

## การออกแบบและควบคุมอากาศยานไร้คนขับด้วยวิธีควบคุมแบบโหมดเลื่อน

ปนัดดา โตชัยภูมิ<sup>1</sup> จิรศักดิ์ คำโสภาก<sup>2</sup> ศิวะโรจน์ บำเพ็ญทาน<sup>2</sup> และ ณัฐพล ใจสำรวม<sup>1,2\*</sup>

วันที่รับ 21 เมษายน 2568 วันที่แก้ไข 6 มิถุนายน 2568 วันที่ตอบรับ 18 มิถุนายน 2568

### บทคัดย่อ

การควบคุมโหมดเลื่อน (Sliding Mode Control: SMC) เป็นเทคนิคการควบคุมแบบไม่เป็นเชิงเส้น มีความเสถียรสูงต่อความไม่แน่นอนของระบบและสัญญาณรบกวน มีการนำมาใช้ในการออกแบบระบบควบคุมทางวิศวกรรมอย่างแพร่หลาย ในงานวิจัยนี้ ได้นำเสนอแนวทางการออกแบบระบบควบคุมการบิน (Flight Control) สำหรับอากาศยานไร้คนขับโดยใช้ SMC ในสภาพแวดล้อมการจำลองด้วย MATLAB-Simulink โดยมุ่งเน้นการออกแบบตัวควบคุม เพื่อรักษาเสถียรภาพและติดตามเส้นทางการบินที่กำหนด ระบบควบคุมได้รับการออกแบบโดยการกำหนดสมการพลวัตของอากาศยานไร้คนขับ และการพัฒนาระบบควบคุมโหมดเลื่อนที่เหมาะสมเพื่อลดผลกระทบจากความไม่แน่นอน นอกจากนี้ยังได้ทำการจำลองและวิเคราะห์ผลการทำงานของระบบควบคุมเพื่อเปรียบเทียบประสิทธิภาพระหว่าง SMC และวิธีควบคุมแบบดั้งเดิม ผลการทดลองแสดงให้เห็นว่า SMC มีความสามารถสูงในการรักษาเสถียรภาพของอากาศยานไร้คนขับ แม้ในกรณีที่มีสัญญาณรบกวนหรือการเปลี่ยนแปลงของพารามิเตอร์ในระบบ

**คำสำคัญ:** การควบคุมโหมดเลื่อน, อากาศยานไร้คนขับ, การควบคุมการบิน, การจำลองอุปกรณ์โดรน, ระบบไม่เป็นเชิงเส้น

<sup>1</sup> สาขาวิชาเทคโนโลยีเพื่อการพัฒนาที่ยั่งยืน, คณะวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยี, มหาวิทยาลัยธรรมศาสตร์

<sup>2</sup> หน่วยวิจัยด้านการประยุกต์ใช้เทคโนโลยีและระบบอัตโนมัติในอุตสาหกรรมเพื่อความยั่งยืนแห่งมหาวิทยาลัยธรรมศาสตร์, มหาวิทยาลัยธรรมศาสตร์

\* ผู้แต่ง, อีเมล: nattaponj89@gmail.com, nattaponj@tu.ac.th

# The Design and Control of Unmanned Aerial Vehicles Using the Sliding Mode Control Method

Panatda Tochaiyaphum<sup>1</sup> Jirasak Kamsopa<sup>2</sup>  
Siwaroj Bumpenthan<sup>2</sup> and Nattapon Jaisumroum<sup>1, 2\*</sup>

Received 21 April 2025, Revised 6 June 2025, Accepted 18 June 2025

## Abstract

Sliding Mode Control (SMC) is a nonlinear control technique known for its robustness against system uncertainties and external disturbances. It has been widely applied in the design of engineering's control system. This study presents an approach to designing a flight control system for Unmanned Aerial Vehicles or UAVs using SMC within the MATLAB-Simulink simulation environment. The primary focus was on designing a controller to maintain stability and track predefined flight trajectories. The control system was developed by formulating the UAV's dynamic equations and constructing an appropriate sliding mode to minimize the effects of uncertainties. Additionally, simulations and performance evaluations were conducted to compare SMC with conventional control methods. The simulation results demonstrated that SMC provides superior stability for UAVs, even in the presence of disturbances or parameter variations.

**Keywords:** Sliding Mode Control, Unmanned Aerial Vehicle (UAV), Flight Control, HIL Simulation, Nonlinear System

---

<sup>1</sup> Department of Sustainable Development Technology, Faculty of Science and Technology, Thammasat University.

<sup>2</sup> Thammasat University Research Unit in Application of Technology and Automation Systems in Industrial for Sustainability, Thammasat University

\* Corresponding author, E-mail: nattaponj89@gmail.com, nattaponj@tu.ac.th

# 1. บทนำ

Quadcopter เป็นระบบที่มีความซับซ้อนสูง เนื่องจากเป็นระบบ ไม่เป็นเชิงเส้น (Nonlinear) และ ไม่เสถียร (Unstable) ซึ่งหมายความว่า การเปลี่ยนแปลง เล็กน้อยของอินพุตสามารถทำให้พฤติกรรมของระบบเปลี่ยน ไปอย่างมาก วัตถุประสงค์ของระบบภายนอก (Disturbances) แรงลมที่เปลี่ยนแปลงสามารถทำให้ Quadcopter เอียงหรือ สูญเสียการทรงตัว สัญญาณรบกวนจากเซนเซอร์ เช่น IMU (Inertial Measurement Unit) เป็นต้น อาจทำให้เกิดการ คำนวณผิดพลาด การเปลี่ยนแปลงน้ำหนักบรรทุก (Payload) ส่งผลต่อจุดศูนย์ถ่วง ทำให้การควบคุมยากขึ้น

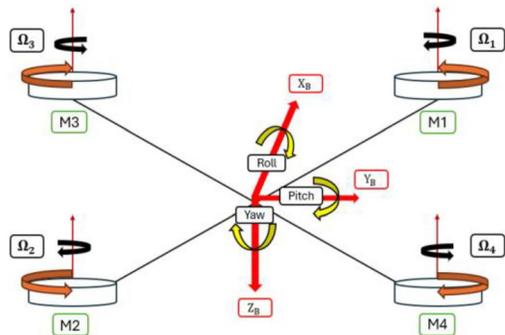
เทคนิคการควบคุมโหมดเลื่อน (Sliding Mode Control: SMC) เป็นหนึ่งในวิธีการควบคุมแบบไม่เป็น เชิงเส้นที่ได้รับความนิยม เนื่องจากมีความทนทานต่อ ความไม่แน่นอนและสามารถรักษาเสถียรภาพของระบบ ได้อย่างมีประสิทธิภาพ การออกแบบ SMC อาศัยหลักการ สร้างพื้นผิวโหมดเลื่อน (Sliding Surface) ที่ช่วยให้ระบบ สามารถเข้าสู่สถานะสมดุลและรักษาสถานะนั้นไว้ได้ แม้จะมี ความผันแปรของระบบ

จากการศึกษาของ C. Cömert และ C. Kasnakoglu [1] พบว่าแม้ SMC จะมีประสิทธิภาพสูงในการติดตาม ค่าอ้างอิงและสามารถตอบสนองได้เร็วกว่า PID แต่ยังคง มีปัญหา Chattering ที่เกิดจากลักษณะของการควบคุม แบบไม่ต่อเนื่อง งานของพวกเขาได้แสดงให้เห็นว่า PID มีความเสถียรกว่าในช่วง Steady-state แต่ไม่สามารถรับมือ กับ Disturbance ได้ดีเท่ากับ SMC จึงมีข้อเสนอให้ผสาน แนวทางทั้งสองแบบเข้าด้วยกัน ซึ่งสอดคล้องกับ วัตถุประสงค์ของงานวิจัยนี้ที่ต้องการเปรียบเทียบ SMC และ PID อย่างเป็นระบบทั้งในด้านเสถียรภาพและความทนทาน และเสนอทางเลือกในการพัฒนา Controller ที่เหมาะสม กับระบบอากาศยานไร้คนขับ (Unmanned Aerial Vehicles) หรือ UAV ภายใต้เงื่อนไขจริง

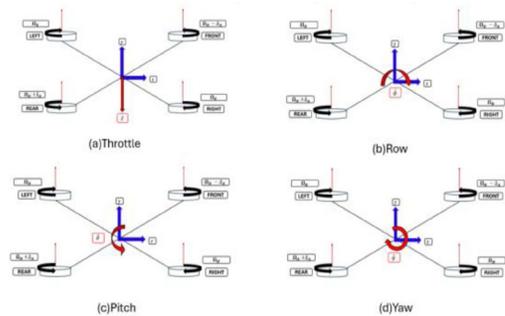
งานวิจัยนี้นำเสนอแนวทางการออกแบบ ระบบควบคุมการบินสำหรับ UAV โดยใช้ SMC ภายใน สภาพแวดล้อมการจำลองของ Simulink โดยมุ่งเน้น การพัฒนาและวิเคราะห์ประสิทธิภาพของ SMC เมื่อเปรียบเทียบกับวิธีการควบคุมแบบดั้งเดิม ผลลัพธ์ จากการจำลองจะถูกนำมาใช้เพื่อประเมินความสามารถ ของ SMC ในการรักษาเสถียรภาพและติดตามเส้นทางการบิน ภายใต้สภาวะที่มีความไม่แน่นอน

# 2. หลักการและไดนามิกของควอดคอปเตอร์

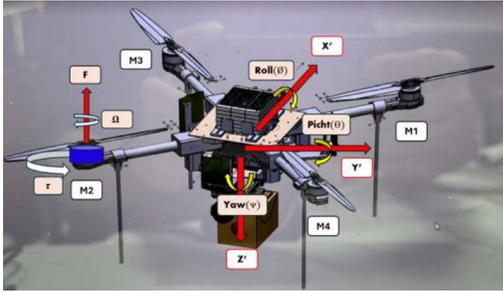
Quadcopter เป็นเครื่องบินที่มี 6 องศาของอิสระ (6-DOF) โดยมีสี่ใบพัดจัดเรียงในรูปแบบตั้งฉากกัน การเคลื่อนไหวและการทรงตัวจะควบคุมโดยการปรับ ความเร็วและทิศทางของใบพัดโดยการควบคุมจะมี 4 ประเภท การเคลื่อนไหว ได้แก่ ความสูง (Altitude) การหมุน ตามแกนข้าง (Pitch) การหมุนตามแกนแนวนอน (Roll) และการหมุนตามแกนตั้ง (Yaw) ตามรูปที่ 1 - 3 และสมการ ที่ (1) - (3) โดยสามารถกำหนดค่าการหมุน (Roll, Pitch, Yaw) และความเร็วเชิงมุมโดยใช้กรอบพิกัดที่ยึดกับโลก (Earth-fixed Frame: E) ในขณะที่การเร่งเชิงเส้น จะถูกกำหนดโดยใช้กรอบพิกัดที่ยึดกับตัวลำ (Body-fixed Frame: B) [2] - [3]



รูปที่ 1 Simple quad-copter design



รูปที่ 2 Quadcopter movement principles



รูปที่ 3 Degree of Freedom

$x, y, z$  หมายถึง ตำแหน่งในแกน  $\dot{x}, \dot{y}, \dot{z}$  คือความเร็วเชิงมุม (Angular velocities)  $\phi, \theta, \psi$  คือมุม Roll, Pitch และ Yaw ตามลำดับ  $\dot{p}, \dot{q}, \dot{r}$  คือค่าความเร็วเชิงมุม ไดนามิกของควอดคอปเตอร์ ถูกแสดงโดยใช้สมการนิวตัน-ออยเลอร์ (Newton-Euler translational and rotational dynamics formulation) [4] - [5]

$$\begin{cases} \ddot{x} = -\frac{1}{m} [( \sin\phi \sin\psi + \cos\phi \sin\theta \cos\psi ) (T_1 + T_2 + T_3 + T_4) + K_1 \cdot x' \cdot |x'| ] \\ \ddot{y} = -\frac{1}{m} [ (-\sin\phi \cos\psi + \cos\phi \sin\theta \sin\psi ) (T_1 + T_2 + T_3 + T_4) + K_1 \cdot y' \cdot |y'| ] \\ \ddot{z} = -\frac{1}{m} [ (\cos\phi \cos\theta) (T_1 + T_2 + T_3 + T_4) + K_1 \cdot z' \cdot |z'| ] \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} \dot{p} = \frac{1}{J_x} \left[ \frac{\sqrt{2}}{2} l (T_2 + T_3 - T_1 - T_4) - qr(J_z - J_y) - K_2 \cdot p \cdot |p| \right] \\ \dot{q} = \frac{1}{J_y} \left[ \frac{\sqrt{2}}{2} l (T_1 + T_3 - T_2 - T_4) - pr(J_x - J_z) - K_2 \cdot q \cdot |q| \right] \\ \dot{r} = \frac{1}{J_z} \left[ (Q_1 + Q_2 - Q_3 - Q_4) - pq(J_y - J_x) - K_2 \cdot r \cdot |r| \right] \end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{cases} \dot{\phi} = p + q \cdot \tan\theta \sin\phi + r \cdot \tan\theta \cos\phi \\ \dot{\theta} = q \cdot \cos\phi - r \cdot \sin\phi \\ \dot{\psi} = q \frac{\sin\phi}{\cos\phi} + r \frac{\cos\phi}{\cos\theta} \end{cases} \quad (3)$$

## 2.2 ความสัมพันธ์ของแรงขับและแรงบิดของใบพัด

แรงต้านจะทำงานตรงกันข้ามกับทิศทางของความเร็วของวัตถุ ซึ่งทำให้มีเครื่องหมายลบอยู่ในสมการ (4), (5) เช่นเดียวกับกรณีของการเคลื่อนที่เชิงเส้น แรงต้านในการหมุนจะต้านทานการหมุนของวัตถุ ซึ่งทำให้มีเครื่องหมายลบในสมการ (14) [6] - [7]

$$F_{drag} = -k_1 \cdot v \cdot |v| \quad (4)$$

$$M_{drag} = -k_2 \cdot \omega \cdot |\omega| \quad (5)$$

$$\begin{aligned} T_{1-4} &= T_{max} \cdot v_{1-4} \\ Q_{1-4} &= Q_{max} \cdot \omega_{1-4} \end{aligned} \quad (6)$$

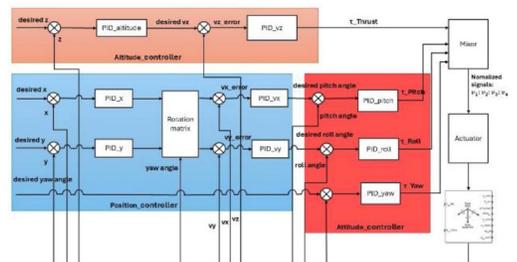
โดย  $v_{1-4}$  เป็นสัญญาณอินพุตของมอเตอร์

$$\tau_T = \frac{T_1 + T_2 + T_3 + T_4}{4T_{max}} \quad (6)$$

โดยใช้แรงขับ  $T_{1-4}$  และแรงบิดต้าน  $Q_{1-4}$  เราสามารถกำหนดสัญญาณควบคุมมาตรฐาน  $\tau_T, \tau_P, \tau_R$  และ  $\tau_y$  ที่ส่งผลกระทบต่อแรงขับของ UAV ตามลำดับสมการ (6) - (8)

*desired z, desired x, desired y, และ desired yaw angle* เป็นค่าเป้าหมายที่ต้องการให้โดรนเคลื่อนที่ไปถึง *z, x, y, pitch angle, roll angle, และ yaw angle* เป็นค่าปัจจุบันของโดรนที่ตรวจวัดได้จากเซนเซอร์ ค่าเป้าหมายและค่าปัจจุบันจะถูกนำมาเปรียบเทียบกันในคอนโทรลเลอร์ PID และ *Rotation matrix* จะแปลงค่าควบคุมตำแหน่ง ( $x, y$ ) เป็นค่าความเร็วในแกน ( $v_x, v_y$ ) เพื่อส่งไปยัง *Actuator* ซึ่งจะแปลงเป็นสัญญาณควบคุมมอเตอร์ *Thrust, pitch, roll, และ yaw* ดังรูปที่ 4

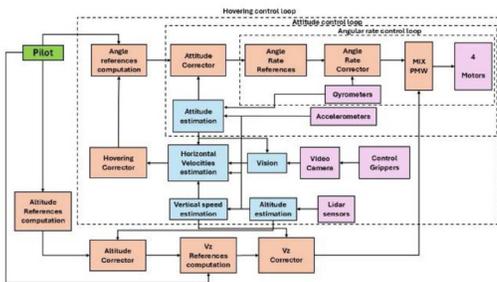
$$\begin{cases} \tau_R = \frac{T_2 + T_3 - T_1 - T_4}{4T_{max}} \\ \tau_P = \frac{T_1 + T_3 - T_2 - T_4}{4T_{max}} \\ \tau_y = \frac{Q_1 + Q_2 - Q_3 - Q_4}{4Q_{max}} \end{cases} \quad (8)$$



รูปที่ 4 The PID-rate controller diagram

รูปที่ 5 แสดงถึงระบบควบคุมการบินของโดรน โดยเริ่มต้นจาก Pilot ซึ่งเป็นผู้ควบคุมโดรนผ่านรีโมตคอนโทรล คำสั่งจากนักบินจะถูกส่งไปยัง Angle references computation เพื่อแปลงเป็นค่าอ้างอิง

มุมที่ต้องการ จากนั้น Attitude estimation จะประมาณค่าทัศนคติปัจจุบันของโดรน โดยใช้ข้อมูลจากเซนเซอร์ Gyrometers และ Accelerometers ค่าอ้างอิงมุมและค่าทัศนคติปัจจุบันจะถูกนำไปเปรียบเทียบกับ Attitude corrector เพื่อคำนวณค่าแก้ไข จากนั้น Angle rate references จะแปลงค่าแก้ไขทัศนคติเป็นค่าอ้างอิงอัตราการมุม ซึ่งจะถูกนำไปเปรียบเทียบกับอัตราการมุมปัจจุบันใน Angle Rate corrector เพื่อคำนวณค่าแก้ไขอัตราการมุม ค่าแก้ไขอัตราการมุมจะถูกส่งไปยัง MIX PHW เพื่อผสมสัญญาณควบคุมและส่งไปยัง Motors เพื่อขับเคลื่อนใบพัดของโดรน ควบคุมการบินขึ้นลง (Hovering control loop) ซึ่งใช้ Altitude References computation, Altitude Corrector, Vertical speed estimation, Vz references computation, และ Vz Corrector เพื่อควบคุมระดับความสูงและความเร็วแนวตั้งของโดรน โดยใช้ข้อมูลจาก Lidar sensors นอกจากนี้ยังมีส่วนประกอบอื่น ๆ เช่น Horizontal Velocities estimation, Vision, Video camera, และ Control grippers เพื่อเพิ่มความสามารถในการควบคุมและการทำงานของโดรน



รูปที่ 5 หลักการควบคุมและการรวมข้อมูลเซนเซอร์

### 3. Sliding Mode Controller

#### 3.1 การเคลื่อนที่ในแนวตั้ง (z Acceleration)

ความเร่งในแนวตั้งของควอดคอปเตอร์ ซึ่งถูกกำหนดโดยแรงขับ (Thrust) ดังสมการ (4)  $z$  คือ ตำแหน่งตามแนวตั้ง  $\ddot{z}$  คือ ความเร่งเชิงเส้นตามแนวตั้ง  $U_1$  คือ แรงขับรวมที่สร้างโดยใบพัดทั้งหมด  $m$  คือ มวลของโดรน,  $g$  ค่าความเร่งเนื่องจากแรงโน้มถ่วงของโลก,  $\phi$  มุม Roll ของโดรน และ  $\theta$  มุม Pitch ของโดรน ดังสมการที่ (9)

$$\ddot{z} = -\frac{U_1}{m}(\cos\phi\cos\theta) + g \quad (9)$$

Sliding surface นี้จะบ่งบอกว่าระบบอยู่ในสภาวะที่ต้องแก้ไขข้อผิดพลาดหรือไม่ เมื่อค่าเข้าใกล้ศูนย์ หมายความว่า โดรนเข้าสู่สภาวะสมดุล  $s_z$  คือ Sliding surface สำหรับแกน  $z$ ,  $z_d$  คือ ตำแหน่งที่ต้องการในแนวตั้ง และ  $\lambda_z$  ค่าคงที่ของ Sliding mode control ดังสมการที่ (10)

$$s_z = (\dot{z}_d - \dot{z}) + \lambda_z(z_d - z) \quad (10)$$

Control input ของแกน  $z$  ดังสมการ (11) - (12)  $k_1, k_2$  คือ ค่าคงที่ของตัวควบคุม และ  $\text{sign}(s_z)$  คือฟังก์ชัน Sign ที่กำหนดทิศทางของการควบคุม

$$U_1 = \frac{m}{\cos\phi\cos\theta}k_1s_z + k_2\text{sign}(s_z) + \lambda_z(\dot{z}_d - \dot{z}) + g - \ddot{z}_d \quad (11)$$

$$U_1 = 4T_{max}\tau_T \quad (12)$$

สมการแรงขับ (Thrust) ที่แต่ละใบพัดต้องสร้าง  $\tau_T$  คือ แรงขับสูงสุดของแต่ละใบพัด และ  $T_{max}$  คือ แรงขับสูงสุดที่ใบพัดสามารถสร้างได้ดังสมการที่ (13)

$$\tau_T = \frac{k_3}{4T_{max}} \left[ \frac{m}{\cos\phi\cos\theta}k_1s_z + k_2\text{sign}(s_z) \right] + k_4 \quad (13)$$

#### 3.2 ความเร่งเชิงมุมของโดรน

$I_x, I_y$  และ  $I_z$  คือ โมเมนต์ความเฉื่อยรอบแกน  $x, y$  และ  $z$  ( $\phi, \theta, \psi$ ) คือมุม Roll, Pitch และ Yaw ( $\dot{\phi}, \dot{\theta}, \dot{\psi}$ ) คืออัตราการหมุนรอบแกน  $U_{2-3}$  คือ ค่าอินพุตสำหรับควบคุมการหมุนดังสมการที่ (14)

$$\begin{cases} \dot{\phi} = \frac{1}{I_x} \left( \frac{\sqrt{2}}{2} L \cdot U_2 + (I_y - I_z) \dot{\theta} \dot{\psi} \right) \\ \dot{\theta} = \frac{1}{I_y} \left( \frac{\sqrt{2}}{2} L \cdot U_3 + (I_z - I_x) \dot{\phi} \dot{\psi} \right) \\ \dot{\psi} = \frac{1}{I_z} (U_4 + (I_x - I_y) \dot{\phi} \dot{\theta}) \end{cases} \quad (14)$$

Sliding surface สำหรับการหมุนของโดรน ( $\lambda_\phi, \lambda_\theta, \lambda_\psi$ ) คือ ค่าคงที่ของ Sliding mode control สำหรับการหมุนดังสมการที่ (15)

$$\begin{cases} s_\phi = (\dot{\phi}_d - \dot{\phi}) + \lambda_\phi(\phi_d - \phi) \\ s_\theta = (\dot{\theta}_d - \dot{\theta}) + \lambda_\theta(\theta_d - \theta) \\ s_\psi = (\dot{\psi}_d - \dot{\psi}) + \lambda_\psi(\psi_d - \psi) \end{cases} \quad (15)$$

Control input สำหรับการบินของโดรน ดังสมการที่ (16) - (18) โดยที่  $Q_{max}$  คือ แรงบิดสูงสุด สำหรับโรเตอร์แต่ละตัว  $L$  คือ ความยาวแขนดังสมการที่ (19) และแรงบิดที่ใบพัดต้องสร้าง (Torque) ดังสมการที่ (20)

SMC altitude controller จะควบคุมระดับความสูงของโดรน โดยใช้ค่า desired z, SMC Z Controller ทำหน้าที่ควบคุมระดับความสูง โดยเปรียบเทียบค่า Desired z กับค่า z (ระดับความสูงปัจจุบัน) และคำนวณค่าควบคุมที่เหมาะสม Disturbance observer Z ทำหน้าที่ประมาณค่าการรบกวนภายนอกที่ส่งผลต่อระดับความสูงของโดรนและ Mixer จะแปลงเป็นสัญญาณควบคุมมอเตอร์

$$\begin{cases} U_2 = \frac{2}{\sqrt{2}L} \left[ I_x [\ddot{\phi}_d + \lambda_\phi (\dot{\phi}_d - \dot{\phi})] + (I_z - I_y) \dot{\theta} \dot{\psi} \right] - \beta_\phi \text{sign}(s_\phi) \\ U_3 = \frac{2}{\sqrt{2}L} \left[ I_y [\ddot{\theta}_d + \lambda_\theta (\dot{\theta}_d - \dot{\theta})] + (I_x - I_z) \dot{\phi} \dot{\psi} \right] - \beta_\theta \text{sign}(s_\theta) \\ U_4 = I_z [\ddot{\psi}_d + \lambda_\psi (\dot{\psi}_d - \dot{\psi}) + (I_y - I_x) \dot{\phi} \dot{\theta}] - \beta_\psi \text{sign}(s_\psi) \end{cases} \quad (16)$$

$$\begin{cases} U_2 = -4T_{max} \tau_R \\ U_3 = -4T_{max} \tau_P \\ U_4 = 4Q_{max} \tau_Y \end{cases} \quad (17)$$

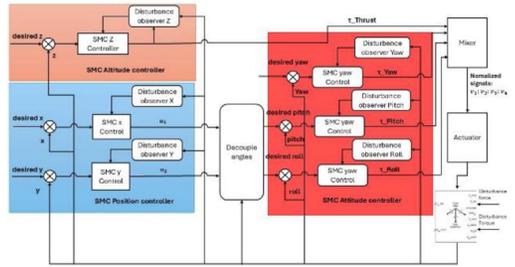
$$\begin{cases} U_2 = -2\sqrt{2}T_{max} \tau_R \\ U_3 = -2\sqrt{2}T_{max} \tau_P \\ U_4 = 2\sqrt{2}Q_{max} \tau_Y \end{cases} \quad (18)$$

$$Q_{max} = T_{max} Q_{max} \frac{\sqrt{2}}{2} L \quad (19)$$

$$\begin{cases} \tau_R = -\frac{1}{2\sqrt{2}T_{max}} \left[ I_x \ddot{\phi}_d + I_x \lambda_\phi (\dot{\phi}_d - \dot{\phi}) + (I_z - I_y) \dot{\theta} \dot{\psi} - \beta_\phi \text{sign}(s_\phi) \right] \\ \tau_P = -\frac{1}{2\sqrt{2}T_{max}} \left[ I_y \ddot{\theta}_d + I_y \lambda_\theta (\dot{\theta}_d - \dot{\theta}) + (I_x - I_z) \dot{\phi} \dot{\psi} - \beta_\theta \text{sign}(s_\theta) \right] \\ \tau_Y = \frac{1}{2\sqrt{2}Q_{max}} \left[ I_z \ddot{\psi}_d + I_z \lambda_\psi (\dot{\psi}_d - \dot{\psi}) + (I_y - I_x) \dot{\phi} \dot{\theta} - \beta_\psi \text{sign}(s_\psi) \right] \end{cases} \quad (20)$$

SMC Position controller จะควบคุมตำแหน่งของโดรนในระนาบ XY โดยใช้ค่า desired x และ desired y ค่าควบคุมที่ได้จาก SMC Z Controller และค่าการรบกวนที่ประมาณได้จาก Disturbance observer X และ Y จะถูกส่งไปยังบล็อก Decouple angles เพื่อแปลงเป็นค่ามุม Desired pitch และ Desired roll

SMC attitude controller ควบคุมการเคลื่อนที่ของโดรน (pitch, roll, yaw) โดยใช้ค่า Desired pitch, Desired roll, และ Desired yaw, SMC yaw control, SMC pitch control และ SMC roll control ทำหน้าที่ควบคุมมุมแต่ละแกน โดยเปรียบเทียบค่ามุมที่ต้องการกับมุมปัจจุบัน ดังรูปที่ 6



รูปที่ 6 The SMC controller diagram

## 4. Flight Control in MATLAB/Simulink

MATLAB/Simulink เป็นโปรแกรมที่มีประสิทธิภาพสูงในการจำลองระบบไดนามิกและการควบคุม ซึ่งสามารถนำมาใช้สร้างแบบจำลองโดรนในรูปแบบ 3 มิติ ได้อย่างแม่นยำ โดย Simulink ช่วยให้สามารถออกแบบ ทดสอบ และปรับแต่งตัวควบคุม (Controller) สำหรับโดรนได้อย่างสะดวก ไม่ว่าจะเป็นระบบควบคุมเสถียรภาพ (Stabilization) ระบบนำทาง (Navigation) หรือระบบหลีกเลี่ยงสิ่งกีดขวาง (Obstacle avoidance)

### 4.1 Simulation Setup

Initial conditions และ Parameters ของ UAV ในการออกแบบจะกำหนดค่าต่าง ๆ ดังตารางที่ 1

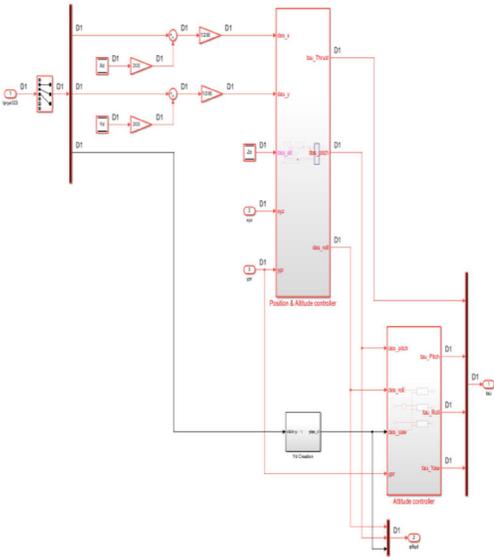
ตารางที่ 1 ค่าเริ่มต้นของการจำลอง

Parameter	Value	Unit
Mass	12	kg
Gravity	9.81	m/s <sup>2</sup>
Arm Length	0.50	m
Inertia	0.005	Kg·m <sup>2</sup>
Sampling time	0.01	s

Reference trajectory และ Desired trajectory เป็นส่วนของ Input/Reference ซึ่งการคำนวณค่า Disturbance แรงลมจำลองแบบสุ่มในช่วง -1 ถึง +1 โดยที่ Payload อาจเปลี่ยนแปลง  $\pm 0.3$  kg ในส่วนของ Measurement noise Gaussian noise ( $\mu = 0, \sigma = 0.01$ ) บน Sensor ของ Attitude และ Position และค่า Control constraints จะกำหนด  $T_{max} = \pm 2.5$  Nm,  $T_{max} = 15$  N

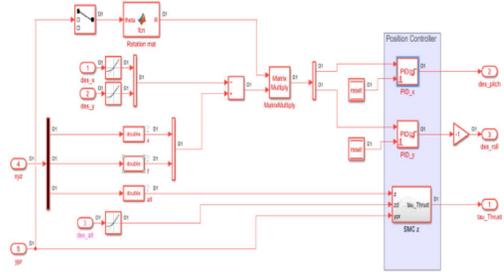
#### 4.2 การออกแบบ Flight Controller

ระบบควบคุมโดรนในโหมด Position flight mode โดยใช้ตัวแปร  $x_d, y_d, z_d$  เป็นตำแหน่งเป้าหมาย และ  $xyz, pqr$  เป็นค่าตำแหน่งและมุมจริงจากเซนเซอร์ โครงสร้างประกอบด้วย Position & Attitude controller ที่คำนวณค่า  $des\_x, des\_y, des\_alt, des\_pitch, des\_roll, des\_yaw$  และส่งไปยัง Attitude Controller เพื่อสร้างแรงบิด  $\tau_{Thrust}, \tau_{Pitch}, \tau_{Roll}, \tau_{Yaw}$  สุดท้ายสัญญาณ  $\tau$  จะถูกใช้เพื่อควบคุมให้โดรนบินตามตำแหน่งที่ต้องการดังรูปที่ 7 [8], [9]



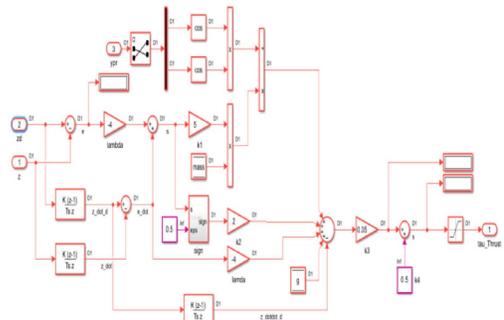
รูปที่ 7 Controller block

โครงสร้างของ Position control ซึ่งควบคุมการเคลื่อนที่ของระบบโดยใช้ PID controllers และ SMC ดังรูปที่ 8



รูปที่ 8 Position & Altitude controller

$z, z_d$  เป็นตำแหน่งปัจจุบันและตำแหน่งที่ต้องการ  $e, e\_dot$  เป็นส่วนข้อผิดพลาดของตำแหน่งและความเร็ว  $\lambda, s$  เป็นค่าตัวแปรสไลด์  $k_1, k_2, k_3, k_4$  เป็นค่าพารามิเตอร์ควบคุม  $mass, g$  เป็นค่ามวลและแรงโน้มถ่วง ค่าที่ผ่าน sign function และ cos (roll, pitch and yaw) ถูกใช้ปรับค่าแรงขับ  $\tau_{Thrust}$  ดังสมการที่ (21) ตามรูปที่ 9



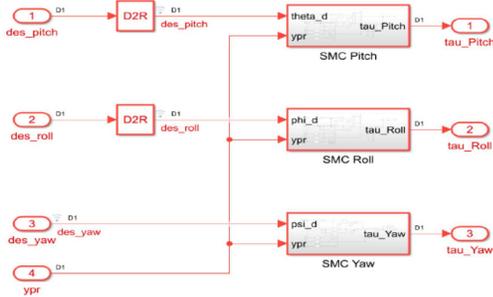
รูปที่ 9 SMC\_z

$$\tau_{Thrust} = k \cdot \tanh(s_t) \quad (20)$$

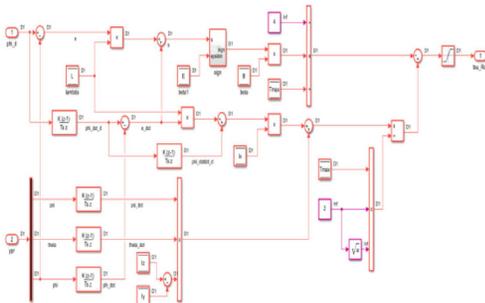
$des\_pitch, des\_roll, des\_yaw$  คือ ค่ามุมที่ต้องการสำหรับการหมุนของวัตถุรอบแกน, D2R คือ แปลงค่ามุมจากองศาเป็นเรเดียน ซึ่งเป็นหน่วยวัดมุมที่ใช้ในระบบควบคุม  $\tau_{Pitch}, \tau_{Roll}, \tau_{Yaw}$  คือ ค่าแรงบิดที่คอนโทรลเลอร์ SMC คำนวณได้ เพื่อให้วัตถุหมุนไปยังมุมที่ต้องการดังรูปที่ 10-13

PX4 UORB Read ซึ่งรับข้อมูลสถานะและข้อมูลควบคุมจากระบบ สัญญาณควบคุมเหล่านี้จะถูกนำไปประมวลผล โดยมีการตรวจสอบเงื่อนไขความปลอดภัยและเงื่อนไขการทำงานต่าง ๆ ก่อนที่จะส่งไปยัง Mixer table ซึ่งจะแปลงค่าควบคุม ( $\tau, Thrust, Pitch, Roll, Yaw$ ) ให้เป็นสัญญาณควบคุมมอเตอร์แต่ละตัว (Motor1, Motor2,

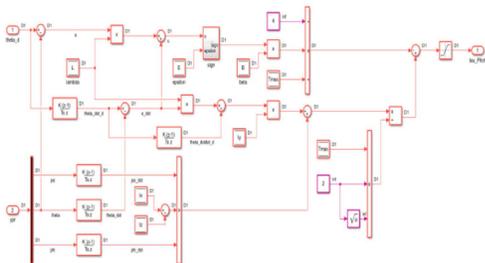
Motor3, Motor4) และ PX4 UORB Write ทำหน้าที่ส่งข้อมูลสถานะและข้อมูลควบคุมกลับไปยังระบบ PX4 ดังรูปที่ 14 [10] - [11]



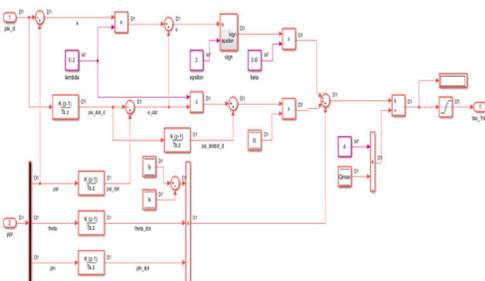
รูปที่ 10 Attitude controller



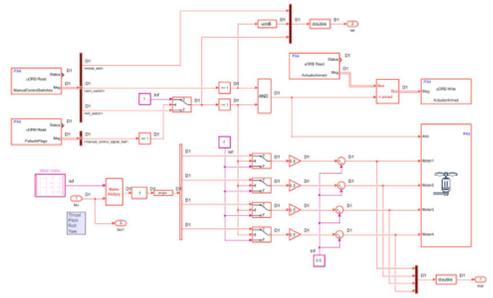
รูปที่ 11 SMC\_Roll



รูปที่ 12 SMC\_Pitch



รูปที่ 13 SMC\_Yaw



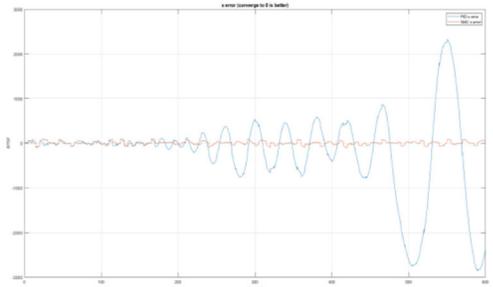
รูปที่ 14 Actuators

## 5. ผลการทดลอง

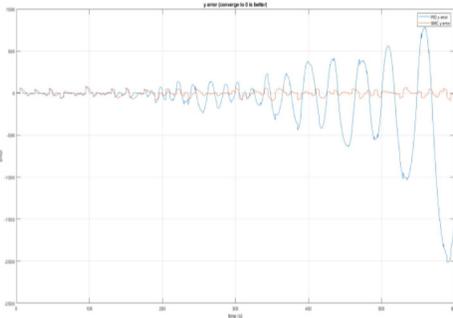
ผลลัพธ์ของการเปรียบเทียบข้อผิดพลาดระหว่าง SMC (Sliding mode control) error กับ PID (Proportional-Integral-Derivative) error ในการติดตามตำแหน่ง (Position tracking performance) ตามแกนต่าง ๆ (x, y, z และ altitude)

ข้อผิดพลาดในแกน x และ y PID error (สีส้ม) ดังรูปที่ 15 และ 16 มีแนวโน้มที่จะลดลงอย่างต่อเนื่องแต่ช้า (exponential decay) มีการสั่นสะเทือนน้อยกว่าหรือมีความเรียบมากกว่าแสดงให้เห็นว่าระบบ PID สามารถลดข้อผิดพลาดได้ อาจใช้เวลาและมี Steady-state error ที่คงอยู่ SMC error (สีฟ้า) มีลักษณะการแกว่งที่รุนแรงกว่า PID ในช่วงเริ่มต้นของการติดตามความถี่และแอมพลิจูดของข้อผิดพลาดสูงกว่า โดยเฉพาะในช่วงเปลี่ยนผ่าน มีแนวโน้มลดลงอย่างรวดเร็ว แต่มี Chattering หรือการสลับค่าที่เกิดจากโครงสร้างของ Sliding mode control

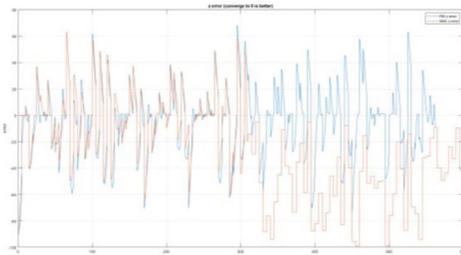
ข้อผิดพลาดในแกน z มีการเปลี่ยนแปลงของค่าความผิดพลาดที่น้อยกว่าและมีความถี่ต่ำกว่า ค่าความผิดพลาดที่เข้าสู่ใกล้ 0 มากกว่า และมีความเสถียรมากกว่าอย่างเห็นได้ชัดดังรูปที่ 17



รูปที่ 15 position tracking performance (x)

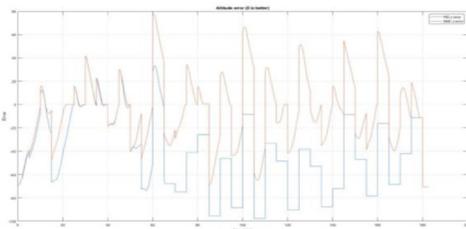


รูปที่ 16 position tracking performance (y)



รูปที่ 17 position tracking performance (z)

ข้อผิดพลาดในแกน Altitude PID error มีลักษณะที่ลดลงอย่างช้า ๆ และมีลักษณะการแกว่งที่น้อย ในส่วนของ SMC error แสดงให้เห็นการเปลี่ยนแปลงแบบรูดแรง และอาจมีอาการซั้งหรือสลับค่าบ่อยครั้ง (อาจเกิดจาก Chattering effect) ในบางจังหวะของ Altitude error, PID error อาจมี Steady-state error ที่ยังคงอยู่ แต่ SMC พยายามลด Error อย่างรวดเร็ว ดังรูปที่ 18



รูปที่ 18 Altitude error

เมื่อเปรียบเทียบระบบควบคุมแบบ SMC และระบบ PID ในเชิงเสถียรภาพ (Stability) พบว่ามีค่า Overshoot น้อยกว่า และมี Settling time ที่สั้นกว่า ในแกน z และ altitude ขณะที่ PID แสดงพฤติกรรมที่ Smooth แต่มี Steady-state error เล็กน้อยที่ยังคงอยู่ โดยเฉพาะในแกน x และ y

การทดสอบภายใต้ Disturbance จากแรงลมจำลอง 10% ของแรงขับสูงสุด พบว่า SMC สามารถรักษาท่าทางของ UAV ได้ภายใน  $\pm 3$  องศา ในขณะที่ PID แสดงการเบี่ยงเบนถึง  $\pm 7$  องศาในช่วงแรกของ Disturbance ก่อนจะค่อย ๆ กลับสู่ค่าอ้างอิง

## 6. สรุปผลการทดลอง

การทดลองนี้มีวัตถุประสงค์เพื่อเปรียบเทียบประสิทธิภาพของตัวควบคุม PID (Proportional-Integral-Derivative) Controller และ SMC ในการควบคุมตำแหน่งของอากาศยานไร้คนขับ (UAV) โดยใช้การจำลองใน Simulink ผลการทดลองถูกประเมินผ่านข้อผิดพลาดของการติดตามตำแหน่ง (Position Tracking Error) ในแกน x, y และ Altitude ดังแสดงในตารางที่ 2

ตารางที่ 2 การประเมินเปรียบเทียบ PID และ SMC

เกณฑ์ประเมิน	PID Controller	SMC Controller
Settling Time(s)	4.5 - 6.0	2.0 - 3.0
Overshoot (%)	ต่ำ (~5%)	ต่ำมาก (~2%)
Steady-State Error	คงอยู่เล็กน้อย	ไม่มี
ความไวต่อ Disturbance	สูง	ต่ำ
ความเรียบของการตอบสนอง	เรียบ (Smooth)	มี Chattering
ความทนทาน (Robustness)	ปานกลาง	สูง

PID Controller มีแนวโน้มให้การตอบสนองที่เรียบกว่า (Smooth) และมี Overshoot ที่ควบคุมได้ดี แต่ต้องใช้เวลาานกว่าในการลดข้อผิดพลาดให้เป็นศูนย์ และมีความไวต่อ Disturbance มากกว่า

SMC Controller มีอัตราการลดข้อผิดพลาดที่เร็วกว่า และสามารถติดตามเส้นทางการเคลื่อนที่ได้แม่นยำกว่า โดยเฉพาะในช่วงที่มีการเปลี่ยนแปลงทิศทางอย่างรวดเร็ว อีกทั้งยังมีความทนทานต่อ Disturbance สูงกว่า PID ทำให้ระบบสามารถรักษาความเสถียรได้ดีขึ้น อย่างไรก็ตาม มีปัญหา Chattering ซึ่งเป็นลักษณะของการสั่นของสัญญาณควบคุมที่เกิดจากการเปลี่ยนแปลงที่รุนแรง

ผลการทดลองแสดงให้เห็นว่า SMC มีความสามารถในการควบคุมที่ดีกว่า PID ในกรณีที่มี Disturbance เนื่องจากสามารถลด error ได้เร็วกว่าและรักษาความเสถียรได้ดีกว่า อย่างไรก็ตาม Hybrid PID-SMC เป็นตัวเลือกที่ดีที่สุด เพราะสามารถลดข้อผิดพลาดได้อย่างรวดเร็ว มีความเสถียรสูง และลดปัญหา chattering ของ SMC ได้เป็นอย่างดี ขณะที่ยังคงความทนทานต่อ Disturbance ได้ดีเทียบเท่ากับ SMC

## 7. กิตติกรรมประกาศ

ขอขอบคุณ สถาบันเทคโนโลยีป้องกันประเทศ ที่ได้ให้การสนับสนุนทุนตามสัญญาที่ 670201 รวมถึงคณะวิทยาศาสตร์และเทคโนโลยี มหาวิทยาลัยธรรมศาสตร์ ที่ได้อำนวยความสะดวกทั้งในเรื่องสถานที่และสิ่งสนับสนุนต่างๆ และสาขาเทคโนโลยีเพื่อการพัฒนาที่ยั่งยืนที่ได้ช่วยสนับสนุนเครื่องมือ อุปกรณ์ และสิ่งอำนวยความสะดวกในการทำวิจัยครั้งนี้

## 8. เอกสารอ้างอิง

- [1] C. Cömert and C. Kasnakoglu, "Comparing and Developing PID and Sliding Mode Controllers for Quadrotor," *Int. J. Mech. Eng. Robot. Res.*, vol. 6, no. 3, pp. 194 - 199, May 2017.
- [2] MathWorks, "6DOF (Quaternion) Block," MathWorks Documentation, Accessed: Mar. 19, 2025. [Online]. Available: <https://ww2.mathworks.cn/help/aeroblks/6dofquaternion.html>(<https://ww2.mathworks.cn/help/aeroblks/6dofquaternion.html>)
- [3] X. Yu, L. Ding, and B. Yao, "Quad-Rotor Unmanned Helicopter Control via Novel Robust Terminal Sliding Mode Control Approach," *Optik*, vol. 125, no. 18, pp. 4946 - 4950, Sep. 2014. [Online]. Available: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0030402614000898>
- [4] A. A. Elgohary, A. Ashry, A. Kaoud, M. Gomaa, M. Darwish, and H. Taha, "Hardware-in-the-loop Simulation of UAV Altitude Hold Autopilot," in *AIAA SCITECH 2022 Forum*, Jan. 2022, p. 1520.
- [5] M. Herrera, W. Chamorro, A. P. Gomez, and O. Camacho, "Sliding Mode Control: An Approach to Control a Quadrotor," in *APCASE 2015*, Quito, Ecuador, 2015, pp. 314 - 319, doi: 10.1109/APCASE.2015.62.
- [6] Y. Jing *et al.*, "PX4 Simulation Results of a Quadcopter with a Disturbance-Observer-Based and PSO-Optimized Sliding Mode Surface Controller," *Drones*, vol. 6, no. 9, p. 261, Sep. 2022.
- [7] Y. Jing, A. Mirza, R. Sipahi, and J. Martinez-Lorenzo, "Sliding Mode Controller with Disturbance Observer for Quadcopters; Experiments with Dynamic Disturbances and in Turbulent Indoor Space," *Drones*, vol. 7, no. 5, p. 328, May 2023. [Online]. Available: <https://www.mdpi.com/2504-446X/7/5/328>
- [8] MathWorks, "HITL Simulink Plant Example," MathWorks Documentation, Accessed: 19-Mar. 19, 2025. [Online]. Available: <https://www.mathworks.com/help/uav/px4/ref/hitl-simulink-plant-example.html>
- [9] MathWorks, "Simulator Plant Model Example," MathWorks Documentation, Accessed: Mar. 19, 2025. [Online]. Available: <https://www.mathworks.com/help/releases/R2021b/supportpkg/px4/ref/simulator-plant-model-example.html>
- [10] MathWorks, "Configure Actuators Using QGroundControl," MathWorks Documentation, Accessed: Mar. 20, 2025. [Online]. Available: <https://ww2.mathworks.cn/help/uav/px4/ug/configure-actuator-qgc.html>
- [11] R. W. Beard, "Quadrotor Dynamics and Control," Brigham Young University, Feb. 2008. [Online]. Available: [https://www.researchgate.net/publication/265825340\\_Quadrotor\\_Dynamics\\_and\\_Control](https://www.researchgate.net/publication/265825340_Quadrotor_Dynamics_and_Control)