

# ระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมเพื่อเพิ่มความเร็วในการเคลื่อนที่ไปข้างหน้า สำหรับอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด

## A Directional Control Auxiliary Thrust System

### to Increase the Forward Speed of a Quadcopter UAV

ชนะพันธ์ ศรีจันทร์<sup>1\*</sup> และ ณัฐวุฒิ เดไปวา<sup>2</sup>

<sup>1</sup>ภาควิชาวิศวกรรมป้องกันประเทศ, คณะวิศวกรรมศาสตร์, สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบัง  
ลาดกระบัง ลาดกระบัง กรุงเทพมหานคร 10520

<sup>2</sup>ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล, คณะวิศวกรรมศาสตร์, สถาบันเทคโนโลยีพระจอมเกล้าเจ้าคุณทหารลาดกระบังลาดกระบัง  
ลาดกระบัง ลาดกระบัง กรุงเทพมหานคร 10520

Chanapan Srijun<sup>1\*</sup> and Nattawoot Depaiwa<sup>2</sup>

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

<sup>2</sup>Department 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

## 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) คืออากาศยานที่สามารถทำงานได้อย่างอัตโนมัติ หรือจากการควบคุมระยะไกล (Remotely piloted vehicles: RPVs) มีบทบาทในการใช้งานหลายด้าน เช่น การลาดตระเวน การค้นหาและกู้ภัย การขนส่ง การสำรวจ และการเกษตร [1],[2] อากาศยานไร้คนขับประเภทปีกหมุนแบบหลายใบพัดเป็นอากาศยานไร้คนขับประเภทหนึ่งที่มีความคล่องตัวสูง บรรทุกน้ำหนักได้มาก สามารถใช้งานพื้นที่จำกัดได้เป็นอย่างดี แต่อย่างไรก็ตาม ข้อเสียหลักของอากาศยานไร้คนขับประเภทนี้คือความเร็วในการบินที่จำกัด ดังมีงานวิจัยของ Janith และ Rohan [3] ได้ศึกษาการใช้อากาศยานไร้คนขับแบบปีกตริงขึ้นลงแนวตั้ง Quad plane hydride UAV เป็นการผสมอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนและปีกตริงเข้าด้วยกันเพื่อลดข้อจำกัดของอากาศยานไร้คนขับทั้งสองแบบ 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

ขับเสริม 25% ถึง 100% เพื่อเปรียบเทียบผลของการใช้ระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม ทั้งในด้านความเร็วและการใช้พลังงาน

## 2. วัตถุประสงค์ของการวิจัย

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

## 3. ทฤษฎีที่เกี่ยวข้อง

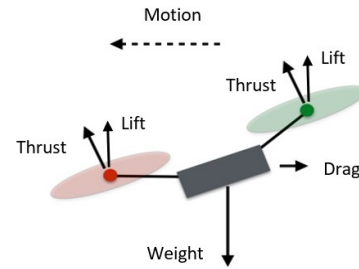
### 3.1 อากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด และแรงทางอากาศพลศาสตร์

อากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด ถือเป็นเฮลิคอปเตอร์ประเภทหนึ่งที่มีสี่โรเตอร์ มีโรเตอร์สองตัวหมุนตามเข็มนาฬิกาและสองตัวหมุนทวนเข็มนาฬิกา 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  $\psi, \theta, \phi$  คือมุมการหมุนในทิศทาง yaw, pitch และ roll ตามลำดับ

ผลรวมของแรงที่กระทำต่ออากาศยานไร้คนขับแสดงในสมการที่ (4) เมื่อ  $m$  คือมวลของอากาศยานไร้คนขับ,  $\ddot{X}^G$  คือความเร่งของอากาศยานไร้คนขับ,  $F_T$  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

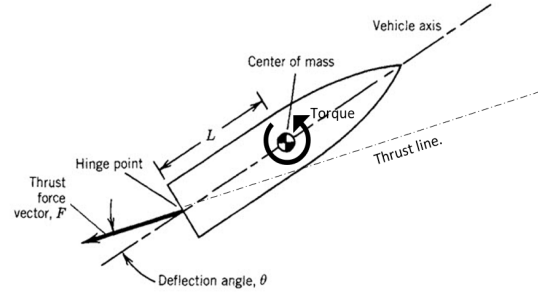
$$F_d = \begin{bmatrix} K_{dx} & 0 & 0 \\ 0 & K_{dy} & 0 \\ 0 & 0 & K_{dz} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{X}^G \\ \dot{Y}^G \\ \dot{Z}^G \end{bmatrix} \quad (6)$$

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 โดยการเปลี่ยนแปลงทิศทางหรือปริมาณแรงขับจากเครื่องยนต์ ส่งผลให้เกิดแรงบิดรอบจุดศูนย์กลางมวล [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

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

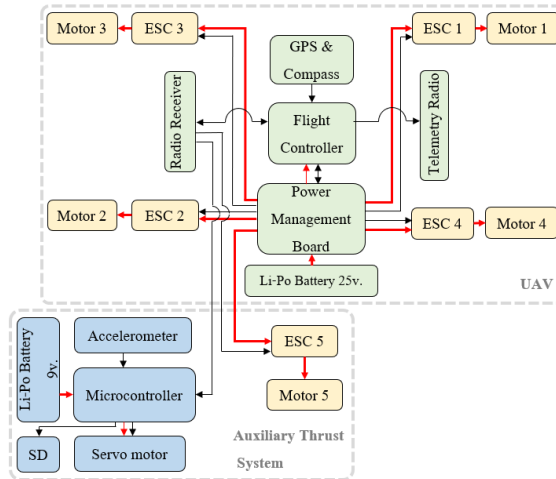


รูปที่ 3 ตำแหน่งจุดศูนย์กลางมวลจากมุมมองด้านหน้าของอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัด

#### 4.2 หลักการทำงาน

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

และปรับทิศทางของแรงขับเสริมด้วยเซอร์โวมอเตอร์ ในการปรับปริมาณของแรงขับถูกกำหนดจากผู้วิจัยโดยตรง โดยการส่งคำสั่งสัญญาณควบคุมจากอุปกรณ์ส่งสัญญาณวิทยุ มอเตอร์ไฟฟ้าที่ 5 เป็นอุปกรณ์สร้างแรงขับเสริม โดยมีภาพรวมการเชื่อมต่ออุปกรณ์และการทำงานดังแสดงในรูปที่ 4



รูปที่ 4 การเชื่อมต่ออากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดและระบบควบคุมแรงขับเสริม

#### 4.3 การควบคุมทิศทางแรงขับเสริม

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

$$F_t^b = \sum_{i=1}^4 F_i = mg \quad (9)$$

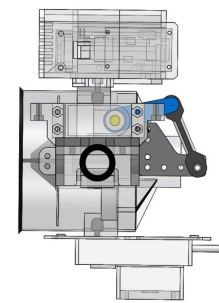
การวัดค่าแรงในทิศทางตั้งฉากลำตัวอากาศยาน ผู้วิจัยได้ทดสอบและเก็บข้อมูลโดยใช้วิธีทดสอบแรงขับสถิต (Static thrust testing) [19] และเปรียบเทียบกับเอกสารข้อมูลการทดสอบจากผู้ผลิต จึงได้ความสัมพันธ์ระหว่างผลรวมของแรงในทิศทางตั้งฉากลำตัวอากาศยานไร้คนขับกับการปรับความกว้างพัลส์ ดังแสดงในสมการที่ (10)

$$F_T^b = 0.078 PWM_{Throttle} - 70.2396 \quad (10)$$

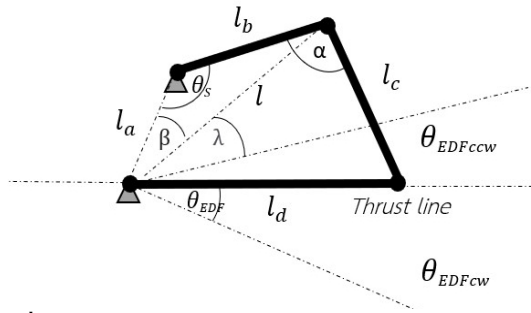
โดยทิศทางแรงลัพธ์ของอากาศยานไร้คนขับ  $\theta_R$  แสดงในสมการที่ (11)

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

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



รูปที่ 5 มุมมองด้านข้างกลไกควบคุมทิศทางแรงขับเสริมโดยการเขียนแบบ 3 มิติ



รูปที่ 6 กลไกควบคุมทิศทางแรงขับเสริมในรูปแบบกลไกสี่ก้านต่อ โยง (4 bar linkage)

จากรูปที่ 6 ความสัมพันธ์ของมุมภายในกลไกอุปกรณ์ควบคุมทิศทางแรงขับเสริม ซึ่งเปลี่ยนแปลงตลอดเวลาตามการทำงานของเซอร์โวมอเตอร์  $\theta_s$  สามารถคำนวณจากสมการที่ (12)–(15)

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

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

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

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

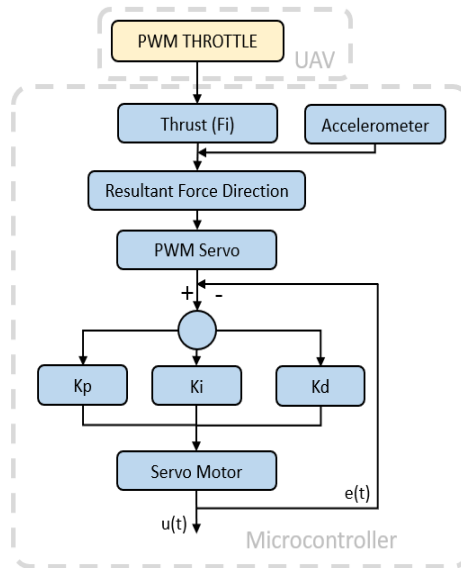
และทิศทางของแรงขับเสริม  $\theta_{EDF}$  สามารถคำนวณจากสมการที่ (16)

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

ความสัมพันธ์ระหว่างค่าการปรับความกว้างพัลส์ (PWM) กับมุมการเคลื่อนที่ของกลไกควบคุมทิศทางแรงขับเสริม สามารถสร้างเป็นความสัมพันธ์ด้วยสมการเส้นตรงดังแสดงในสมการที่ (17)

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

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



รูปที่ 7 แผนภาพลำดับการทำงานของระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม

กลไกระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม ทำงานสอดคล้องตามทิศทางการเคลื่อนที่ของอากาศยานตามที่ถูกคำนวณไว้ก่อนหน้า โดยทำการควบคุมค่าการปรับความกว้างพัลส์ของ

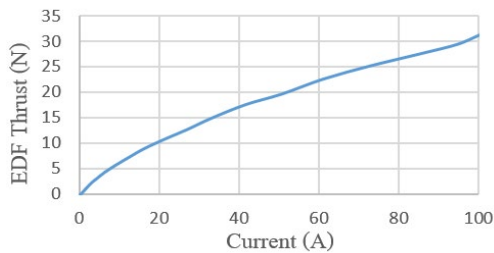
เซอร์โวมอเตอร์  $\theta_s$  ด้วยบอร์ดควบคุมขนาดเล็ก Arduino และมีกรเขียนโปรแกรมการควบคุม PID โดยกำหนดให้มุมการเคลื่อนที่ของกลไกควบคุมทิศทางแรงขับเสริม  $\theta_{EDF}$  อยู่ในช่วง

-20 ถึง 40 องศา และทำงานสอดคล้องกับทิศทางแรงลัพธ์ของอากาศยานไร้คนขับ ดังแสดงในสมการที่ (18)

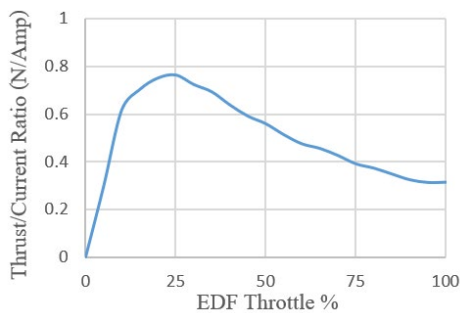
$$\theta_{EDF} = \theta_R \quad (18)$$

#### 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 โดยเป็นการบินเดินทางไปข้างหน้าและรักษาระดับความสูงคงที่มีโหมดการบิน Position Hold โดยการเอียงอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดในมุมการเคลื่อนที่ไปข้างหน้า 10 องศาจากระดับระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมเริ่มปรับทิศทางจากจุดเริ่มต้นที่มุม 0 องศาซึ่งมีค่าการปรับความกว้างพัลส์ 1000  $\mu$ s ไปยังมุม 10 องศาที่ค่าการปรับความกว้าง 1526  $\mu$ s

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

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

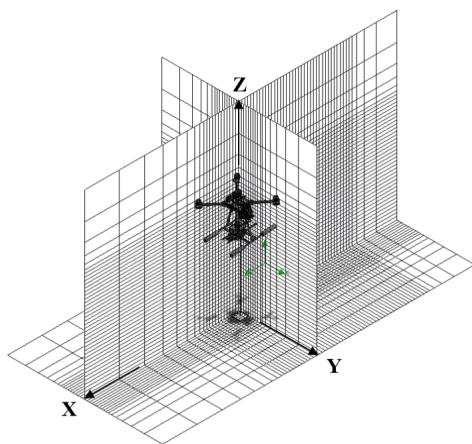
ในการหาค่าแรงต้านทางอากาศพลศาสตร์  $F_d$  ผู้วิจัยใช้วิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ (Computational Fluid Dynamics: CFD) ซึ่งเป็นวิธีที่แม่นยำในการใช้วิเคราะห์ด้านอากาศพลศาสตร์ [20],[21] มีโครงสร้างหลักมาจากเทคนิคการคำนวณของระเบียบวิธีเชิงตัวเลข (Numerical Method) เพื่อนำมาใช้ในการจำลอง (Computer-based Simulation)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



มีค่าตั้งแต่ 1 ถึง 35 เมตร/วินาที ตัวแปรที่ใช้ในการกำหนดเงื่อนไขค่าขอบถูกแสดงในตารางที่ 5 และการกำหนดทิศทางในการจำลองถูกแสดงในรูปที่ 10

ตารางที่ 5 เงื่อนไขค่าขอบในการสร้างแบบจำลอง

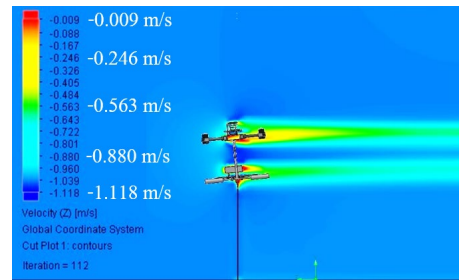
Analysis type	External flow
Flow type	Laminar and Turbulent
Humidity	none
Project fluids	Air
Wall Roughness	0 micrometer
Temperature	30 °C
Pressure	101.325 kPa
Fluids velocity	Velocity X = -Airspeed
	Velocity Y = 0
	Velocity Z = 0
Turbulence intensity	0.1 %
Computational Domain	Xmax: 1.85 m Xmin: -1.85 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)



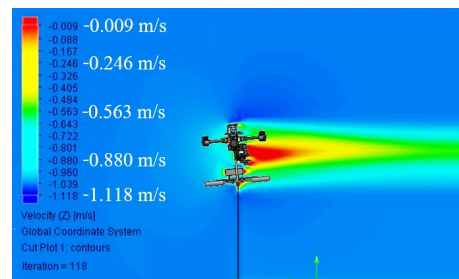
รูปที่ 10 ขอบเขตการคำนวณ (Computational Domain) และการระบุทิศทางในแบบจำลอง

ผลการจำลองด้วยวิธีพลศาสตร์ของไหลเชิงคำนวณ ทำให้ทราบลักษณะการกระจายตัวของอัตราเร็วอากาศ

(Velocity profile) ที่ไหลผ่านอากาศยานไร้คนขับทั้งสองแบบ ดังแสดงในรูปที่ 11-12

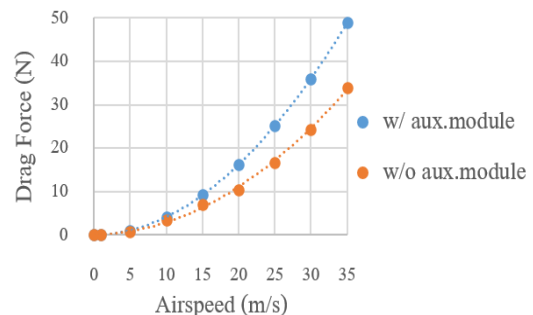


รูปที่ 11 Velocity profile ของอากาศยานไร้คนขับที่ไม่ติดตั้งระบบควบคุมแรงขับเสริม ในระนาบ x-z ในมุมการเคลื่อนที่ 5 องศา ที่ความเร็ว 1 m/s



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 สามารถแสดงความสัมพันธ์ระหว่างแรงต้านอากาศของอากาศยานไร้คนขับที่ไม่ติดตั้งและติดตั้งระบบควบคุมแรงขับเคลื่อนกับความเร็วกระแสอากาศ 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

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

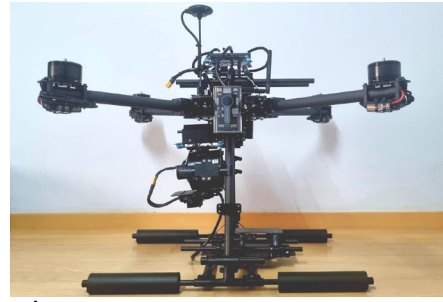
$$F_{dx} = 0.0373AS^2 + 0.0011AS - 0.0166 \quad (25)$$

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

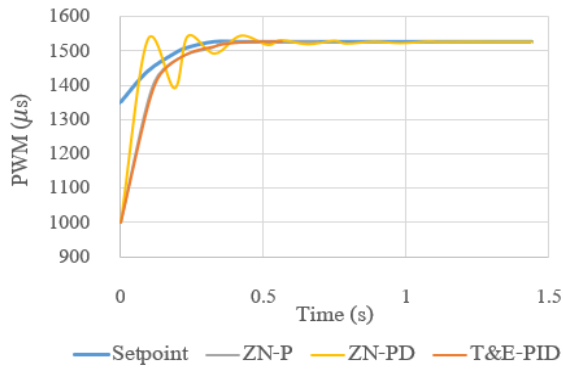
#### 4.7 ขอบเขตการทดสอบ

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



รูปที่ 16 การตอบสนองของระบบตามวิธีการที่นำเสนอ

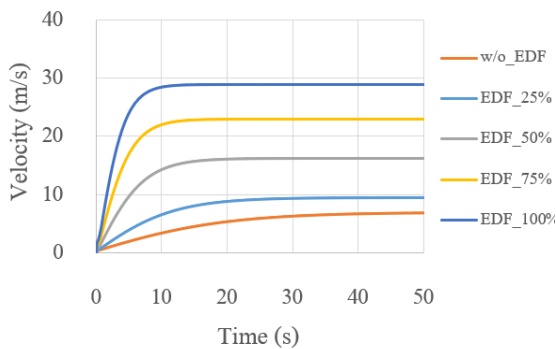
ตารางที่ 6 ผลตอบสนองของระบบตามวิธีการที่นำเสนอ

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 ผลตอบสนองของระบบควบคุมทิศทางแรงขับเคลื่อนในวิธี 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

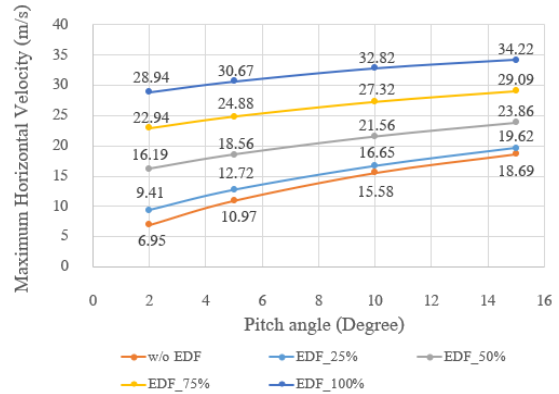
5.2 ผลการจำลองการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับ

ผลการจำลองการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับที่มุมการเคลื่อนที่ 2 องศา พร้อมกับใช้แรงขับเคลื่อน 25% ถึง 100% แสดงในรูปที่ 17



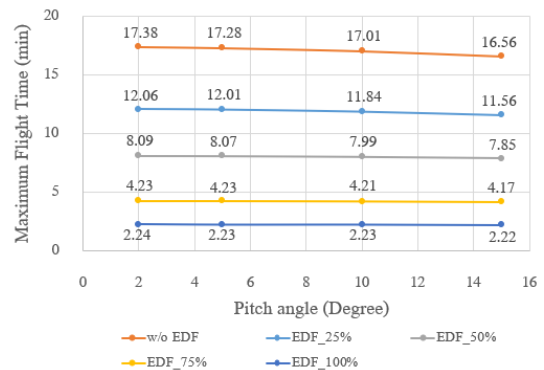
รูปที่ 17 แผนภาพความเร็วแนวระดับของอากาศยานไร้คนขับที่มุมการเคลื่อนที่ 2 องศา

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



รูปที่ 18 แผนภาพเปรียบเทียบความเร็วแนวระดับสูงสุดของอากาศยานไร้คนขับทั้งสองแบบ

จากรูปที่ 18 ในมุมการเคลื่อนที่ 2, 5, 10 และ 15 องศา อากาศยานไร้คนขับที่ไม่ติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเคลื่อน มีความเร็วในแนวระดับ 6.95, 10.97, 15.58 และ 18.69 เมตร/วินาที ขณะที่อากาศยานไร้คนขับที่ติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเคลื่อนและใช้งาน ณ อัตราส่วนแรงขับเคลื่อนต่อการใช้กระแสไฟฟ้าสูงสุดหรือ 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

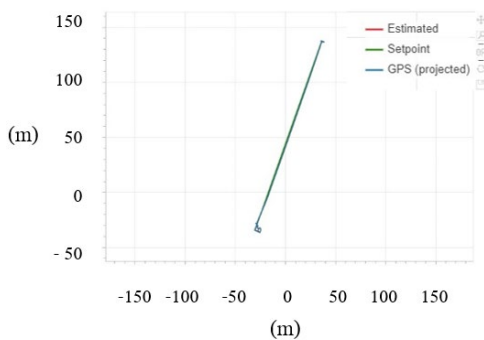
จากรูปที่ 19 ในมุมการเคลื่อนที่ 2, 5, 10 และ 15 องศา อากาศยานไร้คนขับที่ไม่ติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริมมีเวลาในการบินสูงสุด 17.38, 17.28, 17.01 และ 16.56 นาที ขณะที่อากาศยานไร้คนขับที่ติดตั้งระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม พร้อมกับใช้แรงขับ 25% มีเวลาในการบินสูงสุด 12.06, 12.01, 11.84 และ 11.56 นาที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

### 5.3 ผลการบินทดสอบพร้อมกับการใช้งานระบบควบคุมทิศทางแรงขับเสริม

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

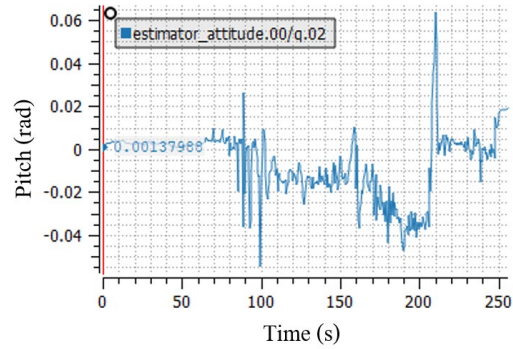


รูปที่ 20 เส้นทางการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับ



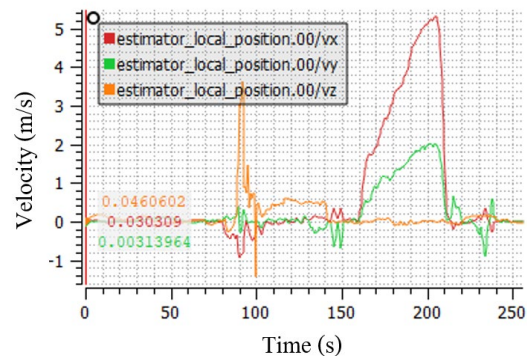
รูปที่ 21 เส้นทางการเคลื่อนที่ของอากาศยานไร้คนขับในระบบพิกัดฉาก

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

จากการบินทดสอบอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดที่มุมการเคลื่อนที่ 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

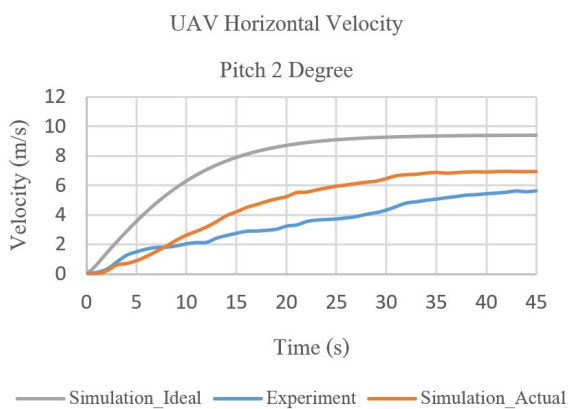
### 5.4 การปรับปรุงแบบจำลอง

1) เพิ่มผลกระทบจากลม ในขนาดและทิศทางตามสภาพจริง 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 ทั้งนี้การใช้ปริมาณแรงขับเสริมที่เหมาะสมจะช่วยเพิ่มสมรรถนะในการบินให้ดีขึ้นในขณะเดียวกันการใช้แรงขับเสริมในปริมาณที่มากขึ้นเป็นการเพิ่มความเร็วสูงสุดให้กับอากาศยานไร้คนขับแบบปีกหมุนสี่ใบพัดในกรณีที่มุมการเคลื่อนที่ถูกจำกัด

## 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.

- [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.