศษ มารดาของข้าพเจ้า ที่ให้ กำลังใจและสนับสนุนการศึกษาเล่าเรียนในครั้งนี้นี้จนสำเร็จ

ขอขอบคุณ ว่าที่ร้อยตรี ปรชญา โสภา ผู้ควบคุมอากาศยานไร้คนขับ บริษัท ชีสทรอนิกส์ จำกัด ที่ได้ให้คำแนะนำและช่วยเหลือในการแก้ปัญหาทางเทคนิคในการทดสอบอากาศยานไร้คนขับ

ขอขอบคุณ เพื่อนร่วมสาขาวิศวกรรมป้องกันประเทศ ที่ได้ให้ความช่วยเหลือ และให้ คำปรึกษาตลอดช่วงการศึกษาที่ผ่านมา

ท้ายที่สุดนี้ ข้าพเจ้าหวังเป็นอย่างยิ่งว่า งานวิจัยนี้จะเป็นประโยชน์ต่อการศึกษาและการวิจัย พัฒนาในด้านอากาศยานไร้คนขับ เพื่อก่อให้เกิดความก้าวหน้าและสามารถนำไปใช้ในด้าน อุตสาหกรรมป้องกันประเทศต่อไป

ชนะพันธ์ ศรีจันทร์

สารบัญ

	หน้า
บทคัดย่อภาษาไทย.....	I
บทคัดย่อภาษาอังกฤษ.....	II
กิตติกรรมประกาศ	III
สารบัญ.....	IV
สารบัญตาราง	VII
สารบัญรูป.....	VIII
รายการคำย่อและสัญลักษณ์.....	XI
บทที่ 1 บทนำ.....	1
1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา.....	1
1.2 ความมุ่งหมายและวัตถุประสงค์ของการศึกษา.....	2
1.3 สมมุติฐานของการศึกษา.....	2
1.4 ขอบเขตของการศึกษา.....	2
1.5 ขั้นตอนการศึกษา.....	3
1.6 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ.....	3
บทที่ 2 ทบทวนวรรณกรรม	4
2.1 อากาศยานไร้คนขับ (Unmanned Aerial Vehicle : UAV).....	4
2.1.1 ประวัติอากาศยานไร้คนขับ.....	4
2.1.2 การใช้งานอากาศยานไร้คนขับ.....	4
2.2 อากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด (Quadcopter UAV).....	6
2.2.1 ประวัติอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด.....	6
2.2.2 แบบจำลองระบบ.....	6
2.2.3 กรอบอ้างอิงและการกำหนดทิศทาง.....	8
2.2.4 แรงแทงอากาศพลศาสตร์.....	8
2.2.5 การเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด.....	9
2.2.6 ส่วนประกอบของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด.....	11
2.3 ระบบควบคุมทิศทางแรงขับ (Thrust Vectoring Control System).....	14
2.3.1 การควบคุมทิศทางแรงขับ.....	14

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
2.3.2 ประเภทของระบบควบคุมทิศทางแรงขับ	14
2.3.3 การใช้ระบบควบคุมทิศทางแรงขับ	16
2.4 ระบบควบคุม (Control System).....	18
2.4.1 ความหมายของระบบควบคุม.....	18
2.4.2 ระบบควบคุมแบบป้อนกลับ	18
2.4.3 ระบบควบคุมแบบ PID.....	18
2.4.7 การวิเคราะห์ผลการตอบสนองของระบบ	22
2.5 การจำลองด้วยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ.....	23
2.5.1 ความหมายของการจำลองด้วยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ	23
2.5.2 ระเบียบวิธี	23
2.5.3 สมการของนาเวียร์-สโตกส์ในการไหลแบบไม่อัดตัว	24
2.5.4 การประยุกต์วิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ.....	25
2.6 งานวิจัยที่เกี่ยวข้อง.....	25
2.6.1 การเพิ่มความเร็วในอากาศยานไร้คนขับ	25
2.6.2 การใช้แรงขับเสริมในเฮลิคอปเตอร์คอมพาวด์	26
2.6.3 ระบบควบคุมทิศทางแรงขับ	26
2.6.4 ระบบควบคุมแบบ พีไอดี.....	27
2.6.5 การวิเคราะห์ทางอากาศพลศาสตร์ด้วยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ.....	27
บทที่ 3 วิธีดำเนินการวิจัย	28
3.1 เครื่องมือที่ใช้ในการวิจัย	28
3.1.1 ฮาร์ดแวร์.....	28
3.1.2 ซอฟต์แวร์	32
3.2 หลักการทำงาน	33
3.3 การควบคุมทิศทางแรงขับเสริม	34
3.3.1 ผลรวมของแรงในทิศทางตั้งฉากลำตัวอากาศยานไร้คนขับ	35
3.3.2 มุมการเคลื่อนที่ของกลไกระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม.....	37
3.3.3 การควบคุมกลไกระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม.....	40
3.3.4 การควบคุมปริมาณแรงขับในระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม	41
3.3.5 การตั้งค่าระบบควบคุม PID	42

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญ (ต่อ)

	หน้า
3.4 การทดสอบ	42
3.4.1 การทดสอบการปรับทิศทางของระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม.....	42
3.4.2 การจำลองการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่ของอากาศยานไร้คนขับ.....	43
3.4.3 การบินทดสอบพร้อมกับใช้งานระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม	51
บทที่ 4 ผลการทดสอบ	54
4.1 ผลการทดสอบการปรับทิศทางของระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม	54
4.1.1 อัตราขยาย Ultimate gain และคาบการแกว่ง Ultimate period.....	54
4.1.2 การกำหนดอัตราขยายจากค่า Ultimate gain และคาบการแกว่ง Ultimate period.....	56
4.2 ผลการจำลองการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่.....	59
4.2.1 อากาศยานไร้คนขับที่ไม่ติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม.....	59
4.2.2 อากาศยานไร้คนขับที่ติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม.....	59
4.3 ผลการบินทดสอบพร้อมกับการใช้งานระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม.....	63
4.3.1 ทิศทางการบินและระบบพิกัดฉาก.....	63
4.3.2 มุมการเคลื่อนที่และความเร็วในแนวระดับ	64
4.4 เปรียบเทียบความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่สูงสุดระหว่างผลการทดสอบและผลการจำลอง.....	65
บทที่ 5 สรุปผลการทดสอบ.....	66
5.1 วิเคราะห์ผลการดำเนินงานวิจัย	66
5.2 สรุปผลการดำเนินงานวิจัย	66
เอกสารอ้างอิง.....	67
ภาคผนวก.....	71
ประวัติผู้เขียน.....	87

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญตาราง

ตารางที่	หน้า
2.1 การกำหนดอัตราขยายแบบ Ziegler–Nichols	20
2.2 การกำหนดอัตราขยายแบบ Tyreus–Luyben.....	21
2.3 การกำหนดอัตราขยายแบบ Aström–Hägglund	21
2.4 ลักษณะการตอบสนองการกำหนดอัตราขยายแบบ Trial and Error	22
3.1 อุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ในอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด	28
3.2 อุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ในระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม	30
3.3 ตำแหน่งจุดศูนย์กลางมวลของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดเมื่อติดตั้ง ระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม	31
3.4 ตัวแปรในการตั้งค่าชุดควบคุมการบินสำหรับอากาศยานไร้คนขับ	32
3.5 รายชื่อไลบรารีในโปรแกรม Arduino IDE ที่ใช้ในงานวิจัย	33
3.6 ความสัมพันธ์ของการปรับความกว้างพัลส์และแรงขับมอเตอร์ไฟฟ้า.....	36
3.7 ความสัมพันธ์ของการปรับความกว้างพัลส์และแรงขับมอเตอร์ไฟฟ้า.....	38
3.8 ช่วงการทำงานของกลไกควบคุมทิศทางแรงขับเสริม	38
3.9 ความความสัมพันธ์ระหว่างค่าการปรับความกว้างพัลส์ (PWM servo) กับมุมการเคลื่อนที่ ของกลไกควบคุมทิศทางแรงขับเสริม (θ_{EDF}).....	39
3.10 เงื่อนไขขอบเขตในการสร้างแบบจำลอง	44
4.1 อัตราขยายจากวิธีการของ Ziegler–Nichols Method, Tyreus–Luyben Method, Aström–Hägglund Method และ Trial and Error Method	56
4.2 ผลตอบสนองของระบบตามวิธีการที่นำเสนอ	58

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป

รูปที่	หน้า
2.1	การกำหนดกรอบอ้างอิงเฉื่อยและกรอบอ้างอิงลำตัวอากาศยาน 8
2.2	แรงทางอากาศพลศาสตร์ที่กระทำต่ออากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด..... 9
2.3	ทิศทางการหมุนของมอเตอร์ของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด 10
2.4	การควบคุมทิศทางแรงขับของจรวดโดยการเบี่ยงเบนท่อไอพ่น..... 14
2.5	แกนในการเคลื่อนที่และลักษณะการทำงานของท่อไอพ่นในระบบควบคุมแรงขับ..... 15
2.6	ท่อไอพ่นแบบปรับทิศทางได้ในซีปนาวิคยูทิววิธี AIM-9X Sidewinder 16
2.7	ท่อไอพ่นแบบปรับทิศทางได้ในอากาศยาน Lockheed Martin รุ่น F-22 17
2.8	ท่อไอพ่นแบบปรับทิศทางได้ในอากาศยาน Lockheed Martin รุ่น F-35B..... 17
2.9	แผนภาพกล่องแสดงการทำงานของระบบควบคุมแบบป้อนกลับ..... 18
2.10	แผนภาพกล่องแสดงการทำงานของระบบควบคุมแบบพีไอดี..... 19
2.11	คุณลักษณะการตอบสนองของระบบ 23
2.12	ผลลัพธ์การจำลองวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณและตัวอย่างในสภาพแวดล้อมจริง..... 25
3.1	ภาพด้านบนของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด โดยการเขียนแบบ 3 มิติ..... 29
3.2	ภาพด้านหน้าของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด โดยการเขียนแบบ 3 มิติ..... 29
3.3	ภาพด้านหน้าของระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม โดยการเขียนแบบ 3 มิติ 30
3.4	ตำแหน่งจุดศูนย์กลางมวลจากมุมมองด้านข้างของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดเมื่อติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม 31
3.5	ตำแหน่งจุดศูนย์กลางมวลจากมุมมองด้านหน้าของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดเมื่อติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม 31
3.6	ลำดับและทิศทางการหมุนของใบพัดอากาศยานไร้คนขับ 32
3.7	การเชื่อมต่ออากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดและระบบควบคุมแรงขับเสริม 34
3.8	ตำแหน่งของแท่งควบคุมในช่องสัญญาณ Throttle มีช่วงการทำงานระหว่าง 0 ถึง 100% ... 35
3.9	ผลรวมของแรงในทิศทางตั้งฉากลำตัวอากาศยาน F_T^b 35
3.10	กลไกระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมในรูปแบบของ โดยการเขียนแบบ 3 มิติ 37
3.11	กลไกระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมในรูปแบบกลไก สี่ก้านต่อโยง (4 bar linkage)..... 37
3.12	แผนภาพความสัมพันธ์ระหว่างค่าการปรับความกว้างพัลส์ และมุมการเคลื่อนที่ของกลไกควบคุมทิศทางแรงขับเสริม..... 39
3.13	แผนภาพลำดับการทำงานของระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม 40

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สารบัญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
3.14	แผนภาพความสัมพันธ์ระหว่างแรงขับเสริมกับกระแสไฟฟ้า 41
3.15	แผนภาพความสัมพันธ์ระหว่างอัตราส่วนแรงขับเสริมต่อการใช้กระแสไฟฟ้า กับปริมาณคันเร่ง..... 41
3.16	การจำลองสภาวะการบินของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดเพื่อทดสอบ ระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม..... 43
3.17	ขอบเขตการคำนวณ (Computational Domain) และการระบุทิศทางในแบบจำลอง 45
3.18	Velocity profile ของอากาศยานไร้คนขับที่มุมการเคลื่อนที่ 5 องศา ในระนาบ x-z 45
3.19	ความสัมพันธ์ของแรงต้านอากาศของอากาศยานไร้คนขับทั้งสองแบบกับความเร็วกระแส อากาศที่มุมการเคลื่อนที่ 2 องศา 46
3.20	ความสัมพันธ์ของแรงต้านอากาศของอากาศยานไร้คนขับทั้งสองแบบกับความเร็วกระแส อากาศที่มุมการเคลื่อนที่ 5 องศา 47
3.21	ความสัมพันธ์ของแรงต้านอากาศของอากาศยานไร้คนขับทั้งสองแบบกับความเร็วกระแส อากาศที่มุมการเคลื่อนที่ 10 องศา 48
3.22	ความสัมพันธ์ของแรงต้านอากาศของอากาศยานไร้คนขับทั้งสองแบบกับความเร็วกระแส อากาศที่มุมการเคลื่อนที่ 15 องศา 49
3.23	อากาศยานไร้คนขับที่ใช้ในการทดสอบ 51
3.24	อากาศยานไร้คนขับขณะทำการบินทดสอบ 51
3.25	เส้นทางการทดสอบการเดินทางไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่ 52
3.26	ภาพมุมสูงสถานที่ทดสอบจากซอฟต์แวร์ กูเกิล เอิร์ธ (Google Earth)..... 52
3.27	สภาพอากาศบริเวณสถานที่ทดสอบจากแอปพลิเคชัน UAV Forecast 53
4.1	การตอบสนองของระบบเมื่ออัตราขยายแบบสัดส่วน K_p เท่ากับ 0.5 54
4.2	การตอบสนองของระบบเมื่ออัตราขยายแบบสัดส่วน K_p เท่ากับ 1.0 54
4.3	การตอบสนองของระบบเมื่ออัตราขยายแบบสัดส่วน K_p เท่ากับ 1.5 55
4.4	การตอบสนองของระบบเมื่ออัตราขยายแบบสัดส่วน K_p เท่ากับ 1.85 55
4.5	การตอบสนองวิธี Ziegler–Nichols Method ในการควบคุมแบบ P 57
4.6	การตอบสนองวิธี Ziegler–Nichols Method ในการควบคุมแบบ PD 57
4.7	การตอบสนองวิธี Trial and Error Method ในการควบคุมแบบ PID 58

สารบัญญรูป (ต่อ)

รูปที่	หน้า
4.8 ความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่ของอากาศยานไร้คนขับ ที่ไม่ติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม.....	59
4.9 ความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่ของอากาศยานไร้คนขับ ที่มุมการเคลื่อนที่ 2 องศา.....	59
4.10 ความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่ของอากาศยานไร้คนขับ ที่มุมการเคลื่อนที่ 5 องศา.....	60
4.11 ความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่ของอากาศยานไร้คนขับ ที่มุมการเคลื่อนที่ 10 องศา.....	60
4.12 ความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่ของอากาศยานไร้คนขับ ที่มุมการเคลื่อนที่ 15 องศา.....	61
4.13 แผนภาพเปรียบเทียบความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่สูงสุด ของอากาศยานไร้คนขับทั้งสองแบบ.....	61
4.14 แผนภาพเปรียบเทียบเวลาในการบินสูงสุดของอากาศยานไร้คนขับทั้งสองแบบ.....	62
4.15 เส้นทางการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับ.....	63
4.16 เส้นทางการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับในระบบพิกัดฉาก.....	63
4.17 มุมการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับจากการบันทึกของชุดควบคุมการบินอัตโนมัติ.....	64
4.18 ความเร็วในการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับ จากการบันทึกของชุดควบคุมการบิน อัตโนมัติ.....	64
4.19 แผนภาพเปรียบเทียบความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่ จากแบบจำลองและการทดสอบอากาศยานไร้คนขับ.....	65

รายการคำย่อและสัญลักษณ์

ψ	มุมการหมุนในทิศทาง Yaw
θ	มุมการหมุนในทิศทาง Pitch
ϕ	มุมการหมุนในทิศทาง Roll
R	Rotational Matrix
m	มวล
g	ค่าความเร่งโน้มถ่วงของโลก
F_T^b	ผลรวมของแรงจากการหมุนของมอเตอร์ไฟฟ้า
F_i	แรงจากการหมุนของมอเตอร์ไฟฟ้า
F_g	แรงจากผลของแรงโน้มถ่วงของโลก
F_d	แรงต้านทางอากาศพลศาสตร์
K_{dx}	สัมประสิทธิ์แรงต้านแรงด้านอากาศในแนวแกนตามยาวลำตัวของอากาศยาน
K_{dy}	สัมประสิทธิ์แรงต้านแรงด้านอากาศในแนวแกนตามขวางลำตัวของอากาศยาน
K_{dz}	สัมประสิทธิ์แรงต้านแรงด้านอากาศในดิ่งของอากาศยาน
\dot{x}^B	ความเร็วในแนวแกนตามยาวลำตัวในกรอบอ้างอิงลำตัวอากาศยาน
\dot{y}^B	ความเร็วในแนวแกนตามขวางลำตัวในกรอบอ้างอิงลำตัวอากาศยาน
\dot{z}^B	ความเร็วในแนวดิ่งในกรอบอ้างอิงลำตัวอากาศยาน
\dot{x}^G	ความเร็วในแนวแกนตามยาวลำตัวอากาศยานในกรอบอ้างอิงเฉื่อย หรือความเร็วในทิศเหนือ
\dot{y}^G	ความเร็วในแนวแกนตามขวางลำตัวอากาศยานในกรอบอ้างอิงเฉื่อย หรือความเร็วในทิศตะวันออก
\dot{z}^G	ความเร็วในแนวดิ่งของอากาศยานในกรอบอ้างอิงเฉื่อย หรือความเร็วในแนวดิ่ง
\ddot{x}^G	ความเร่งในแนวแกนตามยาวลำตัวอากาศยานในกรอบอ้างอิงเฉื่อย
\ddot{y}^G	ความเร่งในแนวแกนตามขวางลำตัวอากาศยานในกรอบอ้างอิงเฉื่อย
\ddot{z}^G	ความเร่งในแนวดิ่งของอากาศยานในกรอบอ้างอิงเฉื่อย
KV	ค่าคงที่ความเร็วมอเตอร์
AS	ความเร็วกระแสน้ำอากาศ
$u(t)$	สัญญาณขาออกของระบบ
P	การควบคุมแบบสัดส่วน (Proportional)
I	การควบคุมแบบปริพันธ์ (Integral)
D	การควบคุมแบบอนุพันธ์ (Derivative)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

รายการคำย่อและสัญลักษณ์ (ต่อ)

P_{out}	สัญญาณขาออกของเทอมสัดส่วน
I_{out}	สัญญาณขาออกของเทอมปริพันธ์
D_{out}	สัญญาณขาออกของเทอมอนุพันธ์
T_i	Integral time
T_d	Derivative time
K_p	ค่าอัตราขยายแบบสัดส่วน
K_i	ค่าอัตราขยายแบบปริพันธ์
K_d	ค่าอัตราขยายแบบอนุพันธ์
$e(t)$	ค่าความผิดพลาด
K_u	ค่าสูงสุดของอัตราขยาย (Ultimate gain)
T_u	คาบการสั่น ณ ค่าสูงสุดของอัตราขยาย (Ultimate period)
T_r	ช่วงเวลาที่การตอบสนองไต่ระดับ (Rise time)
T_p	เวลาที่การตอบสนองมีค่าสูงสุด (Peak time)
T_s	เวลาที่การตอบสนองเข้าสู่จุดสมดุล (Settling time)
M_p	ค่าสูงสุดของการตอบสนอง (Maximum Overshoot)
SV	ตัวแปรที่ใช้ในการกำหนดค่าที่ต้องการควบคุม (Set value)
PV	ตัวแปรจากการอ่านค่าที่กำลังควบคุมในกระบวนการ (Process value)
AGL	ความสูงเหนือระดับพื้นดิน (Above ground level)
CW	ตามเข็มนาฬิกา (Clockwise)
CCW	ทวนเข็มนาฬิกา (Counterclockwise)
CFD	พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computational fluid dynamics)
EDF	Electric Ducted Fan
ESC	วงจรควบคุมความเร็วแบบอิเล็กทรอนิกส์ (Electronic speed controller)
GPS	ระบบกำหนดตำแหน่งบนพื้นโลก (Global positioning system)
IMU	อุปกรณ์ตรวจวัดการเคลื่อนไหว (Inertial measurement unit)
PWM	ค่าการปรับความกว้างพัลส์ (Pulse width modulation)
TVC	การควบคุมทิศทางแรงขับ (Thrust vectoring control)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 1

บทนำ

1.1 ความเป็นมาและความสำคัญของปัญหา

อากาศยานไร้คนขับ (Unmanned Aerial Vehicles : UAVs) คืออากาศยานที่สามารถทำงานได้อย่างอัตโนมัติ หรือจากการควบคุมระยะไกล (Remotely piloted vehicles : RPVs) ถูกนำมาใช้งานอย่างแพร่หลาย และประสบความสำเร็จเป็นอย่างมากในภารกิจทางการทหาร เพื่อลดความเสี่ยงต่อชีวิตและลดต้นทุนในการทำภารกิจ [1] โดยเฉพาะภารกิจด้านข่าวกรอง การเฝ้าตรวจ การ ค้นหาเป้าหมาย และการลาดตระเวน (Intelligence, Surveillance, Target Acquisition, Reconnaissance : ISTAR) [2] อากาศยานไร้คนขับประเภทปีกหมุนแบบหลายใบพัด (Multi-rotor UAV) เป็นอากาศยานไร้คนขับประเภทหนึ่งที่มีความคล่องตัวสูง สามารถบรรทุกน้ำหนักได้มาก มีการทำงานที่ไม่ซับซ้อน และใช้งานพื้นที่จำกัดได้เป็นอย่างดี การผสมผสานเทคโนโลยีอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนเข้ากับกลยุทธ์ทางการทหารจึงถือเป็นอีกหนึ่งสิ่งสำคัญในการสร้างความได้เปรียบในด้านความปลอดภัยในการปฏิบัติงานของบุคลากรและลดความเสี่ยงในการปฏิบัติการ โดยเฉพาะบทบาทด้านโลจิสติกส์ในการทหาร ในลักษณะการส่งสิ่งอุปกรณ์ หรือยุทธปัจจัย ในพื้นที่เสี่ยงที่มีความซับซ้อนทั้งด้านสภาพแวดล้อมและภัยคุกคาม อากาศยานไร้คนขับจึงต้องมีความที่อ่อนตัว และความรวดเร็วในเวลาเดียวกัน

ด้วยข้อจำกัดหลักของอากาศยานไร้คนขับประเภทปีกหมุนแบบหลายใบพัด คือความเร็วในการบินที่ต่ำ ผู้วิจัยได้ศึกษาและออกแบบอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนแบบสี่ใบพัดที่มีความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าเพิ่มขึ้น โดยใช้หลักการเดียวกับเฮลิคอปเตอร์คอมพาวด์ (Propulsive compound helicopter) ที่มีการติดตั้งอุปกรณ์สร้างแรงขับในแนวแกนตามยาวของลำตัว เพื่อสร้างแรงขับเสริมและสามารถเพิ่มความเร็วในการเคลื่อนที่ ซึ่งมีสมรรถนะสูงกว่าเฮลิคอปเตอร์แบบดั้งเดิมทั้งในด้านความเร็วและระยะทำการ [3],[4] นอกจากนี้ผู้วิจัยได้นำหลักการการควบคุมทิศทางแรงขับ (Thrust vectoring control) มาใช้ในการปรับทิศทางแรงขับเสริมในแนวแกนตามยาวของลำตัวและมีการทำงานสอดคล้องกับทิศทางการเคลื่อนที่ของอากาศยานที่มีการเปลี่ยนแปลง โดยได้นำเสนอวิธีการควบคุมกลไกระบบสร้างแรงขับเสริม ด้วยระบบควบคุมแบบสัดส่วน-ปริพันธ์-อนุพันธ์ (Proportional-Integral-Derivative controller: PID) โดยการเปรียบเทียบวิธีการกำหนดอัตราขยายแบบ Ziegler-Nichols, Tyreus-Luyben, Aström-Hägglund และแบบ Trial and Error เพื่อหาวิธีการควบคุมที่เหมาะสมสำหรับกลไกระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม ในการสร้างแบบจำลองการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับ ผู้วิจัยใช้วิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณและสมการการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับ จำลองการเคลื่อนที่ที่มุม 2, 5, 10 และ 15 องศา พร้อมกับใช้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

แรงขับเสริม 25% ถึง 100% เพื่อเปรียบเทียบผลของการใช้ระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม ทั้งในด้านความเร็วในการเคลื่อนที่และการใช้พลังงาน

1.2 ความมุ่งหมายและวัตถุประสงค์ของการศึกษา

1.2.1 ศึกษาและออกแบบอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด ที่สามารถติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมในแนวแกนตามยาวของลำตัว

1.2.2 ศึกษาและออกแบบระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม ให้สอดคล้องกับทิศทางการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด

1.2.3 เลือกรูปแบบการควบคุมที่เหมาะสมสำหรับกลไกระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม

1.2.4 เปรียบเทียบผลของการใช้ระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมในอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด

1.3 สมมุติฐานของการศึกษา

การใช้แรงขับเสริมในทิศทางที่สอดคล้องกับทิศทางการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด สามารถเพิ่มความเร็วสูงสุดในการเดินทางไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่ได้

1.4 ขอบเขตของการศึกษา

1.4.1 อากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด ที่มีลักษณะการอ้างอิงโครงสร้างอากาศยานแบบ “Quadrotor X”

1.4.2 ใช้ชุดควบคุมการบิน Pixhawk 4 เป็นอุปกรณ์ประมวลผลกลางและตั้งค่าการควบคุมอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดทั่วไป (Generic Quadcopter)

1.4.3 ระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมมีลักษณะการทำงานแบบ Gimbaled thrust vectoring control แบบ 2 มิติ และใช้ Electric Ducted Fan ในการให้แรงขับเสริม

1.4.4 ระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมมีการควบคุมด้วยกลไกสี่ก้านต่อโยง ถูกติดตั้ง ณ จุดศูนย์กลางมวลของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด และทำงานอัตโนมัติโดยการควบคุมของบอร์ดควบคุมขนาดเล็ก (Microcontroller)

1.4.5 ในการสร้างแบบจำลองด้วยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ กำหนดเงื่อนไขขอบเขตที่อุณหภูมิ 30 องศาเซลเซียส ความดัน 1 ความดันบรรยากาศ และอากาศมีทิศทางการไหลตรงข้ามกับทิศทางการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดเท่านั้น

1.4.6 พิจารณาความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่ โดยความเร็วในการเดินทางของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดต้องไม่ถูกจำกัดด้วยมุมการเคลื่อนที่

1.4.7 ใช้ซอฟต์แวร์ QgroundControl ในการตั้งค่า ควบคุม สังเกตท่าทางของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด และใช้ซอฟต์แวร์ PlotJuggler ในการอ่านค่าบันทึกผลการบิน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น เมื่ออนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

1.5 ขั้นตอนการศึกษา

- 1.5.1 ศึกษางานวิจัยที่เกี่ยวข้อง
- 1.5.2 เลือกรูปแบบที่ใช้ในการพัฒนาระบบ
- 1.5.3 ออกแบบอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด
- 1.5.4 ออกแบบระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม
- 1.5.4 ทดสอบและประเมินผลระบบที่พัฒนาขึ้นเพื่อสนับสนุนแนวคิดในงานวิจัย
- 1.5.5 จัดทำบทความทางวิชาการและนำเสนอผลงาน
- 1.5.6 สรุปผลแนวทางการวิจัย ข้อเสนอแนะและจัดทำเล่มวิทยานิพนธ์

1.6 ประโยชน์ที่คาดว่าจะได้รับ

- 1.6.1 อากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดสามารถติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม ในแนวแกนตามยาวของลำตัวได้
- 1.6.2 ระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมมีทิศทางการทำงานสอดคล้องกับทิศทางการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด
- 1.6.3 ระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมมีการทำงานที่ถูกต้องตามหลักการควบคุม
- 1.6.4 อากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดมีความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่ที่เพิ่มขึ้นเมื่อใช้แรงขับเสริม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 2

ทบทวนวรรณกรรม

2.1 อากาศยานไร้คนขับ (Unmanned Aerial Vehicle : UAV)

2.1.1 ประวัติอากาศยานไร้คนขับ

อากาศยานไร้คนขับลำแรกได้รับการพัฒนาในประเทศอังกฤษในช่วงสงครามโลกครั้งที่ 1 ในชื่อ “Aerial Target” ซึ่งเป็นอากาศยานควบคุมด้วยวิทยุขนาดเล็ก ได้รับการทดสอบครั้งแรกในเดือนมีนาคม ค.ศ. 1917 ในเวลาใกล้เคียงกัน ประเทศสหรัฐอเมริกาได้พัฒนาและทดสอบบินอากาศยานไร้คนขับชื่อ “Kettering Bug” ครั้งแรกในเดือนตุลาคม ค.ศ. 1918 ถึงแม้ว่าอากาศยานไร้คนขับทั้งสองจะสามารถแสดงศักยภาพในการทดสอบการบิน แต่ยังไม่ได้ถูกนำมาใช้งานในช่วงสงคราม จนกระทั่งในปี ค.ศ. 1935 ประเทศอังกฤษได้ผลิตอากาศยานควบคุมด้วยวิทยุจำนวนหนึ่งเพื่อจุดประสงค์ในการใช้เป็นเป้าฝึกและคำว่า “Drone” เริ่มถูกนำมาใช้ในเวลานั้น ในสงครามเวียดนาม อากาศยานไร้คนขับลาดตระเวน (Reconnaissance UAVs) ถูกนำมาใช้งานครั้งแรกและเริ่มถูกปรับใช้ในบทบาทใหม่ๆ เช่น ทำหน้าที่เป็นเป้าลวงในการต่อสู้ บ่อยครั้งบินอาวุธใส่เป้าหมายที่ไม่เคลื่อนที่ หรือแม้กระทั่งการแจกใบปลิวในปฏิบัติการทางจิตวิทยา [1] ด้วยความก้าวหน้าของเทคโนโลยีในช่วงปี ค.ศ. 1990 การพัฒนาอากาศยานให้มีขนาดเล็กลงทำให้เกิดความสนใจเกี่ยวกับอากาศยานไร้คนขับของกองทัพเพิ่มมากขึ้น อากาศยานไร้คนขับเป็นอาวุธที่สามารถใช้ต่อสู้ได้และลดความเสี่ยงในการสูญเสียนักบินได้เป็นอย่างดี โดยอากาศยานไร้คนขับที่ติดอาวุธจะถูกเรียกว่าอากาศยานโจมตีไร้คนขับ หรือ ยูซีเอวี (Unmanned Combat Air Vehicle:UCAV) [2]

ในปัจจุบันการพัฒนาด้านคอมพิวเตอร์ ระบบขับเคลื่อน วัสดุศาสตร์และเซ็นเซอร์ต่างๆได้รับการพัฒนามากขึ้น ทำให้สามารถประยุกต์ใช้อากาศยานไร้คนขับทั้งในด้านทางทหารและทางพลเรือน การพัฒนาอากาศยานไร้คนขับจึงมีความคุ้มค่าและมีรูปแบบการใช้งานที่หลากหลายมากยิ่งขึ้น

2.1.2 การใช้งานอากาศยานไร้คนขับ

อากาศยานไร้คนขับได้ถูกสร้างขึ้นมาในยุคแรกเพื่อภารกิจลาดตระเวนหาข่าว และเนื่องจากอากาศยานไร้คนขับมีจุดเด่นในเรื่องการปราศจากความเสี่ยงในการสูญเสียนักบิน ประหยัดงบประมาณในการผลิต มีขนาดเล็กและความคล่องตัวสูง อากาศยานไร้คนขับจึงได้ถูกพัฒนาให้มีความทันสมัยมากขึ้นและกลายเป็นเครื่องมือที่สำคัญปัจจุบันและอนาคต การพัฒนาของอากาศยานไร้คนขับที่เป็นไปอย่างรวดเร็วทำให้อากาศยานไร้คนขับมีประสิทธิภาพเพิ่มสูงมากขึ้นและถูกนำมาประยุกต์ใช้ในภารกิจต่างๆอย่างแพร่หลาย เช่น

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

1. การถ่ายภาพทางอากาศ : เทคโนโลยีทางด้านการถ่ายภาพด้วยอากาศยานไร้คนขับ กลายเป็นเครื่องมือที่มีความสำคัญและได้รับการยอมรับอย่างกว้างขวางในการใช้งานด้านสำรวจ โดยเฉพาะการจัดทำแผนที่ภูมิประเทศ ซึ่งผู้ปฏิบัติงานสามารถบันทึกภาพของพื้นที่ขนาดใหญ่ร่วมกับการบันทึกข้อมูลจุดควบคุมภาคพื้นดิน เพื่อสร้างแผนที่สองมิติหรือสามมิติที่มีความสมจริงและมีมาตราส่วนที่ถูกต้อง

2. การตรวจสอบโครงสร้างหรือการบำรุงรักษาเครื่องจักร : อากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนหลายใบพัดถูกนำมาใช้ในการบำรุงรักษาเชิงป้องกัน โดยเฉพาะงานด้านวิศวกรรม เพื่อให้สามารถวางแผนการซ่อมแซมหรือยืดอายุการใช้งานของสิ่งปลูกสร้างหรือเครื่องจักรให้ยาวนานมากยิ่งขึ้น เช่น โครงสร้างสะพาน เสาไฟฟ้าแรงสูง โรงไฟฟ้าพลังงานแสงอาทิตย์ ท่อก๊าซธรรมชาติ และกังหันลม [5]

3. การเกษตร : การใช้เทคโนโลยีอากาศยานไร้คนขับในด้านการเกษตรเป็นการเพิ่มปริมาณและคุณภาพของผลผลิต และช่วยลดต้นทุนทรัพยากร ลดแรงงาน และลดเวลาในการทำงานให้กับเกษตรกร โดยเฉพาะการทำเกษตรแปลงใหญ่ เช่น การวางแผนพื้นที่แปรปลูกพืชผล การดูแลติดตามการเจริญเติบโตของพืช หรือการวิเคราะห์ตรวจโรคพืชอย่างตรงจุด [6] รวมถึงใช้ประโยชน์ในด้านปศุสัตว์ เช่นการต้อนสัตว์ และการพ่นยาฆ่าเชื้อ

4. การค้นหาและกู้ภัย : อากาศยานไร้คนขับสามารถนำมาปฏิบัติภารกิจค้นหาและกู้ภัยและการบรรเทาภัยพิบัติได้อย่างมีประสิทธิภาพ เนื่องจากความได้เปรียบทางด้านมุมมองและความสามารถในการติดตั้งอุปกรณ์ที่หลากหลายทำให้อากาศยานไร้คนขับสามารถปฏิบัติภารกิจได้ทั้งในเวลากลางวันและกลางคืนและสามารถบินภายในสิ่งปลูกสร้างอย่างปลอดภัย อีกทั้งยังสามารถเข้าถึงพื้นที่ที่ได้รับผลกระทบอย่างรวดเร็ว จึงทำให้การเฝ้าระวังด้วยอากาศยานไร้คนขับเป็นที่นิยมในปัจจุบัน

5. การขนส่ง : การจัดส่งสินค้าที่รวดเร็วถือเป็นตัวแปรที่สำคัญในการลดปัญหาด้านจราจร รวมถึงลดระดับรอยเท้าคาร์บอนของกระบวนการจัดส่ง ด้วยความก้าวหน้าของเทคโนโลยีแบตเตอรี่และระบบนำทาง อากาศยานไร้คนขับจึงกลายเป็นอีกหนึ่งทางเลือกที่เริ่มถูกนำมาใช้ในการขนส่งและให้บริการส่งของเชิงพาณิชย์ในเมืองใหญ่ของหลายประเทศ นอกจากนี้ด้วยข้อได้เปรียบในการเข้าถึงถิ่นทุรกันดารหรือพื้นที่ที่เข้าถึงได้ยาก อากาศยานไร้คนขับจึงถูกนำมาใช้ในการขนส่งอุปกรณ์ทางการแพทย์ในพื้นที่ห่างไกล [7]

6. การศึกษาและวิจัย : อากาศยานไร้คนขับสามารถนำมาใช้งานในด้านการศึกษาและวิจัย ตรวจสอบสภาพแวดล้อม, ทรัพยากรธรรมชาติและสภาพภูมิศาสตร์ โดยการติดตั้งอุปกรณ์ควบคุมระยะไกลที่สามารถเก็บตัวอย่างหรือบันทึกข้อมูลจากสถานที่ที่เข้าถึงได้ยาก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.2 อากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด (Quadcopter UAV)

2.2.1 ประวัติอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด

ในช่วงหลายทศวรรษที่ผ่านมา ถึงแม้การใช้งานอากาศยานไร้คนขับแบบปีกตริงจะได้รับความนิยมและแพร่หลายมากขึ้น แต่อย่างไรก็ตามยังมีความจำเป็นในการใช้งานอากาศยานไร้คนขับที่มีความคล่องตัวสูงรวมถึงความสามารถในการบินนิ่งอยู่กับที่ อากาศยานแบบปีกหมุนสี่ใบพัดถือเป็นเฮลิคอปเตอร์ประเภทหนึ่งที่มีสี่โรเตอร์ โดยมีทิศทางการหมุนตามเข็มนาฬิกาและและทวนเข็มนาฬิกา โดยการหมุนของโรเตอร์แต่ละตัวสร้างทั้งแรงยกและแรงบิด ผลลัพธ์ของแรงที่กระทำ ณ จุดศูนย์กลางการหมุน [8] ส่งผลให้อากาศยานไร้คนขับสามารถบินนิ่งอยู่กับที่หรือเปลี่ยนแปลงท่าทางได้อย่างมีประสิทธิภาพ การออกแบบอากาศยานแบบปีกหมุนสี่ใบพัดที่มีผู้ขับเกิดขึ้นในช่วงปี ค.ศ. 1920 ถึง 1930 ถึงแม้จะประสบความสำเร็จในการบิน แต่อย่างไรก็ตามเครื่องต้นแบบกลับประสบกับปัญหาด้านประสิทธิภาพจากเสถียรภาพในการบินที่ค่อนข้างต่ำ จนกระทั่งการมาถึงของระบบไร้คนขับในสมัยใหม่ประกอบด้วยเทคโนโลยีด้านการควบคุมที่สูงขึ้น จึงเป็นการเพิ่มขีดความสามารถในการใช้งานจริงให้กับอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดขนาดเล็ก

ในช่วงทศวรรษแรกของปี ค.ศ. 2000 รูปแบบอากาศยานแบบปีกหมุนสี่ใบพัดได้กลายเป็นที่นิยมสำหรับยานพาหนะทางอากาศไร้คนขับหรือโดรนขนาดเล็ก ความต้องการอากาศยานที่มีความคล่องแคล่วและมีความยืดหยุ่นในการใช้งานมากขึ้น ทำให้มีการวิจัยอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดเพิ่มขึ้น โดยเฉพาะการเพิ่มขีดความสามารถในด้านการสื่อสาร เสถียรภาพ และความคล่องแคล่ว การวิจัยและพัฒนาอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดสามารถนำไปสู่การปฏิบัติการกิจอย่างอัตโนมัติขั้นสูง ซึ่งไม่สามารถทำได้ในยานพาหนะไร้คนขับรูปแบบอื่น [9]

2.2.2 แบบจำลองระบบ

อากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด ทำงานโดยมอเตอร์ไฟฟ้าที่ถูกจัดเรียงเป็นคู่และมีทิศทางการหมุนที่เป็นเอกลักษณ์ การออกแบบนี้ส่งผลให้แรงบิดจากมอเตอร์คู่ตรงข้ามกันกำจัดแรงบิดจากการหมุน ทำให้อากาศยานสามารถรักษาทิศทางที่คงที่ได้ในขณะที่ลอยตัวอยู่กับที่ การเคลื่อนที่ของอากาศยานสี่ใบพัด มีทั้งหมด 6 องศาอิสระ (Degree of Freedom) ประกอบไปด้วยการเคลื่อนที่แบบไถล (Translation) 3 ทิศทาง และการเคลื่อนที่แบบหมุนรอบแกน (Rotation) 3 ทิศทาง ความสัมพันธ์ของเวกเตอร์ตำแหน่งและทิศทางการเคลื่อนที่ แสดงรูปแบบของเมทริกซ์การหมุนในแกนที่แตกต่างกัน ดังแสดงในสมการที่ (2.1)–(2.3) [10],[11]

$$R(\psi) = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & \sin(\psi) & 0 \\ -\sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$R(\theta) = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

$$R(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & \sin(\phi) \\ 0 & -\sin(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

ผลรวมเวกเตอร์เมทริกซ์การหมุนในกรอบอ้างอิงลำตัวอากาศยาน (Body Frame) และกรอบอ้างอิงเฉื่อย (Global Frame) แสดงในสมการที่ (2.4) และ (2.5) ตามลำดับ

$$R_G^b = \begin{bmatrix} c(\psi)c(\theta) & s(\psi)\cos(\theta) & -s(\theta) \\ c(\psi)s(\phi)s(\theta) - c(\phi)s(\psi) & s(\phi)s(\psi)s(\theta) + c(\phi)c(\psi) & c(\theta)s(\phi) \\ c(\phi)c(\psi)s(\theta) + s(\phi)s(\psi) & c(\phi)s(\psi)s(\theta) - c(\psi)\sin(\phi) & c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix} \quad (2.4)$$

$$R_b^G = \begin{bmatrix} c(\psi)c(\theta) & c(\psi)s(\phi)s(\theta) - c(\phi)s(\psi) & c(\phi)c(\psi)s(\theta) + s(\phi)s(\psi) \\ s(\psi)c(\theta) & s(\phi)s(\psi)s(\theta) + c(\phi)c(\psi) & c(\phi)s(\psi)s(\theta) - c(\psi)s(\phi) \\ -s(\theta) & c(\theta)s(\phi) & c(\phi)c(\theta) \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

สมการเชิงเส้นของการเคลื่อนที่ในกรอบอ้างอิงเฉื่อย ประกอบด้วยความเร่งอากาศยานแบบปีกหมุนสี่ใบพัด ซึ่งจะเท่ากับผลรวมของแรงโน้มถ่วง แรงขับของมอเตอร์ และแรงต้านทางอากาศพลศาสตร์ ดังแสดงในสมการที่ (2.6)

$$m\ddot{X}^G = F_g - F_T^G - F_d \quad (2.6)$$

$$\ddot{X}^G = \begin{bmatrix} \ddot{X}^G \\ \ddot{Y}^G \\ \ddot{Z}^G \end{bmatrix} \quad (2.7)$$

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

$$F_d = \begin{bmatrix} K_{dx} & 0 & 0 \\ 0 & K_{dy} & 0 \\ 0 & 0 & K_{dz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{X}^G \\ \dot{Y}^G \\ \dot{Z}^G \end{bmatrix} \quad (2.9)$$

แรงลัพธ์ที่เกิดจากมอเตอร์ทั้งสี่แสดงในสมการที่ 2.10

$$F_T^b = \sum_{i=1}^4 F_i \quad (2.10)$$

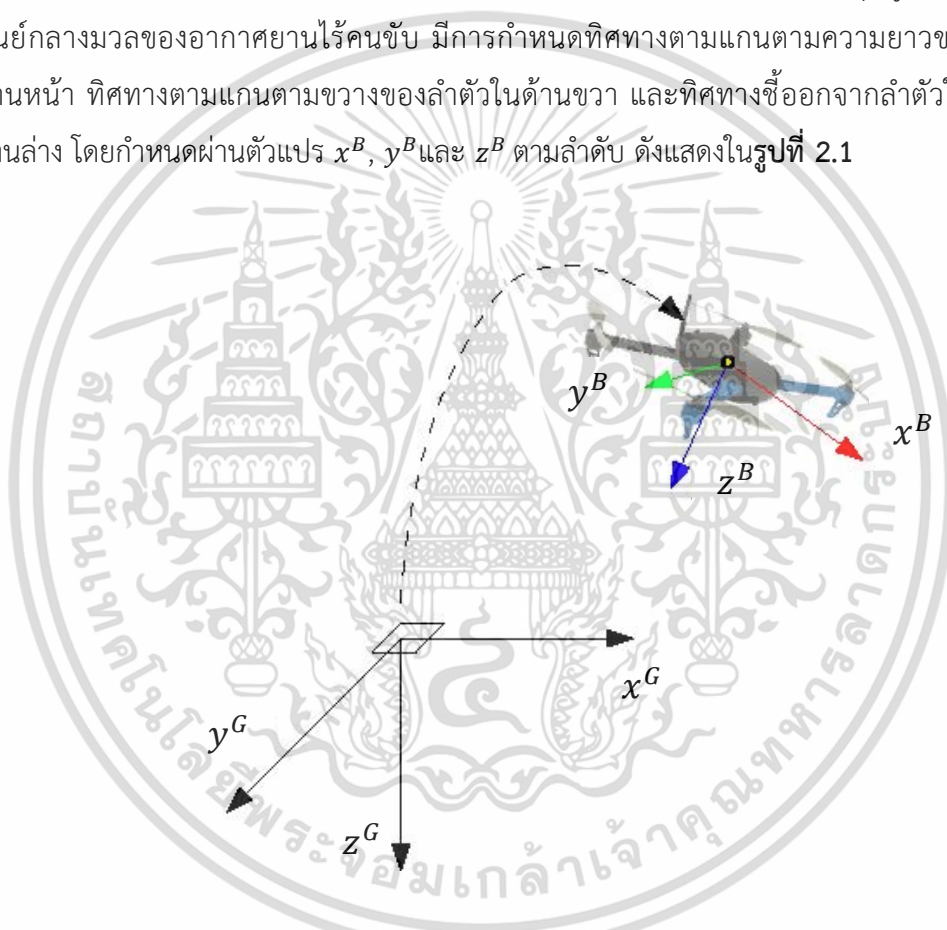
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.2.3 กรอบอ้างอิงและการกำหนดทิศทาง

ในงานวิจัยนี้ มีการกำหนดกรอบอ้างอิง ตามหลักการกำหนดแกนในอากาศยาน (Aircraft principal axes) โดยแบ่งออกเป็น 2 ระบบพิกัดหลักได้แก่

1. กรอบอ้างอิงเฉื่อย (Inertial frame of reference) คือกรอบที่อ้างอิงกับแกนของโลก (Global frame) มีการกำหนดทิศทางตามทิศเหนือ ทิศตะวันออก และทิศในแนวเข้าสู่จุดศูนย์กลางของโลก (North–East–Down; NED) โดยกำหนดผ่านตัวแปร x^G , y^G และ z^G ตามลำดับ

2. กรอบอ้างอิงลำตัวอากาศยาน (Body frame) คือกรอบอ้างอิงที่ติดกับลำตัวของอากาศยาน ไร้นักบิน กรอบอ้างอิงนี้สามารถเปลี่ยนทิศทางได้ตามลักษณะการเคลื่อนที่ มีจุดศูนย์กลาง ณ จุดศูนย์กลางมวลของอากาศยานไร้นักบิน มีการกำหนดทิศทางตามแกนตามความยาวของลำตัวในด้านหน้า ทิศทางตามแกนตามขวางของลำตัวในด้านขวา และทิศทางชี้ออกจากลำตัวในทิศพุ่งลงด้านล่าง โดยกำหนดผ่านตัวแปร x^B , y^B และ z^B ตามลำดับ ดังแสดงในรูปที่ 2.1



รูปที่ 2.1 การกำหนดกรอบอ้างอิงเฉื่อยและกรอบอ้างอิงลำตัวอากาศยาน

2.2.4 แรงทางอากาศพลศาสตร์

แรงทางอากาศพลศาสตร์ที่กระทำต่ออากาศยานไร้นักบินแบบปีกหมุนสี่ใบพัดที่กำลังเคลื่อนที่ ประกอบไปด้วยแรง 4 ชนิด [12] ดังแสดงในรูปที่ 2.2 ได้แก่

1. แรงขับ (Thrust): แรงที่เกิดจากผลต่างของความดันอากาศบนใบพัดจากการหมุนของมอเตอร์ไฟฟ้าและใบพัดทั้งสี่ มีทิศทางตามแนวแกนของมอเตอร์ไฟฟ้า แรงขับในอากาศยานไร้นักบิน

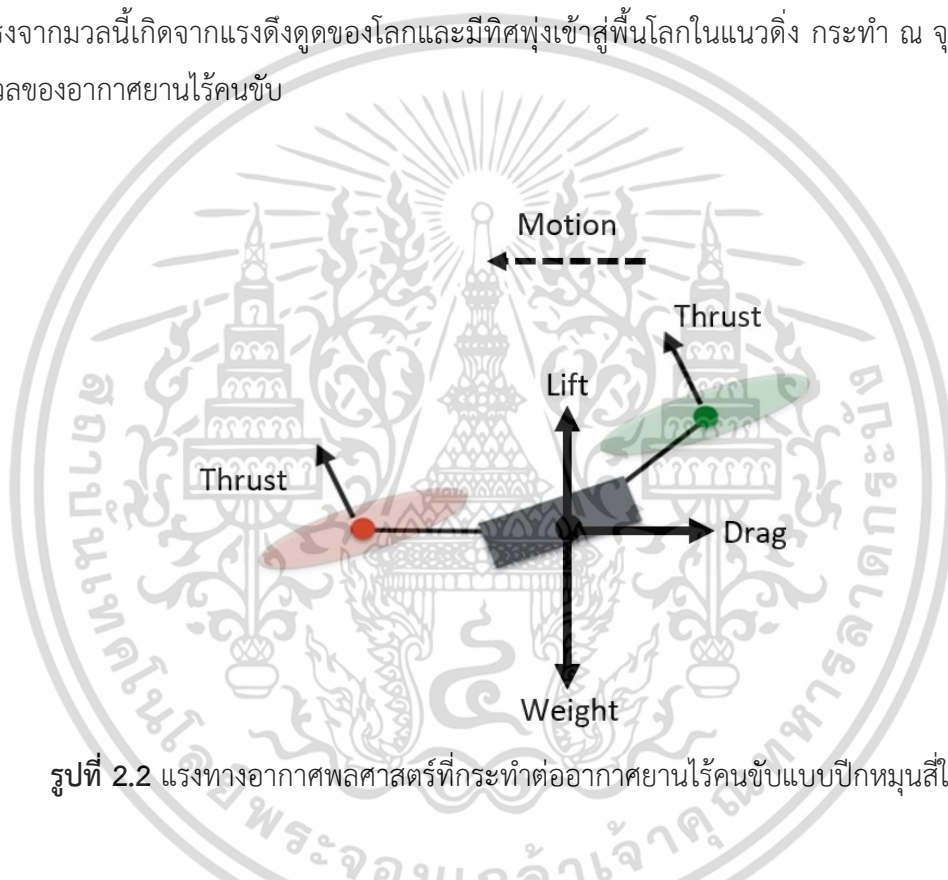
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

แบบปีกหมุนจะมีค่าเทียบเท่ากับแรงยกในกรณีที่อากาศยานไร้คนขับบินลอยตัวรักษาตำแหน่งและมอเตอร์ไฟฟ้าทุกตัวถูกติดตั้งอยู่ในแนวตั้งตั้งฉากกับลำตัวอากาศยานไร้คนขับ

2. แรงต้าน (Drag): แรงที่ต้านการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับในขณะที่เคลื่อนที่ผ่านอากาศ มีทิศทางตรงข้ามกับทิศทางการเคลื่อนที่ โดยแรงต้านทางอากาศพลศาสตร์ถือเป็นหนึ่งปัจจัยหลักที่มีผลต่อสมรรถนะในการบิน

3. แรงยก (Lift): แรงที่เกิดจากการหมุนของมอเตอร์ไฟฟ้าและใบพัดทั้งสี่ ทำให้อากาศยานไร้คนขับยกตัวขึ้นสู่อากาศ มีทิศทางในแนวตั้งตรงข้ามกับน้ำหนักอากาศยานไร้คนขับ

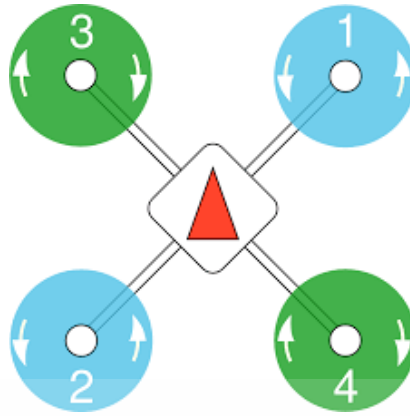
4. น้ำหนัก (Weight): ผลรวมของมวลอุปกรณ์ทั้งหมดรวมถึงสัมภาระ (Payload) ที่ติดตั้งแรงจากมวลนี้เกิดจากแรงดึงดูดของโลกและมีทิศทางเข้าสู่พื้นโลกในแนวตั้ง กระทำ ณ จุดศูนย์กลางมวลของอากาศยานไร้คนขับ



รูปที่ 2.2 แรงทางอากาศพลศาสตร์ที่กระทำต่ออากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด

2.2.5 การเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด

ในกระบวนการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด ประกอบไปด้วยผลของแรงยกและแรงบิดจากการหมุนของมอเตอร์ไฟฟ้าและใบพัดทั้งสี่ โดยมอเตอร์แต่ละคู่ในแนวแท่งจะหมุนในทิศทางเดียวกันและหมุนตรงข้ามกับการหมุนของมอเตอร์คู่ที่เหลือ ดังแสดงในรูปที่ 2.3



รูปที่ 2.3 ทิศทางการหมุนของมอเตอร์ของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด

การหมุนในทิศทางตรงข้ามกันนี้ทำให้ผลของแรงบิด (Torque) จากการหมุนถูกหักล้างซึ่งกันและกัน และปริมาณแรงยกที่แตกต่างกันย่อมส่งผลต่อการเปลี่ยนแปลงท่าทางการบินของอากาศยานไร้คนขับ โดยอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดมีลักษณะการบินพื้นฐาน 5 แบบ ได้แก่

1. การลอยตัวอยู่กับที่ (Hovering): ในกรณีการลอยตัวอยู่กับที่ของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนนั้น มอเตอร์ทั้งสี่จะหมุนด้วยความเร็วที่ทำให้ลำตัวอากาศยานไร้คนขับสามารถรักษาระดับและรักษาตำแหน่งในเวลาเดียวกัน หากอากาศยานไร้คนขับมีความสมดุลและไม่มีแรงกระทำจากภายนอก มอเตอร์แต่ละตัวจะสร้างแรงขับได้เท่ากับหนึ่งในสี่ของน้ำหนักอากาศยานไร้คนขับ

2. การเพิ่มและลดระดับความสูง (Ascend-Descend): ในกรณีการเปลี่ยนระดับความสูง มอเตอร์ทั้งสี่จะเร่งหรือลดความเร็วในการหมุนด้วยความเร็วที่เท่ากัน ในกรณีการเพิ่มระดับความสูง มอเตอร์ทั้งสี่จะทำการเพิ่มความเร็วการหมุนให้มากขึ้น ส่งผลให้มีแรงขับสุทธิเพิ่มขึ้นและอากาศยานไร้คนขับเคลื่อนที่ขึ้นจากจุดสมดุล ในทางกลับกันหากมอเตอร์ทั้งสี่หมุนช้าลงในปริมาณเท่ากัน แรงขับสุทธิจะลดลง ทำให้อากาศยานไร้คนขับเคลื่อนที่ลงตามแรงโน้มถ่วง

3. การเคลื่อนที่ไปด้านหน้าและด้านหลัง (Forward-Backward) หรือการเคลื่อนที่แบบ Pitch : มอเตอร์อย่างน้อยหนึ่งคู่จะต้องเร่งความเร็วในขณะที่มอเตอร์อีกคู่หนึ่งต้องลดความเร็วให้ช้าลง ในกรณีการเคลื่อนที่ไปข้างหน้า มอเตอร์ด้านหลังทั้งสองจะเร่งความเร็วที่เท่ากันและมอเตอร์ด้านหน้าทั้งสองจะลดความเร็วลงเท่ากัน แรงขับที่ไม่สมดุลนี้ทำให้ส่วนท้ายของอากาศยานไร้คนขับยกขึ้นในขณะที่ส่วนหน้าตกลงมา เมื่อได้มุมการเคลื่อนที่ที่ต้องการแล้วมอเตอร์จะกลับไปความเร็วคงที่และอากาศยานไร้คนขับจะเคลื่อนที่ไปข้างหน้า ในทางกลับกัน การเคลื่อนที่ไปด้านหลัง มอเตอร์ด้านหน้าจะเร่งความเร็วและพลิกอากาศยานไร้คนขับไปข้างหลัง จากนั้นมอเตอร์ทั้งสี่จะกลับสู่ความเร็วคงที่

4. การเคลื่อนที่ไปด้านซ้ายและด้านขวา (Sideways) หรือการเคลื่อนที่แบบ Roll : เป็นการเคลื่อนที่ที่ใช้กระบวนการเดียวกันกับการเคลื่อนที่ไปด้านหน้าหรือด้านหลัง ต่างกันที่คู่ลำดับการทำงานมอเตอร์ กรณีการเคลื่อนที่ไปด้านซ้าย มอเตอร์ด้านขวาจะเร่งความเร็วและพลิกอากาศยานไร้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

คนขับไปด้านซ้าย ในทางกลับกันการเคลื่อนที่ไปด้านขวา มอเตอร์ด้านซ้ายจะเร่งความเร็วและพลิกอากาศยานไร้คนขับไปด้านขวา เมื่อได้มุมการเคลื่อนที่ที่ถูกต้องแล้ว มอเตอร์ทั้งหมดจะกลับไปที่มีความเร็วคงที่

5. การหมุนตัว (Rotate) หรือการเคลื่อนที่แบบ Yaw : ในการหมุนตัวของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนตามเข็มนาฬิกา มอเตอร์ที่หมุนทวนเข็มนาฬิกาสองตัวจะเร่งความเร็วขึ้น ขณะที่มอเตอร์หมุนตามเข็มนาฬิกาทั้งสองจะชะลอตัวลงในปริมาณเท่ากัน ผลลัพธ์นี้คือการเพิ่มแรงบิดสุทธิทำให้อากาศยานไร้คนขับหมุนตามเข็มนาฬิกา ในทางกลับกันหากต้องหมุนทวนเข็มนาฬิกา มอเตอร์หมุนตามเข็มนาฬิกาสองตัวจะเร่งความเร็วในขณะที่มอเตอร์ทวนเข็มนาฬิกาสองตัวช้าลง และความแตกต่างของแรงบิดสุทธิทำให้อากาศยานไร้คนขับหมุนทวนเข็มนาฬิกา

2.2.6 ส่วนประกอบของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด

1. โครงอากาศยาน (Airframe)

โครงสร้างอากาศยาน แบ่งออกเป็นสองส่วนได้แก่ ส่วนลำตัวทำหน้าที่ให้ความแข็งแรงและยึดส่วนต่างๆของอากาศยานไว้ด้วยกันในลักษณะที่กระจายจุดศูนย์ถ่วงอย่างสม่ำเสมอ และส่วนแขนที่ถูกต่อออกไปนอกลำตัวเพื่อใช้ติดตั้งมอเตอร์ไฟฟ้า โครงสร้างอากาศยานที่ดีควรได้รับการออกแบบให้ทนทานต่อแรงทางอากาศพลศาสตร์ทั้งหมด รวมถึงความเค้นที่เกิดจากน้ำหนักของอากาศยานและน้ำหนักบรรทุก

2. ชุดควบคุมการบิน (Flight controller: FC)

ชุดควบคุมการบินเปรียบเสมือนสมองของอากาศยานไร้คนขับ เป็นระบบควบคุมที่ทำให้อากาศยานไร้คนขับสามารถบินได้อย่างเหมาะสม จุดประสงค์ของการใช้ชุดควบคุมการบินคือการรักษาเสถียรภาพของอากาศยานไร้คนขับในระหว่างการบิน โดยการรับสัญญาณจากอุปกรณ์ต่างๆเพื่อประมวลผล ก่อนส่งสัญญาณควบคุมไปยังวงจรควบคุมความเร็วแบบอิเล็กทรอนิกส์เพื่อควบคุมความเร็วในการหมุนของมอเตอร์ หรือเพื่อส่งการเซอร์โวในการควบคุมกลไกต่างๆให้ทำงานอย่างถูกต้องและสอดคล้องกัน โดยปกติแล้วภายในชุดควบคุมการบินจะมีการติดตั้งอุปกรณ์ตรวจวัดการเคลื่อนไหว (Inertial measurement unit: IMU) และเข็มทิศ (Compass module) เพื่อใช้ควบคู่กับอุปกรณ์รับสัญญาณจากระบบกำหนดตำแหน่งบนพื้นโลกในการระบุทิศทาง

3. อุปกรณ์รับสัญญาณจากระบบกำหนดตำแหน่งบนพื้นโลก (GPS Receiver Module)

ระบบกำหนดตำแหน่งบนพื้นโลก (Global positioning system: GPS) คือระบบนำทางจากเครือข่ายดาวเทียมที่โคจรอยู่รอบโลก เทคโนโลยีระบบกำหนดตำแหน่งบนพื้นโลกได้รับการปรับปรุงเพื่อให้มีน้ำหนักเบาพอที่สามารถติดตั้งบนอากาศยานไร้คนขับได้ สัญญาณเหล่านี้ช่วยให้สามารถระบุเอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตำแหน่ง ความเร็วและเวลาได้ ทำให้เกิดความแตกต่างในแง่ของประสิทธิภาพการทำงานและมีบทบาทสำคัญต่อคุณสมบัติหลายอย่างในอากาศยานไร้คนขับ เช่น โหมดการบิน Position Hold คือ โหมดการบินที่สามารถระบุและรักษาตำแหน่งที่แน่นอนได้ โหมดการบิน Altitude Hold คือโหมดการบินที่สามารถรักษาระดับความสูงให้คงที่ขณะอยู่ในการบิน ความสามารถในการจดจำและกลับสู่ตำแหน่งที่แน่นอนก่อนการขึ้นบิน หรือ Return to Home รวมถึงใช้ในการวางแผนเส้นทางการบิน หรือภารกิจลวงหน้า (Waypoint Navigation) โดยอากาศยานไร้คนขับที่มีการติดตั้งอุปกรณ์รับสัญญาณจากระบบกำหนดตำแหน่งบนพื้นโลกสามารถใช้ทำการบินอัตโนมัติเพื่อเดินทางตามเส้นทางที่ถูกกำหนดไว้ล่วงหน้า ซึ่งจำเป็นอย่างยิ่งสำหรับการทำแผนที่ การตรวจสอบ การก่อสร้าง เกษตรกรรม และอื่นๆ

4. วงจรควบคุมความเร็วอิเล็กทรอนิกส์ (Electronic speed controller: ESC)

วงจรควบคุมความเร็วอิเล็กทรอนิกส์ คืออุปกรณ์ที่ช่วยให้ชุดควบคุมการบินของอากาศยานไร้คนขับให้สามารถควบคุมและปรับความเร็วของมอเตอร์ไฟฟ้าได้ โดยการรับสัญญาณจากชุดควบคุมการบินและเพิ่มหรือลดแรงดันไฟฟ้าไปยังมอเตอร์ตามที่ต้องการ ซึ่งความเร็วที่แตกต่างกันของมอเตอร์ไฟฟ้าทำให้อากาศยานไร้คนขับเคลื่อนที่ในลักษณะต่างๆได้

5. มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงไร้แปรงถ่าน (Brushless direct current electric motor: BLDC)

มอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรงไร้แปรงถ่าน คือมอเตอร์ที่ใช้แหล่งจ่ายไฟฟ้ากระแสตรง ใช้ตัวควบคุมอิเล็กทรอนิกส์เพื่อเปลี่ยนไฟฟ้ากระแสตรงไปที่ขั้วลวดมอเตอร์ ทำให้เกิดสนามแม่เหล็กและการหมุน ข้อดีของมอเตอร์ไฟฟ้าแบบไร้แปรงถ่านคือมีอัตราส่วนกำลังต่อน้ำหนักสูง ควบคุมความเร็วรอบและแรงบิดได้เกือบทันที และการบำรุงรักษาต่ำ ในอากาศยานไร้คนขับการเลือกมอเตอร์ไฟฟ้าที่เหมาะสมมีผลอย่างมากต่อประสิทธิภาพในการทำงานทั้งในด้านของการสร้างแรงยก การใช้พลังงาน และการตอบสนองต่อการเปลี่ยนท่าทาง

6. ใบพัด (Propeller)

ใบพัดคืออุปกรณ์ที่เปลี่ยนการเคลื่อนที่แบบหมุนเป็นแรงขับเคลื่อน เช่นเดียวกับกับทฤษฎีการเกิดแรงยกบนปีกอากาศยาน ความแตกต่างของแรงดันระหว่างพื้นผิวด้านบนและด้านล่างของใบพัดทำให้เกิดแรงยก การออกแบบหรือเลือกใช้ใบพัดในอากาศยานไร้คนขับมีความแตกต่างกันตามจุดประสงค์ของการนำไปใช้งาน [13] ซึ่งใบพัดสำหรับอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนจะถูกจัดเรียงและมีทิศทางการหมุนเป็นคู่ๆ โดยเป็นการหมุนในทิศทางตามเข็มนาฬิกาและทวนเข็มนาฬิกาเพื่อสร้างความสมดุล ความแตกต่างของแรงยกของแต่ละใบพัดทำให้อากาศยานไร้คนขับสามารถเคลื่อนที่

ในลักษณะต่างๆได้อย่างเป็นอิสระต่อกัน ความเร็วของใบพัดจะแปรผันจากการเปลี่ยนแรงดันไฟฟ้าที่จ่ายให้กับมอเตอร์ไฟฟ้า ซึ่งเป็นกระบวนการที่ถูกควบคุมโดยวงจรควบคุมความเร็วแบบอิเล็กทรอนิกส์

7. แบตเตอรี่ (Battery)

แบตเตอรี่คือแหล่งพลังงานให้กับอากาศยานไร้คนขับ ในปัจจุบันแบตเตอรี่ที่สามารถประจุกระแสไฟได้ สามารถแบ่งได้เป็น 4 ประเภท ได้แก่ นิกเกิลแคดเมียม (Ni-Cd) นิกเกิลเมททอลไฮดไรด์ (NiMH) ลิเทียมไอออน (Lithium Ion) และ ลิเทียมโพลิเมอร์ (Lithium Polymer) โดยแบตเตอรี่ประเภท ลิเทียมโพลิเมอร์ เป็นแหล่งเก็บพลังงานไฟฟ้าที่นิยมใช้มากที่สุดในการอากาศยานไร้คนขับ

8. อุปกรณ์รับ-ส่งสัญญาณวิทยุ (Radio receiver: Rx-Radio transmitter: Tx)

อุปกรณ์รับ-ส่งสัญญาณวิทยุคืออุปกรณ์ที่ทำหน้าที่เชื่อมต่อแบบไร้สายระหว่างผู้ใช้กับอากาศยานไร้คนขับในรูปแบบคลื่นแม่เหล็กไฟฟ้าในช่วงความถี่วิทยุ โดยอุปกรณ์ส่งสัญญาณวิทยุ (Tx) จะถูกควบคุมโดยผู้ใช้งานผ่านการสั่งการโดยการใช้คันโยกหรือปุ่มกดซึ่งถูกตั้งค่าช่องสัญญาณ (Channel) ไว้ก่อนหน้า คำสั่งเหล่านี้ถูกส่งไปยังอุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุ (Rx) ที่ติดตั้งบนอากาศยานไร้คนขับในช่องสัญญาณเดียวกัน ทำให้อากาศยานไร้คนขับสามารถเคลื่อนที่หรือขับเคลื่อนกลไกต่างๆตามที่ได้รับคำสั่งจากผู้ใช้

9. เซอร์โวมอเตอร์ (Servo motor)

เซอร์โว หรือการควบคุมการขับเคลื่อน (servomechanism) คือ อุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์สำหรับควบคุมมอเตอร์หรือระบบขับเคลื่อน โดยการตรวจสอบสัญญาณจากระบบขับเคลื่อนและปรับค่าให้ถูกต้องตามที่กำหนดไว้อย่างต่อเนื่อง โดยปกติระบบเซอร์โวจะตรวจสอบข้อผิดพลาดจากสัญญาณเช่น ตำแหน่งทางกล ส่วนประกอบของเซอร์โวประกอบด้วยมอเตอร์ไฟฟ้ากระแสตรง, เฟืองเกียร์, โพลเทินซีออมิเตอร์, วงจรอิเล็กทรอนิกส์ และเพลาส่งออก โดยสามารถควบคุมทิศทางและลักษณะการหมุนของเซอร์โวมอเตอร์จากการปรับความกว้างพัลส์ (Pulse Width Modulation: PWM)

10. ส่วนเสริมอื่นๆ (Add-ons)

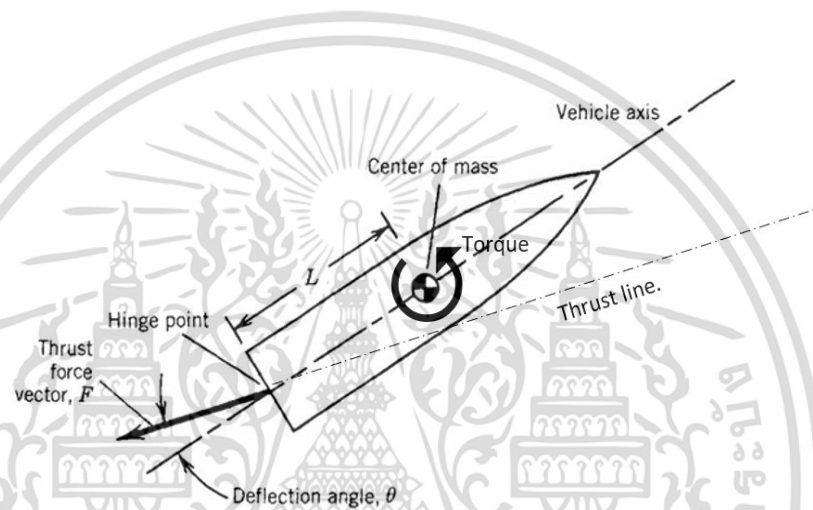
ส่วนเสริมอื่นๆของอากาศยานไร้คนขับที่อาจไม่ได้เกี่ยวข้องกับระบบการทำงานหลัก แต่มักนิยมใช้เพื่อเพิ่มความปลอดภัยและความเหมาะสมในการใช้งาน เช่น ระบบระบายความร้อน ระบบไฟส่องสว่างและระบบไฟลงจอด ระบบบันทึกภาพหรือระบบส่งภาพตามเวลาจริง รวมถึงระบบเซนเซอร์หลีกเลี่ยงการชน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.3 ระบบควบคุมทิศทางแรงขับ (Thrust Vectoring Control System)

2.3.1 การควบคุมทิศทางแรงขับ

การควบคุมทิศทางแรงขับ (Thrust Vector Control: TVC) เป็นกลไกที่ถูกใช้ในอากาศยาน จรวด ขีปนาวุธเชิงยุทธวิธี และอากาศยานไร้คนขับบางประเภท โดยการเปลี่ยนแปลงทิศทางหรือ ปริมาณแรงขับจากเครื่องยนต์ ส่งผลให้เกิดแรงบิดรอบจุดศูนย์กลางมวล [14] ดังแสดงในรูปที่ 2.4 เป็นการเพิ่มประสิทธิภาพในการเปลี่ยนแปลงทิศทาง วิถี และท่าทางของยานพาหนะ [15] ลดการใช้ พื้นผิวควบคุมในบางสถานะที่การควบคุมตามหลักอากาศพลศาสตร์อาจไม่มีประสิทธิภาพ [16],[17]



รูปที่ 2.4 การควบคุมทิศทางแรงขับของจรวดโดยการเบี่ยงเบนท่อไอพ่น

รูปที่ 2.4 แสดงการควบคุมทิศทางแรงขับของจรวดโดยการเบี่ยงเบนท่อไอพ่นเล็กน้อย ส่งผลให้ ทิศทางของแรงขับเบี่ยงออกจากแนวแกนตามความยาวของจรวด เกิดแรงบิดรอบจุดศูนย์กลางมวล และเปลี่ยนแปลงทิศทางในการเคลื่อนที่

2.3.2 ประเภทของระบบควบคุมทิศทางแรงขับ

โดยปกติระบบควบคุมทิศทางแรงขับหลักของของยานพาหนะจะอยู่ในทิศทางของแกนตาม ความยาวและผ่านจุดศูนย์กลางมวล จึงสามารถควบคุมมุมเงย (Pitch) และการหันเห (Yaw) โดยการ เบี่ยงเบนทิศทางของกลไกสร้างแรงขับหลัก อย่างไรก็ตาม การควบคุมการหมุน (Roll) ต้องใช้ระบบ ควบคุมทิศทางแรงขับอย่างน้อยสองระบบหรือมากกว่า โดยรูปที่ 2.5 แสดงแกนในการเคลื่อนที่และ ลักษณะการทำงานของท่อไอพ่นในระบบควบคุมทิศทางแรงขับแบบท่อไอพ่นเดี่ยวซึ่งสามารถจำแนก ออกได้เป็นสี่ประเภท [18] ดังนี้

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

1. การปรับทิศทางกลไกของท่อไอพ่น (Mechanical Deflection of the Nozzle)

ในระบบควบคุมทิศทางแรงขับประเภทนี้เครื่องยนต์หรือส่วนสร้างแรงขับจะถูกติดตั้งในรูปแบบกลไกของบานพับ (Hinge) หรือกิมบอล (Gimbal) โดยองค์ประกอบของเครื่องยนต์ทั้งหมดจะหมุนบนกลไกตลับลูกปืน (Gimbal bearing) ถูกควบคุมด้วยก้านต่อหรือระบบหรือระบบไฮดรอลิกส์ ทำให้ทิศทางของแรงขับถูกเบี่ยงเบนออกจากแนวเดิม

2. การปรับทิศทางการไหลของไอพ่น (Exhaust Flow Deflection)

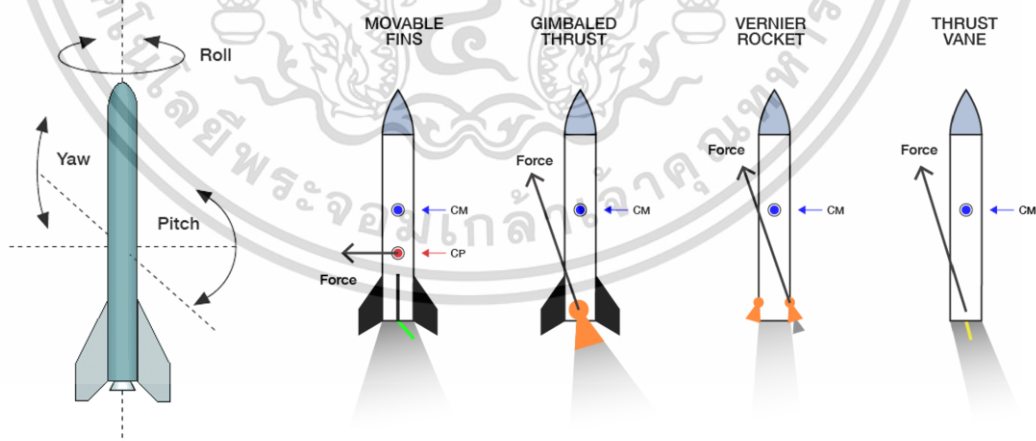
ในระบบควบคุมทิศทางแรงขับประเภทนี้มีการติดตั้งพื้นผิวควบคุมด้านใน (vanes) บริเวณที่มีการไหลผ่านของกระแสไอพ่นจากเครื่องยนต์ โดยสามารถเบี่ยงเบนทิศทางแรงขับได้โดยไม่ต้องขยับส่วนใดๆของเครื่องยนต์ มีข้อดีคือช่วยให้สามารถควบคุมการเคลื่อนที่แบบหมุน (Roll) ได้ด้วยเครื่องยนต์เพียงเครื่องเดียวซึ่งไม่สามารถทำได้ระบบแบบ Gimbaled

3. การฉีดเชื้อเพลิงแบบทุติยภูมิ (Injection of Secondary Propellant)

การฉีดเชื้อเพลิงเหลวเข้าสู่กระแสการไหลหลักของในท่อไอพ่นในด้านใดด้านหนึ่งของส่งผลให้เกิดแรงผลักดันที่แตกต่างกัน แรงลัพธ์ที่ไม่สมมาตรทำให้ยานพาหนะเกิดการเปลี่ยนแปลงทิศทางในการเคลื่อนที่จากเส้นทางเดิม

4. การติดตั้งตัวสร้างแรงขับเสริม (Auxiliary Vernier Thrusters)

การติดตั้ง Vernier thrusters สามารถสร้างแรงผลักดันด้านข้างและเบี่ยงเบนทิศทางเคลื่อนที่ของยานพาหนะได้ ถูกออกแบบเพื่อใช้กับเครื่องยนต์จรวดแบบคงเพื่อใช้สำหรับการเปลี่ยนแปลงทั้งทิศทางและความเร็ว



รูปที่ 2.5 แกนในการเคลื่อนที่และลักษณะการทำงานของท่อไอพ่นในระบบควบคุมทิศทางแรงขับแต่ละประเภท

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

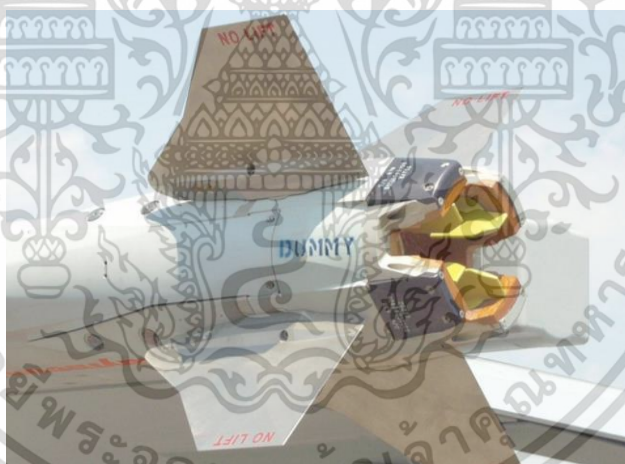
2.3.3 การใช้ระบบควบคุมทิศทางแรงขับ

1. จรวดและขีปนาวุธทิ้งตัว (Ballistic Missile)

การควบคุมทิศทางของจรวดและขีปนาวุธทิ้งตัวนอกชั้นบรรยากาศ ณ สภาวะที่การควบคุมตามหลักอากาศพลศาสตร์ไม่มีผล สามารถทำได้โดยการเบี่ยงทิศทางแรงขับของจรวดเพื่อไม่ให้แนวแรงผ่านศูนย์กลางมวล การเบี่ยงเบนนี้ทำให้เกิดโมเมนต์รอบจุดศูนย์กลางมวลซึ่งทำได้โดยการเบี่ยงเบนท่อไอพ่นแบบกิมบอล (Gimbaled thruster) โดยใช้ตัวกระตุ้นไฟฟ้า (Actuator) หรือกระบอกไฮดรอลิก เครื่องยนต์และท่อไอพ่นถูกยึดติดกับจรวดผ่านข้อต่อหรือกลไกอุปกรณ์ที่มีความยืดหยุ่นและผลิตจากวัสดุทนความร้อน เช่นในระบบขีปนาวุธทิ้งตัวแบบ UGM-27 Polaris และ Trident C4 [19]

2. ขีปนาวุธยุทธวิธี (Tactical Missile)

ขีปนาวุธยุทธวิธีในชั้นบรรยากาศขนาดเล็กบางรุ่น เช่น AIM-9X Sidewinder หลีกเลี่ยงการใช้พื้นผิวควบคุมการบิน โดยการติดตั้ง vanes เพื่อเบี่ยงเบนกระแสไอพ่นจากเครื่องยนต์ขีปนาวุธไปด้านใดด้านหนึ่ง ดังแสดงในรูปที่ 2.6 ทำให้สามารถบังคับทิศทางได้แม้กระทั่งหลังจากขีปนาวุธถูกปล่อยซึ่งมีความเร็วต่ำ



รูปที่ 2.6 ท่อไอพ่นแบบปรับทิศทางได้ในขีปนาวุธยุทธวิธี AIM-9X Sidewinder

3. อากาศยาน (Aircraft)

การใช้ระบบควบคุมทิศทางแรงขับถูกนำมาประยุกต์ใช้เพื่อให้อากาศยานมีความสามารถในการขึ้นบินและลงจอดในแนวตั้ง (VTOL) หรือการขึ้นบินระยะสั้นและลงจอดในแนวตั้ง (STOL) ในเวลาต่อมาได้มีการใช้ระบบควบคุมทิศทางแรงขับในสถานการณ์การสู้รบ ทำให้อากาศยานสามารถเคลื่อนที่ในท่าทางการบินต่างๆที่อากาศยานเครื่องยนต์ธรรมดาไม่สามารถทำได้ เช่นการติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับในเครื่องบินขับไล่ไอพ่นยุคที่ห้าของ Lockheed Martin F-22 Raptor ดังแสดงในรูปที่ 2.7 พร้อมติดตั้งระบบสันดาปท้ายเครื่องยนต์ (Afterburner) ควบคู่กับแพนหางระดับ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ขนาดใหญ่ ทำให้อากาศยานสามารถเปลี่ยนแปลงทิศทางการบินได้อย่างรวดเร็ว [20] รวมถึงความสามารถควบคุมท่าทางของอากาศยานได้ดีในการบินด้วยความเร็วต่ำ



รูปที่ 2.7 ท่อไอพ่นแบบปรับทิศทางได้ในอากาศยาน Lockheed Martin รุ่น F-22

ในอากาศยาน Lockheed Martin F-35 Lightning II ในรุ่น F-35B ซึ่งพัฒนาขึ้นสำหรับการใช้งานร่วมกันโดยนาวิกโยธินสหรัฐ กองทัพอากาศอังกฤษ และกองทัพเรือ มีความสามารถในการขึ้นบินและลงจอดในแนวตั้ง โดยกระแสอากาศจากพัดลมและเครื่องยนต์หลักจะถูกเป่าเบนด้วยระบบควบคุมทิศทางแรงขับ ดังแสดงในรูปที่ 2.8 เพื่อให้มีการผสมผสานระหว่างแรงยกและแรงขับที่เหมาะสม



รูปที่ 2.8 ท่อไอพ่นแบบปรับทิศทางได้ในอากาศยาน Lockheed Martin รุ่น F-35B

การวิจัยการควบคุมทิศทางแรงขับในปัจจุบันประสบความสำเร็จและแสดงให้เห็นถึงประโยชน์ที่เป็นไปได้สำหรับอากาศยานสมรรถนะสูง เช่น ความคล่องตัวที่เพิ่มขึ้น การขึ้นบินและลงจอดในระยะที่สั้นลง ประสิทธิภาพในการบิน ความสามารถในการอยู่รอดในสนามรบ และความสามารถในการล่องหน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

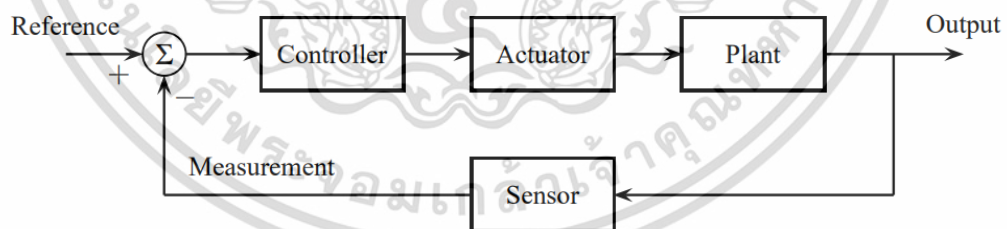
2.4 ระบบควบคุม (Control System)

2.4.1 ความหมายของระบบควบคุม

ระบบควบคุม (Control System) หมายถึง การควบคุมระบบหรือสิ่งที่มีผู้ออกแบบต้องการควบคุมให้ได้ค่าผลลัพธ์ในรูปแบบตามวัตถุประสงค์ที่ต้องการ ระบบควบคุมที่ดีควรมีเสถียรภาพสามารถตอบสนองได้รวดเร็ว และมีความผิดพลาดน้อย ระบบควบคุมมีความจำเป็นและสำคัญในด้านวิศวกรรมศาสตร์และวิทยาศาสตร์เทคโนโลยี เนื่องจากต้องมีการควบคุมกระบวนการทำงานของระบบเครื่องจักรทั้งจากการควบคุมด้วยมนุษย์ (Manual Control) หรือการควบคุมกลไกหรือการควบคุมแบบอัตโนมัติ (Automatic Control) โดยมีการประยุกต์ใช้ในงานวิศวกรรมหลายแขนง เช่น เครื่องกลเคมีไฟฟ้า สิ่งแวดล้อม โทรคมนาคม รวมทั้งวิศวกรรมอากาศยาน [21],[22]

2.4.2 ระบบควบคุมแบบป้อนกลับ

ระบบควบคุมแบบปิด (Closed-loop Control System) หรือระบบควบคุมแบบป้อนกลับ (Feedback Control System) เป็นระบบที่มีการนำสัญญาณขาออกกลับมาเปรียบเทียบกับค่าที่ต้องการควบคุม (Set point) เพื่อตรวจสอบหรือเปรียบเทียบความถูกต้องกับค่าที่ต้องการควบคุม (Set point) ทำให้สามารถปรับกระบวนการให้ถูกต้องตามที่ตั้งค่าไว้ดังแสดงในแผนภาพการทำงานรูปที่ 2.9 ระบบควบคุมแบบป้อนกลับมีข้อดีในการสามารถควบคุมความถูกต้องของสัญญาณขาออกได้ดี โดยการลดสัญญาณรบกวนในระบบ รวมถึงการเพิ่มเสถียรภาพและลดความไวต่อการแปรผันของระบบ



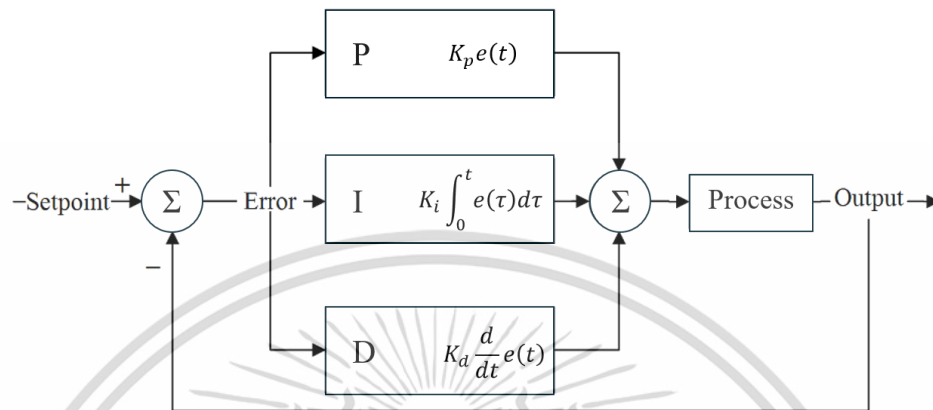
รูปที่ 2.9 แผนภาพกล่องแสดงการทำงานของระบบควบคุมแบบป้อนกลับ

2.4.3 ระบบควบคุมแบบ PID

ระบบควบคุมแบบ PID หรือระบบควบคุมแบบสัดส่วน-ปริพันธ์-อนุพันธ์ เป็นระบบควบคุมแบบป้อนกลับชนิดหนึ่งที่มีความนิยม ในอุตสาหกรรมกลไกส่วนใหญ่ถูกควบคุมโดยการควบคุมแบบ PID ซึ่งรวมถึงวิธีการออกแบบระบบควบคุมของอากาศยานไร้คนขับ ระบบควบคุมแบบ PID ช่วยเพิ่มความเสถียรของระบบและลดข้อผิดพลาดในสถานะคงตัว โดยการคำนวณและลดค่าตัวแปร

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากการอ่านค่าที่กำลังควบคุมในกระบวนการ (PV) และตัวแปรที่ใช้ในการกำหนดค่าที่ต้องการควบคุม (SV) อัตราขยายจะได้รับการปรับแต่งตามข้อกำหนดการออกแบบระบบเพื่อควบคุมผลลัพธ์ที่ต้องการอย่างแม่นยำ [21] โดยมีลำดับการทำงานดังแสดงในรูปที่ 2.10



รูปที่ 2.10 แผนภาพกล่องแสดงการทำงานของ การควบคุมแบบพีไอดี

ตัวควบคุม PID ประกอบด้วยเทคนิคการควบคุมพื้นฐาน 3 แบบ แบบสัดส่วน (Proportional หรือ P) แบบอินทิกรัล (Integral หรือ I) และแบบอนุพันธ์ (Derivative หรือ D) โดยตัวควบคุมแต่ละแบบสามารถนำมาประกอบกันเพื่อให้ได้ตัวควบคุมที่ต้องการ รายละเอียดของการควบคุมพื้นฐานแต่ละแบบมีดังนี้

1. การควบคุมแบบสัดส่วน (Proportional: P) เป็นการปรับแบบขยายสัดส่วน ทำหน้าที่ปรับอัตราการขยายของสัญญาณความผิดพลาด มีค่าคงที่ K_p เป็นอัตราการขยาย (Gain) การควบคุมแบบสัดส่วนนี้สามารถควบคุมระบบได้ระดับหนึ่ง เหมาะสมกับกระบวนการที่ต้องการผลตอบสนองรวดเร็ว อย่างไรก็ตามหากเพิ่มอัตราการขยายของตัวควบคุมมากเกินไปก็อาจจะทำให้ผลตอบแวงได้ โดยสัญญาณขาออกของการควบคุมแบบสัดส่วนแสดงในสมการที่ (2.12)

$$P_{out} = K_p e(t) \quad (2.12)$$

2. การควบคุมแบบปริพันธ์ (Integral: I) เป็นการอินทิเกรตค่าสัญญาณความผิดพลาด มีค่าคงที่ K_i เป็นอัตราการขยาย (Gain) การควบคุมแบบปริพันธ์มีข้อดีคือลดค่าความผิดพลาดที่สถานะคงตัวของระบบให้น้อยลง เร่งความเร็วในการตอบสนองและเข้าสู่ค่าเป้าหมายที่ตั้งไว้ โดยสัญญาณขาออกของการควบคุมแบบปริพันธ์แสดงในสมการที่ (2.13)

$$I_{out} = K_i \int_0^t e(\tau) d\tau \quad (2.13)$$

3. การควบคุมแบบอนุพันธ์ (Derivative: D) เป็นการหาค่าความแตกต่างของค่าสัญญาณความผิดพลาดปัจจุบันกับค่าความผิดพลาดที่สะสม มีค่าคงที่ K_d เป็นอัตราขยาย (Gain) การควบคุมแบบอนุพันธ์มีผลต่อการเพิ่มเสถียรภาพและความหน่วงของระบบ โดยสัญญาณขาออกของการควบคุมแบบอนุพันธ์แสดงในสมการที่ (2.14)

$$D_{out} = K_d \frac{d}{dt} e(t) \quad (2.14)$$

ผลรวมของการควบคุมแบบพีไอดีคือ การนำสัญญาณขาออกแบบสัดส่วน แบบปริพันธ์และแบบอนุพันธ์มารวมกันเป็นสัญญาณขาออกของระบบควบคุม พีไอดี แทนด้วยสัญลักษณ์ $u(t)$ ดังแสดงในสมการที่ (2.15)

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{d}{dt} e(t) \quad (2.15)$$

2.4.3.1 วิธีการกำหนดอัตราขยายแบบ Ziegler–Nichols

วิธีการปรับอัตราขยายแบบ Ziegler–Nichols เป็นวิธีการปรับอัตราขยายตัวควบคุม PID ที่ได้รับการพัฒนาโดย John G. Ziegler และ Nathaniel B. Nichols. โดยการตั้งค่าอัตราขยายแบบปริพันธ์ (Integral gain: K_i) และอัตราขยายแบบอนุพันธ์ (Derivative gain: K_d) เท่ากับศูนย์ และเพิ่มอัตราขยายแบบสัดส่วน (Proportional gain: K_p) จนกระทั่งถึงค่าสูงสุดของอัตราขยาย ซึ่งระบบเกิดการสั่นที่แอมพลิจูดคงที่ (Ultimate gain: K_u) และคาบการสั่น ณ ค่าสูงสุดของอัตราขยาย (Ultimate period: T_u) และนำค่าดังกล่าวใช้ในการกำหนดค่าอัตราขยาย P, I, และ D ดังแสดงในตารางที่ 2.1 [22],[23],[24]

ตารางที่ 2.1 การกำหนดอัตราขยายแบบ Ziegler–Nichols

Control Type	K_p	K_i	K_d
P	$0.5K_u$	-	-
PI	$0.45K_u$	$0.54K_u/T_u$	-
PD	$0.8K_u$	-	$0.1K_u T_u$
Classic PID	$0.6K_u$	$1.2K_u/T_u$	$0.075K_u T_u$
Modified PID	$0.33K_u$	$0.5T_u$	$0.33T_u$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น เมื่ออนุญาตให้ใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.4.3.2 วิธีการกำหนดอัตราขยายแบบ Tyreus–Luyben

วิธี Tyreus–Luyben เป็นการดัดแปลงของวิธี Ziegler–Nichols ซึ่งมีจุดมุ่งหมายเพื่อลดการโอเวอร์ชูตโดยใช้ขั้นตอนเดียวกันกับวิธี Ziegler–Nichols เพื่อให้ได้สองพารามิเตอร์ได้แก่ K_u และ T_u แต่ใช้สมการที่แตกต่างกันในการคำนวณพารามิเตอร์ ดังแสดงในตารางที่ 2.2 วิธี Tyreus–Luyben ให้ความราบรื่นกว่าวิธี Ziegler–Nichols แต่อาจส่งผลให้เวลาตอบสนองช้าลง สามารถใช้ในการตั้งค่าสำหรับการควบคุมแบบ PID และ PI เท่านั้น

ตารางที่ 2.2 การกำหนดอัตราขยายแบบ Tyreus–Luyben

Control Type	K_p	K_i	K_d
PI	$0.3125K_u$	$2.2T_u$	-
PID	$0.454K_u$	$2.2T_u$	$0.1587T_u$

2.4.3.3 วิธีการกำหนดอัตราขยายแบบ Aström–Hägglund

วิธีการกำหนดอัตราขยายอัตโนมัติโดย Karl Johan Aström และ Tore Hägglund ในปี 1995 เสนอการตั้งค่าสำหรับระบบควบคุม PID ที่ไม่มีอัตราขยายแบบอนุพันธ์ เพื่อควบคุมระบบโดยควบคุมค่าโอเวอร์ชูต การกำหนดค่าอัตราขยาย P และ I ถูกกำหนดตามตารางที่ 2.3

ตารางที่ 2.3 การกำหนดอัตราขยายแบบ Aström–Hägglund

Control Type	K_p	K_i	K_d
PI	$0.32K_u$	$0.94T_u$	-

2.4.3.4 วิธีการกำหนดอัตราขยายแบบ Trial and Error

วิธีการกำหนดอัตราขยายแบบ Trial and Error เป็นวิธีการกำหนดอัตราขยายด้วยการคาดเดาควบคู่กับการตรวจสอบการตอบสนองของระบบ ในวิธีนี้กำหนดอัตราขยายสัดส่วน K_p เป็นตัวควบคุมหลัก ในขณะที่อัตราขยายแบบปริพันธ์และอนุพันธ์จะเป็นการปรับแต่งให้ระบบมีลักษณะการตอบสนองที่ดียิ่งขึ้น การกำหนดอัตราขยายแบบ Trial and Error เริ่มจากการกำหนดอัตราขยาย K_i และ K_d เป็นศูนย์จากนั้นเพิ่มอัตราขยาย K_p จนกระทั่งระบบเกิดการแกว่งจึงลดอัตราขยาย K_p ลง และปรับแต่งอัตราขยาย K_i หรือ K_d โดยมีหลักการการกำหนดอัตราขยายดังแสดงในตารางที่ 2.4 [25]

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

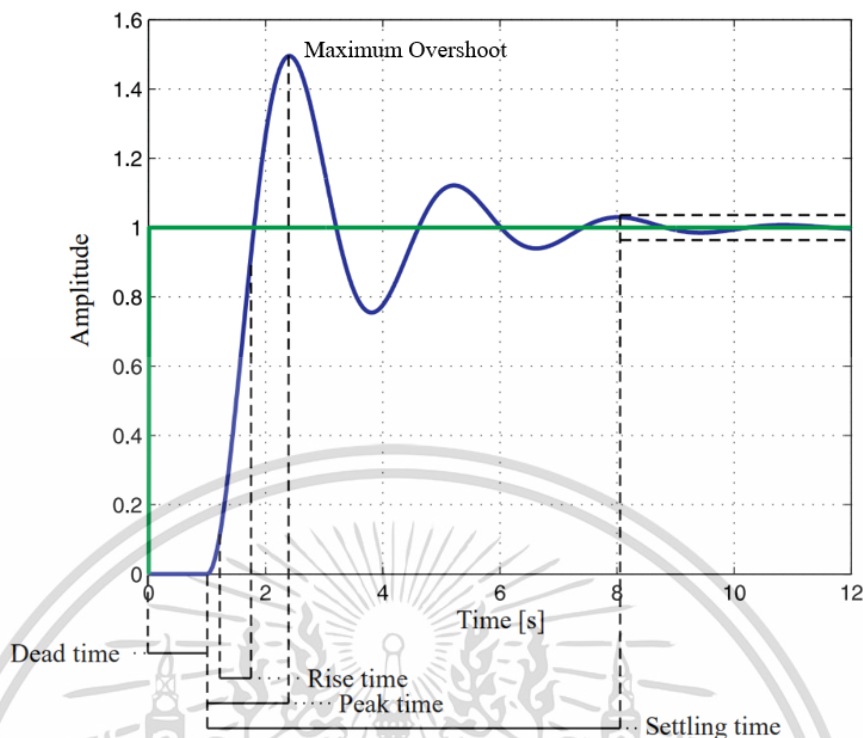
ตารางที่ 2.4 ลักษณะการตอบสนองการกำหนดอัตราขยายแบบ Trial and Error

การเพิ่ม อัตราขยาย	ช่วงเวลาไต่ขึ้น (Rise time)	โอเวอร์ชูต (Overshoot)	เวลาเข้าสู่สภาวะ คงตัว (Settling time)	ความผิดพลาดสถานะคงตัว (Steady-state error)
K_p	ลดลง	เพิ่มขึ้น	เพิ่มขึ้นเล็กน้อย	ลดลง
K_i	ลดลงเล็กน้อย	เพิ่มขึ้น	เพิ่มขึ้น	ลดลงอย่างมีนัยสำคัญ
K_d	ลดลงเล็กน้อย	ลดลง	ลดลง	เปลี่ยนแปลงเล็กน้อย

2.4.7 การวิเคราะห์ผลการตอบสนองของระบบ

สำหรับการวิเคราะห์ผลการตอบสนองของระบบสามารถตรวจสอบคุณสมบัติบางประการของระบบควบคุมจากแผนภาพการตอบสนองของระบบดังแสดงในรูปที่ 2.11 ซึ่งสามารถวิเคราะห์จากตัวแปรต่างๆดังนี้ [26]

1. ช่วงเวลาที่มีการตอบสนองไต่ระดับ (Rise Time: T_r) คือเวลาที่วัดจากผลตอบสนองที่มีขนาดเพิ่มขึ้นจาก 10% ถึง 90% ของค่าสุดท้าย
2. ช่วงเวลาที่มีการตอบสนองมีค่าสูงสุด (Peak Time: T_p) คือเวลาที่ระบบควบคุมมีการตอบสนองสูงสุด
3. ค่าสูงสุดของการตอบสนอง (Maximum Overshoot: M_p) คือค่าสูงสุดของการตอบสนองในระบบควบคุม บ่งบอกถึงความคลาดเคลื่อนสูงสุดที่เกิดระหว่างตัวแปรจากการอ่านค่าที่กำลังควบคุมในกระบวนการและตัวแปรที่ใช้ในการกำหนดค่าที่ต้องการควบคุม
4. ช่วงเวลาที่มีการตอบสนองเข้าสู่จุดสมดุล (Settling Time: T_s) คือเวลาที่ผลตอบสนองมีขนาดลดลงและเข้าใกล้กับค่าเป้าหมาย (Set Point) โดยวัดได้จากความคลาดเคลื่อนจากค่าสุดท้าย 2% หรือ 5%



รูปที่ 2.11 ลักษณะการตอบสนองของระบบ

2.5 การจำลองด้วยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ

2.5.1 ความหมายของการจำลองด้วยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ

วิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computational Fluid Dynamics: CFD) เป็นการใช้คอมพิวเตอร์สำหรับการวิเคราะห์ปัญหาด้านพลศาสตร์ของไหล (Fluid Dynamics) และจำลองพฤติกรรมที่เกิดขึ้น ด้วยสมการนาเวียร์-สโตกส์ (Navier–stokes equations) ซึ่งสามารถอธิบายปรากฏการณ์ในทางวิทยาศาสตร์และวิศวกรรมศาสตร์ได้อย่างกว้างขวาง

2.5.2 ระเบียบวิธี

ระเบียบวิธีสำหรับพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณมีพื้นฐานในการคำนวณดังขั้นตอนดังต่อไปนี้ [27]

1. กำหนดรูปร่างเรขาคณิตและขอบเขตทางกายภาพ โดยการออกแบบด้วยคอมพิวเตอร์ (CAD)
2. ปริมาตรของของไหลถูกแบ่งพื้นที่คำนวณออกเป็นเซลล์ที่แยกจากกันหรือโครงสร้างตาข่าย (Mesh) ตามระเบียบวิธีหรือการกำหนดที่เหมาะสม
3. กำหนดเงื่อนไขแบบจำลองทางกายภาพ เช่น สมการการเคลื่อนที่ของของไหล, การแผ่รังสี

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

และกำหนดเงื่อนไขขอบเขตการจำลอง เช่น คุณสมบัติของของไหล, อุณหภูมิ หรือความดัน โดยการจำลองด้านพลศาสตร์ของไหล มักเกี่ยวข้องกับสมการความต่อเนื่อง สมการโมเมนตัมและสมการพลังงาน

4. กำหนดเงื่อนไขขอบเขต (Boundary Condition) ซึ่งเกี่ยวข้องกับพฤติกรรมของของไหลและสมบัติ ณ ขอบเขตของปัญหาที่ทำการศึกษา ซึ่งรวมถึงการกำหนดเงื่อนไขเริ่มต้น (Initial Condition)
5. สมการควบคุมถูกแก้ไขโดยระเบียบวิธีทำซ้ำ (Iteration) ในกระบวนการนี้อาศัยความคล้ายกันของผลลัพธ์ที่เปลี่ยนแปลง ด้วยการวนซ้ำเชิงตัวเลข ซึ่งในที่สุดจะนำไปสู่สถานะคงตัว โดยการลู่เข้า (Convergence) และบรรจบกันของผลลัพธ์ถือเป็นประเด็นที่สำคัญสำหรับการวิเคราะห์
6. ทำการวิเคราะห์ผลการจำลอง

2.5.3 สมการของนาเวียร์-สโตกส์ในการไหลแบบไม่อัดตัว

ในงานวิจัยนี้มีการกำหนดการไหลด้วยความเร็วต่ำที่สัดส่วนของความเร็วดังกล่าวต่อความเร็วเสียงหรือค่าตัวเลขมัคไม่เกิน 0.3 ซึ่งก็หมายถึงเป็นของไหลที่ไม่สามารถอัดตัวได้ เนื่องจากการเปลี่ยนแปลงความหนาแน่นมีค่าน้อย ในการไหลแบบไม่อัดตัว (Incompressible flow) ประกอบด้วย สมการอนุรักษ์มวล ดังแสดงในสมการที่ 2.16 และสมการอนุรักษ์โมเมนตัมในแกน x, y และ z ดังแสดงในสมการที่ 2.17-2.19 ตามลำดับ

สมการอนุรักษ์มวล

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (2.16)$$

สมการอนุรักษ์โมเมนตัม

$$\rho \left(\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \right) = -\frac{\partial P}{\partial x} + \mu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) + \rho g_x \quad (2.17)$$

$$\rho \left(\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \right) = -\frac{\partial P}{\partial y} + \mu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) + \rho g_y \quad (2.18)$$

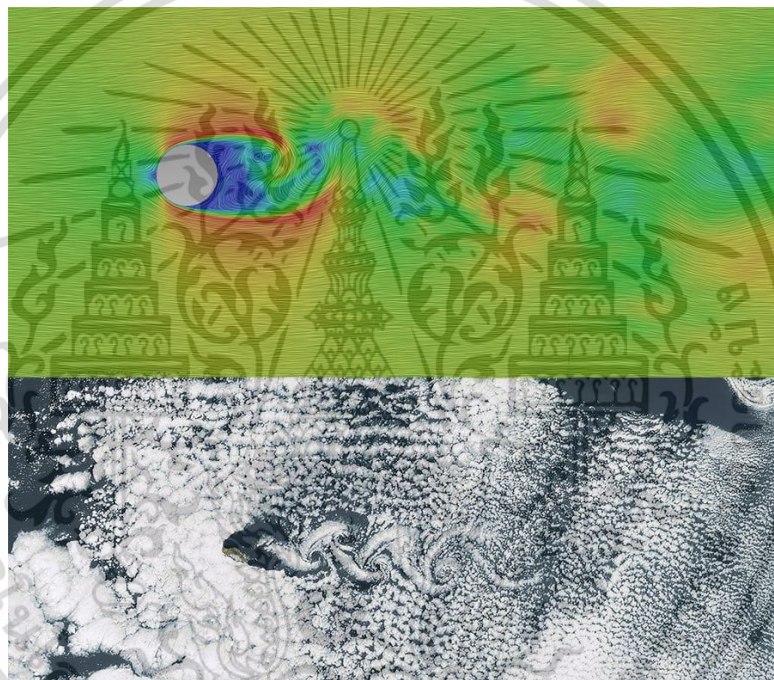
$$\rho \left(\frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} \right) = -\frac{\partial P}{\partial z} + \mu \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) + \rho g_z \quad (2.19)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เมื่อ u, v และ w แทน ความเร็วตามแนวแกน x, y และความเร็วในแนวระดับตามลำดับ, P แทน ความดันของของไหล, ρ แทน ความหนาแน่นของของไหล, μ แทน ความหนืดจลน์ และ g แทน ความเร่งเนื่องจากแรงโน้มถ่วงของโลก

2.5.4 การประยุกต์วิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ

วิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณสามารถใช้กับทุกปรากฏการณ์ที่เกี่ยวข้องกับการไหลของของไหล เช่น การจำลองสภาพอากาศ คลื่นทะเล การไหลของของไหลภายในท่อ การไหลของอากาศผ่านปีกเครื่องบิน หรือปรากฏการณ์การเคลื่อนที่ของเมฆในชั้นบรรยากาศ ดังแสดงรูปที่ 2.12



รูปที่ 2.12 ผลลัพธ์การจำลองวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณของทรงกระบอกที่วางอยู่ในของไหล (ด้านบน) และตัวอย่างเมฆในสภาพบรรยากาศซึ่งมีความคล้ายคลึงกัน (ด้านล่าง)

2.6 งานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

2.6.1 การเพิ่มความเร็วในอากาศยานไร้คนขับ

[28] Janith และ Rohan ได้ศึกษาการใช้อากาศยานไร้คนขับแบบปีกตรึงชั้นลงแนวตั้ง Quad plane hydride UAV ผลลัพธ์พบว่าการผสมอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนและปีกตรึงเข้าด้วยกันเป็นการลดข้อจำกัดในการใช้งานของอากาศยานไร้คนขับทั้งสองแบบ

[29] Michat และ Maciej นำเสนอการนำออกแบบอากาศยานไร้คนขับในรูปแบบ Tandem wing ที่พัฒนาจากอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนซึ่งมีขนาดกระหัดรัดมากกว่าอากาศยานไร้คนขับแบบปีกตรึง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์ไว้เพื่อการศึกษาเท่านั้น เมื่อผู้เผยแพร่เห็นใบแจ้งประโยชน์ในการศึกษาไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ปีกตรึง ผลการทดสอบพบว่าอากาศยานไร้คนขับมีความคล่องตัวและมีความเร็วสูงในการเดินทางไปข้างหน้าขณะที่ใช้พลังงานน้อยเทียบเท่ากับการบินรักษาระดับ

[30] Jerry และคณะ นำเสนอการออกแบบกลไกติดตั้งมอเตอร์ที่สามารถปรับเอียงทิศทางได้ในอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนแบบสี่ใบพัดเพื่อเพิ่มความเร็วในการบินและลดแรงต้านทางอากาศพลศาสตร์ ผลการทดสอบพบว่าการบินปรับเอียงมอเตอร์ไปด้านหน้ามีผลทำให้ความเร็วสูงสุดเพิ่มขึ้น 12.5% รวมถึงยังมีการใช้พลังงานที่น้อยกว่าที่ความเร็วสูง

2.6.2 การใช้แรงขับเสริมในเฮลิคอปเตอร์คอมพาวด์

[3] R. A. Ormiston นำเสนอการออกแบบส่วนประกอบของเฮลิคอปเตอร์คอมพาวด์ ต่อการเพิ่มขึ้นของศักยภาพและสมรรถนะในการใช้งาน เช่น การติดตั้งปีกเสริมเพื่อเพิ่มสมรรถนะในการบิน การออกแบบลำตัวอากาศยานเพื่อลดแรงต้านทางอากาศพลศาสตร์ รวมถึงกลไกใบพัดสร้างแรงขับเสริมปรับทิศทางได้เพื่อควบคุมแรงบิดและการเลี้ยวในขณะที่ทำการบิน

[4] R. V. V. Petrescu นำเสนอสมรรถนะของเฮลิคอปเตอร์คอมพาวด์รุ่น SB1 Defiant ที่สามารถทำความเร็วได้เกือบสองเท่าและมีระยะเวลาการทำงานที่สูงกว่าเฮลิคอปเตอร์แบบทั่วไป

[31] C. Fegely และคณะ นำเสนอการพัฒนาและวิเคราะห์ผลจากการสร้างแบบจำลอง physics-based flight dynamics models ของเฮลิคอปเตอร์แบบคอมพาวด์รุ่น Sikorsky X2 ในแบบจำลองแบบ GenHel และแบบ HeliUM ผลลัพธ์พบว่าแบบจำลองของเฮลิคอปเตอร์ทั้งสองแบบมีพารามิเตอร์ที่แตกต่างกันซึ่งสามารถถูกนำไปต่อยอดและประยุกต์ใช้ต่อไป

2.6.3 ระบบควบคุมทิศทางแรงขับ

[14] L. Sopegno และคณะ นำเสนอการศึกษาและเปรียบเทียบวิธีการควบคุมและประสิทธิภาพของตัวควบคุมแบบ LQR และ PID ในแบบจำลองระบบควบคุมทิศทางแรงขับของจรวดแบบไร้ครีบ ผลลัพธ์พบว่า การตอบสนองในตัวควบคุมแบบ LQR มีคุณลักษณะที่ดีกว่าในด้านการติดตามเส้นทางการเคลื่อนที่ ในขณะที่การตอบสนองในตัวควบคุมแบบ PID มีการจัดการสัญญาณรบกวนจากภายนอกได้ดี

[15] D. Ikaza นำเสนอการออกแบบระบบควบคุมแรงขับในอากาศยานขับไล่สมัยใหม่ซึ่งมีการใช้ตัวกระตุ้นที่น้อยลงและมุมการทำงานที่กว้างขึ้น และเปรียบเทียบผลของการใช้ระบบควบคุมแรงขับในการช่วยลดระยะขึ้นบินของอากาศยาน รวมถึงการป้องกันภาวะร่วงหล่นที่การบินในมุมปะทะสูง

[16] H. Kikkawa และ K. Uchiyama นำเสนอการนำระบบควบคุมแรงขับแบบ 3 มิติ มาประยุกต์ใช้ในอากาศยานไร้คนขับแบบปีกตรึงโดยทำการสร้างแบบจำลองและการทดสอบ ผลลัพธ์พบว่าอากาศยานไร้คนขับสามารถควบคุมทิศทางและเส้นทางในการบินได้โดยปราศจากการใช้พื้นผิวควบคุม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

2.6.4 ระบบควบคุมแบบ พีไอดี

[22] R. P. Borase และคณะ นำเสนอการศึกษาการปรับอัตราขยายพีไอดีแบบดั้งเดิม (Classical Tuning) และการปรับอัตราขยายแบบอัตโนมัติ (Automatic Tuning) ในระบบหุ่นยนต์, ระบบขับเคลื่อนอัตโนมัติด้วยไฟฟ้า, อุปกรณ์ด้านชีวการแพทย์ และระบบเครื่องจักรกล โดยได้ผลสรุปว่าการปรับอัตราขยายแบบอัตโนมัติถูกนำมาใช้มากยิ่งขึ้นโดยเฉพาะการนำมาประยุกต์ใช้กับสิ่งอำนวยความสะดวกซึ่งได้รับความสนใจจากผู้ใช้ในด้านอุตสาหกรรม

[23] R. Jaiswal และ O. Prakash นำเสนอการเปรียบเทียบการปรับอัตราขยายพีไอดีแบบดั้งเดิม (Classical Tuning) และการปรับอัตราขยายแบบอัตโนมัติ (Automatic Tuning) ในการควบคุมมุม Pitch ในระบบควบคุมการบินอัตโนมัติในอากาศยานฝึกหุ่น Hansa-III ผลการสร้างแบบจำลองพบว่า ในการปรับอัตราขยายแบบดั้งเดิม วิธี Modified ZN ให้ผลลัพธ์ที่เหมาะสมกับระบบมากที่สุด ในขณะที่วิธี LQR ให้ผลลัพธ์ที่ดีที่สุดในการปรับอัตราขยายแบบอัตโนมัติ

[24] S. N. Deepa และ G. Sudha นำเสนอการใช้ตัวควบคุมแบบ พีไอดี ในการปรับปรุงเสถียรภาพและประสิทธิภาพของระบบควบคุมมุม Pitch ในอากาศยาน จากการสร้างแบบจำลองทางคณิตศาสตร์พบว่าการกำหนดอัตราขยายวิธี Modified Ziegler–Nichols ทำให้ระบบมีช่วงเวลาได้ขึ้นและค่าสูงสุดของการตอบสนองที่ต่ำ อีกทั้งระบบยังมีเสถียรภาพมากกว่าเมื่อเปรียบเทียบกับ การกำหนดอัตราขยายด้วยวิธี Tyreus–Luyben และ Aström–Hägglund

2.6.5 การวิเคราะห์ทางอากาศพลศาสตร์ด้วยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ

[32] M. Prieto และคณะเสนอการเพิ่มประสิทธิภาพให้กับอากาศยานไร้คนขับแบบปีกตรึงขึ้นลงแนวตั้ง โดยการติดตั้ง Raked wingtip และ Blended winglet ผลการจำลองด้วยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณพบว่า การติดตั้ง Raked wingtip สามารถลดแรงต้านทางอากาศพลศาสตร์ได้ 6.3% ในขณะที่ Blended winglet ลดแรงต้านทางอากาศพลศาสตร์ได้ 4.6% เมื่อเปรียบเทียบกับปีกแบบดั้งเดิม

[33] J. Abinesh และ J. Arunkumar นำเสนอการวิเคราะห์แรงต้านทางอากาศพลศาสตร์ของรถโดยสารประจำทางในประเทศอินเดีย โดยการย้ายตำแหน่งติดตั้งระบบปรับอากาศซึ่งเป็นการเปลี่ยนแปลงรูปลักษณ์ภายนอก ผลการจำลองด้วยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณพบว่าการย้ายตำแหน่งติดตั้งระบบปรับอากาศนี้สามารถลดสัมประสิทธิ์แรงต้านทางอากาศพลศาสตร์ได้ประมาณ 10 %

[34] I. Yuthayanonand และคณะ นำเสนอการวิเคราะห์หาค่าคุณลักษณะของอากาศยานไร้คนขับปีกตรึงขนาดเล็กหุ่น TEagle Eyes X-II ด้วยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ ทำให้ทราบถึงสมรรถนะของอากาศยานไร้คนขับที่เงื่อนไขการบินที่หลากหลาย และสามารถยืนยันขีดความสามารถในการปฏิบัติการกิจของอากาศยานไร้คนขับ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 3

วิธีดำเนินการวิจัย

3.1 เครื่องมือที่ใช้ในการวิจัย

3.1.1 ฮาร์ดแวร์

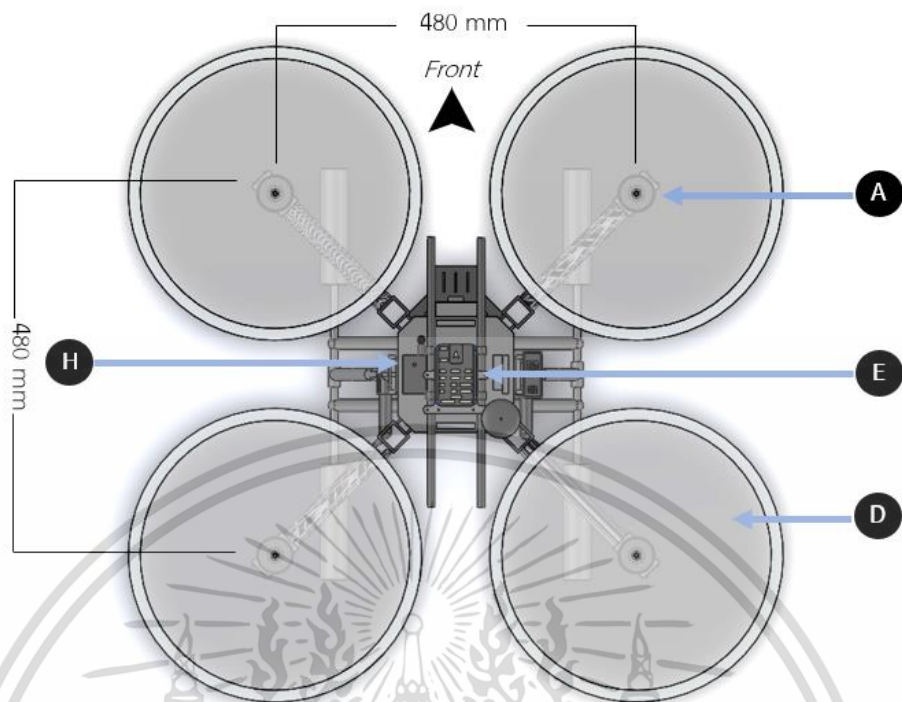
3.1.1.1 อากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด

ผู้วิจัยได้เลือกใช้โครงสร้างของอากาศยานไร้คนขับ โดยเป็นอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดที่ได้รับการปรับแต่งเพิ่มความแข็งแรงของโครงสร้างหลัก ขาลงจอด และติดตั้งจุดยึดสำหรับติดตั้งอุปกรณ์เสริม โดยมีโครงสร้างหลักผลิตจากคาร์บอนไฟเบอร์แบบ 3K Twill Weave ความหนา 3 มิลลิเมตร จุดต่อและจุดยึดอุปกรณ์เสริมผลิตจากอะลูมิเนียม อ่างอิงโครงสร้างอากาศยานแบบ “Quadrotor X” ขนาดเส้นทแยงมุม 680 มิลลิเมตร มีน้ำหนัก 800 กรัม เมื่อติดตั้งอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ดังแสดงในตารางที่ 3.1 แล้วอากาศยานไร้คนขับจะมีน้ำหนัก 4015 กรัม และมีลักษณะดังแสดงในรูปที่ 3.1 และรูปที่ 3.2

ตารางที่ 3.1 อุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ในอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด

อุปกรณ์	ขนาด	หน่วย	จำนวน	สัญลักษณ์
มอเตอร์ไฟฟ้า Multicopter Brushless Motors	340	KV	4	A
แบตเตอรี่สำหรับอากาศยานไร้คนขับ แบบ Lithium Polymer	5,100	mAh	1	B
	22.2	Volt		
วงจรควบคุมความเร็วอิเล็กทรอนิกส์ แบบ Optical isolators	50	Ampere	4	C
ใบพัด Carbon Fiber Reinforced Nylon	15	Inch	4	D
ชุดควบคุมการบินอัตโนมัติ Pixhawk 4			1	E
อุปกรณ์รับสัญญาณจีพีเอส M8N			1	F
อุปกรณ์สื่อสารไร้สาย Telemetry	433	MHz	1	G
อุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุ Radio Receiver	900	MHz	1	H
แบตเตอรี่สำหรับอุปกรณ์ควบคุมขนาดเล็ก Microcontroller	10,000	mAh	1	I
	9	Volt		

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 3.1 ภาพด้านบนของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด โดยการเขียนแบบ 3 มิติ



รูปที่ 3.2 ภาพด้านหน้าของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด โดยการเขียนแบบ 3 มิติ

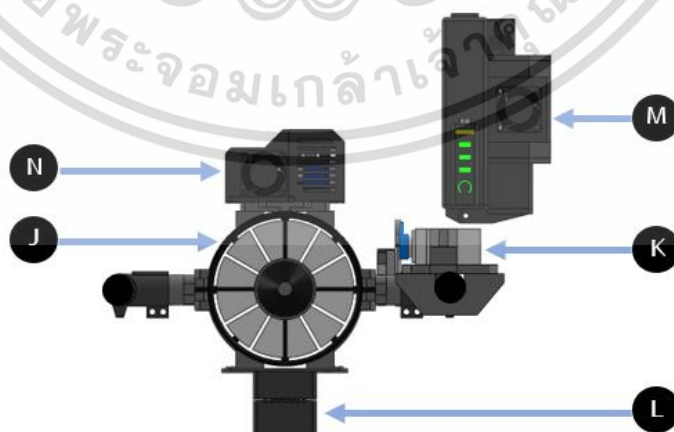
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.1.1.2 ระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม

ระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมถูกติดตั้งใต้โครงสร้างอากาศยานไร้คนขับ ณ บริเวณใกล้เคียงจุดศูนย์กลางมวล เพื่อลดผลกระทบจากแรงบิดที่เกิดขึ้นในขณะทำงาน ผู้วิจัยได้เลือกใช้ Electric Ducted Fan เป็นส่วนให้แรงขับเสริมเนื่องจากมีขนาดกระทัดรัดและให้แรงขับสูง ติดตั้งเซอร์โวมอเตอร์กับก้านต่อเข้ากับจุดหมุนเพื่อสามารถปรับทิศทางแรงขับได้ในรูปแบบการทำงานของ Gimbaled Thrust Vectoring ดังแสดงในรูปที่ 3.3 มีอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ดังแสดงในตารางที่ 3.2 โดยมีน้ำหนัก 750 กรัม และมีน้ำหนักรวม 4,765 กรัม เมื่อรวมกับน้ำหนักของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด

ตารางที่ 3.2 อุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์ในระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม

อุปกรณ์	ขนาด	หน่วย	จำนวน	สัญลักษณ์
Electric Ducted Fan				J
มอเตอร์ไฟฟ้า Brushless Inrunner	2000	KV	1	
ใบพัด Glass Fiber Nylon	80	mm	12 blade	
เซอร์โวมอเตอร์ Brushless high voltage	50	Kg.cm	1	K
วงจรควบคุมความเร็วอิเล็กทรอนิกส์	100	Ampere	1	L
บอร์ดควบคุมขนาดเล็ก Arduino Mega และโมดูลวัดความลาดเอียง			1	M
บอร์ดควบคุมขนาดเล็ก Arduino Nano และโมดูลวัดความลาดเอียง			1	N

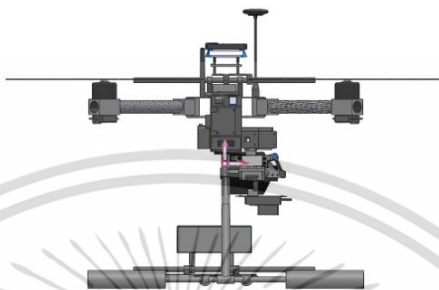


รูปที่ 3.3 ภาพด้านหน้าของระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม โดยการเขียนแบบ 3 มิติ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.1.1.3 การติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม

ระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม ถูกติดตั้ง ณ บริเวณใกล้เคียงตำแหน่งจุดศูนย์กลางมวล ซึ่งเป็นจุดศูนย์กลางการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด ดังแสดงในรูปที่ 3.4 และรูปที่ 3.5



รูปที่ 3.4 ตำแหน่งจุดศูนย์กลางมวลจากมุมมองด้านข้างของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดเมื่อติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม



รูปที่ 3.5 ตำแหน่งจุดศูนย์กลางมวลจากมุมมองด้านหน้าของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดเมื่อติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม

ตารางที่ 3.3 ตำแหน่งจุดศูนย์กลางมวลของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด เมื่อติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม

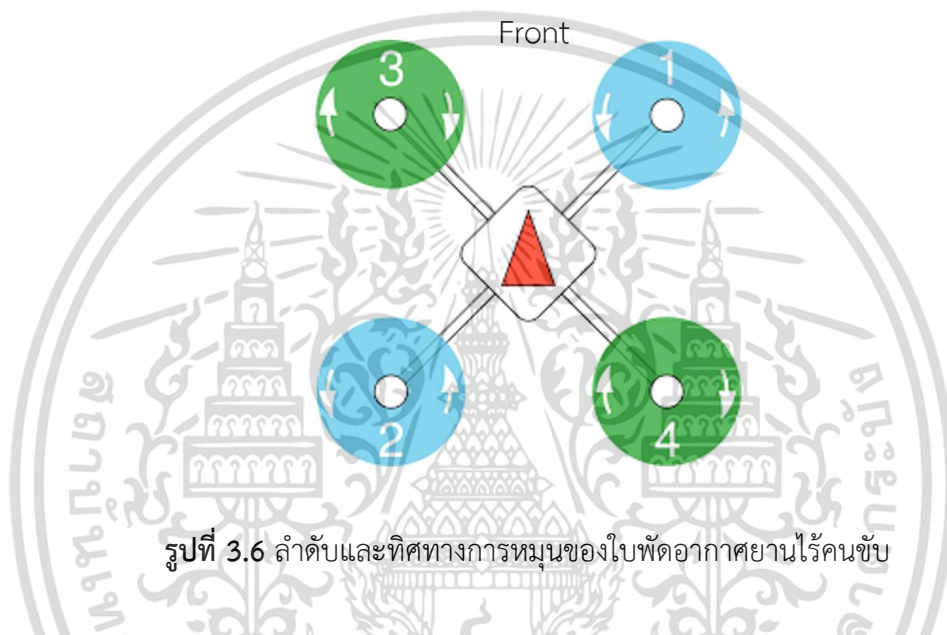
ตัวแปร	ปริมาณ	หน่วย
Mass	4,765	gram
Center of mass		
X	286.53	mm
Y	280.72	mm
Z	254.32	mm

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.1.2 ซอฟต์แวร์

3.1.2.1 Qgroundcontrol

ผู้วิจัยได้ใช้โปรแกรมควบคุมการบินอัตโนมัติ Qgroundcontrol ในการตั้งค่า ควบคุม และการสังเกตท่าทางในการบิน โดยเลือกใช้การอ้างอิงโครงสร้างอากาศยานไร้คนขับแบบสี่ใบพัดทั่วไป (Generic Quadcopter) มีลำดับและทิศทางการหมุนของใบพัด ดังแสดงในรูปที่ 3.6 และตั้งค่าตัวแปรให้กับอากาศยานไร้คนขับ ดังแสดงในตารางที่ 3.4



ตารางที่ 3.4 ตัวแปรในการตั้งค่าชุดควบคุมการบินสำหรับอากาศยานไร้คนขับ

ตัวแปร	ค่า	หน่วย
Flight mode	Stabilized, Position Hold	
Maximum tilt angle	20	Degree
Maximum rotation	20	Degree/s
Maximum Ascent speed	2.5	m/s
Maximum Descent speed	1	m/s

3.1.2.2 PX4 Flight Review และ PlotJuggler

สำหรับการตรวจสอบมูลบันทึกการบิน (Flight Log) 3.1.2 ซอฟต์แวร์ PX4 Flight Review และ PlotJuggler สามารถใช้ในการวิเคราะห์สภาพของอากาศยานไร้คนขับได้เป็นอย่างดีในรูปแบบของกราฟ เช่น Actuator Controls & Actuator Outputs, Vibration, GPS และ IMU Data

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.1.2.3 Arduino IDE

ผู้วิจัยได้ใช้โปรแกรม Arduino Integrated Development Environment ในการเขียนโปรแกรมควบคุมภาษาซี เพื่อใช้ในการตั้งค่าให้กับบอร์ดควบคุมขนาดเล็ก Arduino ในการควบคุมอุปกรณ์และบันทึกค่าตัวแปร โดยใช้ส่วนเสริมไลบรารี (Libraries) หรือชุดโค้ดโปรแกรมสำหรับการใช้งานอุปกรณ์และเซ็นเซอร์ต่างๆ โดยผู้วิจัยได้เลือกใช้ไลบรารีดังแสดงในตารางที่ 3.5

ตารางที่ 3.5 รายชื่อไลบรารีในโปรแกรม Arduino IDE ที่ใช้ในงานวิจัย

ไลบรารี	เวอร์ชัน	การใช้งาน
Adafruit GFX	1.11.5	ไลบรารีสำหรับจอแสดงผลขนาดเล็ก OLED
MPU 6050	1.0.0	ไลบรารีสำหรับโมดูลวัดความเร่ง
SD	1.2.4	ไลบรารีสำหรับโมดูล SD card
Servo	1.2.0	ไลบรารีสำหรับการควบคุมเซอร์โวมอเตอร์

3.1.2.4 Solidworks

ผู้วิจัยได้ใช้โปรแกรม Solidworks สำหรับการออกแบบสามมิติอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดและระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม รวมถึงการสร้างแบบจำลองการหาแรงต้านทางอากาศด้วยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ

3.2 หลักการทำงาน

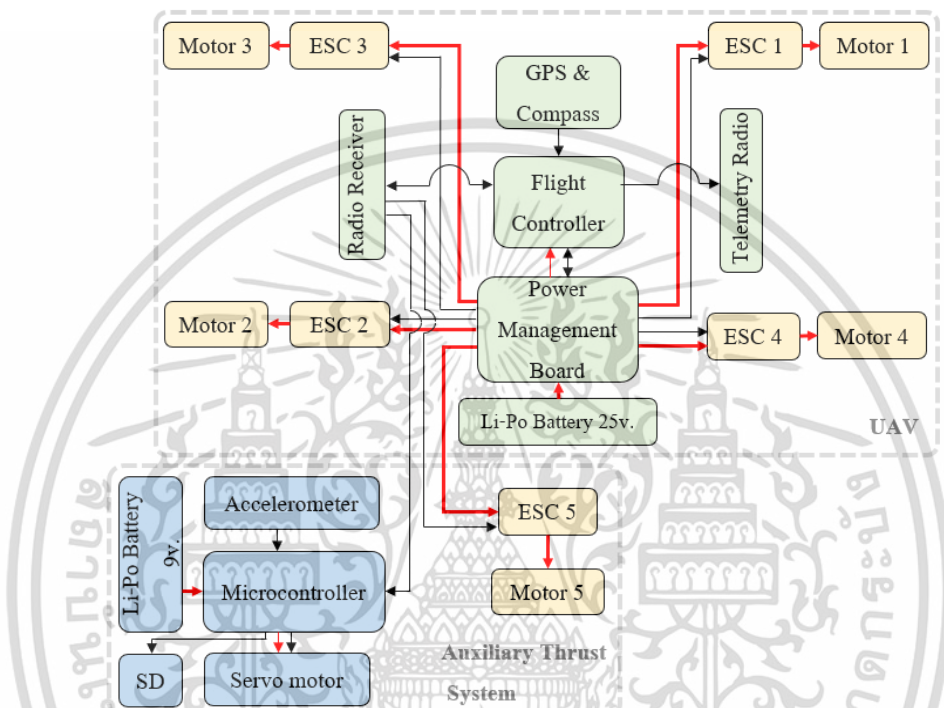
อากาศยานไร้คนขับแบบสี่ใบพัด ประกอบด้วยอุปกรณ์พื้นฐานได้แก่ อุปกรณ์ตรวจจับอัตราเชิงมุม ไจโรสโคป อุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุ อุปกรณ์รับสัญญาณจีพีเอส อุปกรณ์สื่อสารไร้สาย ตลอดจนจันเบตเตอร์ที่ใช้เป็นแหล่งพลังงาน ซึ่งค่าตัวแปรจากอุปกรณ์ทั้งหมดนี้จะถูกประมวลผลผ่านชุดควบคุมการบินอัตโนมัติ ก่อนที่จะถูกส่งต่อสัญญาณในรูปแบบค่าการปรับความกว้างพัลส์ (Pulse Width Modulation: PWM) ไปยังวงจรควบคุมความเร็วอิเล็กทรอนิกส์ เพื่อให้คำสั่งมอเตอร์ไฟฟ้าที่ 1 ถึง 4 ในการสร้างแรงยกและการเคลื่อนที่

ในการควบคุมทิศทางแรงขับเสริม ใช้การรับค่าสัญญาณการปรับความกว้างพัลส์ (PWM) จากอุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุ (Radio Receiver) ได้แก่สัญญาณ PWM Throttle เพื่อนำมาคำนวณควบคุมกับมุมการเคลื่อนที่ของอากาศยานจากโมดูลวัดความลาดเอียงวัดถุ (Accelerometer) โดยบอร์ดควบคุมขนาดเล็ก และปรับทิศทางของแรงขับเสริมด้วยเซอร์โวมอเตอร์ ในการปรับปริมาณของแรงขับถูกกำหนดโดยผู้วิจัยโดยตรง โดยการส่งค่าสัญญาณควบคุมจากอุปกรณ์ส่งสัญญาณวิทยุซึ่ง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

แสดงค่าการปรับความกว้างพัลส์ (แสดงในหัวข้อที่ 3.4) โดยมีมอเตอร์ไฟฟ้าที่ 5 เป็นอุปกรณ์สร้างแรงขับเสริม

นอกเหนือจากการประมวลผลและสั่งการทำงานของเซอร์โวมอเตอร์ บอร์ดควบคุมขนาดเล็กยังทำหน้าที่บันทึกค่าตัวแปร ได้แก่ มุมการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับและทิศทางของแรงขับเสริม (θ_{EDF}) โดยภาพรวมการทำงานของอุปกรณ์จะแสดงในรูปที่ 3.7



รูปที่ 3.7 การเชื่อมต่ออากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดและระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม

3.3 การควบคุมทิศทางแรงขับเสริม

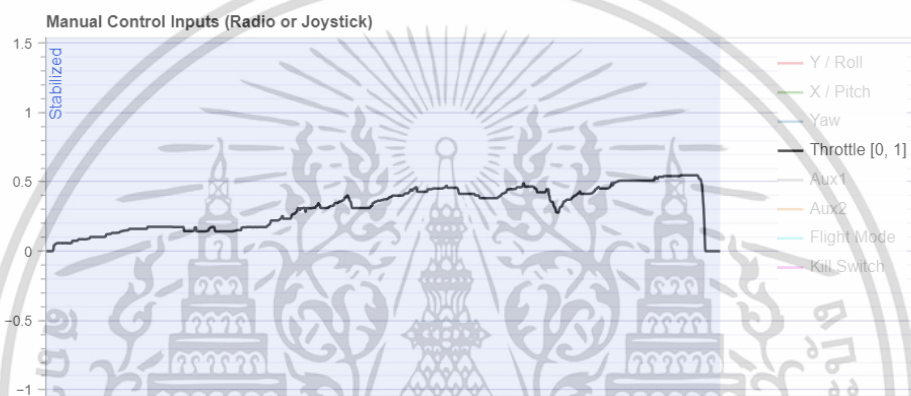
สำหรับอากาศยานประเภทปีกหมุนแบบสี่ใบพัด จุดศูนย์กลางการเคลื่อนที่จะอยู่ ณ จุดศูนย์กลางมวลของอากาศยาน ผู้วิจัยได้ออกแบบและติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมให้อยู่บริเวณใกล้เคียงจุดศูนย์กลางมวลของอากาศยานและสามารถปรับทิศทางให้สอดคล้องกับทิศทางเคลื่อนที่ของอากาศยาน ในการควบคุมทิศทางของแรงขับเสริม (θ_{EDF}) ต้องอาศัยตัวแปรจากสามส่วน ได้แก่ ผลรวมของแรงในทิศทางตั้งฉากลำตัวอากาศยาน ($\sum_{i=1}^4 F_i$) และ เวกเตอร์การเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับ (θ_R) ในหัวข้อที่ 3.3.1 มุมการเคลื่อนที่ของกลไกควบคุมแรงขับเสริมในหัวข้อที่ 3.3.2 และการควบคุมกลไกระบบควบคุมทิศทางแรงขับ ในหัวข้อที่ 3.3.3

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.3.1 ผลรวมของแรงในทิศทางตั้งฉากลำตัวอากาศยานไร้คนขับ

ผลรวมของแรงในทิศทางตั้งฉากลำตัว คือผลรวมของแรงที่เกิดจากมอเตอร์ไฟฟ้าทั้ง 4 ของอากาศยานไร้คนขับ มีทิศทางตั้งฉากกับลำตัวอากาศยานไร้คนขับเสมอ จากการทดสอบการบินรักษาตำแหน่งที่ความสูงคงที่ (Hovering) ในโหมดการบิน Stabilized ซึ่งทำให้ทราบผลรวมของแรงในทิศทางตั้งฉากลำตัวจะมีค่าเท่ากับน้ำหนักของอากาศยานไร้คนขับ ดังแสดงในสมการที่ (3.1) และได้ผลลัพธ์ดังแสดงในรูปที่ 3.8–3.9

$$F_T^b = \sum_{i=1}^4 F_i = mg \quad (3.1)$$



รูปที่ 3.8 ตำแหน่งของแท่งควบคุมในช่องสัญญาณ Throttle มีช่วงการทำงานระหว่าง 0 ถึง 100%



รูปที่ 3.9 ผลรวมของแรงในทิศทางตั้งฉากลำตัวอากาศยาน F_T^b

การทดสอบการบินรักษาตำแหน่งที่ความสูงคงที่ มีค่าการปรับความกว้างพัลส์เท่ากับ 1500 รวมถึงเก็บข้อมูลโดยใช้วิธีทดสอบแรงขับแบบสถิต (Static thrust testing) [35] และเปรียบเทียบกับเอกสารข้อมูลการทดสอบจากผู้ผลิต จึงได้ความสัมพันธ์ระหว่างผลรวมของแรงในทิศทางตั้งฉากลำตัวอากาศยานไร้คนขับกับการปรับความกว้างพัลสดังตารางที่ 3.6 เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 3.6 ความสัมพันธ์ของการปรับความกว้างพัลส์และแรงขับมอเตอร์ไฟฟ้า

PWM Throttle	Current (A)	$F_i (N)$	$F_T^b (N)$
2000	13.38	21.43	85.73
1900	11.62	19.48	77.94
1800	9.965	17.53	70.14
1700	8.398	15.57	62.34
1600	6.947	13.63	54.54
1500	5.589	11.68	46.74
1400	4.331	9.73	38.94
1300	3.174	7.78	31.14
1200	2.116	5.83	23.34
1100	1.160	3.88	15.54
1000	0.307	1.94	7.74

จากตารางที่ 3.5 สามารถสร้างเป็นความสัมพันธ์ระหว่างการปรับความกว้างพัลส์และแรงขับมอเตอร์ไฟฟ้าด้วยสมการเส้นตรง ดังแสดงในสมการที่ (3.2)

$$F_T^b = 0.078PWM_{Throttle} - 70.2396 \quad (3.2)$$

ความสัมพันธ์ระหว่างกระแสไฟฟ้าและแรงขับมอเตอร์ไฟฟ้าในรูปแบบสมการกำลังสอง แสดงในสมการที่ (3.3)

$$Current_{UAV} = 0.0132F_i^2 + 0.3625F_i - 0.4452 \quad (3.3)$$

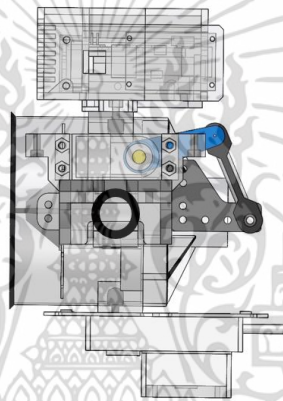
เวกเตอร์การเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับ แสดงในสมการที่ (3.4)

$$\theta_R = \tan^{-1} \left(\frac{\sum_{i=1}^4 F_i \times \cos\theta - mg}{\sum_{i=1}^4 F_i \times \sin\theta} \right) \quad (3.4)$$

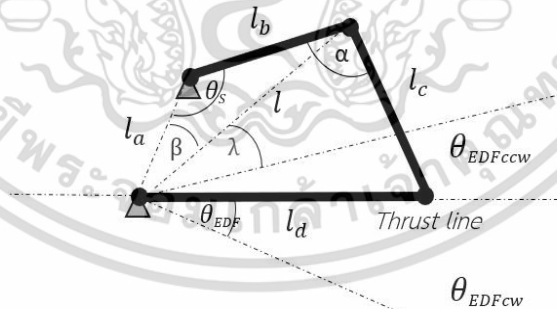
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.3.2 มุมการเคลื่อนที่ของกลไกระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม

กลไกการควบคุมทิศทางแรงขับเสริม เป็นรูปแบบการทำงานของ Gimbaled Thrust Vectoring แบบ 2 มิติ โดยใช้เซอร์โวมอเตอร์เป็นต้นกำลัง ส่งกำลังไปยังก้านต่ออื่นๆที่เชื่อมต่อกัน ผู้วิจัยได้ใช้กลไกสี่ก้านต่อโยง (4 bar linkage) เนื่องจากสามารถปรับแก้อัตราส่วนของมุมภายในได้อย่างละเอียด โดยก้านต่อ l_b คือแขนของเซอร์โวมอเตอร์ ก้านต่อ l_c คือก้านต่อโยง (Coupler link) สามารถตั้งค่าความยาวได้ ก้านต่อ l_d ติดตั้งยึดกับ Gimbal Bearing ณ จุดหมุนซึ่งเป็นจุดศูนย์กลางมวลของอากาศยานไร้คนขับ ก้านต่อ l_a จึงเปรียบเสมือนทิศทางของแรงขับเสริม กลไกการควบคุมทิศทางแรงขับเสริมมีช่วงการทำงาน 63 องศา แบ่งเป็นมุม 23 องศาทิศทางทวนเข็มนาฬิกาจากจุดสมดุล และ 40 องศาทิศทางตามเข็มนาฬิกาจากจุดสมดุลดังแสดงในรูปที่ 3.10 และ รูปที่ 3.11



รูปที่ 3.10 กลไกระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมในรูปแบบของ โดยการเขียนแบบ 3 มิติ



รูปที่ 3.11 กลไกระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมในรูปแบบกลไกสี่ก้านต่อโยง (4 bar linkage)

จากรูป 3.11 ความสัมพันธ์ของมุมภายในกลไกระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม ซึ่งเปลี่ยนแปลงตามการทำงานของเซอร์โวมอเตอร์ θ_s โดยมีความสัมพันธ์ดังแสดงในสมการที่ (3.5)–(3.8)

$$l = \sqrt{l_b^2 - l_a^2 - 2l_b l_a \cos \theta_s} \quad (3.5)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาค้นคว้าเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

$$\beta = \sin^{-1} \left\{ \frac{l_b}{l} \sin \theta_s \right\} \quad (3.6)$$

$$\alpha = \cos^{-1} \left\{ \frac{l^2 + l_c^2 - l_d^2}{2ll_c} \right\} \quad (3.7)$$

$$\lambda = \sin^{-1} \left\{ \frac{l_c}{l_d} \sin \alpha \right\} \quad (3.8)$$

ทิศทางของแรงขับเสริม θ_{EDF} สามารถคำนวณจากความสัมพันธ์ในสมการที่ (3.9)

$$\theta_{EDF} = \pi - \beta - \lambda \quad (3.9)$$

จากรูปที่ 3.11 และสมการที่ (3.9) จะเห็นได้ว่า ทิศทางของแรงขับเสริมสามารถทำการตั้งค่าและปรับแก้ได้อย่างละเอียดได้จากการตั้งค่ามุมของเซอร์โวมอเตอร์และปรับความยาวของแต่ละก้านต่อในกลไกสี่ก้านต่อโยง ผู้วิจัยจึงได้กำหนดความยาวก้านต่อของกลไกควบคุมทิศทางแรงขับเสริมควบคู่กับการตั้งค่าเซอร์โวมอเตอร์และวัดช่วงการทำงานของกลไก เพื่อให้สอดคล้องกับลักษณะการใช้งานจริง โดยมีผลลัพธ์แสดงในตารางที่ 3.7 และ 3.8 ตามลำดับ

ตารางที่ 3.7 ความยาวก้านต่อของกลไกควบคุมทิศทางแรงขับเสริม

ก้านต่อ	ความยาว	หน่วย
ก้านต่อ l_a	26	mm
ก้านต่อ l_b	35	mm
ก้านต่อ l_c	70	mm
ก้านต่อ l_d	60	mm

ตารางที่ 3.8 ช่วงการทำงานของกลไกควบคุมทิศทางแรงขับเสริม

θ_{EDF}	ช่วงการทำงาน	หน่วย
θ_{EDFccw}	-23 ถึง 0	degree
θ_{EDFcw}	0 ถึง 40	degree

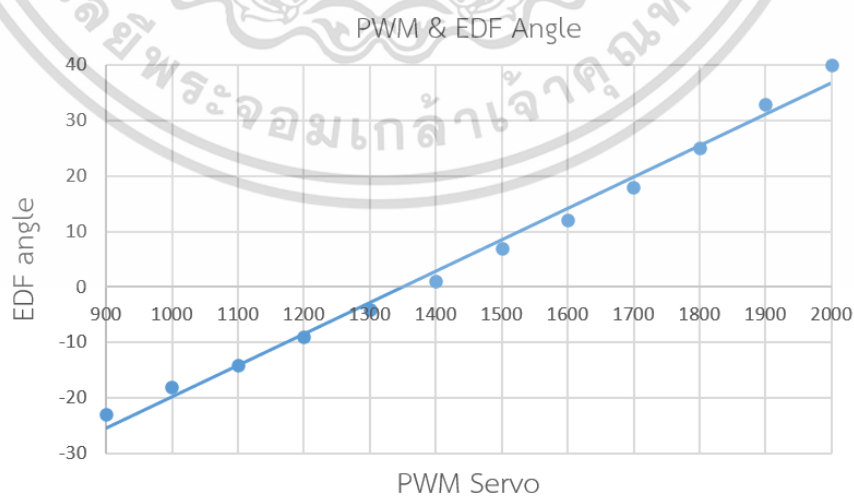
จากการตั้งค่าช่วงการทำงานของกลไกควบคุมทิศทางแรงขับเสริมในตารางที่ 3.6 และ 3.8 เมื่อทำการระบุค่าการปรับความกว้างพัลส์แก่เซอร์โวมอเตอร์ จะได้ความสัมพันธ์ระหว่างค่าการปรับความกว้างพัลส์ (PWM servo) กับมุมการเคลื่อนที่ของกลไกควบคุมทิศทางแรงขับเสริม (θ_{EDF}) และทิศทางการหมุน ดังแสดงในตารางที่ 3.9

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 3.9 แสดงความสัมพันธ์ระหว่างค่าการปรับความกว้างพัลส์ (PWM servo) กับมุมการเคลื่อนที่ของกลไกควบคุมทิศทางแรงขับเคลื่อน (θ_{EDF})

PWM servo	θ_{EDF}	Direction
900	-23	CCW
1000	-18	CCW
1100	-14	CCW
1200	-9	CCW
1300	-4	CCW
1400	1	CW
1500	7	CW
1600	12	CW
1700	18	CW
1800	25	CW
1900	33	CW
2000	40	CW

ความสัมพันธ์ระหว่างค่าการปรับความกว้างพัลส์ของเซอร์โวมอเตอร์ (PWM Servo) กับมุมการเคลื่อนที่ของกลไกระบบควบคุมทิศทางแรงขับเคลื่อน θ_{EDF} สามารถแสดงในรูปแบบแผนภาพดังแสดงในรูปที่ 3.12



รูปที่ 3.12 แผนภาพความสัมพันธ์ระหว่างค่าการปรับความกว้างพัลส์ และมุมการ

เคลื่อนที่ของกลไกควบคุมทิศทางแรงขับเคลื่อน

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากรูปที่ 3.12 สามารถสร้างเป็นความสัมพันธ์ด้วยสมการเส้นตรงดังสมการที่ (3.10)

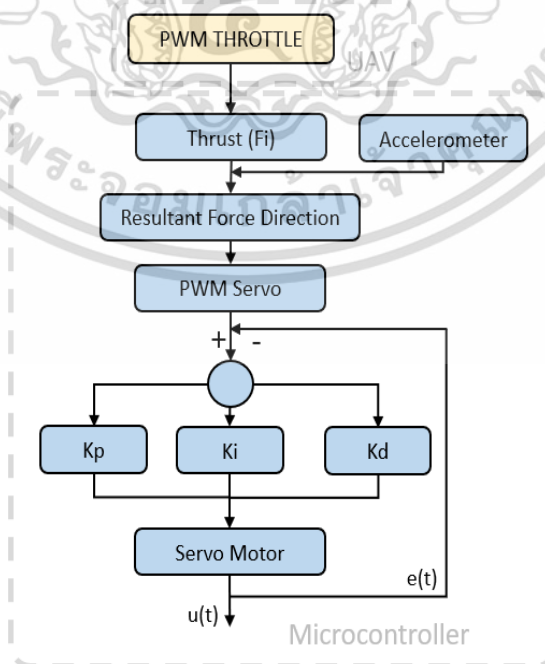
$$\theta_{EDF} = 0.05643 \times PWM_{Servo} - 76.162 \quad (3.10)$$

3.3.3 การควบคุมกลไกระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม

เมื่ออากาศยานไร้คนขับได้รับคำสั่งสัญญาณควบคุมจากผู้วิจัยและมอเตอร์ไฟฟ้าทำงาน สัญญาณค่าการปรับความกว้างพัลส์ จากอุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุจะถูกอ่านค่าโดยบอร์ดควบคุมขนาดเล็ก Arduino เพื่อแปลงค่าเป็นแรงในทิศทางตั้งฉากลำตัวอากาศยานไร้คนขับ (F_i) และคำนวณควบคู่กับมุมการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าของอากาศยานไร้คนขับ (Pitch) ซึ่งอ่านค่าโดยโมดูลวัดความลาดเอียงวัดถุ (Accelerometer) เพื่อคำนวณทิศทางเคลื่อนที่ของอากาศยาน (θ_R)

กลไกระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมทำงานสอดคล้องตามทิศทางเคลื่อนที่ของอากาศยานตามที่ถูกคำนวณไว้ก่อนหน้านี้ โดยทำการควบคุมค่าการปรับความกว้างพัลส์ของเซอร์โวมอเตอร์ (θ_s) ด้วยบอร์ดควบคุมขนาดเล็ก Arduino และมีการเขียนโปรแกรมการควบคุม PID โดยกำหนดให้มุมการเคลื่อนที่ของกลไกควบคุมทิศทางแรงขับเสริม (θ_{EDF}) อยู่ในช่วง -20 ถึง 40 องศา และทำงานสอดคล้องกับทิศทางแรงลัพธ์ของอากาศยานไร้คนขับ ดังแสดงในสมการที่ (3.11) และมีลำดับการทำงานดังแสดงในรูปที่ 3.13

$$\theta_{EDF} = \theta_R \quad (3.11)$$

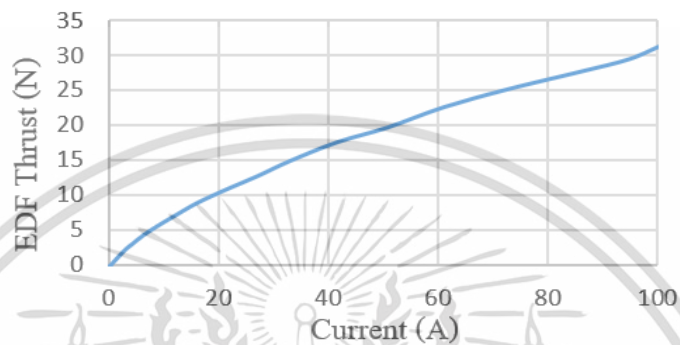


รูปที่ 3.13 แผนภาพลำดับการทำงานของระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนลิขสิทธิ์เพื่อการวิจัยในเพื่อการศึกษาเท่านั้น เมื่อผู้ใดเห็นประโยชน์ในการนำเอกสารนี้ไปใช้ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.3.4 การควบคุมปริมาณแรงขับในระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม

การปรับปริมาณแรงขับเสริมจาก Electric Ducted Fan (EDF Thrust: F_{EDF}) ถูกกำหนดจากผู้วิจัยโดยการปรับสัญญาณค่าการปรับความกว้างพัลส์ผ่านอุปกรณ์ส่งสัญญาณวิทยุ จากการทดสอบด้วยวิธีทดสอบแรงขับแบบสถิตทำให้ทราบความสัมพันธ์ระหว่างปริมาณแรงขับเสริมกับกระแสไฟฟ้าที่ใช้ ดังแสดงในรูปที่ 3.14

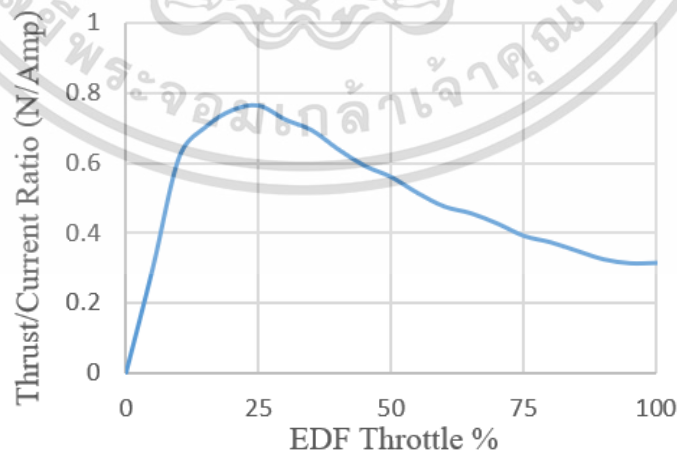


รูปที่ 3.14 แผนภาพความสัมพันธ์ระหว่างแรงขับเสริมกับกระแสไฟฟ้า

โดยความสัมพันธ์ระหว่างปริมาณแรงขับเสริม (F_{EDF}) กับปริมาณคั่นเร่ง สามารถสร้างเป็นความสัมพันธ์ด้วยสมการกำลังสาม ดังแสดงในสมการที่ (3.12)

$$F_{EDF} = -0.000000018PWM^3 + 0.0001091PWM^2 - 0.16964PWM + 78.8413 \quad (3.12)$$

และอัตราส่วนแรงขับเสริมต่อการใช้กระแสไฟฟ้ากับปริมาณคั่นเร่ง ดังแสดงในรูปที่ 3.15



รูปที่ 3.15 แผนภาพความสัมพันธ์ระหว่างอัตราส่วนแรงขับเสริมต่อการใช้กระแสไฟฟ้ากับปริมาณคั่นเร่ง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

3.3.5 การตั้งค่าระบบควบคุม PID

ในระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมมีเซอร์โวมอเตอร์เป็นต้นกำลังการควบคุมกลไก ผู้วิจัยเลือกใช้เซอร์โวมอเตอร์แบบแรงบิดสูงพิเศษ (Ultra High Torque) ที่มีความเร็วการหมุนสูงสุด 60 องศาในเวลา 0.13 วินาที และสร้างแรงบิดสูงสุดที่ 50 kg.cm การเคลื่อนที่ที่รุนแรงของกลไกอาจส่งผลให้เกิดการสั่นอย่างรุนแรงและต่อเนื่องส่งผลกระทบต่อเสถียรภาพของระบบ อีกทั้งยังอาจเป็นอันตรายต่อการบินทดสอบอากาศยานไร้คนขับได้ ในขณะเดียวกันกลไกอุปกรณ์ควบคุมแรงขับเสริมต้องสามารถปรับทิศทางให้สอดคล้องกับอากาศยานไร้คนขับที่อาจมีการเปลี่ยนแปลงโดยใช้เวลาที่น้อยที่สุด ดังนั้นการเคลื่อนที่ของกลไกระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมจึงจำเป็นต้องมีความราบเรียบและรวดเร็วในเวลาเดียวกัน

ในการกำหนดอัตราขยาย (K_p, K_i, K_d) ของระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม ผู้วิจัยได้เลือกใช้วิธีการในการกำหนดอัตราขยายห้าวิธี ได้แก่ Ziegler-Nichols Method, Modified Ziegler-Nichols Method, Tyreus-Luyben Method, Aström-Hägglund Method และ Trial & Error Method ซึ่งในวิธีแรกการกำหนดอัตราขยายจากการวัด ค่าสูงสุดของอัตราขยายและคาบการสั่น ณ ค่าสูงสุดของอัตราขยายของระบบ โดยการกำหนดอัตราขยาย K_i และ K_d เป็นศูนย์ จากนั้นเพิ่มค่า K_p จนกระทั่งระบบเกิดการสั่นที่แอมพลิจูดคงที่ อัตราขยาย K_p ที่ทำให้ระบบเกิดการสั่นนี้ เรียกว่า ค่าสูงสุดของอัตราขยาย (Ultimate gain: K_u) และคาบการสั่น ณ ค่าสูงสุดของอัตราขยาย (Ultimate period: T_u)

ในการกำหนดอัตราขยายแบบ Trial & Error Method เริ่มจากการกำหนดอัตราขยาย K_i และ K_d เป็นศูนย์ จากนั้นเพิ่มอัตราขยาย K_p จนกระทั่งระบบเกิดการแกว่งจึงลดอัตราขยาย K_p ลง แล้วปรับแต่งอัตราขยาย K_i หรือ K_d จนกระทั่งการตอบสนองของระบบเพียงพอต่อความต้องการของกระบวนการ โดยมีหลักการการกำหนดอัตราขยายและผลการตอบสนองถูกแสดงในตารางที่ 2.4

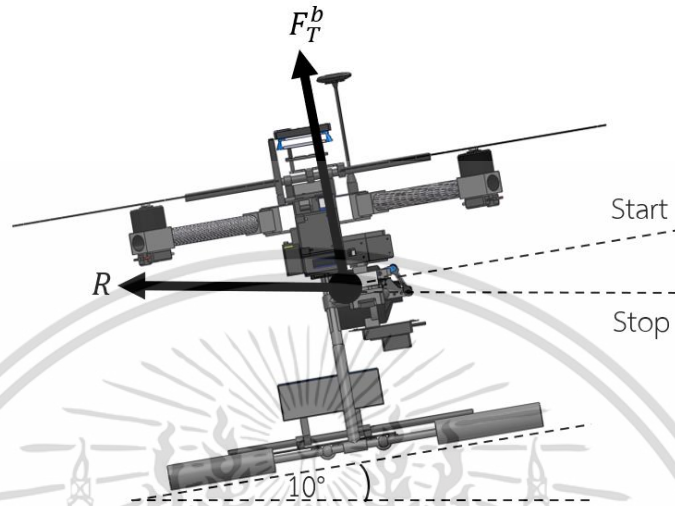
3.4 การทดสอบ

3.4.1 การทดสอบการปรับทิศทางของระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม

ขั้นตอนการทดสอบ

ผู้วิจัยได้จำลองสถานะการบินของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด โดยเป็นการบินเดินทางไปข้างหน้าและรักษาระดับความสูงคงที่ มีโหมดการบิน Position Hold โดยการเอียงอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดในมุมการเคลื่อนที่ไปข้างหน้า 10 องศาจากแนวระดับ ดังแสดงในรูปที่ 3.16 ระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมเริ่มปรับทิศทางจากจุดเริ่มต้นที่มุม 0 องศาซึ่งมีค่าการปรับความกว้างพัลส์ 1000 μs ไปยังมุม 10 องศาที่ค่าการปรับความกว้าง 1526 μs โดยใช้วิธีการ

กำหนดอัตราขยาย 5 วิธี ได้แก่ Ziegler–Nichols Method, Modified Ziegler–Nichols Method, Tyreus–Luyben Method, Aström–Hägglund Method และ Trial & Error Tuning Method



รูปที่ 3.16 การจำลองสถานะการบินของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด เพื่อทดสอบระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม

Input ของระบบ

1. มุมของอากาศยานไร้คนขับ UAV Pitch Angle = 10 องศา
2. โหมดการบินแบบ Position Hold มีค่า PWM Throttle 1500 μ s

3.4.2 การจำลองการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่ของอากาศยานไร้คนขับ

การจำลองความเร็วในการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดที่ไม่ติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม กับอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดที่ติดตั้งและใช้งานระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม เป็นการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่จากสมการการเคลื่อนที่ในหัวข้อที่ 2.2.2 แบบจำลองระบบ และได้เพิ่มตัวแปรปริมาณแรงขับเสริม F_{EDF} ในสมการผลรวมของแรงที่กระทำต่ออากาศยานไร้คนขับดังแสดงในสมการที่ (2.13)

$$m\dot{X}^G = F_g - F_T^G - F_d + F_{EDF} \quad (2.13)$$

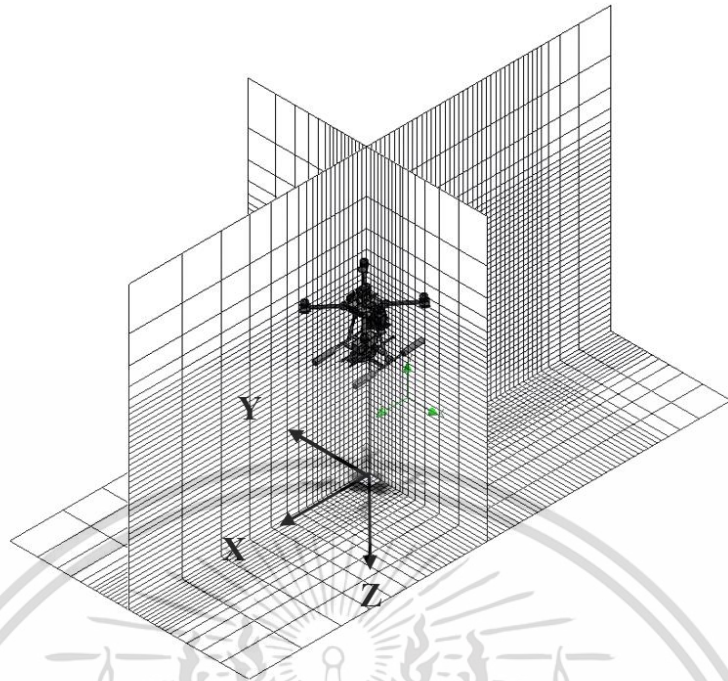
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ในการหาค่าแรงต้านทางอากาศพลศาสตร์ F_d ผู้วิจัยใช้วิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computational Fluid Dynamics: CFD) ซึ่งเป็นวิธีที่แม่นยำในการใช้วิเคราะห์ด้านอากาศพลศาสตร์ [32],[33] มีโครงสร้างหลักมาจากเทคนิคการคำนวณของระเบียบวิธีเชิงตัวเลข (Numerical Method) เพื่อนำมาใช้ในการจำลอง (Computer-based Simulation) ตามเงื่อนไขขอบเขต (Boundary Condition) [34] ผู้วิจัยใช้โปรแกรม Solidworks ในการจำลองการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่ของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดทั้งสองแบบที่มุมการเคลื่อนที่คงที่ 2, 5, 10, และ 15 องศา ซึ่งในแต่ละมุมการเคลื่อนที่จะมีการเปลี่ยนแปลงความเร็วของกระแสอากาศที่ไหลผ่านจากทิศทางตรงข้ามกับอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด โดยมีค่าตั้งแต่ 1 ถึง 35 เมตร/วินาที ตัวแปรที่ใช้ในการกำหนดเงื่อนไขขอบเขตถูกแสดงในตารางที่ 3.10 และการกำหนดทิศทางในการจำลองถูกแสดงในรูปที่ 3.17

ตารางที่ 3.10 เงื่อนไขขอบเขตในการสร้างแบบจำลอง

Analysis type	External flow
Flow type	Laminar and Turbulent
Humidity	none
Project fluids	Air
Wall Roughness	0 micrometer
Temperature	30 °C
Pressure	101.325 kPa
Fluids velocity	Velocity X = -Airspeed
	Velocity Y = 0
	Velocity Z = 0
Turbulence intensity	0.1 %
Computational Domain	Xmax: 1.85 m Xmin: -1.85 m
	Ymax: 0.95 m Ymin: -0.95 m
	Zmax: 2.2 m Zmin: 0 m
Level of initial mesh	4
Equidistant Refinement	0.001 m
Goal	Force X (drag force)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

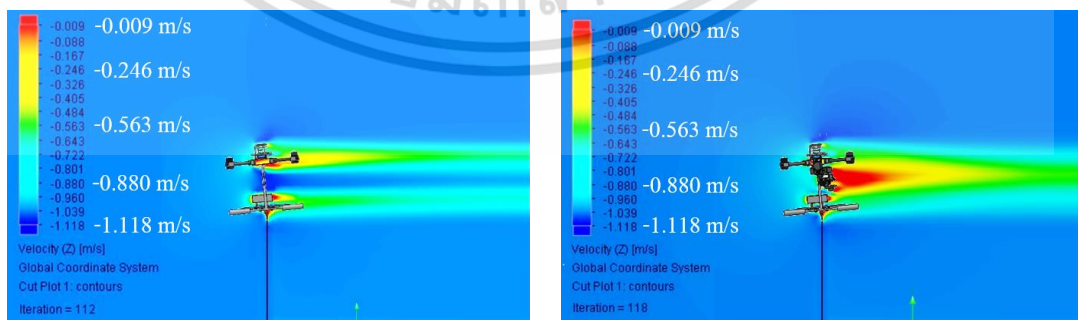


รูปที่ 3.17 ขอบเขตการคำนวณ (Computational Domain) และการระบุทิศทางในแบบจำลอง

ในการจำลองการใช้งานระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม เป็นการจำลองการบินเดินทางไปข้างหน้า ด้วยระดับความสูงคงที่ของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด 2 แบบ ได้แก่

1. อากาศยานไร้คนขับที่ไม่ติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม
2. อากาศยานไร้คนขับที่ติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม

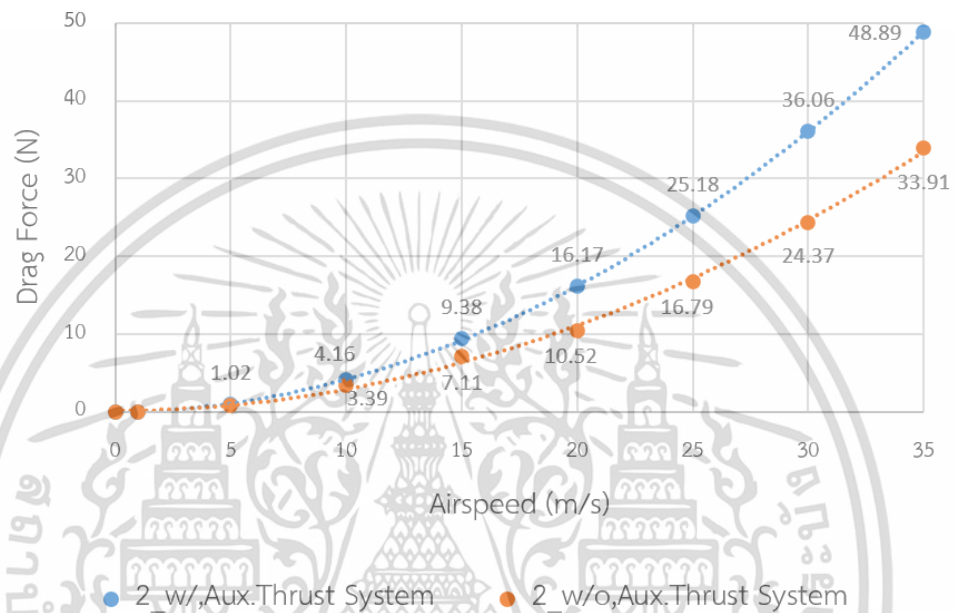
ผลการจำลองด้วยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณทำให้ทราบปริมาณแรงต้านทางอากาศพลศาสตร์ และลักษณะการกระจายตัวของอัตราเร็วอากาศ (Velocity profile) ที่ไหลผ่านอากาศยานไร้คนขับ ทั้งสองแบบ ดังแสดงในรูปที่ 3.18



รูปที่ 3.18 Velocity profile ของอากาศยานไร้คนขับที่ไม่ติดตั้ง (ซ้าย) และติดตั้งระบบควบคุมแรงขับเสริม (ขวา) ในระนาบ x-z ในมุมการเคลื่อนที่ 5 องศา ที่ความเร็ว 1 m/s

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ผลการจำลองการหาแรงต้านทางอากาศพลศาสตร์ด้วยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ ที่มุมการเคลื่อนที่ 2 องศาของอากาศยานไร้คนขับที่ไม่ติดตั้ง และติดตั้งระบบควบคุมแรงขับเสริม สามารถแสดงความสัมพันธ์ของแรงต้านอากาศ F_{dx} ของอากาศยานไร้คนขับกับความเร็วกะแสอากาศ AS ในทิศทางตรงข้ามกับการเคลื่อนที่ โดยมีการเพิ่มขึ้นจาก 0 จนถึง 35 เมตรต่อวินาที ดังแสดงในรูปที่ 3.19



รูปที่ 3.19 ความสัมพันธ์ของแรงต้านอากาศของอากาศยานไร้คนขับทั้งสองแบบ กับความเร็วกะแสอากาศ ที่มุมการเคลื่อนที่ 2 องศา

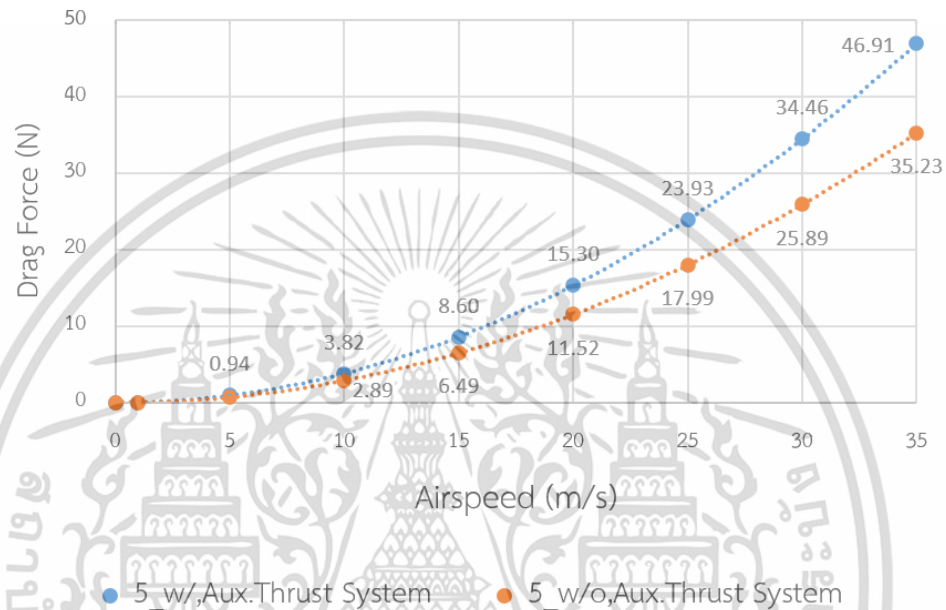
จากรูปที่ 3.19 สามารถแสดงความสัมพันธ์ระหว่างแรงต้านอากาศของอากาศยานไร้คนขับที่ไม่ติดตั้ง และติดตั้งระบบควบคุมแรงขับเสริมกับความเร็วกะแสอากาศ ในรูปแบบของสมการกำลังสอง ดังสมการที่ (3.14)–(3.15) ตามลำดับ

$$F_{dx} = 0.0269AS^2 + 0.0106AS - 0.1423 \quad (3.14)$$

$$F_{dx} = 0.0389AS^2 + 0.0364AS - 0.0569 \quad (3.15)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ผลการจำลองการหาแรงต้านทางอากาศพลศาสตร์ด้วยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ ที่มุมการเคลื่อนที่ 5 องศาของอากาศยานไร้คนขับที่ไม่ติดตั้ง และติดตั้งระบบควบคุมแรงขับเสริม สามารถแสดงความสัมพันธ์ของแรงต้านอากาศ F_{dx} ของอากาศยานไร้คนขับกับความเร็วกะแสอากาศ AS ในทิศทางตรงข้ามกับการเคลื่อนที่ โดยมีการเพิ่มขึ้นจาก 0 จนถึง 35 เมตรต่อวินาที ดังแสดงในรูปที่ 3.20



รูปที่ 3.20 ความสัมพันธ์ของแรงต้านอากาศของอากาศยานไร้คนขับทั้งสองแบบ กับความเร็วกะแสอากาศ ที่มุมการเคลื่อนที่ 5 องศา

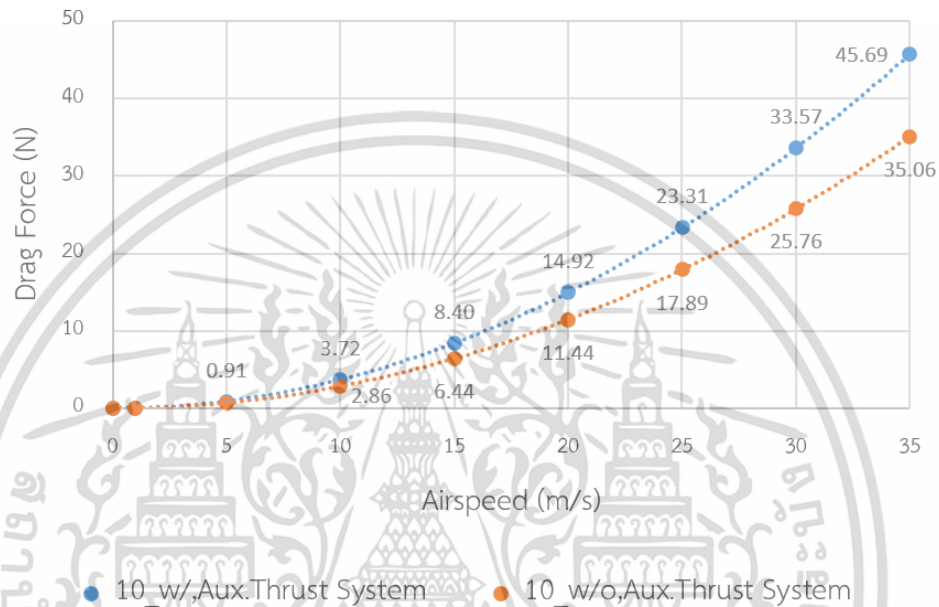
จากรูปที่ 3.20 ความสัมพันธ์ระหว่างแรงต้านทางอากาศพลศาสตร์กับความเร็วในการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับที่ไม่ติดตั้งและติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมถูกแสดงในรูปแบบของสมการกำลังสอง ในสมการที่ (3.16)–(3.17) ตามลำดับ

$$F_{dx} = 0.0287AS^2 + 0.0003AS - 0.0135 \quad (3.16)$$

$$F_{dx} = 0.0383AS^2 + 0.0005AS - 0.0145 \quad (3.17)$$

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ผลการจำลองการหาแรงต้านทางอากาศพลศาสตร์ด้วยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ ที่มุมการเคลื่อนที่ 10 องศาของอากาศยานไร้คนขับที่ไม่ติดตั้ง และติดตั้งระบบควบคุมแรงขับเสริม สามารถแสดงความสัมพันธ์ของแรงต้านอากาศ F_{dx} ของอากาศยานไร้คนขับกับความเร็วกระแสอากาศ AS ในทิศทางตรงข้ามกับการเคลื่อนที่ โดยมีการเพิ่มขึ้นจาก 0 จนถึง 35 เมตรต่อวินาที ดังแสดงในรูปที่ 3.21



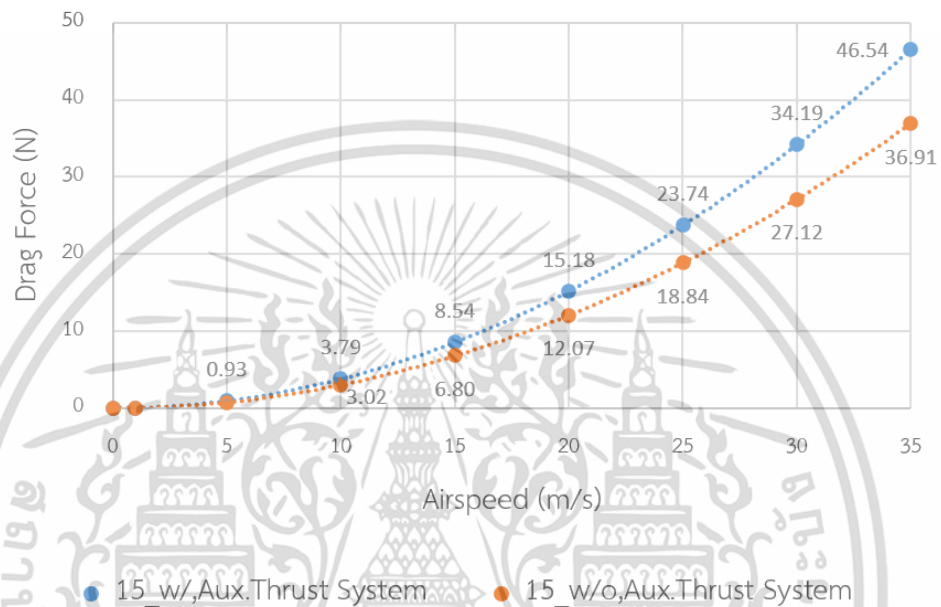
รูปที่ 3.21 ความสัมพันธ์ของแรงต้านอากาศของอากาศยานไร้คนขับทั้งสองแบบ กับความเร็วกระแสอากาศ ที่มุมการเคลื่อนที่ 10 องศา

จากรูปที่ 3.21 ความสัมพันธ์ระหว่างแรงต้านทางอากาศพลศาสตร์กับความเร็วในการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับที่ไม่ติดตั้งและติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม ถูกแสดงในรูปแบบของสมการกำลังสองในสมการที่ (3.18)–(3.19) ตามลำดับ

$$F_{dx} = 0.0286AS^2 + 0.0004AS - 0.0108 \quad (3.18)$$

$$F_{dx} = 0.0373AS^2 + 0.0011AS - 0.0166 \quad (3.19)$$

ผลการจำลองการหาแรงต้านทางอากาศพลศาสตร์ด้วยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ ที่มุมการเคลื่อนที่ 15 องศาของอากาศยานไร้คนขับที่ไม่ติดตั้ง และติดตั้งระบบควบคุมแรงขับเสริม สามารถแสดงความสัมพันธ์ของแรงต้านอากาศ F_{dx} ของอากาศยานไร้คนขับกับความเร็วกะแสอากาศ AS ในทิศทางตรงข้ามกับการเคลื่อนที่ โดยมีการเพิ่มขึ้นจาก 0 จนถึง 35 เมตรต่อวินาที ดังแสดงในรูปที่ 3.22



รูปที่ 3.22 ความสัมพันธ์ของแรงต้านอากาศของอากาศยานไร้คนขับทั้งสองแบบ กับความเร็วกระแสอากาศ ที่มุมการเคลื่อนที่ 15 องศา

จากรูปที่ 3.22 ความสัมพันธ์ระหว่างแรงต้านทางอากาศพลศาสตร์กับความเร็วในการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับที่ไม่ติดตั้งและติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมถูกแสดงในรูปแบบของสมการกำลังสองในสมการที่ (3.20)–(3.21) ตามลำดับ

$$F_{dx} = 0.0301AS^2 + 0.0026AS - 0.0131 \quad (3.20)$$

$$F_{dx} = 0.0380AS^2 + 0.00009AS - 0.0150 \quad (3.21)$$

จากสมการผลรวมของแรงที่กระทำต่ออากาศยานไร้คนขับ ที่ (2.13) เมื่อทราบความสัมพันธ์ของแต่ละตัวแปรในขั้นตอนก่อนหน้า สามารถการจำลองความเร็วในการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด โดยทำการจำลองที่มุมการเคลื่อนที่ 2, 5, 10 และ 15 องศาตามลำดับ ในอากาศยานไร้คนขับทั้งสองแบบ ในอากาศยานไร้คนขับที่ติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมมีการใช้แรงขับเสริม 25%, 50%, 75% และ 100% ส่งผลให้เกิดแรงขับเสริมในแนวระดับ 2.189, 9.172, 19.65 และ 31.94 นิวตัน ตามลำดับ และมีขอบเขตการจำลองดังนี้

1. อากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดเดินทางไปข้างหน้าด้วยความสูงคงที่
2. พิจารณาความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่เท่านั้น
3. อากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดมีมุมการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าไม่เกิน 15 องศา
4. อากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดมีอัตราการเปลี่ยนแปลงทิศทางเชิงมุม 20 องศาต่อวินาที
5. ระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม สามารถปรับทิศทางพร้อมกับการเปลี่ยนแปลงทิศทาง การเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับ
6. ระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมมีอัตราการเพิ่มแรงขับให้ถึงปริมาณที่กำหนดคงที่ 1 วินาที
7. ไม่พิจารณาการรบกวนที่เกิดจากลม

เวลาในการบิน (Flight time) สามารถคำนวณจากความสัมพันธ์ของการใช้พลังงานในอากาศยานไร้คนขับและระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมกับปริมาณความจุแบตเตอรี่ที่ใช้ ดังแสดงในสมการที่ 3.22

$$Flight\ time = \frac{Battery\ Capacity\ (mAh)}{Total\ Load\ Current\ (mA)} \quad (3.22)$$

และทำการบันทึกค่าตัวแปรดังต่อไปนี้

1. มุมในการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับ
2. ปริมาณแรงจากระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม
3. ความเร็วสูงสุดในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่
4. พลังงานที่ใช้ในการเคลื่อนที่โดยมอเตอร์หลักทั้งสี่และแรงขับเสริม

3.4.3 การบินทดสอบพร้อมกับการใช้งานระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม

การบินทดสอบอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดที่ติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม เพื่อเปรียบเทียบผลลัพธ์จากการบินทดสอบกับผลลัพธ์จากการสร้างแบบจำลอง โดยอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดถูกสร้างและปรับปรุงควบคู่กับการเขียนแบบ 3 มิติ ทดสอบในสภาพแวดล้อมจริง ดังแสดงใน รูปที่ 3.23–3.24 และทำการบันทึกค่าตัวแปรดังต่อไปนี้

1. ระยะทางในการเคลื่อนที่ในแนวระดับ
2. มุมในการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับ
3. ความเร็วในการเคลื่อนที่ในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่



รูปที่ 3.23 อากาศยานไร้คนขับที่ใช้ในการทดสอบ



รูปที่ 3.24 อากาศยานไร้คนขับขณะทำการบินทดสอบ

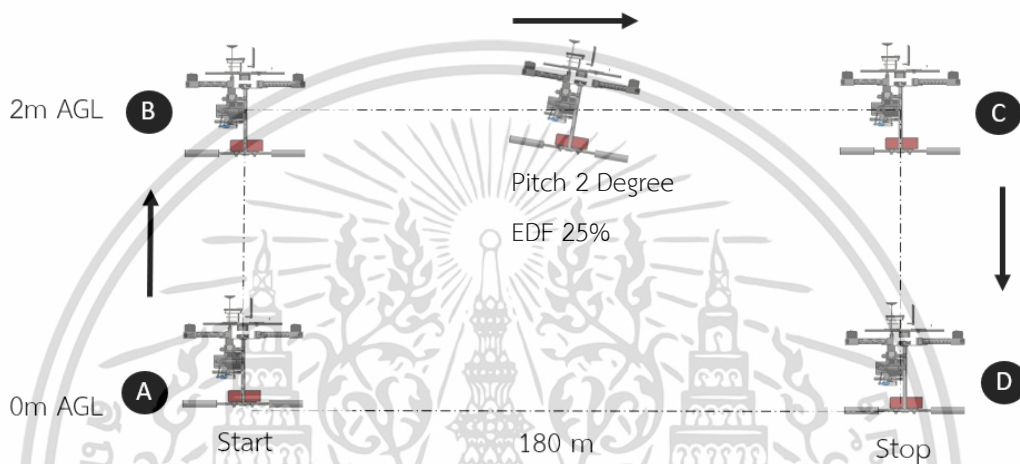
ขอบเขตการทดสอบ

1. พิจารณาความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าเท่านั้น
2. กำหนดระดับความสูงคงที่ 2 เมตร
3. มุมการเคลื่อนที่ไปข้างหน้า (Pitch) ของอากาศยานไร้คนขับ 2 องศา
4. ระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม มีการใช้แรงขับ 25%

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ขั้นตอนในการทดสอบ

การทดสอบการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่ของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดมีขั้นตอนเริ่มจากการยกตัวจากพื้นไปยังระดับความสูง 2 เมตร จากนั้นทำการเดินทางไปข้างหน้าในแนวระดับที่มุมการเคลื่อนที่ 2 องศาพร้อมกับใช้แรงขับเสริม 25% เป็นเส้นตรงระยะทางอย่างน้อย 180 เมตรหรือจนกว่าความเร็วของอากาศยานไร้คนขับจะคงที่ จากนั้นจึงทำการหยุดบินลอยตัวอยู่กับที่ ปิดการใช้งานแรงขับเสริมและทำการลงจอด ดังแสดงในรูปที่ 3.25



รูปที่ 3.25 เส้นทางการทดสอบการเดินทางไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่

สถานที่ทดสอบ

สนามกีฬาเทศบาลหนองตอง ตำบล หนองตอง อำเภอหางดง เชียงใหม่ ตั้งอยู่บนพิกัดละติจูด $18^{\circ}37'21.50''N$ ลองจิจูด $98^{\circ}56'38.49''E$ มีระดับความสูง 290 เมตรจากระดับน้ำทะเล โดยเส้นทางการบินทดสอบจะอยู่ในทิศ 24.6 องศา มีความยาวสูงสุดที่ 260 เมตร โดยมีลักษณะพื้นที่ดังแสดงในรูปที่ 3.26

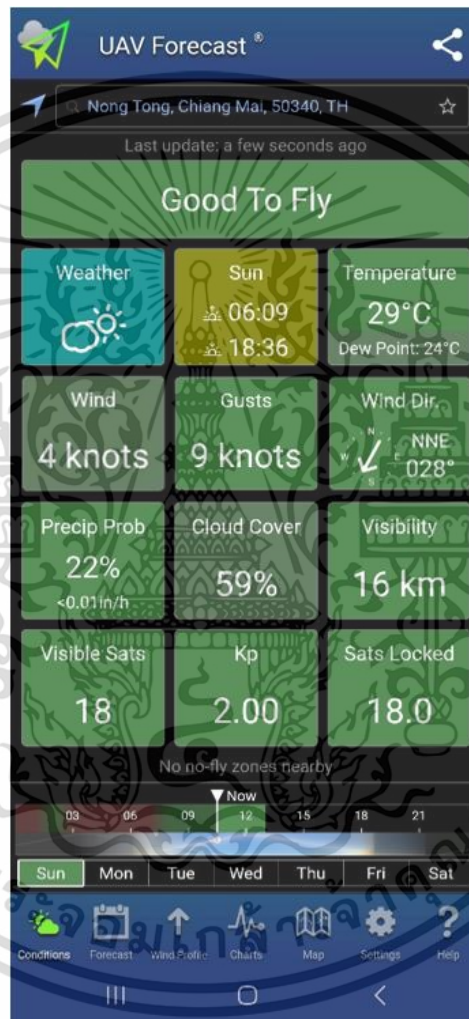


รูปที่ 3.26 ภาพมุมสูงสถานที่ทดสอบจากซอฟต์แวร์ กูเกิล เอิร์ธ (Google Earth)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

สภาพอากาศ

ผู้วิจัยได้ทำการทดสอบบินอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดในวันอาทิตย์ที่ 3 กันยายน 2566 เวลา 09.30น. มีการตรวจสอบสภาพอากาศบริเวณสถานที่ทดสอบด้วยแอปพลิเคชัน UAV Forecast ดังแสดงในรูปที่ 3.27 โดยในเวลาดังกล่าวมีสภาพอากาศแจ่มใส มีเมฆในบางส่วน ลมความเร็ว 4 น็อตในทิศทาง 28 องศาจากทิศเหนือ จำนวนดาวเทียม GPS ที่ปรากฏในบริเวณ 18 ดวง และ ดัชนีการรบกวนของสนามแม่เหล็กโลก (Geomagnetic storm index) มีค่าเท่ากับ 2.0



รูปที่ 3.27 สภาพอากาศบริเวณสถานที่ทดสอบจากแอปพลิเคชัน UAV Forecast

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

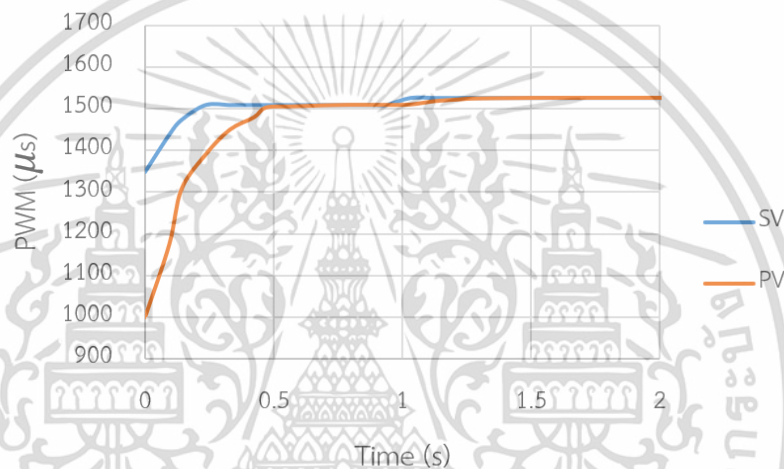
บทที่ 4

ผลการทดสอบ

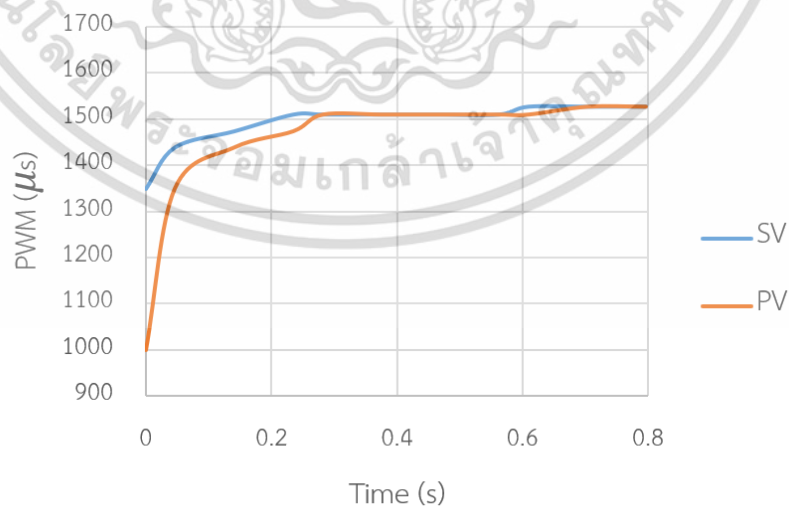
4.1 ผลการทดสอบการปรับทิศทางของระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม

4.1.1 อัตราขยาย Ultimate gain และคาบการแกว่ง Ultimate period

ผลการตอบสนองของระบบเมื่อทำการเพิ่มค่าอัตราขยายแบบสัดส่วน K_p จาก 0.5 จนถึง 1.85 แสดงในรูปที่ 4.1–4.4 ตามลำดับ

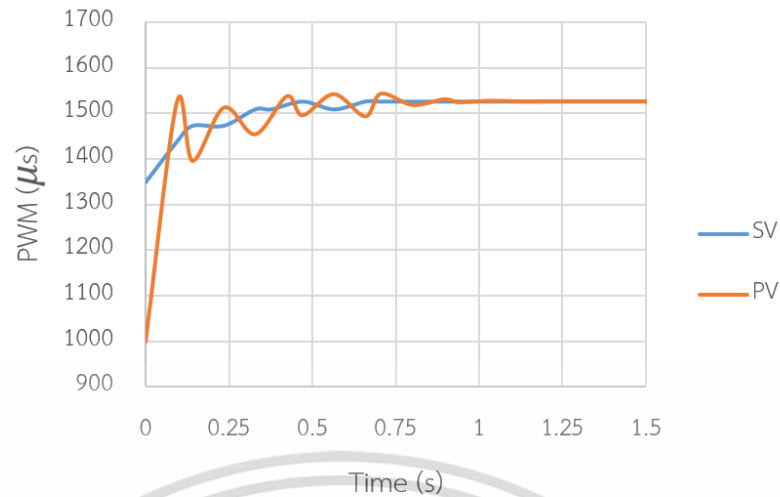


รูปที่ 4.1 การตอบสนองของระบบเมื่ออัตราขยายแบบสัดส่วน K_p เท่ากับ 0.5



รูปที่ 4.2 การตอบสนองของระบบเมื่ออัตราขยายแบบสัดส่วน K_p เท่ากับ 1.0

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 4.3 การตอบสนองของระบบเมื่ออัตราขยายแบบสัดส่วน K_p เท่ากับ 1.5



รูปที่ 4.4 การตอบสนองของระบบเมื่ออัตราขยายแบบสัดส่วน K_p เท่ากับ 1.85

จากรูปที่ 4.1–4.4 เมื่อเพิ่มอัตราขยายแบบสัดส่วน K_p ถึง 1.85 ระบบเกิดการสั่นต่อเนื่อง ดังนั้นระบบจึงมีค่าสูงสุดของอัตราขยาย K_u และคาบการสั่น ณ ค่าสูงสุดของอัตราขยาย T_u เท่ากับ 1.85 และ 0.2 ตามลำดับ

4.1.2 การกำหนดอัตราขยายจากค่า Ultimate gain และคาบการแกว่ง

Ultimate period

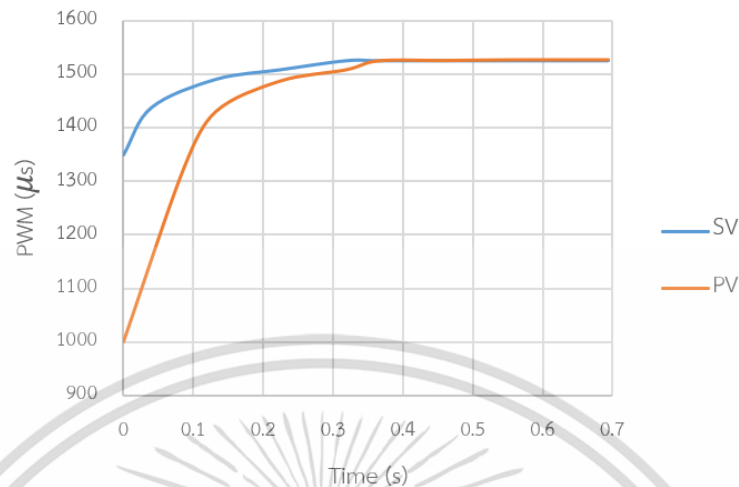
จากค่าสูงสุดของอัตราขยาย K_u และคาบการสั่น θ ค่าสูงสุดของอัตราขยาย T_u ของระบบสามารถกำหนดอัตราขยาย ด้วยวิธีการกำหนดอัตราขยายของ Ziegler–Nichols Method, Tyreus–Luyben Method, Aström–Hägglund Method และ Trial and Error Method ดังแสดงในตารางที่ 4.1

ตารางที่ 4.1 อัตราขยายจากวิธีการของ Ziegler–Nichols Method, Tyreus–Luyben Method, Aström–Hägglund Method และ Trial and Error Method

Method	K_p	T_i	T_d	K_i	K_d
P Controller					
Ziegler–Nichols Method	0.925	0	0	0	0
PI Controller					
Ziegler–Nichols Method	0.8325	0.166	0	4.995	0
Tyreus–Luyben Method	0.5735	0.44	0	1.3034	0
Aström–Hägglund Method	0.592	0.188	0	3.1489	0
PD Controller					
Ziegler–Nichols Method	1.48	0	0.025	0	0.037
PID Controller					
Ziegler–Nichols Method	1.11	0.1	0.025	11.1	0.0277
Modified Ziegler–Nichols Method	0.6105	0.1	0.066	6.105	0.0407
Tyreus–Luyben Method	0.8325	0.44	0.0315	1.892	0.0263
Trial and Error Method	0.77			0.09	0.001

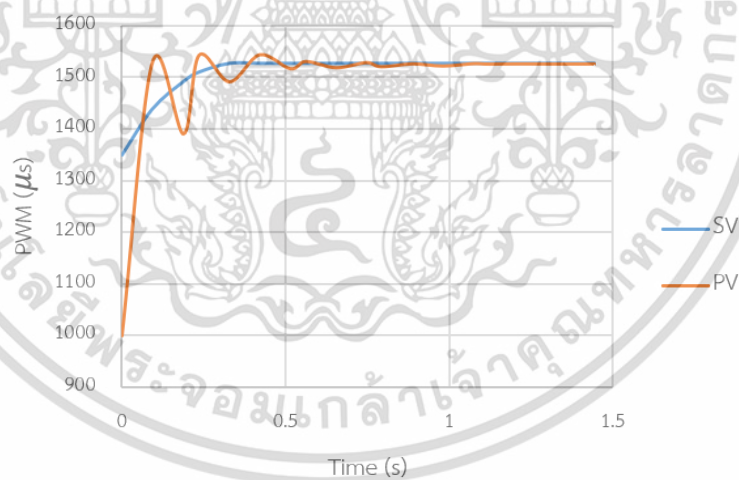
จากตารางที่ 4.1 เมื่อทำการแทนค่า Ultimate gain และ Ultimate period ในสมการวิธีการกำหนดอัตราขยายของ Ziegler–Nichols Method, Tyreus–Luyben Method และ Aström–Hägglund พบว่าในบางวิธีการระบบเกิดการสั่นและขาดเสถียรภาพ ผู้วิจัยจึงได้นำเสนอ 3 วิธีที่ระบบยังมีเสถียรภาพและสามารถเข้าสู่ค่าที่ต้องการ ได้แก่วิธี Ziegler–Nichols Method ในการควบคุมแบบ P, วิธี Ziegler–Nichols Method ในการควบคุมแบบ PD และ วิธี Trial and Error ในการควบคุมแบบ PID โดยผลการตอบสนองของระบบถูกแสดงในรูปที่ 4.5–4.7 ตามลำดับ

4.1.2.1 วิธี Ziegler–Nichols Method ในการควบคุมแบบ P



รูปที่ 4.5 การตอบสนองของระบบเมื่ออัตราขยายแบบสัดส่วน K_p เท่ากับ 0.925

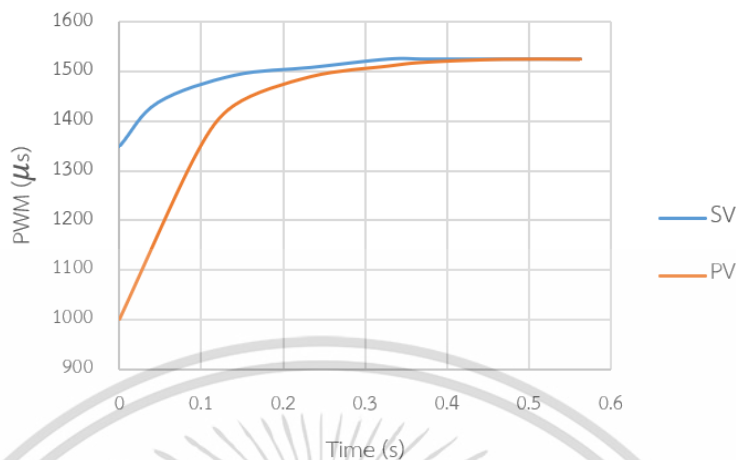
4.1.2.2 วิธี Ziegler–Nichols Method ในการควบคุมแบบ PD



รูปที่ 4.6 การตอบสนองของระบบเมื่ออัตราขยายแบบสัดส่วน K_p เท่ากับ 1.48 และอัตราขยายแบบอนุพันธ์ K_d เท่ากับ 0.037

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.1.2.3 วิธี Trial and Error Method ในการควบคุมแบบ PID



รูปที่ 4.7 การตอบสนองของระบบเมื่ออัตราขยายแบบสัดส่วน K_p เท่ากับ 0.77, อัตราขยายแบบอนุพัทธ์ K_i เท่ากับ 0.09 และอัตราขยายแบบปริพันธ์ K_d เท่ากับ 0.001

จากรูปที่ 4.5 ถึงรูปที่ 4.7 แสดงผลการตอบสนองของระบบด้วยวิธี Ziegler–Nichols Method ในการควบคุมแบบ P ผลการตอบสนองของระบบด้วยวิธี Ziegler–Nichols Method ในการควบคุมแบบ PD และผลการตอบสนองของระบบด้วยวิธี Trial and Error ในการควบคุมแบบ PID สามารถทราบช่วงเวลาที่การตอบสนองได้ระดับ (Rise time: T_r), ช่วงเวลาที่การตอบสนองเข้าสู่จุดสมดุล (Settling time: T_s) ที่ 0.5%, ค่าสูงสุดของการตอบสนอง (Maximum Overshoot), และเวลาที่เข้าสู่ค่าที่ต้องการ ดังแสดงในตารางที่ 4.2

ตารางที่ 4.2 ผลตอบสนองของระบบตามวิธีการที่นำเสนอ

Method	T_r	T_s	%OS	Time to setpoint
Ziegler–Nichols Method, P	0.1	0.33	0	0.693
Ziegler–Nichols Method, PD	0.02	0.55	1.1	1.441
Trial & Error, PID	0.11	0.47	0	0.563

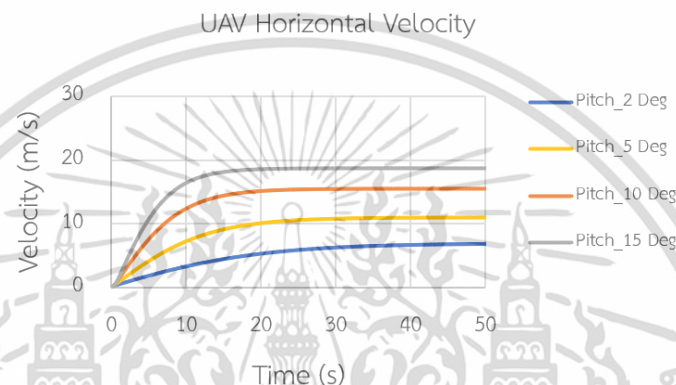
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

4.2 ผลการจำลองการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่

การจำลองการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่ของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดทั้งสองแบบ โดยมีการเปลี่ยนแปลงมุมการเคลื่อนที่และปริมาณการใช้แรงขับเสริม

4.2.1 อากาศยานไร้คนขับที่ไม่ติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม

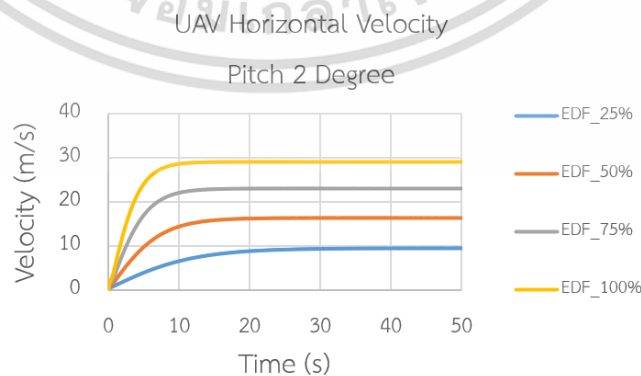
ความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่ของอากาศยานไร้คนขับที่มุมการเคลื่อนที่ 2 ถึง 15 องศาแสดงในรูปที่ 4.8



รูปที่ 4.8 แผนภาพความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่ของอากาศยานไร้คนขับที่ไม่ติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม

4.2.2 อากาศยานไร้คนขับที่ติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม

ความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่ของอากาศยานไร้คนขับที่มุมการเคลื่อนที่ 2 องศาและการใช้ปริมาณแรงขับเสริม 25% ถึง 100% รูปที่ 4.9

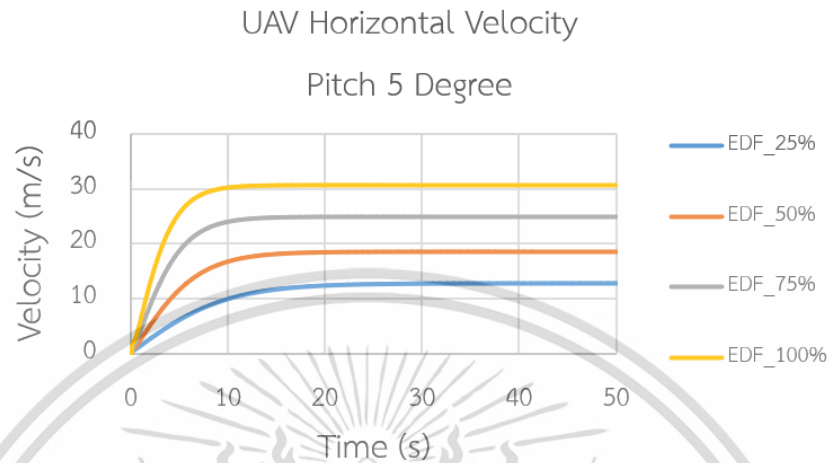


รูปที่ 4.9 แผนภาพความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่

ของอากาศยานไร้คนขับที่มุมการเคลื่อนที่ 2 องศา

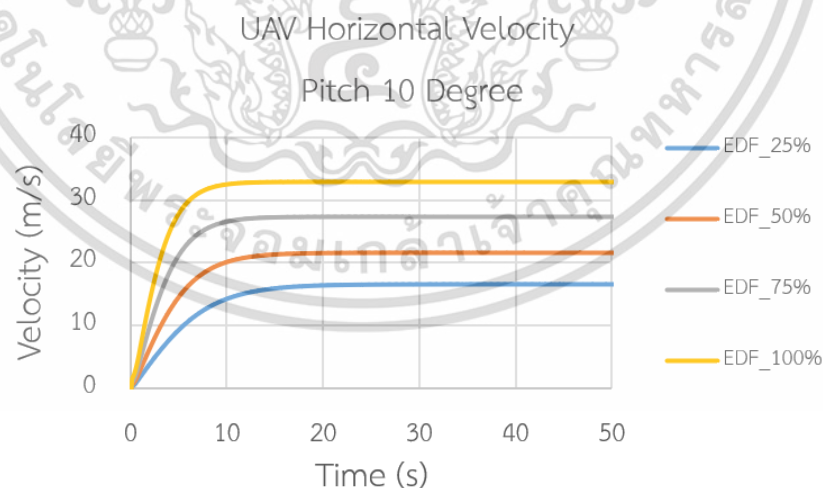
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับกิจกรรมเพื่อการศึกษาเท่านั้น เมื่ออนุญาตให้ไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่ของอากาศยานไร้คนขับที่มุมการเคลื่อนที่ 5 องศาและการใช้ปริมาณแรงขับเสริม 25% ถึง 100% **รูปที่ 4.10**



รูปที่ 4.10 แผนภาพความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่ของอากาศยานไร้คนขับที่มุมการเคลื่อนที่ 5 องศา

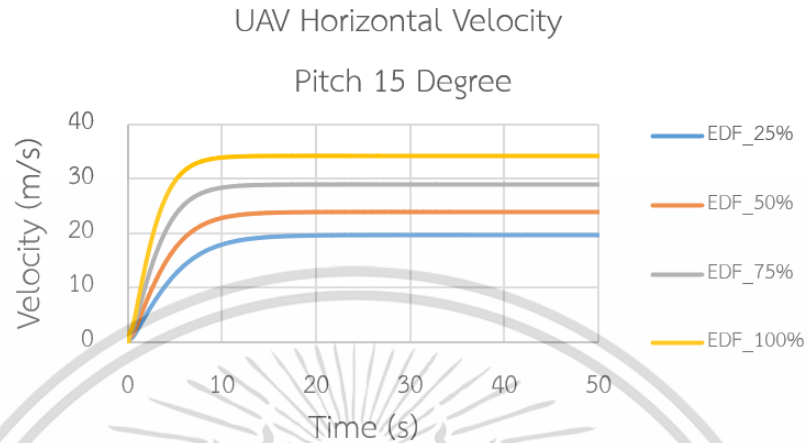
ความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่ของอากาศยานไร้คนขับที่มุมการเคลื่อนที่ 10 องศาและการใช้ปริมาณแรงขับเสริม 25% ถึง 100 % **รูปที่ 4.11**



รูปที่ 4.11 แผนภาพความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่ของอากาศยานไร้คนขับที่มุมการเคลื่อนที่ 10 องศา

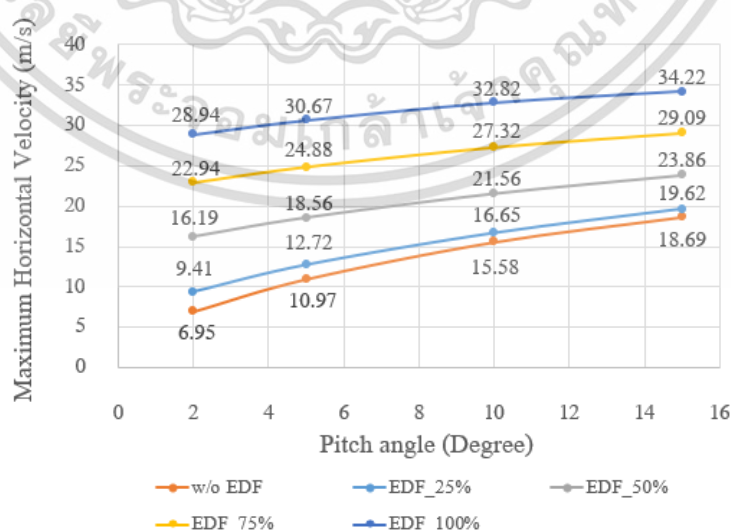
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่ของอากาศยานไร้คนขับที่มุมการเคลื่อนที่ 15 องศาและการใช้ปริมาณแรงขับเสริม 25% ถึง 100 % **รูปที่ 4.12**



รูปที่ 4.12 แผนภาพความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่ของอากาศยานไร้คนขับที่มุมการเคลื่อนที่ 15 องศา

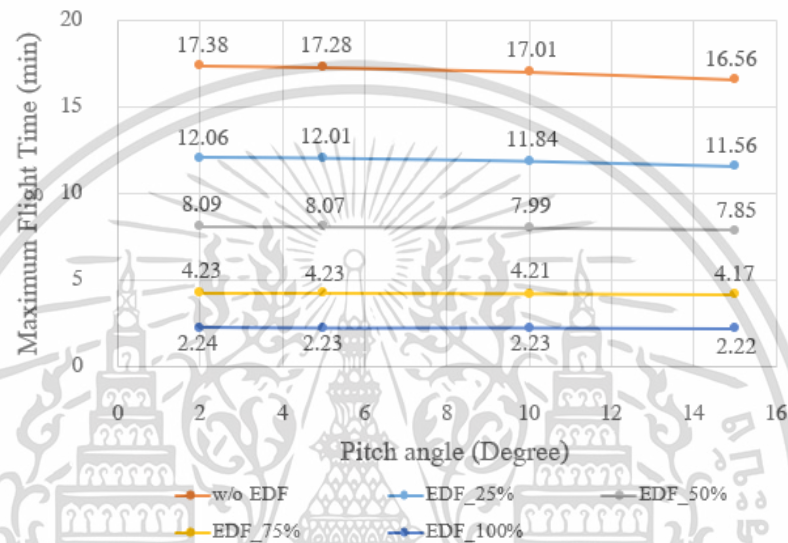
จากรูปที่ 4.8–4.12 สามารถสร้างแผนภาพแสดงผลการจำลองที่มุมการเคลื่อนที่ 2, 5, 10 และ 15 องศา และเปรียบเทียบความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่สูงสุดในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่ของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดที่ติดตั้งและไม่ติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม ดังแสดงในรูปที่ 4.13 และเวลาในการบินสูงสุด ณ ปริมาณแรงขับเสริมต่างๆ ดังแสดงในรูปที่ 4.14



รูปที่ 4.13 แผนภาพเปรียบเทียบความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่สูงสุดของอากาศยานไร้คนขับทั้งสองแบบ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น เมื่ออนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้าไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

จากรูปที่ 4.13 ในมุมมองการเคลื่อนที่ 2, 5, 10 และ 15 องศา อากาศยานไร้คนขับที่ไม่ติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม มีความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่ 6.95, 10.97, 15.58 และ 18.69 เมตร/วินาที ขณะที่อากาศยานไร้คนขับที่ติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมและใช้งาน ณ อัตราส่วนแรงขับเสริมต่อการใช้กระแสไฟฟ้าสูงสุดหรือ 25% มีความเร็ว 9.41 เมตร/วินาที (เพิ่มขึ้น 35.3%), 12.72 เมตร/วินาที (เพิ่มขึ้น 15.9%), 16.65 เมตร/วินาที (เพิ่มขึ้น 6.86%) และ 19.62 เมตร/วินาที (เพิ่มขึ้น 4.97%)



รูปที่ 4.14 แผนภาพเปรียบเทียบเวลาในการบินสูงสุดของอากาศยานไร้คนขับทั้งสองแบบ

จากรูปที่ 4.14 ในมุมมองการเคลื่อนที่ 2, 5, 10 และ 15 องศา อากาศยานไร้คนขับที่ไม่ติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมมีเวลาในการบินสูงสุด 17.38, 17.28, 17.01 และ 16.56 นาที ขณะที่อากาศยานไร้คนขับที่ติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม พร้อมกับใช้แรงขับ 25% มีเวลาในการบินสูงสุด 12.06, 12.01, 11.84 และ 11.56 นาที ลดลง 5.32, 5.26, 5.17 และ 5.00 นาที ตามลำดับ

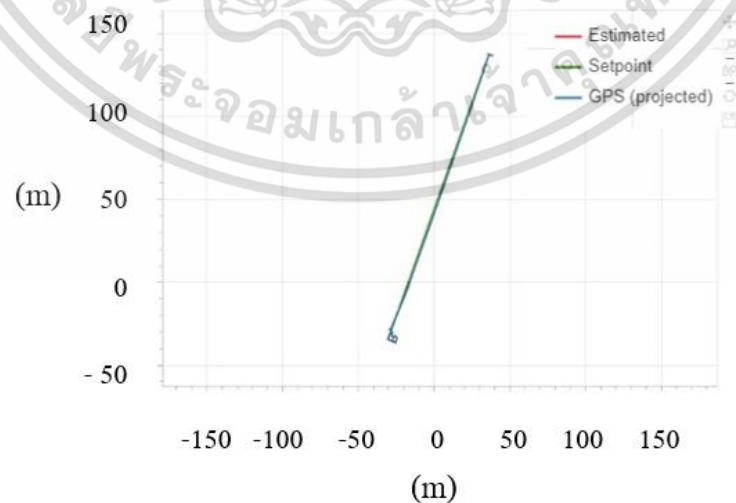
4.3 ผลการบินทดสอบพร้อมกับการใช้งานระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม

4.3.1 ทิศทางการบินและระบบพิกัดฉาก

บันทึกผลการบินจากชุดควบคุมการบินอัตโนมัติถูกอ่านค่าด้วยโปรแกรม Px4 Flight Review และ PlotJuggler อากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดทำการบินด้วยความสูง 2 เมตร และทิศทางคงที่ทิศทาง 20 องศาจากทิศเหนือ มีระยะทางจากจุดเริ่มต้นถึงจุดสุดท้าย 180 เมตร ในการกำหนดระบบพิกัดฉาก ให้ทิศเหนือแทนด้วยสัญลักษณ์ “x” และทิศตะวันออกแทนด้วยสัญลักษณ์ “y” ดังแสดงในรูปที่ 4.15–4.16



รูปที่ 4.15 เส้นทางการบินของอากาศยานไร้คนขับ

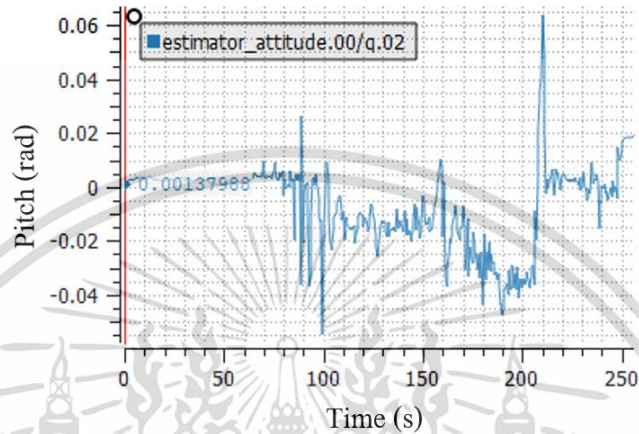


รูปที่ 4.16 เส้นทางการบินของอากาศยานไร้คนขับในระบบพิกัดฉาก

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

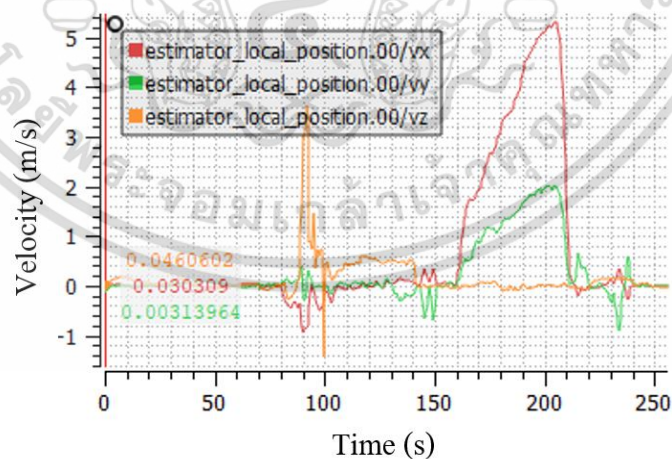
4.3.2 มุมการเคลื่อนที่และความเร็วในแนวระดับ

ในการเดินทางไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่ อากาศยานไร้คนขับเคลื่อนที่จากหยุดนิ่ง มุม 0 เรเดียนในวินาทีที่ 159 จนถึงมุม -0.035 เรเดียน (-2 องศา) ในวินาทีที่ 192 และรักษามุมการเคลื่อนที่คงที่ จนกระทั่งหยุดนิ่งในวินาทีที่ 204 ดังแสดงในรูปที่ 4.17



รูปที่ 4.17 มุมการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับ จากการบันทึกของชุดควบคุมการบินอัตโนมัติ

ความเร็วของอากาศยานไร้คนขับถูกแบ่งออกเป็น 3 ส่วนตามการอ้างอิงในกรอบอ้างอิงเฉื่อย ได้แก่ ความเร็วในทิศเหนือ แสดงในสัญลักษณ์ “vx” ความเร็วในทิศตะวันออก แสดงในสัญลักษณ์ “vy” และความเร็วในแนวดิ่ง แสดงในสัญลักษณ์ “vz” ดังแสดงในรูปที่ 4.18



รูปที่ 4.18 ความเร็วในการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับ จากการบันทึกของชุดควบคุมการบินอัตโนมัติ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

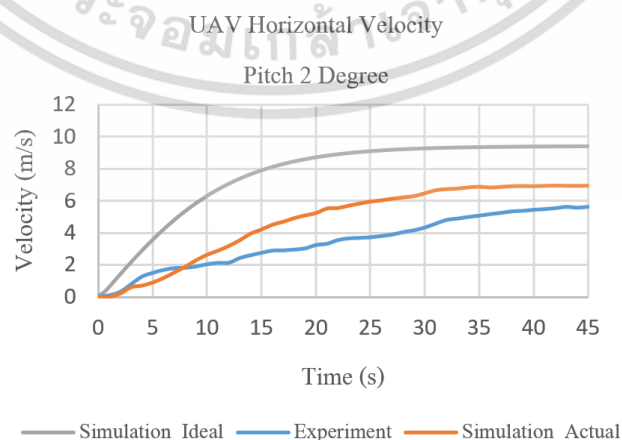
4.4 เปรียบเทียบความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่สูงสุด ระหว่างผลการทดสอบและผลการจำลอง

จากการบินทดสอบอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดที่มุมการเคลื่อนที่ 2 องศา พร้อมกับใช้แรงขับเสริม 25% สามารถนำแผนภาพความเร็วในทิศเหนือ และความเร็วในทิศตะวันออก (รูปที่ 4.18) มาสร้างเป็นแผนภาพความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่ ดังแสดงในชื่อ “Experiment” ในรูปที่ 4.19

เมื่อเปรียบเทียบกับผลการจำลองพบว่า ในแบบจำลองอากาศยานไร้คนขับสามารถทำความเร็วสูงสุดที่ 9.41 เมตร/วินาที แสดงในชื่อ “Simulation_Ideal” ขณะที่ในการบินทดสอบจริง อากาศยานไร้คนขับสามารถทำความเร็วสูงสุดได้เพียง 5.62 เมตร/วินาที มีความคลาดเคลื่อนจากแบบจำลอง 3.79 เมตร/วินาที

การปรับปรุงแบบจำลอง

1. เพิ่มผลกระทบจากลม ในขนาดและทิศทางตามสภาวะจริง โดยขณะทดสอบมีความเร็วลม 4 นี้อุต ทิศทาง 28 องศาจากทิศเหนือ
2. ระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม มีการทำงานในสภาวะแรงดันไฟฟ้าที่ลดลงตามการใช้งานของอากาศยานไร้คนขับ จาก 25 โวลต์ เป็น 22.7 โวลต์ ส่งผลให้แรงขับเสริมลดลง จาก 2.10 นิวตัน เป็น 1.76 นิวตัน
3. อัตราการเปลี่ยนแปลงมุมการเคลื่อนที่ (Pitch rate) มีการเพิ่มขึ้นที่ไม่คงที่ จากการปรับปรุงแบบจำลองให้สอดคล้องกับสภาวะจริงพบว่า อากาศยานไร้คนขับสามารถทำความเร็วสูงสุดที่ 6.96 เมตร/วินาที แสดงในชื่อ “Simulation_Actual” ในขณะที่ผลการบินทดสอบจริงอากาศยานไร้คนขับสามารถทำความเร็วได้สูงสุดที่ 5.62 เมตร/วินาทีที่มีความคลาดเคลื่อนจากแบบจำลอง 1.34 เมตร/วินาที ดังแสดงในรูปที่ 4.19



รูปที่ 4.19 แผนภาพเปรียบเทียบความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่

จากแบบจำลองและการทดสอบอากาศยานไร้คนขับ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

บทที่ 5

สรุปผลการทดสอบ

5.1 วิเคราะห์ผลการดำเนินงานวิจัย

ในการจำลองการเคลื่อนที่เพื่อเปรียบเทียบความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่และเวลาในการบินสูงสุดของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด พบว่าเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงมุมการเคลื่อนที่ ความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าของอากาศยานไร้คนขับจะมีการเปลี่ยนแปลงในลักษณะที่สอดคล้องกันแต่มีผลเพียงเล็กน้อยต่อเวลาในการบินสูงสุด

ที่มุมการเคลื่อนที่ 2 องศาพร้อมกับใช้แรงขับเสริม 25% ผลการจำลองการเคลื่อนที่ด้วยเงื่อนไขความเร็วที่เท่ากัน 9.4 เมตร/วินาที อากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดที่ติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม มีเวลาในการบินสูงสุด 12.06 นาที ซึ่งน้อยกว่าอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดที่ไม่ติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม ที่มีเวลาในการบินสูงสุด 17.28 นาที ในมุมการเคลื่อนที่ 3.7 องศา

ผลการจำลองการเคลื่อนที่ด้วยเงื่อนไขมุมการเคลื่อนที่เดียวกัน อากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดที่ติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมมีความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าเพิ่มขึ้น 2.46 เมตร/วินาที หรือ 35.3 เปอร์เซ็นต์ และเมื่อทำการบินทดสอบพบว่ามีแนวโน้มไปในทิศทางเดียวกันกับผลการจำลองโดยมีความคลาดเคลื่อน 1.34 เมตร/วินาที

อย่างไรก็ตาม ในงานวิจัยนี้มีการอ้างอิงการทดสอบด้วยวิธีทดสอบแรงขับแบบสลับบางส่วนของมอเตอร์ไฟฟ้าที่ใช้ในแบบจำลอง ตามเอกสารข้อมูลการทดสอบจากผู้ผลิต ซึ่งอาจมีความแตกต่างของสภาพแวดล้อมการทดสอบ ได้แก่ อุณหภูมิ ความชื้น และความดันบรรยากาศ ดังนั้นหากสามารถระบุค่าตัวแปรข้างต้นในเงื่อนไขที่ใกล้เคียงกับสภาพแวดล้อมการทดสอบ อาจช่วยลดความคลาดเคลื่อนระหว่างผลการจำลองและผลการบินทดสอบจริงได้

5.2 สรุปผลการดำเนินงานวิจัย

งานวิจัยนี้เป็นการนำเสนอวิธีการเพิ่มความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าด้วยระดับความสูงคงที่ ในอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด โดยใช้ระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม ผลการเปรียบเทียบการกำหนดอัตราขยาย PID พบว่า การกำหนดอัตราขยายวิธี Trial and Error Method เป็นวิธีที่ระบบใช้เวลาในการเข้าสู่ค่าที่ต้องการน้อยที่สุดที่ 0.563 วินาที

การใช้ระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม สามารถเพิ่มความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าสูงสุดให้อากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดได้ ทั้งนี้การใช้ปริมาณแรงขับเสริมที่เหมาะสมจะช่วยให้เพิ่มสมรรถนะในการบินให้ดีขึ้นในขณะเดียวกันการใช้แรงขับเสริมในปริมาณที่มากขึ้นเป็นการเพิ่ม

ความเร็วสูงสุดให้กับอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดในกรณีที่มุมการเคลื่อนที่ถูกรักษา

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปเผยแพร่ขึ้นด้านการค้า

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

เอกสารอ้างอิง

- [1] Imperial War Museums. “A brief history of drones.” iwm.org.uk. [Online]. Available : <https://www.iwm.org.uk/history/a-brief-history-of-drones> (Accessed: Nov. 13, 2021)
- [2] อารมณ์ พลเสน “รู้จักกับอากาศยานไร้คนขับหรือยูเอวี (Unmanned Aerial Vehicle: UAV).” dti.or.th [Online]. Available : https://www.dti.or.th/page_bx.php?cid=24&cn=4308 (Accessed: Oct. 14, 2021)
- [3] R. A. Ormiston, “Realizing the potential of the compound helicopter,” **Journal of the AHS.**, vol. 62, no.3, pp. 48–51, 2016.
- [4] R. V. V. Petrescu, “‘Defiant’, a Today Unique Helicopter in the World,” **Journal of Aircraft and Spacecraft Technology**, vol. 3, no. 1, pp. 92–106, 2019, doi: 10.3844/jastsp.2019.92.106.
- [5] P. Nooralishahi, C. I. Castanedo, S. Deane, F. Lopez, S. Pant, M. Genest, N. P. Avdelidis and X. P. V. Maldague, “Drone-Based Non-Destructive Inspection of Industrial Sites: A Review and Case Studies,” **Advances in Civil Applications of Unmanned Aircraft Systems**, vol. 5, no. 4, 2021, doi: 10.3390/drones5040106.
- [6] S. Ahirwar, R. Swarnkar, S. Bhukya and G. Namwade, “Application of drone in agriculture,” **International Journal of Current Microbiology and Applied Sciences**, vol. 8, no. 1, pp. 2500–2505, 2019, doi: 10.20546/ijcmas.2019.801.264
- [7] C. K. Gilmor, M. Chaykowsky and B. Thomas. 2019. “Autonomous Unmanned Aerial Vehicles for Blood Delivery,” California, RAND Corporation.
- [8] G. M. Hoffmann, H. Huang, S. L. Waslander and C. J. Tomlin, “Quadrotor Helicopter Flight Dynamics and Control: Theory and Experiment,” in **AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit**, Hilton Head, SC, USA, Aug. 20–23, 2007, pp. 1–20, doi: 10.2514/6.2007-6461.
- [9] J. Villbrandt. “The Quadrotor’s Coming of Age,” illumin.usc.edu [Online]. Available : <https://illumin.usc.edu/the-quadrotors-coming-of-age/> (Accessed: Oct. 17, 2021)
- [10] G. Andrew. “Quadcopter Dynamics and Simulation.” andrew.gibiansky.com [Online]. Available : <https://andrew.gibiansky.com/blog/physics/quadcopter-dynamics/> (Accessed: Oct. 23, 2021)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- [11] W. Selby. “**System Modeling.**” wilselby.com [Online]. Available : [https://wilselby.com/research /arducopter/modeling/](https://wilselby.com/research/arducopter/modeling/) (Accessed: Oct. 23, 2021)
- [12] S. Pachpute. “**Working Principle and Components of Drone.**” cfdflowengineering.com [Online]. Available : <https://cfdflowengineering.com/working-principle-and-components-of-drone/> (Accessed: Oct. 20, 2021)
- [13] V. Patel, K. Nikam, S. Dikshit, M. Agarwalla and C. Zagade, “Propeller Design and Optimization for Drones,” **Recent Advances in Operations Management Applications**, 2022, pp. 411–424, doi: 10.1007/978-981-16-7059-6_31.
- [14] L. Sopegno, P. Livreri, M. Stefanovic and K. P. Valavanis, “Thrust vector controller comparison for a Finless rocket,” **Machines**, vol. 11, no. 3, 2023, Art. no. 394, doi: 10.3390/machines11030394.
- [15] D. Ikaza “Thrust vectoring nozzle for military aircraft engines,” in **22nd Congress of International Council of the Aeronautical Sciences**, Harrogate, UK, Aug. 28–1, 2000, pp. 534.1–534.10.
- [16] H. Kikkawa and K. Uchiyama, “Attitude control of a fixed-wing UAV using thrust vectoring system,” in 2017 Workshop on **Research, Education and Development of Unmanned Aerial Systems (RED-UAS)**, Linköping, Sweden, 2017, pp. 264–269, doi: 10.1109/RED-UAS.2017.8101677.
- [17] C. H. Reddy, Y. S. Shreeya, P. V. Reddy, P. S. Rao and P. S. Raju, “Design and analysis of thrust vector control system,” presented at **AIP Conference Proceedings**, Nov. 26–27, 2022, Paper 020024, doi: 10.1063/5.0114376.
- [18] G. P. Sutton and O. Biblarz. 2017. **Rocket Propulsion Elements**. 9th ed. New Jersey : John Wiley & Sons.
- [19] D. R. Moore and W. J. Phelps. 2011. “**Reusable Solid Rocket Motor.**” [Online]. Available : <https://ntrs.nasa.gov/citations/20120001536>.
- [20] R. Baham, “Thrust vector aided maneuvering of the YF-22 Advanced Tactical Fighter prototype,” **Biennial Flight Test Conference**, Jun. 1994, doi: <https://doi.org/10.2514/6.1994-2105>.
- [21] K. Chaisena, K. Chamniprasart and S. Tantrairatn, “An Automatic Stabilizing System for Balancing a Multi-Rotor Subject to Variations in Center of Gravity and Mass,” presented at **International Conference on Engineering Science and**

- Innovative Technology (ESIT)**, April. 19-22, 2018, Bangkok, Thailand, doi: 10.1109/ESIT.2018.8665339.
- [22] R. P. Borase, D. K. Maghade, S. Y. Sondkar and S. N. Pawar, “A review of PID control, tuning methods and applications,” **International Journal of Dynamics and Control**, vol. 9, no. 2, pp. 818–827, 2020, doi: 10.1007/s40435-020-00665-4.
- [23] R. Jaiswal and O. Prakash, “Classical and Modern gain estimation approach of PID controller for the pitch control of the RCTA aircraft,” **INCAS Buletin**, vol. 14, no. 1, pp. 39–56, 2022, doi: 10.13111/2066-8201.2022.14.1.4.
- [24] S. N. Deepa and G. Sudha, “Longitudinal control of aircraft dynamics based on optimization of PID parameters,” **Thermophysics and Aeromechanics**, vol. 23, no. 2, pp. 185–194, 2016, doi: 10.1134/s0869864316020049.
- [25] K. H. Ang, G. Chong, and Y. Li, “PID control system analysis, design, and technology,” **IEEE Transactions on Control Systems and Technology**, vol. 13, no. 4, pp. 559–576, 2005, doi: 10.1109/tcst.2005.847331.
- [26] V. Hölttä, **Plant performance evaluation in complex industrial applications. Helsinki University of Technology, 2009.** [Online]. Available: <https://aaltodoc.aalto.fi/items/66b7f13d-f9d7-4342-a0e1-f9662ca1c40b>.
- [27] จอมภพ แวศักดิ์. 2549. “พลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ Computational Fluid Dynamics.” **วารสารวิทยาศาสตร์ทักษิณ**. 3(1) : 33-42.
- [28] J. k. Gunarathna and R. Munasinghe, “Development of a Quad-rotor Fixed-wing Hybrid Unmanned Aerial Vehicle,” in 2018 **Moratuwa Engineering Research Conference (MERCon)**, Moratuwa, Sri Lanka, 2018, pp. 72–77, doi: 10.1109/MERCon.2018.8421941.
- [29] M. Okulski and M. Ławryńczuk, “A small UAV optimized for efficient Long-Range and VTOL missions: an experimental Tandem-Wing quadplane drone,” **applied sciences**, vol. 12, no. 14, 2022, Art. no. 7059, doi: 10.3390/app12147059.
- [30] J. Tang, K. P. Jain, and M. W. Mueller, “QUarTM: A Quadcopter with Unactuated Rotor Tilting Mechanism capable of faster, more agile, and more efficient flight,” **Frontiers in Robotics and AI**, vol. 9, pp. 1–17, 2022, doi: 10.3389/frobt.2022.1033715.

- [31] C. Fegely, O. Juhasz, H. Xin and M. B. Tischler, “Flight Dynamics and Control Modeling with System Identification Validation of the Sikorsky X2 Technology Demonstrator,” **72nd Annual Forum of American Helicopter Society.**, 2016.
- [32] M. Prieto, M. S. Escartí-Guillem and S. Hoyas, “Aerodynamic optimization of a VTOL drone using winglets,” **Results in Engineering**, vol. 17, 2023, Art. no. 100855, doi: 10.1016/j.rineng.2022.100855.
- [33] J. Abinesh and J. Arunkumar, “CFD Analysis of Aerodynamic Drag Reduction and Improve Fuel Economy,” **International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research**, vol.3, no.4, pp. 430–440, 2014.
- [34] I. Yuthayanonand, W. Jiajanand and T. Vong-kunghae, “Aerodynamic Analysis of TEagle Eyes X-II Mini UAV by Using CFD,” **NKRAFA Journal of Science and Technology**, vol.17, no.1, pp. 19–31, 2021.
- [35] W. Kuntjoro, A. H. M. Saleh and R. E. M. Nasir, “Flight thrust performance of quadcopter,” **Journal of Mechanical Engineering**, vol. 15, no.1, pp. 210–221, 2018.



เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมเพื่อเพิ่มความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้า สำหรับอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด

A Directional Control Auxiliary Thrust System

to Increase the Forward Speed of a Quadcopter UAV

ชนะพันธ์ ศรีจันทร์^{1*} และ ณัฐวุฒิ เดไปวา²

¹ภาควิชาวิศวกรรมป้องกันประเทศ, คณะวิศวกรรมศาสตร์, สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง
ลาดกระบัง ลาดกระบัง กรุงเทพมหานคร 10520

²ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล, คณะวิศวกรรมศาสตร์, สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบังลาดกระบัง
ลาดกระบัง ลาดกระบัง กรุงเทพมหานคร 10520

Chanapan Srijun^{1,*} and Nattawoot Depaiwa²

¹Department of Defence Engineering, School of Engineering, King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang,
Lat Krabang, Lat Krabang, Bangkok, 10520, Thailand.

²Department of Mechanical Engineering, School of Engineering, King Mongkut's Institute of Technology Ladkrabang,
Lat Krabang, Lat Krabang, Bangkok, 10520, Thailand.

*Corresponding Author E-mail: p.chanapan2590@gmail.com

Received: Nov 13, 2023; Revised: Mar 01, 2024; Accepted: Mar 04, 2024

บทคัดย่อ

งานวิจัยนี้เป็นการนำเสนอวิธีการเพิ่มความเร็วแนวระดับในอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด โดยใช้ระบบควบคุมแรงขับเสริมที่สามารถปรับทิศทางได้ ผู้วิจัยได้นำหลักการควบคุมทิศทางแรงขับ (Thrust vectoring control) มาใช้เพื่อปรับทิศทางแรงขับเสริมในแนวแกนตามยาวของลำตัว ให้สอดคล้องกับทิศทางการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับ โดยได้นำเสนอวิธีการควบคุมกลไกอุปกรณ์ ด้วยระบบควบคุมแบบสัดส่วน-ปริพันธ์-อนุพันธ์ (PID) เพื่อหาการกำหนดอัตราขยายที่เหมาะสม ผลการทดสอบพบว่า วิธีที่ระบบสามารถรักษาเสถียรภาพและสามารถเข้าสู่ค่าที่ต้องการได้แก่ วิธี Ziegler-Nichols Method ในการควบคุมแบบ P, วิธี Ziegler-Nichols Method ในการควบคุมแบบ PD และวิธี Trial and Error Method ในการควบคุมแบบ PID โดยทั้งสามวิธีใช้เวลาในการเข้าสู่ค่าที่ต้องการ 0.693, 1.441 และ 0.563 วินาทีตามลำดับ นอกจากนี้ผู้วิจัยได้ใช้วิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณและสมการการเคลื่อนที่ในการสร้างแบบจำลองความเร็วของอากาศยานไร้คนขับ ผลการจำลองพบว่า ความเร็วของอากาศยานไร้คนขับที่ติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมพร้อมกับใช้แรงขับเสริม 25% กับความเร็วของอากาศยานไร้คนขับที่ไม่ติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม ในมุมการเคลื่อนที่ 2 องศา มีความเร็วเพิ่มขึ้น 35.3 เปอร์เซ็นต์, ในมุมการเคลื่อนที่ 5 องศา มีความเร็วเพิ่มขึ้น 15.9 เปอร์เซ็นต์, ในมุมการเคลื่อนที่ 10 องศา มีความเร็วเพิ่มขึ้น 6.86 เปอร์เซ็นต์ และในมุมการเคลื่อนที่ 15 องศา มีความเร็วเพิ่มขึ้น 4.97 เปอร์เซ็นต์

คำสำคัญ: อากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุน, แรงขับเสริม, การควบคุมทิศทางแรงขับ, การควบคุมแบบ พี ไอ ดี

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่สงวนลิขสิทธิ์ ห้ามนำไปเผยแพร่โดยไม่ได้รับอนุญาต และต้องอ้างถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

Abstract

This research introduces a method to increase the horizontal speed of a quadcopter UAV using an auxiliary thrust system that can be adjusted in direction. The researcher used thrust vectoring control to align the thrust direction with the unmanned aircraft's longitudinal axis. A method for controlling a device mechanism using a proportional-integral-derivative (PID) control system. Based on the test results, it has been concluded that the Ziegler–Nichols Method in P controller, the Ziegler–Nichols Method in PD controller, and the Trial-and-Error method in PID controller are the most effective methods for maintaining system stability and achieving the setpoint. It took 0.693, 1.441, and 0.563 seconds respectively to reach the desired value. The researcher used computational fluid dynamics and equations of motion to simulate a UAV's speed. The simulation results of using 25% additional thrust while moving at a 2-degree angle showed that the unmanned aerial vehicle's speed increased by 35.3% compared to the unmanned aerial vehicle without the auxiliary thrust system. When the pitch angle was increased to 5 degrees, the speed of the UAV increased by 15.9%. At higher pitch angles of 10 degrees, the UAV's speed increased by 6.86%. Finally, at pitch angles of 15 degrees, the speed of the UAV increased by 4.97%.

Keywords: Multirotor UAV, Auxiliary Thrust, Thrust Vectoring Control, PID Controller.

1. บทนำ

อากาศยานไร้คนขับ (Unmanned aerial vehicles: UAVs) คืออากาศยานที่สามารถทำงานได้อย่างอัตโนมัติหรือจากการควบคุมระยะไกล (Remotely piloted vehicles: RPVs) มีบทบาทในการใช้งานหลายด้าน เช่น การลาดตระเวน การค้นหาและกู้ภัย การขนส่ง การสำรวจ และการเกษตร [1],[2] อากาศยานไร้คนขับประเภทปีกหมุนแบบหลายใบพัดเป็นอากาศยานไร้คนขับประเภทหนึ่งที่มีความคล่องตัวสูง บรรทุกน้ำหนักได้มาก สามารถใช้งานพื้นที่จำกัดได้เป็นอย่างดี แต่อย่างไรก็ตาม ข้อเสียหลักของอากาศยานไร้คนขับประเภทนี้คือความเร็วในการบินที่จำกัด ดังมีงานวิจัยของ Janith และ Rohan [3] ได้ศึกษาการใช้อากาศยานไร้คนขับแบบปีกตริ่งขึ้นลงแนวตั้ง Quad plane hydride UAV เป็นการผสมอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนและปีกตริ่งเข้าด้วยกันเพื่อลดข้อจำกัดของอากาศยานไร้คนขับทั้งสองแบบ Michał และ Maciej [4] ได้ออกแบบอากาศยานไร้คนขับในรูปแบบ Tandem wing ที่มีขนาดกระทัดรัด คล่องตัวและรวดเร็ว อีกทั้ง Tang และคณะ [5] ได้ออกแบบกลไกติดตั้งมอเตอร์ที่สามารถปรับเอียงทิศทางได้ในอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนแบบสี่ใบพัด เพื่อเพิ่มความคล่องตัวและความเร็วในการบิน

ผู้วิจัยได้ศึกษาและออกแบบอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนแบบสี่ใบพัดที่มีความเร็วในแนวระดับเพิ่มขึ้นโดยใช้หลักการเดียวกับเฮลิคอปเตอร์แบบผสม (Propulsive compound helicopter) ที่มีการติดตั้งอุปกรณ์สร้างแรงขับเสริมในแนวแกนตามยาวของลำตัว ซึ่งมีสมรรถนะสูงกว่าเฮลิคอปเตอร์แบบดั้งเดิม [6] ทั้งในด้านความเร็วและระยะทำการ [7] นอกจากนี้ผู้วิจัยได้นำหลักการการควบคุมทิศทางแรงขับ (Thrust Vectoring Control) มาใช้ในการปรับทิศทางแรงขับเสริม เพื่อให้สอดคล้องกับทิศทางการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับที่มีการเปลี่ยนแปลง โดยได้นำเสนอวิธีการควบคุมกลไกระบบสร้างแรงขับเสริมที่สามารถปรับทิศทางได้ ด้วยระบบควบคุมแบบสัดส่วน-ปริพันธ์-อนุพันธ์ (Proportional–Integral–Derivative controller: PID) โดยการเปรียบเทียบวิธีการกำหนดอัตราขยายแบบ Ziegler–Nichols, Tyreus–Luyben, Astrom–Hagglund และแบบ Trial and Error เพื่อหาวิธีการควบคุมที่เหมาะสมสำหรับกลไกระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม ในการสร้างแบบจำลองการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับ ผู้วิจัยใช้วิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณและสมการการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับ จำลองการเคลื่อนที่ที่มุม 2, 5, 10 และ 15 องศา พร้อมกับใช้แรง

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ขับเสริม 25% ถึง 100% เพื่อเปรียบเทียบผลของการใช้ระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม ทั้งในด้านความเร็วและการใช้พลังงาน

2. วัตถุประสงค์ของการวิจัย

- 1) ศึกษาและออกแบบอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด ที่สามารถติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมในแนวแกนตามยาวของลำตัว
- 2) ศึกษาและออกแบบระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมให้สอดคล้องกับทิศทางการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด
- 3) เลือกใช้วิธีการควบคุมที่เหมาะสมสำหรับกลไกระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม
- 4) เปรียบเทียบผลของการใช้ระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมในอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด

3. ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

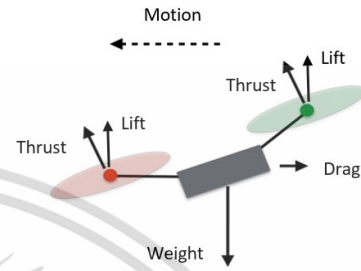
3.1 อากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด และแรงทางอากาศพลศาสตร์

อากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด ถือเป็นเฮลิคอปเตอร์ประเภทหนึ่งที่มีสี่โรเตอร์ มีโรเตอร์สองตัวหมุนตามเข็มนาฬิกาและสองตัวหมุนเข็มนาฬิกา โรเตอร์แต่ละตัวสร้างทั้งแรงยกและแรงบิดที่จุดศูนย์กลางการหมุน [8] โดยแรงทางอากาศพลศาสตร์ที่กระทำต่ออากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดขณะกำลังเคลื่อนที่ประกอบด้วยแรง 4 ชนิด ได้แก่

- 1) แรงขับ (Thrust) เป็นแรงที่เกิดจากการหมุนของใบพัดทั้งสิ้น มีทิศทางตั้งฉากกับอากาศยาน
- 2) แรงต้าน (Drag) เป็นแรงที่ต้านการเคลื่อนที่ของอากาศยานในขณะที่เคลื่อนที่ผ่านอากาศ มีทิศทางตรงข้ามกับทิศทางการเคลื่อนที่
- 3) แรงยก (Lift) เป็นแรงที่เกิดจากการหมุนของใบพัดทั้งสิ้น ทำให้อากาศยานยกตัวขึ้นสู่อากาศมีทิศทางในแนวตั้งตรงข้ามกับแรงโน้มถ่วงของโลก

4) น้ำหนัก (Weight) เป็นแรงที่กระทำต่ออากาศยาน ณ จุดศูนย์กลางมวลของอากาศยานมีทิศทางเข้าสู่พื้นโลกในแนวดิ่ง

โดยแรงทางอากาศพลศาสตร์ทั้ง 4 สามารถแสดงในรูปแบบแผนภาพวัตถุอิสระดังรูปที่ 1



รูปที่ 1 แรงทางอากาศพลศาสตร์ที่กระทำต่ออากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด

3.2 แบบจำลองระบบ

อากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด ทำงานโดยมอเตอร์ไฟฟ้าที่ถูกจัดเรียงเป็นคู่และมีทิศทางการหมุนที่เป็นเอกลักษณ์ การออกแบบนี้ส่งผลให้แรงบิดจากมอเตอร์คู่ตรงข้ามกันกำจัดแรงบิดจากการหมุน ทำให้อากาศยานสามารถรักษาทิศทางที่คงที่ได้ในขณะที่ลอยอยู่ การเคลื่อนที่ของอากาศยานสี่ใบพัด มีทั้งหมด 6 องศาอิสระ (Degree of Freedom) ประกอบไปด้วย การเคลื่อนที่แบบไถล (Translation) 3 ทิศทาง และการเคลื่อนที่แบบหมุนรอบแกน (Rotation) 3 ทิศทาง ความสัมพันธ์ของเวกเตอร์ตำแหน่งและทิศทางการเคลื่อนที่ แสดงในสมการที่ (1)–(7) [9],[10]

$$R(\psi) = \begin{bmatrix} \cos(\psi) & \sin(\psi) & 0 \\ -\sin(\psi) & \cos(\psi) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (1)$$

$$R(\theta) = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & 0 & -\sin(\theta) \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin(\theta) & 0 & \cos(\theta) \end{bmatrix} \quad (2)$$

$$R(\phi) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\phi) & \sin(\phi) \\ 0 & -\sin(\phi) & \cos(\phi) \end{bmatrix} \quad (3)$$

เมื่อ R คือ Rotational Matrix และ ψ, θ, ϕ คือมุมการหมุนในทิศทาง yaw, pitch และ roll ตามลำดับ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ผลรวมของแรงที่กระทำต่ออากาศยานไร้คนขับแสดงในสมการที่ (4) เมื่อ m คือมวลของอากาศยานไร้คนขับ, \dot{X}^G คือความเร็วของอากาศยานไร้คนขับ, F_T คือผลรวมของแรงจากการหมุนของมอเตอร์ไฟฟ้า และ F_d คือ แรงต้านทางอากาศพลศาสตร์

$$m\ddot{X}^G = F_g - F_T^G - F_d \quad (4)$$

โดยแรงจากผลของแรงโน้มถ่วงของโลก F_g ถูกแสดงในสมการที่ (5) เมื่อ g คือค่าความเร่งโน้มถ่วงของโลก

$$F_g = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ mg \end{bmatrix} \quad (5)$$

แรงต้านทางอากาศพลศาสตร์ถูกแสดงในสมการที่ (6) เมื่อ K_d คือ สัมประสิทธิ์แรงต้านแรงต้านอากาศ และ $\dot{X}^G, \dot{Y}^G, \dot{Z}^G$ คือความเร็วในแกน x, y และ z ตามลำดับ

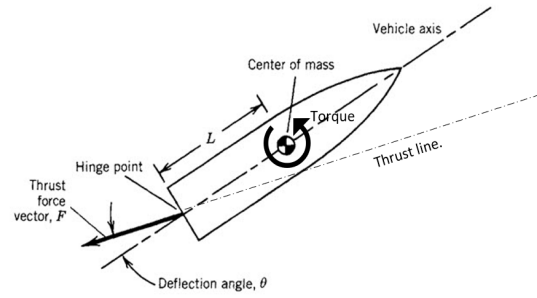
$$F_d = \begin{bmatrix} K_{dx} & 0 & 0 \\ 0 & K_{dy} & 0 \\ 0 & 0 & K_{dz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{X}^G \\ \dot{Y}^G \\ \dot{Z}^G \end{bmatrix} \quad (6)$$

ผลรวมของแรงจากการหมุนของมอเตอร์ไฟฟ้า F_T แสดงในสมการที่ (7) เมื่อ F_i คือแรงจากการหมุนของมอเตอร์ไฟฟ้าแต่ละตัว

$$F_T^b = \sum_{i=1}^4 F_i \quad (7)$$

3.3 ระบบควบคุมทิศทางแรงขับ

การควบคุมทิศทางแรงขับ (Thrust Vector Control: TVC) เป็นกลไกที่ถูกใช้ในอากาศยาน จรวด ขีปนาวุธเชิงยุทธวิธี และอากาศยานไร้คนขับบางประเภท โดยการเปลี่ยนแปลงทิศทางหรือปริมาณแรงขับจากเครื่องขดส่งผลให้เกิดแรงบิดรอบจุดศูนย์กลางมวล [11] ดังแสดงในรูปที่ 2 เป็นการเพิ่มประสิทธิภาพในการเปลี่ยนแปลงทิศทาง วิธี และท่าทางของยานพาหนะ [12] ลดการใช้พื้นที่ควบคุมในบางสภาวะที่การควบคุมตามหลักอากาศพลศาสตร์อาจไม่มีประสิทธิภาพ [13],[14]



รูปที่ 2 การควบคุมทิศทางแรงขับของจรวด โดยการเบี่ยงเบนท่อไอพ่น

3.4 ระบบควบคุม แบบ PID

ในอุตสาหกรรม ระบบกลไกส่วนใหญ่ถูกควบคุมโดยการควบคุมแบบ PID ซึ่งรวมถึงวิธีการออกแบบระบบควบคุมของอากาศยานไร้คนขับ [15] ระบบควบคุมแบบ PID หรือระบบควบคุมแบบสัดส่วน-ปริพันธ์-อนุพันธ์ นี้ช่วยเพิ่มเสถียรของระบบและลดข้อผิดพลาดในสถานะคงตัว โดยการคำนวณข้อผิดพลาดระหว่างค่าที่วัดได้กับค่าที่ต้องการ อัตราขยายจะได้รับการปรับแต่งตามข้อกำหนดการออกแบบระบบ เพื่อควบคุมผลลัพธ์ที่ต้องการอย่างแม่นยำ [16] ผลรวมของการควบคุมแบบ พี ไอ ดี คือ การนำผลของสัญญาณขาออกแบบสัดส่วน ปริพันธ์ และอนุพันธ์มารวมกัน เป็นสัญญาณขาออกของระบบควบคุม ดังแสดงในสมการที่ (8)

$$u(t) = K_p e(t) + K_i \int_0^t e(\tau) d\tau + K_d \frac{d}{dt} e(t) \quad (8)$$

เมื่อ, K_p คืออัตราขยายสัดส่วน, K_i คืออัตราขยายปริพันธ์, K_d คืออัตราขยายอนุพันธ์, $e(t)$ คือ ค่าความผิดพลาด

ในงานวิจัยนี้การเลือกใช้วิธีการควบคุมกลไกระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม เป็นการเปรียบเทียบวิธีการกำหนดอัตราขยายแบบดั้งเดิม (Classical tuning techniques) 4 วิธี ได้แก่ วิธีการกำหนดอัตราขยายแบบ Ziegler–Nichols, วิธีการกำหนดอัตราขยายแบบ Tyreus–Luyben, วิธีการกำหนดอัตราขยายแบบ Astrom–Hagglund และวิธีการกำหนดอัตราขยายแบบ Trial and Error ซึ่งมีขั้นตอนในการกำหนดค่าตัวแปรที่แตกต่างกัน [16–18] ดังแสดงในตารางที่ 1–4

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ตารางที่ 1 วิธีการกำหนดอัตราขยายแบบ Ziegler–Nichols

Control Type	K_p	K_i	K_d
P	$0.5K_u$	-	-
PI	$0.45K_u$	$0.54K_u/T_u$	-
PD	$0.8K_u$	-	$0.1K_uT_u$
Classic PID	$0.6K_u$	$1.2K_u/T_u$	$0.075K_uT_u$
Modified PID	$0.33K_u$	$0.5T_u$	$0.33T_u$

เมื่อ K_u คือ Ultimate gain และ T_u คือ Ultimate period

ตารางที่ 2 วิธีการกำหนดอัตราขยายแบบ Tyreus–Luyben

Control Type	K_p	K_i	K_d
PI	$0.3125K_u$	$2.2T_u$	-
PID	$0.454K_u$	$2.2T_u$	$0.1587T_u$

ตารางที่ 3 วิธีการกำหนดอัตราขยายแบบ Astrom–Hagglund

Control Type	K_p	K_i	K_d
PD	$0.32K_u$	$0.94T_u$	-

ตารางที่ 4 วิธีการกำหนดอัตราขยายแบบ Trial and Error

Closed-Loop Response	Rise time	Over-shoot	Settling time	Steady-state error
Increase K_p	Decrease	Increase	Small Increase	Decrease
Increase K_i	Small Decrease	Increase	Increase	Large Decrease
Increase K_d	Small Decrease	Decrease	Decrease	Minor Change

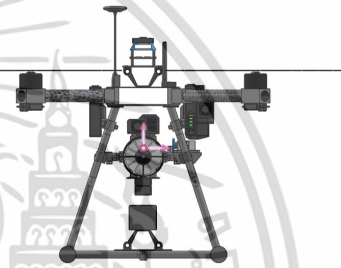
4. วิธีการดำเนินงานวิจัย

4.1 เครื่องมือที่ใช้ในงานวิจัย

1) อากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด ขนาดเส้นทแยงมุม 680 มิลลิเมตร น้ำหนัก 4,015 กรัม

2) ระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม ถูกติดตั้งได้ โครงสร้างอากาศยานไร้คนขับ ณ บริเวณใกล้เคียงจุดศูนย์กลางมวล ดังแสดงในรูปที่ 3 เพื่อลดผลกระทบจากแรงบิดที่เกิดขึ้นในขณะทำงาน

ผู้วิจัยได้เลือกใช้ Electric Ducted Fan (EDF) เป็นส่วนให้แรงขับเสริมเนื่องจากมีขนาดกะทัดรัดและให้แรงขับสูง ติดตั้งเซอร์โวมอเตอร์กับก้านต่อเข้ากับจุดหมุนเพื่อสามารถปรับทิศทางแรงขับได้ในรูปแบบการทำงานของ Gimbaled Thrust Vectoring มีน้ำหนัก 750 กรัม และมีน้ำหนักรวม 4,765 กรัม เมื่อรวมกับน้ำหนักของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด



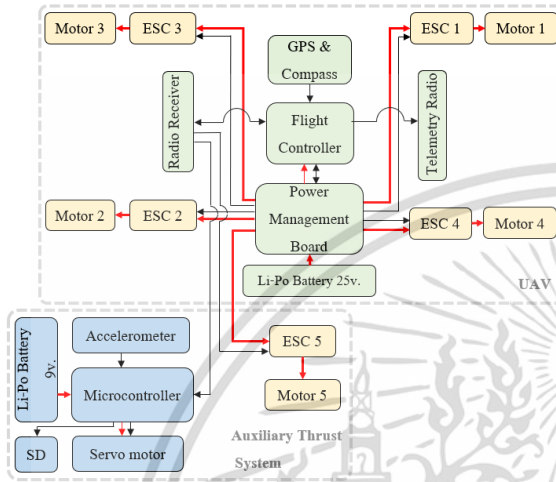
รูปที่ 3 ตำแหน่งจุดศูนย์กลางมวลจากมุมมองด้านหน้าของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด

4.2 หลักการทำงาน

อากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด ประกอบด้วยอุปกรณ์พื้นฐานได้แก่ อุปกรณ์ตรวจวัดอัตราเชิงมุม ไจโรสโคป อุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุ อุปกรณ์รับสัญญาณจีพีเอส อุปกรณ์สื่อสารไร้สาย และแบตเตอรี่ ซึ่งค่าตัวแปรจากอุปกรณ์ทั้งหมดนี้จะถูกประมวลผลผ่านชุดควบคุมการบินอัตโนมัติ ก่อนที่จะถูกส่งต่อสัญญาณในรูปแบบค่าการปรับความกว้างพัลส์ (Pulse Width Modulation: PWM) ไปยังวงจรควบคุมความเร็วอิเล็กทรอนิกส์ (Electronic speed controller: ESC) เพื่อให้คำสั่งมอเตอร์ไฟฟ้าที่ 1 ถึง 4 ในการสร้างแรงขับเกิดการเปลี่ยนแปลงท่าทางและการเคลื่อนที่ ในการควบคุมทิศทางแรงขับเสริม ใช้การรับคำสั่งสัญญาณการปรับความกว้างพัลส์ (PWM) จากอุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุ (Radio Receiver) ได้แก่สัญญาณ PWM Throttle เพื่อนำมาคำนวณควบคุมคู่กับมุมการเคลื่อนที่ของอากาศยานจากโมดูลวัดความลาดเอียงวัตถุ (Accelerometer) โดยบอร์ดควบคุมขนาดเล็ก (Microcontroller)

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

และปรับทิศทางของแรงขับเสริมด้วยเซอร์โวมอเตอร์ ในการปรับปริมาณของแรงขับถูกกำหนดจากผู้วิจัยโดยตรง โดยการส่งคำสั่งสัญญาณควบคุมจากอุปกรณ์ส่งสัญญาณวิทยุ มิมอเตอร์ไฟฟ้าที่ 5 เป็นอุปกรณ์สร้างแรงขับเสริม โดยมีภาพรวมการเชื่อมต่ออุปกรณ์และการทำงานดังแสดงในรูปที่ 4



รูปที่ 4 การเชื่อมต่ออากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดและระบบควบคุมแรงขับเสริม

4.3 การควบคุมทิศทางแรงขับเสริม

สำหรับอากาศยานไร้คนขับประเภทปีกหมุนแบบสี่ใบพัด จุดศูนย์กลางการเคลื่อนที่จะอยู่ ณ จุดศูนย์กลางมวลของอากาศยาน ผู้วิจัยติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมให้อยู่บริเวณใกล้เคียงจุดศูนย์กลางมวลของอากาศยานและสามารถปรับทิศทางให้สอดคล้องกับทิศทางเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับ ในการควบคุมทิศทางแรงขับเสริมหรือทิศทางของ Electric Ducted Fan θ_{EDF} ต้องอาศัยตัวแปรจากสามส่วนได้แก่ ผลรวมของแรงในทิศทางตั้งฉากลำตัวอากาศยาน $\sum_{i=1}^4 F_i$, ทิศทางแรงลัพธ์ของอากาศยานไร้คนขับ θ_R และการควบคุมกลไกระบบควบคุมแรงขับเสริม จากการทดสอบการบินรักษาดำแหน่งที่ความสูงคงที่ (Hovering) ซึ่งมีค่าการปรับความกว้างพัลส์ 1500 μs ผลรวมของแรงในทิศทางตั้งฉากลำตัวจะมีค่าเท่ากับน้ำหนักของอากาศยานไร้คนขับ ดังแสดงในสมการที่ (9)

$$F_t^b = \sum_{i=1}^4 F_i = mg \tag{9}$$

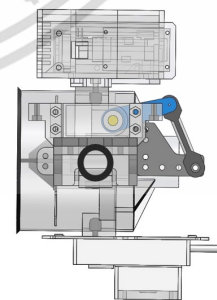
การวัดค่าแรงในทิศทางตั้งฉากลำตัวอากาศยาน ผู้วิจัยได้ทดสอบและเก็บข้อมูลโดยใช้วิธีทดสอบแรงขับสถิต (Static thrust testing) [19] และเปรียบเทียบกับเอกสารข้อมูลการทดสอบจากผู้ผลิต จึงได้ความสัมพันธ์ระหว่างผลรวมของแรงในทิศทางตั้งฉากลำตัวอากาศยานไร้คนขับกับการปรับความกว้างพัลส์ ดังแสดงในสมการที่ (10)

$$F_t^b = 0.078PWM_{Throttle} - 70.2396 \tag{10}$$

โดยทิศทางแรงลัพธ์ของอากาศยานไร้คนขับ θ_R แสดงในสมการที่ (11)

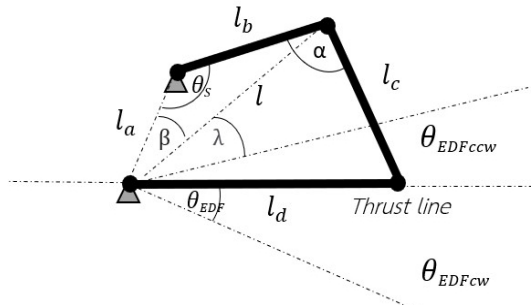
$$\theta_R = \text{Tan}^{-1} \left(\frac{\sum_{i=1}^4 F_i \times \cos \theta - mg}{\sum_{i=1}^4 F_i \times \sin \theta} \right) \tag{11}$$

กลไกควบคุมทิศทางแรงขับเสริม เป็นรูปแบบการทำงานของ Gimbaled Thrust Vectoring แบบ 2 มิติ ผู้วิจัยได้ใช้กลไกสี่ก้านต่อโยง (4 bar linkage) เนื่องจากสามารถปรับแก้อัตราส่วนของมุมภายในได้อย่างละเอียด โดยก้านต่อ l_b คือแขนของเซอร์โวมอเตอร์ ก้านต่อ l_c คือก้านต่อโยง (Coupler Link) สามารถตั้งค่าความยาวได้ ก้านต่อ l_d ติดตั้งยึดกับ Gimbal Bearing ณ จุดหมุนซึ่งเป็นจุดศูนย์กลางมวลของอากาศยานไร้คนขับ ก้านต่อ l_d จึงเปรียบเสมือนทิศทางของแรงขับเสริม ดังแสดงในรูปที่ 5 และรูปที่ 6



รูปที่ 5 มุมมองด้านข้างกลไกควบคุมทิศทางแรงขับเสริม โดยการเขียนแบบ 3 มิติ

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 6 กลไกควบคุมทิศทางแรงขับเสริมในรูปแบบกลไกสี่ก้านต่อ โยง (4 bar linkage)

จากรูปที่ 6 ความสัมพันธ์ของมุมภายในกลไกอุปกรณ์ควบคุมทิศทางแรงขับเสริม ซึ่งเปลี่ยนแปลงตลอดเวลาตามการทำงานของเซอร์โวมอเตอร์ θ_s สามารถคำนวณจากสมการที่ (12)–(15)

$$l = \sqrt{l_b^2 - l_a^2 - 2l_b l_a \cos \theta_s} \quad (12)$$

$$\beta = \sin^{-1} \left\{ \frac{l_b}{l} \sin \theta_s \right\} \quad (13)$$

$$\alpha = \cos^{-1} \left\{ \frac{l^2 + l_c^2 - l_d^2}{2ll_c} \right\} \quad (14)$$

$$\lambda = \sin^{-1} \left\{ \frac{l_c}{l_d} \sin \alpha \right\} \quad (15)$$

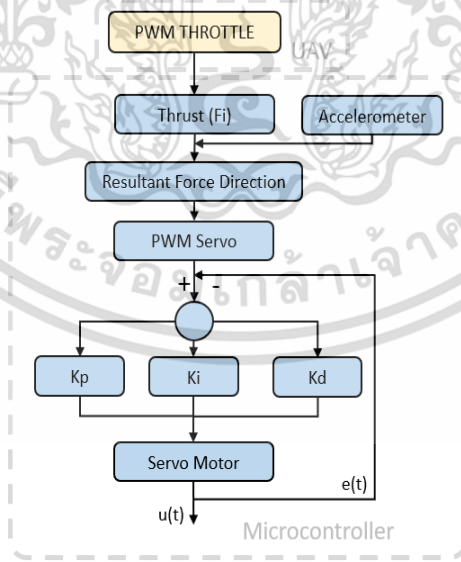
และทิศทางของแรงขับเสริม θ_{EDF} สามารถคำนวณจากสมการที่ (16)

$$\theta_{EDF} = \pi - \beta - \lambda \quad (16)$$

ความสัมพันธ์ระหว่างค่าการปรับความกว้างพัลส์ (PWM) กับมุมการเคลื่อนที่ของกลไกควบคุมทิศทางแรงขับเสริม สามารถสร้างเป็นความสัมพันธ์ด้วยสมการเส้นตรงดังแสดงในสมการที่ (17)

$$\theta_{EDF} = 0.05643 \times PWM_{Servo} - 76.162 \quad (17)$$

เมื่ออากาศยานไร้คนขับได้รับคำสั่งสัญญาณควบคุมจากผู้วิจัย สัญญาณค่าการปรับความกว้างพัลส์จากอุปกรณ์รับสัญญาณวิทยุจะถูกอ่านค่าโดยบอร์ดควบคุมขนาดเล็ก เพื่อแปลงค่าเป็นแรงในทิศทางตั้งฉากลำตัวอากาศยานไร้คนขับ F_T และคำนวณควบคู่กับมุมการเคลื่อนที่ไปด้านหน้า (Pitch) ซึ่งอ่านค่าโดยโมดูลวัดความลาดเอียงวัตถุ (Accelerometer) เพื่อใช้ในการคำนวณทิศทางการเคลื่อนที่ของอากาศยาน ดังแสดงในรูปที่ 7



รูปที่ 7 แผนภาพลำดับการทำงานของระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม

กลไกระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม ทำงานสอดคล้องตามทิศทางการเคลื่อนที่ของอากาศยานตามที่ถูกคำนวณไว้ก่อนหน้า โดยทำการควบคุมค่าการปรับความกว้างพัลส์ของ

เซอร์โวมอเตอร์ θ_s ด้วยบอร์ดควบคุมขนาดเล็ก Arduino และมีกรเขียนโปรแกรมการควบคุม PID โดยกำหนดให้มุมการเคลื่อนที่ของกลไกควบคุมทิศทางแรงขับเสริม θ_{EDF} อยู่ในช่วง

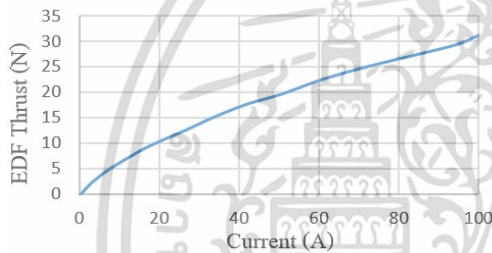
ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

-20 ถึง 40 องศา และทำงานสอดคล้องกับทิศทางแรงลัพธ์ของอากาศยานไร้คนขับ ดังแสดงในสมการที่ (18)

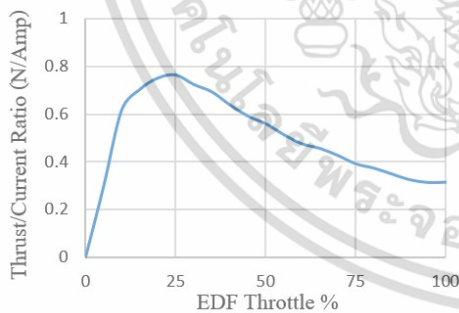
$$\theta_{EDF} = \theta_R \quad (18)$$

4.4 การควบคุมปริมาณแรงขับเสริม

การปรับปริมาณแรงขับเสริม (EDF Thrust: F_{EDF}) ถูกกำหนดจากผู้วิจัยโดยการปรับสัญญาณค่าการปรับความกว้างพัลส์ผ่านอุปกรณ์ส่งสัญญาณวิทยุ จากการทดสอบแรงขับสถิตทำให้ทราบความสัมพันธ์ระหว่างปริมาณแรงขับเสริมกับกระแสไฟฟ้าที่ใช้ ดังแสดงในรูปที่ 8 และอัตราส่วนแรงขับเสริมต่อการใช้กระแสไฟฟ้ากับปริมาณคันเร่ง ดังแสดงในรูปที่ 9



รูปที่ 8 แผนภาพความสัมพันธ์ระหว่างแรงขับเสริมกับกระแสไฟฟ้า



รูปที่ 9 แผนภาพความสัมพันธ์ระหว่างอัตราส่วนแรงขับเสริมต่อการใช้กระแสไฟฟ้ากับปริมาณคันเร่ง

4.5 การตั้งค่าระบบควบคุม PID

การกำหนดอัตราขยายของกลไกระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม ผู้วิจัยได้เลือกใช้วิธีการในการกำหนดอัตราขยาย 4 วิธี ได้แก่ Ziegler–Nichols Method, Tyreus–Luyben Method, Astrom–Hagglund Method และ Trial &

Error Method ในสามวิธีแรกเป็นการกำหนดอัตราขยายจากวิธีการวัดค่า Ultimate gain ซึ่งมีค่าเท่ากับ 1.85 และ Ultimate period มีค่าเท่ากับ 0.2 วินาที

4.6 การทดสอบ

ในการทดสอบ ถูกแบ่งออกเป็น 3 ขั้นตอนได้แก่

1) การทดสอบการปรับทิศทางกลไกระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม ผู้วิจัยได้จำลองสถานะการบินของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด โดยเป็นการบินเดินทางไปยังข้างหน้าและรักษาระดับความสูงคงที่มีโหมดการบิน Position Hold โดยการเอียงอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดในมุมการเคลื่อนที่ไปยังข้างหน้า 10 องศาจากแนวระดับ ระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมเริ่มปรับทิศทางจากจุดเริ่มต้นที่มุม 0 องศาซึ่งมีค่าการปรับความกว้างพัลส์ 1000 μ s ไปยังมุม 10 องศาที่ค่าการปรับความกว้าง 1526 μ s

2) การจำลองความเร็วในการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดที่ไม่ติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม กับอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดที่ติดตั้งและใช้งานระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมเป็นการเคลื่อนที่ไปยังข้างหน้าด้วยความสูงคงที่จากสมการการเคลื่อนที่ใน หัวข้อ 3.2 โดยได้เพิ่มตัวแปรปริมาณแรงขับเสริม F_{EDF} ในสมการผลรวมของแรงที่กระทำต่ออากาศยานไร้คนขับดังแสดงในสมการที่ (19)

$$m\dot{X}^G = F_g - F_T^G - F_d + F_{EDF} \quad (19)$$

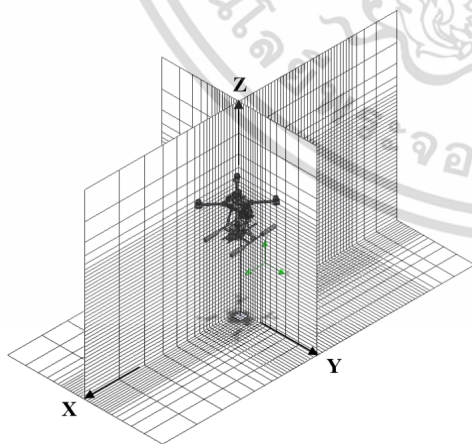
ในการหาความเร่งด้านททางอากาศพลศาสตร์ F_d ผู้วิจัยใช้วิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computational Fluid Dynamics: CFD) ซึ่งเป็นวิธีที่แม่นยำในการใช้วิเคราะห์ด้านอากาศพลศาสตร์ [20],[21] มีโครงสร้างหลักมาจากเทคนิคการคำนวณของระเบียบวิธีเชิงตัวเลข (Numerical Method) เพื่อนำมาใช้ในการจำลอง (Computer-based Simulation) ตามเงื่อนไขขอบ (Boundary Condition) [22] ผู้วิจัยใช้โปรแกรม Solidworks ในการจำลองการเคลื่อนที่ไปยังข้างหน้าของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดที่มุมการเคลื่อนที่คงที่ 2, 5, 10, และ 15 องศา ซึ่งในแต่ละมุมการเคลื่อนที่จะมีการเปลี่ยนแปลงความเร็วของกระแสอากาศที่ไหลผ่านจากทิศทางตรงข้ามกับอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด โดย

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น เมื่อผู้ใดเห็นว่าเป็นประโยชน์ในการนำไปใช้ ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

มีค่าตั้งแต่ 1 ถึง 35 เมตร/วินาที ตัวแปรที่ใช้ในการกำหนดเงื่อนไขค่าขอบถูกแสดงในตารางที่ 5 และการกำหนดทิศทางในการจำลองถูกแสดงในรูปที่ 10

ตารางที่ 5 เงื่อนไขค่าขอบในการสร้างแบบจำลอง

Analysis type	External flow
Flow type	Laminar and Turbulent
Humidity	none
Project fluids	Air
Wall Roughness	0 micrometer
Temperature	30 °C
Pressure	101.325 kPa
Fluids velocity	Velocity X = -Airspeed
	Velocity Y = 0
	Velocity Z = 0
Turbulence intensity	0.1 %
Computational Domain	Xmax: 1.85 m Xmin: -1.85 m
	Ymax: 0.95 m Ymin: -0.95 m
	Zmax: 2.2 m Zmin: 0 m
Level of initial mesh	4
Equidistant Refinement	0.001 m
Goal	Force X (drag force)

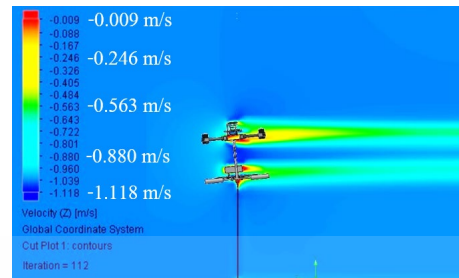


รูปที่ 10 ขอบเขตการคำนวณ (Computational Domain) และการระบุทิศทางในแบบจำลอง

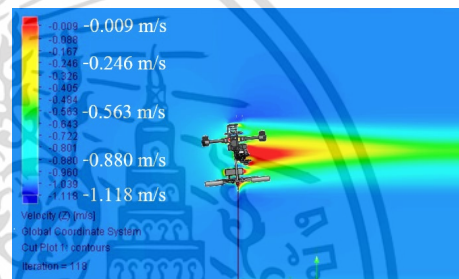
ผลการจำลองด้วยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ ทำให้ทราบลักษณะการกระจายตัวของอัตราเร็วอากาศ

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

(Velocity profile) ที่ไหลผ่านอากาศยานไร้คนขับทั้งสองแบบ ดังแสดงในรูปที่ 11-12

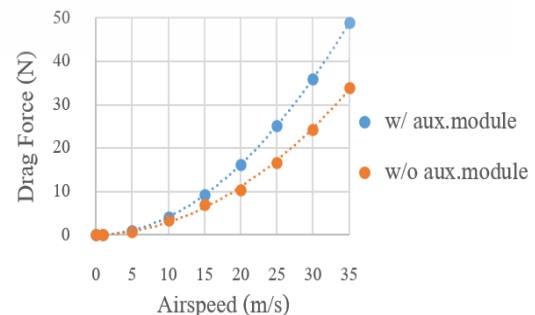


รูปที่ 11 Velocity profile ของอากาศยานไร้คนขับที่ไม่ติดตั้งระบบควบคุมแรงขับเสริม ในระนาบ x-z ในมุมการเคลื่อนที่ 5 องศา ที่ความเร็ว 1 m/s



รูปที่ 12 Velocity profile ของอากาศยานไร้คนขับที่ติดตั้งระบบควบคุมแรงขับเสริม ในระนาบ x-z ในมุมการเคลื่อนที่ 5 องศา ที่ความเร็ว 1 m/s

ผลการจำลองการหาแรงต้านทางอากาศพลศาสตร์ด้วยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ ที่มุมการเคลื่อนที่ 2 องศาของอากาศยานไร้คนขับที่ไม่ติดตั้ง และติดตั้งระบบควบคุมแรงขับเสริม สามารถแสดงความสัมพันธ์ของแรงต้านอากาศ F_{dx} ของอากาศยานไร้คนขับ กับความเร็วกระแสอากาศ AS ดังแสดงในรูปที่ 13



รูปที่ 13 ความสัมพันธ์ของแรงต้านอากาศของอากาศยานไร้คนขับทั้งสองแบบ กับความเร็วกระแสอากาศ

จากรูปที่ 13 สามารถแสดงความสัมพันธ์ระหว่างแรงต้านอากาศของอากาศยานไร้คนขับที่ไม่ติดตั้งและติดตั้งระบบควบคุมแรงขับเคลื่อนกับความเร็วกะแสอากาศ ในรูปแบบของสมการกำลังสอง ดังสมการที่ (20)–(21) ตามลำดับ

$$F_{dx} = 0.0269AS^2 + 0.0106AS - 0.1423 \quad (20)$$

$$F_{dx} = 0.0389AS^2 + 0.0364AS - 0.0569 \quad (21)$$

ในทำนองเดียวกันที่มุมการเคลื่อนที่ 5, 10 และ 15 องศาสามารถแสดงความสัมพันธ์ ในรูปแบบของสมการกำลังสอง ดังสมการที่ (22)–(27)

มุมการเคลื่อนที่ 5 องศา

$$F_{dx} = 0.0287AS^2 + 0.0003AS - 0.0135 \quad (22)$$

$$F_{dx} = 0.0383AS^2 + 0.0005AS - 0.0145 \quad (23)$$

มุมการเคลื่อนที่ 10 องศา

$$F_{dx} = 0.0286AS^2 + 0.0004AS - 0.0108 \quad (24)$$

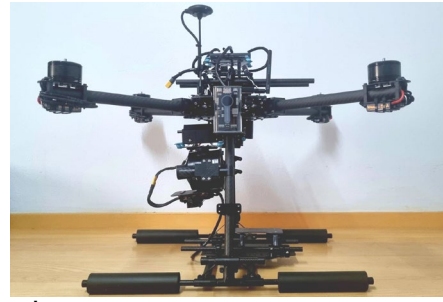
$$F_{dx} = 0.0373AS^2 + 0.0011AS - 0.0166 \quad (25)$$

มุมการเคลื่อนที่ 15 องศา

$$F_{dx} = 0.0301AS^2 + 0.0026AS - 0.0131 \quad (26)$$

$$F_{dx} = 0.0380AS^2 + 0.00009AS - 0.0150 \quad (27)$$

3) การบินทดสอบอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดที่ติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเคลื่อน เพื่อเปรียบเทียบผลลัพธ์จากการบินทดสอบกับผลลัพธ์จากการสร้างแบบจำลอง โดยอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดถูกสร้างและปรับปรุงควบคู่กับการเขียนแบบ 3 มิติ ทดสอบในสภาพแวดล้อมจริง ดังแสดงในรูปที่ 14–15



รูปที่ 14 อากาศยานไร้คนขับที่ใช้ในการทดสอบ



รูปที่ 15 อากาศยานไร้คนขับขณะทำการบินทดสอบ

4.7 ขอบเขตการทดสอบ

- 1) พิจารณาความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้าเท่านั้น
- 2) กำหนดระดับความสูงคงที่ 2 เมตร
- 3) มุมการเคลื่อนที่ไปข้างหน้า (Pitch) ของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด ไม่เกิน 5 องศา
- 4) ระบบควบคุมทิศทางแรงขับเคลื่อน มีการใช้แรงขับเคลื่อน 25%

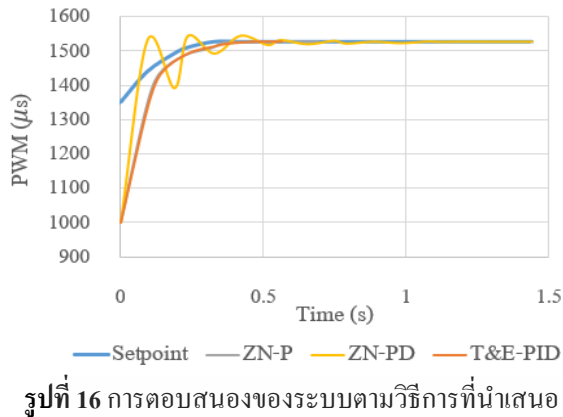
5. ผลการวิจัย

5.1 ผลการทดสอบการปรับทิศทางของระบบควบคุมทิศทางแรงขับเคลื่อน

ในการทดสอบการปรับทิศทางของระบบควบคุมทิศทางแรงขับเคลื่อน ผู้วิจัยได้นำเสนอ 3 รูปแบบที่ระบบมีเสถียรภาพ และสามารถเข้าสู่ค่าสุดท้าย ได้แก่ วิธี Ziegler–Nichols ในการควบคุมแบบ P, วิธี Ziegler–Nichols ในการควบคุมแบบ PD และวิธี Trial and Error ในการควบคุมแบบ PID โดยระบบควบคุมทิศทางแรงขับเคลื่อนเริ่มปรับทิศทางจากจุดเริ่มต้นที่ค่าการปรับความกว้างพัลส์ $1000 \mu s$ ไปยังมุม 10 องศา (Setpoint) ที่ค่าการปรับความกว้างพัลส์ $1526 \mu s$ มีช่วงเวลาที่การตอบสนองไต่ระดับ (Rise time), ช่วงเวลาที่การตอบสนองเริ่มเข้าสู่ค่าสุดท้าย (Settling time) ที่ 0.5%, ค่าสูงสุดของการตอบสนองจากค่าสุดท้าย (Overshoot) และเวลาที่เข้าสู่ค่าที่ต้องการ ดังแสดงในรูปที่ 16 และตารางที่ 6

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น เมื่อผู้ดูแลเนื้อหาเว็บไซต์ปรับเปลี่ยนเนื้อหา

ไม่ว่ากรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้



รูปที่ 16 การตอบสนองของระบบตามวิธีการที่นำเสนอ

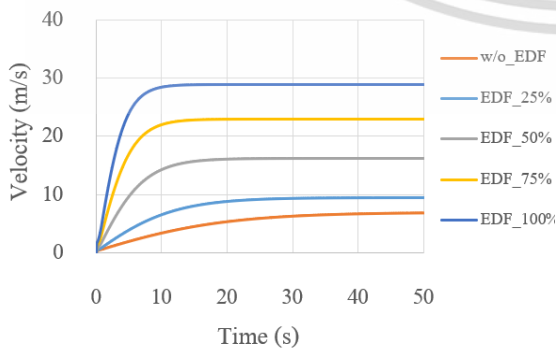
ตารางที่ 6 ผลตอบสนองของระบบตามวิธีการที่นำเสนอ

Method	Rise time	Settling time	Overshoot	Time to setpoint
Z-N, P	0.1	0.33	0	0.693
Z-N, PD	0.02	0.55	1.1	1.441
T&E, PID	0.11	0.47	0	0.563

จากตารางที่ 6 ผลตอบสนองของระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมในวิธี Ziegler-Nichols ในการควบคุมแบบ P, วิธี Ziegler-Nichols ในการควบคุมแบบ PD และ วิธี Trial and Error ในการควบคุมแบบ PID โดยทั้งสามวิธี ระบบใช้เวลาในการเข้าสู่ค่าที่ต้องการ 0.693, 1.441 และ 0.563 วินาที ตามลำดับ

5.2 ผลการจำลองการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับ

ผลการจำลองการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับที่มุมการเคลื่อนที่ 2 องศา พร้อมกับใช้แรงขับเสริม 25% ถึง 100% แสดงในรูปที่ 17

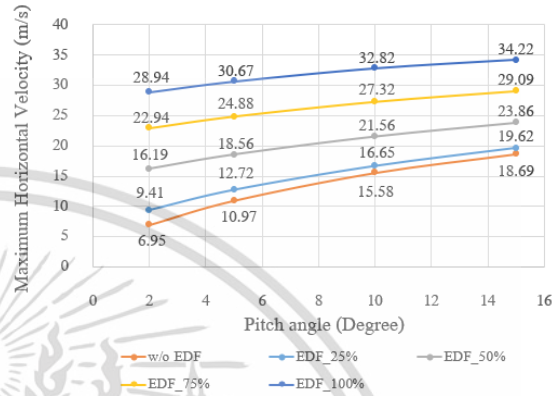


รูปที่ 17 แผนภาพความเร็วแนวระดับของอากาศยาน

ไร้คนขับที่มุมการเคลื่อนที่ 2 องศา

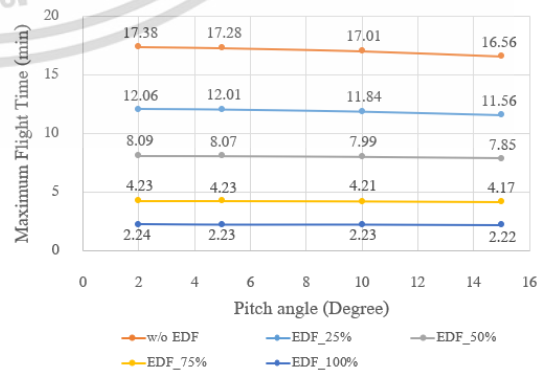
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ในการทำงานเดียวกัน สามารถสร้างแผนภาพแสดงผลการจำลองที่มุมการเคลื่อนที่ 2, 5, 10 และ 15 องศา และเปรียบเทียบความเร็วแนวระดับสูงสุด ดังแสดงในรูปที่ 18 และเวลาในการบินสูงสุด ณ ปริมาณแรงขับเสริมต่างๆ ดังแสดงในรูปที่ 19



รูปที่ 18 แผนภาพเปรียบเทียบความเร็วแนวระดับสูงสุดของอากาศยานไร้คนขับทั้งสองแบบ

จากรูปที่ 18 ในมุมการเคลื่อนที่ 2, 5, 10 และ 15 องศาอากาศยานไร้คนขับที่ไม่ติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม มีความเร็วในแนวระดับ 6.95, 10.97, 15.58 และ 18.69 เมตร/วินาที ขณะที่อากาศยานไร้คนขับที่ติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมและใช้งาน ณ อัตราส่วนแรงขับเสริมต่อการใช้กระแสไฟฟ้าสูงสุดหรือ 25% มีความเร็ว 9.41 เมตร/วินาที (เพิ่มขึ้น 35.3%), 12.72 เมตร/วินาที (เพิ่มขึ้น 15.9%), 16.65 เมตร/วินาที (เพิ่มขึ้น 6.86%) และ 19.62 เมตร/วินาที (เพิ่มขึ้น 4.97%)



รูปที่ 19 แผนภาพเปรียบเทียบเวลาในการบินสูงสุดของอากาศยานไร้คนขับทั้งสองแบบ

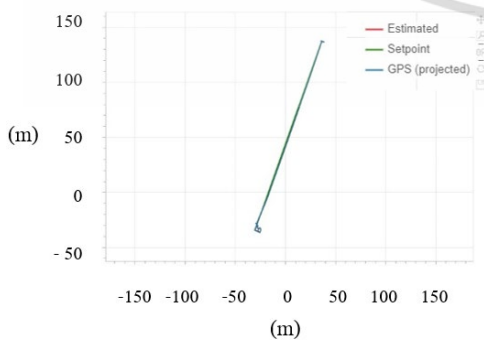
จากรูปที่ 19 ในมุมมองเคลื่อนที่ 2, 5, 10 และ 15 องศา อากาศยานไร้คนขับที่ไม่ติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมมีเวลาในการบินสูงสุด 17.38, 17.28, 17.01 และ 16.56 นาที ขณะที่อากาศยานไร้คนขับที่ติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม พร้อมกับใช้แรงขับ 25% มีเวลาในการบินสูงสุด 12.06, 12.01, 11.84 และ 11.56 นาที ลดลง 5.32, 5.26, 5.17 และ 5.00 นาทีตามลำดับ

5.3 ผลการบินทดสอบพร้อมกับการใช้งานระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม

บันทึกผลการบินจากชุดควบคุมการบินอัตโนมัติถูกอ่านค่าด้วยโปรแกรม Px4 Flight Review และ PlotJuggler อากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัคทำการบินด้วยความสูง 2 เมตรและทิศทางคงที่ทิศทาง 20 องศาจากทิศเหนือ มีระยะทางจากจุดเริ่มต้นถึงจุดสุดท้าย 180 เมตร ในการกำหนดระบบพิกัดฉาก ให้ทิศเหนือแทนด้วยสัญลักษณ์ “x” และทิศตะวันออกแทนด้วยสัญลักษณ์ “y” และให้มุมการเคลื่อนที่ไปข้างหน้ามีสัญลักษณ์แสดงทิศทางเป็นลบ ดังแสดงในรูปที่ 20-21



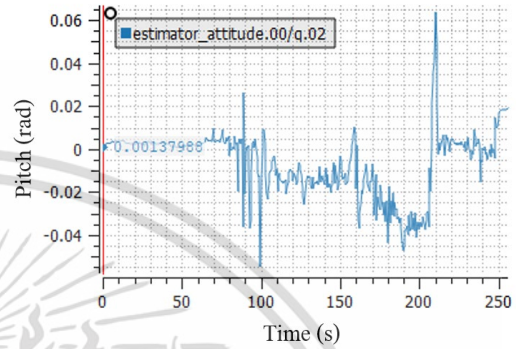
รูปที่ 20 เส้นทางเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับ



รูปที่ 21 เส้นทางเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับในระบบพิกัดฉาก

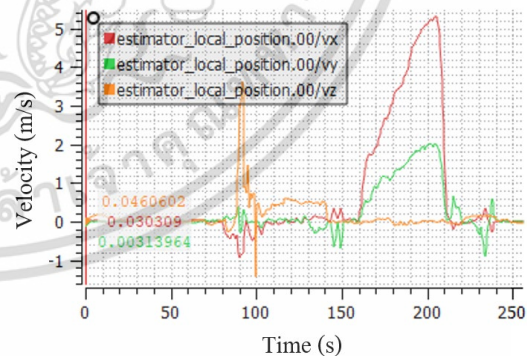
เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

ในการเดินทางไปข้างหน้า อากาศยานไร้คนขับเคลื่อนที่จากหยุดนิ่ง มุม 0 เรเดียนในวินาทีที่ 159 จนถึงมุม -0.035 เรเดียน (-2 องศา) ในวินาทีที่ 192 และรักษามุมการเคลื่อนที่คงที่ จนกระทั่งหยุดนิ่งในวินาทีที่ 204 ดังแสดงในรูปที่ 22



รูปที่ 22 มุมการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับจากการบันทึกของชุดควบคุมการบินอัตโนมัติ

ความเร็วของอากาศยานไร้คนขับถูกแบ่งออกเป็น 3 ส่วน ได้แก่ ความเร็วในทิศเหนือ แสดงในสัญลักษณ์ “vx” ความเร็วในทิศตะวันออก แสดงในสัญลักษณ์ “vy” และความเร็วในแนวตั้ง แสดงในสัญลักษณ์ “vz” ดังแสดงในรูปที่ 23



รูปที่ 23 ความเร็วในการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับ จากการบันทึกของชุดควบคุมการบินอัตโนมัติ

จากการบินทดสอบอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัคที่มีมุมการเคลื่อนที่ 2 องศา พร้อมกับใช้แรงขับเสริม 25% สามารถนำแผนภาพความเร็วในทิศเหนือ และความเร็วในทิศตะวันออก (รูปที่ 23) มาสร้างเป็นแผนภาพ

ความเร็วในแนวระดับ ดังแสดงในชื่อ “Experiment” ในรูปที่ 24

เมื่อเปรียบเทียบกับผลการจำลองพบว่า ในแบบจำลองอากาศยานไร้คนขับสามารถทำความเร็วสูงสุดที่ 9.41 เมตร/วินาที แสดงในชื่อ “Simulation_Ideal” ขณะที่ในการบินทดสอบจริงอากาศยานไร้คนขับสามารถทำความเร็วสูงสุดได้เพียง 5.62 เมตร/วินาที มีความคลาดเคลื่อนจากแบบจำลอง 3.79 เมตร/วินาที

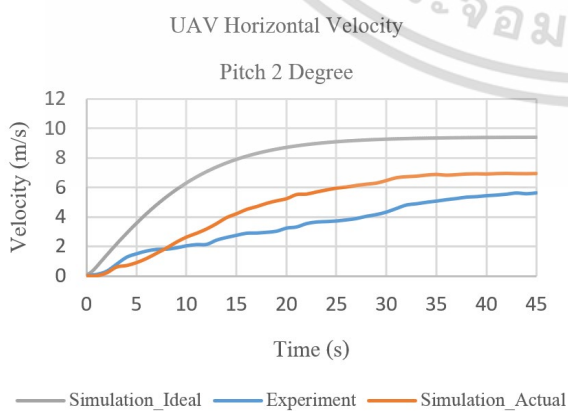
5.4 การปรับปรุงแบบจำลอง

1) เพิ่มผลกระทบจากลม ในขนาดและทิศทางตามสถานะจริง โดยขณะทดสอบมีความเร็วลม 4 นีโอด ทิศทาง 28 องศาจากทิศเหนือ

2) ระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม มีการทำงานในสถานะแรงดันไฟฟ้าที่ลดลงตามการใช้งานของอากาศยานไร้คนขับ จาก 25 โวลต์ เป็น 22.7 โวลต์ ส่งผลให้แรงขับเสริมลดลง จาก 2.10 นิวตัน เป็น 1.76 นิวตัน

3) อัตราการเปลี่ยนแปลงมุมการเคลื่อนที่(Pitch rate) มีการเพิ่มขึ้นที่ไม่คงที่

จากการปรับปรุงแบบจำลองให้สอดคล้องกับสถานะจริงพบว่า อากาศยานไร้คนขับสามารถทำความเร็วสูงสุดที่ 6.96 เมตร/วินาที แสดงในชื่อ “Simulation_Actual” ในขณะที่ผลการบินทดสอบจริงอากาศยานไร้คนขับสามารถทำความเร็วได้สูงสุดที่ 5.62 เมตร/วินาทีที่มีความคลาดเคลื่อนจากแบบจำลอง 1.34 เมตร/วินาที ดังแสดงในรูปที่ 24



รูปที่ 24 แผนภาพเปรียบเทียบความเร็วแนวระดับจากแบบจำลองและการทดสอบอากาศยานไร้คนขับ

6. วิเคราะห์ผลการวิจัย

ในการจำลองการเคลื่อนที่เพื่อเปรียบเทียบความเร็วในแนวระดับและเวลาในการบินสูงสุดของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด พบว่าเมื่อมีการเปลี่ยนแปลงมุมการเคลื่อนที่ ความเร็วในแนวระดับของอากาศยานไร้คนขับจะมีการเปลี่ยนแปลงในลักษณะที่สอดคล้องกันแต่มีผลเพียงเล็กน้อยต่อเวลาในการบินสูงสุด

ที่มุมการเคลื่อนที่ 2 องศา และการใช้แรงขับเสริม 25% ผลการจำลองการเคลื่อนที่ด้วยเงื่อนไขความเร็วที่เท่ากัน 9.4 เมตร/วินาที อากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดที่ติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม มีเวลาในการบินสูงสุด 12.06 นาที น้อยกว่าอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดที่ไม่ติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม ที่มีเวลาในการบินสูงสุด 17.28 นาที ในมุมการเคลื่อนที่ 3.7 องศา

ผลการจำลองการเคลื่อนที่ด้วยเงื่อนไขมุมการเคลื่อนที่เดียวกัน อากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดที่ติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมมีความเร็วในแนวระดับเพิ่มขึ้น 2.46 เมตร/วินาที หรือ 35.3 เปอร์เซ็นต์ และเมื่อทำการบินทดสอบพบว่า ความเร็วในแนวระดับมีแนวโน้มไปในทิศทางเดียวกันกับผลการจำลอง โดยมีความคลาดเคลื่อน 1.34 เมตร/วินาที

อย่างไรก็ตาม ในงานวิจัยนี้มีการอ้างอิงตัวแปร แรงขับสถิติของมอเตอร์ไฟฟ้าที่ใช้ในแบบจำลอง ตามเอกสารข้อมูลการทดสอบจากผู้ผลิต ซึ่งอาจมีความแตกต่างของสภาพแวดล้อมการทดสอบ ได้แก่ อุณหภูมิ ความชื้น และความดันบรรยากาศ ดังนั้นหากสามารถระบุค่าตัวแปรข้างต้นในเงื่อนไขที่ใกล้เคียงกับสภาพแวดล้อมการทดสอบ อาจช่วยลดความคลาดเคลื่อนระหว่างผลการจำลองและผลการบินทดสอบจริงได้

7. สรุป

งานวิจัยนี้เป็นการนำเสนอวิธีการเพิ่มความเร็วนวระดับในอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด โดยใช้ระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม ผลการเปรียบเทียบการกำหนดอัตราขยาย PID พบว่า การกำหนดอัตราขยายวิธี

Trial and Error Method เป็นวิธีที่ระบบใช้เวลาในการเข้าสู่ค่าที่ต้องการน้อยที่สุดที่ 0.563 วินาที

การใช้ระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม สามารถเพิ่มความเร็วในแนวระดับสูงสุดให้อากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดได้ ทั้งนี้การใช้ปริมาณแรงขับเสริมที่เหมาะสมจะช่วยเพิ่มสมรรถนะในการบินให้ดีขึ้นในขณะที่เดียวกันการใช้แรงขับเสริมในปริมาณที่มากขึ้นเป็นการเพิ่มความเร็วยุติให้กับอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดในกรณีที่มุมการเคลื่อนที่ถูกจำกัด

เอกสารอ้างอิง

- [1] Imperial War Museums. "A brief history of drones." [iwm.org.uk. https://www.iwm.org.uk/history/a-brief-history-of-drones](https://www.iwm.org.uk/history/a-brief-history-of-drones) (Accessed: Nov. 13, 2021)
- [2] S. Ahirwar, R. Swarnkar, S. Bhukya and G. Namwade, "Application of drone in agriculture," *International Journal of Current Microbiology and Applied Sciences*, vol. 8, no. 1, pp. 2500–2505, 2019, doi: 10.20546/ijcmas.2019.801.264
- [3] J. k. Gunarathna and R. Munasinghe, "Development of a Quad-rotor Fixed-wing Hybrid Unmanned Aerial Vehicle," in *2018 Moratuwa Engineering Research Conference (MERCOn)*, Moratuwa, Sri Lanka, 2018, pp. 72–77, doi: 10.1109/MERCOn.2018.8421941.
- [4] M. Okulski and M. Ławryńczuk, "A small UAV optimized for efficient Long-Range and VTOL missions: an experimental Tandem-Wing quadplane drone," *applied sciences*, vol. 12, no. 14, 2022, Art. no. 7059, doi: 10.3390/app12147059.
- [5] J. Tang, K. P. Jain, and M. W. Mueller, "QUaRTM: A Quadcopter with Unactuated Rotor Tilting Mechanism capable of faster, more agile, and more efficient flight," *Frontiers in Robotics and AI*, vol. 9, pp. 1–17, 2022, doi: 10.3389/frobt.2022.1033715.
- [6] R. A. Ormiston, "Realizing the potential of the compound helicopter," *Journal of the AHS.*, vol. 62, no.3, pp. 48–51, 2016.
- [7] R. V. V. Petrescu, "'Defiant', a Today Unique Helicopter in the World," *Journal of Aircraft and Spacecraft Technology*, vol. 3, no. 1, pp. 92–106, 2019, doi: 10.3844/jastsp.2019.92.106.
- [8] G. M. Hoffmann, H. Huang, S. L. Waslander and C. J. Tomlin, "Quadrotor Helicopter Flight Dynamics and Control: Theory and Experiment," in *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, Hilton Head, SC, USA, Aug. 20–23, 2007, pp. 1–20, doi: 10.2514/6.2007-6461.
- [9] G. Andrew. "Quadcopter Dynamics and Simulation." [andrew.gibiansky.com https://andrew.gibiansky.com/blog/physics/quadcopter-dynamics/](https://andrew.gibiansky.com/blog/physics/quadcopter-dynamics/) (Accessed: Oct. 23, 2021)
- [10] W. Selby. "System Modeling." [wilselby.com https://wilselby.com/research/arducopter/modeling/](https://wilselby.com/research/arducopter/modeling/) (Accessed: Oct. 23, 2021)
- [11] L. Sopegno, P. Livreri, M. Stefanovic and K. P. Valavanis, "Thrust vector controller comparison for a Finless rocket," *Machines*, vol. 11, no. 3, 2023, Art. no. 394, doi: 10.3390/machines11030394.
- [12] D. Ikaza "Thrust vectoring nozzle for military aircraft engines," in *22nd Congress of International Council of the Aeronautical Sciences*, Harrogate, UK, Aug. 28–1, 2000, pp. 534.1–534.10.
- [13] H. Kikkawa and K. Uchiyama, "Attitude control of a fixed-wing UAV using thrust vectoring system," in *2017 Workshop on Research, Education and Development of Unmanned Aerial Systems (RED-UAS)*, Linköping, Sweden, 2017, pp. 264–269, doi: 10.1109/RED-UAS.2017.8101677.

เอกสารนี้เป็นเอกสารที่สงวนไว้สำหรับการใช้งานเพื่อการศึกษาเท่านั้น ไม่อนุญาตให้นำไปใช้ประโยชน์ด้านการค้า ไม่ว่าจะกรณีใดๆ ทั้งสิ้น อีกทั้งห้ามมิให้ดัดแปลงเนื้อหา และต้องอ้างอิงถึงเจ้าของเอกสารทุกครั้งที่มีการนำไปใช้

- [14] C. H. Reddy, Y. S. Shreeya, P. V. Reddy, P. S. Rao and P. S. Raju, "Design and analysis of thrust vector control system," presented at AIP Conference Proceedings, Nov. 26–27, 2022, Paper 020024, doi: 10.1063/5.0114376.
- [15] R. P. Borase, D. K. Maghade, S. Y. Sondkar and S. N. Pawar, "A review of PID control, tuning methods and applications," *International Journal of Dynamics and Control*, vol. 9, no. 2, pp. 818–827, 2020, doi: 10.1007/s40435-020-00665-4.
- [16] R. Jaiswal and O. Prakash, "Classical and Modern gain estimation approach of PID controller for the pitch control of the RCTA aircraft," *INCAS Bulletin*, vol. 14, no. 1, pp. 39–56, 2022, doi: 10.13111/2066-8201.2022.14.1.4.
- [17] S. N. Deepa and G. Sudha, "Longitudinal control of aircraft dynamics based on optimization of PID parameters," *Thermophysics and Aeromechanics*, vol. 23, no. 2, pp. 185–194, 2016, doi: 10.1134/s0869864316020049.
- [18] K. H. Ang, G. Chong, and Y. Li, "PID control system analysis, design, and technology," *IEEE Transactions on Control Systems and Technology*, vol. 13, no. 4, pp. 559–576, 2005, doi: 10.1109/tcst.2005.847331.
- [19] W. Kuntjoro, A. H. M. Saleh and R. E. M. Nasir, "Flight thrust performance of quadcopter," *Journal of Mechanical Engineering*, vol. 15, no.1, pp. 210–221, 2018.
- [20] M. Prieto, M. S. Escartí-Guillem and S. Hoyas, "Aerodynamic optimization of a VTOL drone using winglets," *Results in Engineering*, vol. 17, 2023, Art. no. 100855, doi: 10.1016/j.rineng.2022.100855.
- [21] J. Abinesh and J. Arunkumar, "CFD Analysis of Aerodynamic Drag Reduction and Improve Fuel Economy," *International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research*, vol.3, no.4, pp. 430–440, 2014.
- [22] I. Yuthayanonand, W. Jiajanand and T. Vong-kunghae, "Aerodynamic Analysis of TEagle Eyes X-II Mini UAV by Using CFD," *NKRAFA Journal of Science and Technology*, vol.17, no.1, pp. 19–31, 2021.

ประวัติผู้เขียน

ชื่อ-นามสกุล นาย ชนะพันธ์ ศรีจันทร์
วัน เดือน ปีเกิด 25 พฤศจิกายน 2533
ที่อยู่ 199 หมู่ 5 ตำบลทุ่งต้อม อำเภอสันป่าตอง จังหวัดเชียงใหม่
รหัสไปรษณีย์ 50120

ประวัติการศึกษา

พ.ศ. 2552 – 2560 วิศวกรรมศาสตรบัณฑิต สาขาวิชาวิศวกรรมเครื่องกล
มหาวิทยาลัยเชียงใหม่
พ.ศ. 2562 – 2567 วิศวกรรมศาสตรมหาบัณฑิต สาขาวิชาวิศวกรรมป้องกันประเทศ
สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง

ประสบการณ์การทำงาน

2564 – 2565 ผู้ควบคุมอากาศยานไร้คนขับ บริษัท ซีสทรอนิกส์ จำกัด

ผลงานทางวิชาการ

C.Srijun and N.Depaiwa, “A Directional Control Auxiliary Thrust System to Increase the Forward Speed of a Quadcopter UAV”, **Engineering and Technology Horizons.**, vol.41, no.1, p.410112, Mar. 2024, doi: 10.55003/ETH.410112.