

การสร้างแบบจำลองทางพลศาสตร์และจำลองระบบควบคุมเฮลิคอปเตอร์ไร้คนบินแบบสี่ใบพัด Dynamic Modeling and Control Simulation of an Unmanned Quadrotor

พงศ์ธร พรหมบุตร* และ วรวิช กุลพิชชีเกษม

ภาควิชาวิศวกรรมเครื่องกล, คณะวิศวกรรมศาสตร์, มหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์

เลขที่ 50 ถนนงามวงศ์วาน แขวงลาดยาว เขตจตุจักร กรุงเทพฯ 10900

*pongthorn.p@ku.ac.th, โทรศัพท์ 0-2797-0999 ต่อ 1803, โทรสาร 0-2579-4576

บทคัดย่อ

เฮลิคอปเตอร์สี่ใบพัดได้รับความนิยมเป็นอย่างมากในงานวิจัยด้านอากาศยานขนาดเล็กไร้คนบินเฮลิคอปเตอร์ประเภทนี้ต้องการระบบควบคุมเพื่อรักษาเสถียรภาพทางการบินระบบควบคุมที่ไม่ต้องใช้ข้อมูลทางพลศาสตร์เช่นการควบคุมแบบPID สามารถสร้างเสถียรภาพได้อย่างน่าพอใจอย่างไรก็ดีระบบควบคุมขั้นสูงที่ต้องใช้ข้อมูลทางพลศาสตร์ของเฮลิคอปเตอร์จะสามารถควบคุมการบินได้ดียิ่งขึ้นไปอีกบทความนี้นำเสนอการสร้างแบบจำลองทางพลศาสตร์ของเฮลิคอปเตอร์สี่ใบพัดขนาดประมาณ 45x45 ซม. น้ำหนักประมาณ 1.15 กก. มีมอเตอร์ไฟฟ้าเป็นต้นกำลังในการขับเคลื่อนแบบจำลองถูกสร้างจากสมการการเคลื่อนที่ของนิวตันและออยเลอร์ตัวแปรทางกายภาพของเฮลิคอปเตอร์เช่นโมเมนต์ความเฉื่อยของมวลและตัวแปรทางพลศาสตร์ของชุดใบพัดขับเคลื่อนหาได้จากการตรวจวัดเฮลิคอปเตอร์สี่ใบพัดจริงที่สร้างขึ้นทำการจำลองระบบควบคุมทำโดยใช้โปรแกรมSimulink®ผลการทดสอบแบบจำลองด้วยระบบควบคุมแบบPD อย่างง่ายยังไม่เป็นที่น่าพอใจเนื่องจากไม่สามารถรักษาท่าทางการบินและระดับความสูงตามค่าเป้าหมายได้อย่างไรก็ดีการตรวจสอบแบบจำลองและเฮลิคอปเตอร์สี่ใบพัดที่สร้างขึ้นทำให้เชื่อได้ว่า แบบจำลองทางพลศาสตร์ในงานวิจัยนี้มีความถูกต้องและเฮลิคอปเตอร์ที่สร้างขึ้นก็สามารถทำงานได้ดีภายใต้ระบบควบคุมอัตโนมัติที่เหมาะสม ในขั้นต่อไปหากมีการพัฒนาระบบควบคุมให้สามารถควบคุมพฤติกรรมการบินของแบบจำลองเฮลิคอปเตอร์สี่ใบพัดและประยุกต์ให้ทำงานบนไมโครคอนโทรลเลอร์ได้ ก็จะสามารถใช้ควบคุมเฮลิคอปเตอร์เพื่อทดสอบการบินจริงได้

คำหลัก: เฮลิคอปเตอร์สี่ใบพัด; แบบจำลองทางพลศาสตร์; การควบคุมอัตโนมัติ; อากาศยานไร้คนบิน

Abstract

A quadrotor helicopter has become a popular platform for small-size Unmanned Aerial Vehicle research. The platform is unstable so that a control system is required for flight stability. A non-model-based approach such as PID control has been employed with success. A model-based approach uses the quadrotor's dynamic model for the design of more advanced controllers. This paper presents the construction of a dynamic model of a quadrotor with the size about 45x45 cm and take-off weight about 1.15 kg. Four DC electric brushless motors are used as power plants of the aircraft. The model is based on Newton-Euler equations of motion. Physical properties such as the mass moment of inertia, together with dynamic properties of the rotor sets are determined from a real quadrotor. The control simulation is implemented in Simulink®. A simple PD controller does not produce satisfactory results as it cannot maintain the attitude and altitude of the quadrotor at desired values. However, model verification and flight testing on the quadrotor lead to the conclusion that the dynamic model is correct and the quadrotor can operate with proper automatic controllers. For future work, the controller will be improved to stabilize the quadrotor model and it will be implemented on the real quadrotor.

Keywords: Quadrotor; Dynamic Model; Automatic Control; UAV

1. ที่มาและความสำคัญ

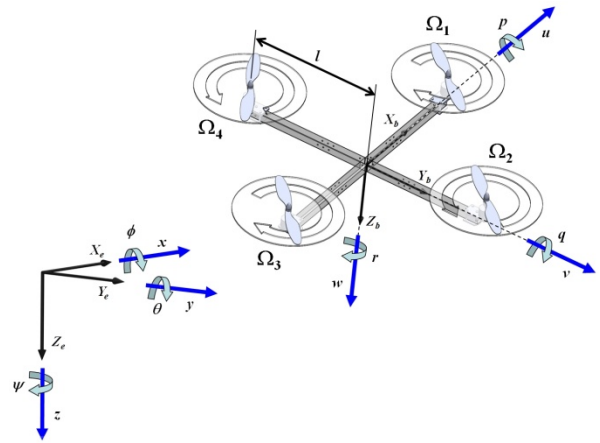
การประยุกต์ใช้งานเฮลิคอปเตอร์ไร้คนขับแบบสี่ใบพัด (quadrotor) มีความแพร่หลายมากขึ้นเรื่อยๆ มีการวิจัยเพื่อพัฒนาระบบควบคุมให้เฮลิคอปเตอร์ฉลาดและทำงานได้หลากหลายมากขึ้น และมีผลิตภัณฑ์เชิงพาณิชย์ที่สามารถทำงานได้จริงโดยเฉพาะงานด้านสำรวจและถ่ายภาพทางอากาศเมื่อพิจารณาส่วนประกอบของเฮลิคอปเตอร์สี่ใบพัดพบว่าสามารถเลือกชิ้นส่วนที่ราคาไม่สูงมาประกอบเข้าด้วยกันได้ แต่องค์ความรู้ด้านระบบควบคุมที่มีประสิทธิภาพและเชื่อถือได้ยังไม่เป็นที่แพร่หลาย งานวิจัยนี้เป็นส่วนหนึ่งของโครงการวิจัยและพัฒนา ระบบควบคุมอัตโนมัติของเฮลิคอปเตอร์สี่ใบพัดซึ่งมีเป้าหมายเพื่อลดต้นทุนในการสร้างและใช้งานอากาศยานขนาดเล็กไร้คนขับ วัตถุประสงค์ของงานวิจัยนี้คือการประยุกต์และพัฒนากระบวนการสร้างแบบจำลองทางพลศาสตร์ของเฮลิคอปเตอร์สี่ใบพัด โดยจะมีการสร้างเฮลิคอปเตอร์สี่ใบพัดขึ้นมาแล้วจึงตรวจวัดตัวแปรต่างๆ เพื่อนำมาสร้างแบบจำลองทางพลศาสตร์ แบบจำลองนี้จะมีประโยชน์สำหรับการพัฒนาระบบควบคุมต่อไป

2. ทฤษฎีและงานวิจัยที่เกี่ยวข้อง

สมการการเคลื่อนที่ของเฮลิคอปเตอร์สี่ใบพัด

การเคลื่อนที่ของเฮลิคอปเตอร์สี่ใบพัดสามารถจำลองเป็นการเคลื่อนที่ของวัตถุแข็งเกร็งในปริภูมิสามมิติซึ่งมี 6 องศาอิสระและมีตัวแปรควบคุม 4 ตัวแปรระบบพิกัดอ้างอิงแสดงได้ดังรูปที่ 1 โดยมีแกนอ้างอิงที่อยู่กับที่เรียกว่า Earth-fixed reference frame และแกนอ้างอิงที่ติดอยู่กับจุดศูนย์กลางมวลและเคลื่อนที่ไปกับเฮลิคอปเตอร์เรียกว่า Body-fixed reference frame

ตำแหน่ง (absolute position) หมายถึงระยะทาง x , y , และ z วัดจากแกนอ้างอิงที่อยู่กับที่ไปยังจุดศูนย์กลางมวลของเฮลิคอปเตอร์ท่าทางการบิน (absolute attitude) หมายถึงมุมที่แกนอ้างอิงเคลื่อนที่ X_b , Y_b , และ Z_b บนเฮลิคอปเตอร์กระทำกับแกน X_e , Y_e , และ Z_e ที่อยู่กับการแสดงท่าทางการบินจะใช้มุมของออยเลอร์ (Euler angles) ได้แก่ มุมเอียง (roll: ϕ), มุมเงย (pitch: θ), และมุมทิศทาง (yaw: ψ) ส่วนความเร็วเชิงเส้น (u , v , w) และความเร็วเชิงมุม (p , q , r) จะวัดบนแกนอ้างอิงเคลื่อนที่ X_b , Y_b , และ Z_b ตามลำดับ



รูปที่ 1. ระบบพิกัดอ้างอิง

สมการของนิวตันและออยเลอร์ (สมการที่ 1) เป็นสมการที่แสดงความสัมพันธ์ระหว่างการเคลื่อนที่ของเฮลิคอปเตอร์กับแรงและโมเมนต์ที่กระทำต่อเฮลิคอปเตอร์สามารถเขียนได้สะดวกในระบบแกนอ้างอิงที่เคลื่อนที่เนื่องจากตำแหน่งที่แรงกระทำและค่าโมเมนต์ความเฉื่อยของมวลจะคงที่ [1]

$$\begin{Bmatrix} F_{xb} \\ F_{yb} \\ F_{zb} \\ M_{xb} \\ M_{yb} \\ M_{zb} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} m & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & m & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & m & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & I_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & I_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & I_{zz} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{u} \\ \dot{v} \\ \dot{w} \\ \dot{p} \\ \dot{q} \\ \dot{r} \end{Bmatrix} + \begin{Bmatrix} m(qw - rv) \\ m(ru - pw) \\ m(pv - qu) \\ qr(I_{zz} - I_{yy}) \\ pr(I_{xx} - I_{zz}) \\ pq(I_{yy} - I_{xx}) \end{Bmatrix} \quad (1)$$

โดย m คือมวลของเฮลิคอปเตอร์

I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} คือโมเมนต์ความเฉื่อยของมวล

สมการการเคลื่อนที่ของเฮลิคอปเตอร์สำหรับท่าทางการบินที่ใกล้เคียงกับการบินลอยตัว (Hover Flight) ในระบบแกนอ้างอิงที่อยู่กับที่ สามารถประมาณค่าความเร่งโดยใช้กฎข้อที่ 2 ของนิวตัน ดังนี้ [2][3]

$$m\ddot{x} = (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \sum_{i=1}^4 (-T_i) \quad (2)$$

$$m\ddot{y} = (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \sum_{i=1}^4 (-T_i) \quad (3)$$

$$m\ddot{z} = mg + (\cos \phi \cos \theta) \sum_{i=1}^4 (-T_i) \quad (4)$$

$$I_{xx}\ddot{\phi} = \dot{\theta}\dot{\psi}(I_{yy} - I_{zz}) + J_r\dot{\theta}\Omega_r + I(-T_2 + T_4) \quad (5)$$

$$I_{yy}\ddot{\theta} = \dot{\phi}\dot{\psi}(I_{zz} - I_{xx}) - J_r\dot{\phi}\Omega_r + I(T_1 - T_3) \quad (6)$$

$$I_{zz}\ddot{\psi} = \dot{\phi}\dot{\theta}(I_{xx} - I_{yy}) - J_r\dot{\psi}\Omega_r + \sum_{i=1}^4 (-1)^i Q_i \quad (7)$$

การพัฒนาแบบจำลองและการออกแบบระบบ
ควบคุมที่ใช้งานได้จริงจำเป็นต้องมีข้อมูลทางกายภาพ
ของเฮลิคอปเตอร์สี่ใบพัดที่จะใช้ทดสอบการบินจึงมีการ
ออกแบบและจัดสร้างเฮลิคอปเตอร์ขึ้นมาโดยมีขนาด

45x45 เซนติเมตรและน้ำหนัก 1.15 กิโลกรัมใช้มอเตอร์ไฟฟ้าเป็นต้นกำลังในการขับเคลื่อนดังแสดงในรูปที่ 5



รูปที่ 5. เฮลิคอปเตอร์สี่ใบพัดที่ได้สร้างขึ้น

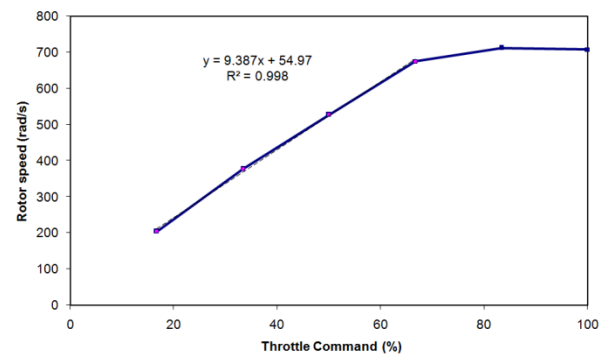
3.2.1. ระบบขับเคลื่อน

ในการทดสอบชุดขับเคลื่อนมอเตอร์, ใบพัด, และตัวควบคุมความเร็วจะถูกต่อเข้าด้วยกันมอเตอร์จะถูกติดตั้งบนแท่นทดสอบส่วนตัวควบคุมความเร็วจะถูกต่อกับเครื่องจ่ายไฟฟ้ากระแสตรงแรงดัน 11.1 โวลต์และยังต่อกับเครื่องรับสัญญาณวิทยุเพื่อให้สามารถปรับเปลี่ยนความเร็วรอบใบพัดจากเครื่องส่งสัญญาณวิทยุได้รูปที่ 6 แสดงการทดสอบระบบขับเคลื่อนแรงยกและแรงบิดถูกวัดด้วยตาชั่งดิจิตอลที่ถูกกดโดยขาวัดแรงของแท่นทดสอบแล้วจึงนำค่าที่ได้ไปคำนวณต่อไปความเร็วรอบการหมุนของใบพัดสามารถวัดได้โดยใช้ tachometer ส่วนปริมาณกระแสไฟฟ้าที่จ่ายให้กับมอเตอร์สามารถอ่านจากเครื่องจ่ายไฟฟ้าได้เลย



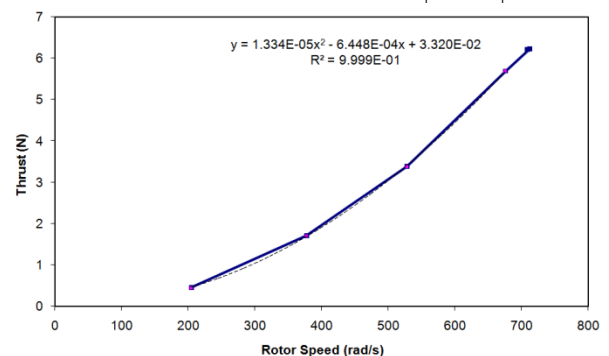
รูปที่ 6. การทดสอบระบบขับเคลื่อน

ความเร็วเชิงมุมของใบพัดจะแปรผันตรงกับสัญญาณควบคุมตั้งแต่ 17 – 67 เปอร์เซ็นต์ของช่วงคำสั่งดังแสดงในรูปที่ 7 หลังจากนั้นกำลังของมอเตอร์จะสามารถหมุนใบพัดให้เร็วขึ้นได้อีกเพียงเล็กน้อยจึงควรถือว่าชุดขับเคลื่อนทำงานได้สูงสุดที่ 67% ของช่วงคำสั่งซึ่งจะมีความเร็วเชิงมุม 675 rad/s ความชันของเส้นกราฟ (slo) มีค่า 9.387



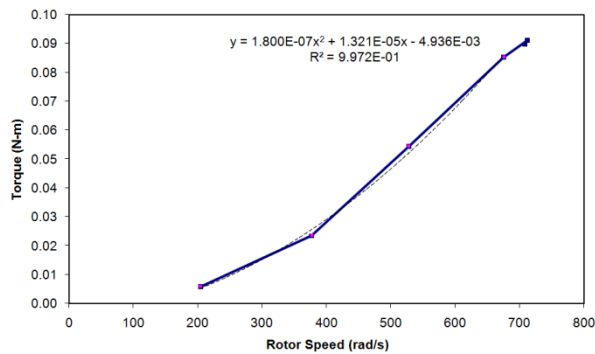
รูปที่ 7. ความเร็วเชิงมุมของใบพัด

ความสัมพันธ์ระหว่างแรงยกกับความเร็วเชิงมุมใบพัดสามารถแสดงได้ด้วยสมการกำลังสองดังรูปที่ 8 โดยมีสัมประสิทธิ์ของแรงยก $b = 1.334 \times 10^{-5} \text{ N-s}^2/\text{rad}^2$ เพื่อนำไปใช้หาแรงยกด้วยสมการอย่างง่าย $T_i = b\Omega_i^2$



รูปที่ 8. แรงยกของชุดขับเคลื่อน

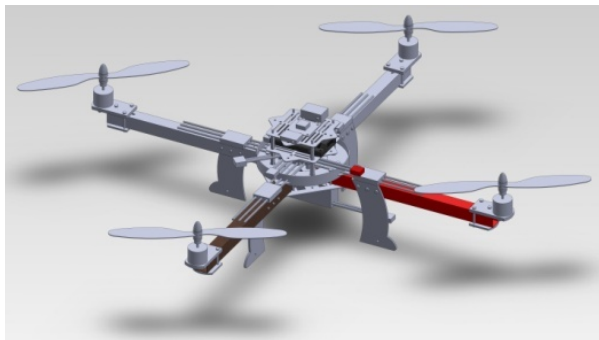
ความสัมพันธ์ระหว่างแรงบิดกับความเร็วเชิงมุมใบพัดสามารถแสดงได้ด้วยสมการกำลังสองดังรูปที่ 9 โดยมีสัมประสิทธิ์ของแรงบิด $d = 1.800 \times 10^{-7} \text{ N-m-s}^2/\text{rad}^2$ เพื่อนำไปใช้หาแรงบิดด้วยสมการอย่างง่าย $Q_i = d\Omega_i^2$



รูปที่ 9. แรงบิดของชุดขับเคลื่อน

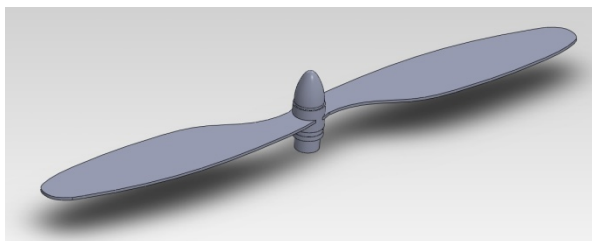
3.2.2. ตัวแปรทางกายภาพ

เฮลิคอปเตอร์สี่ใบพัดสร้างขึ้นจากการนำชิ้นส่วนย่อยมาประกอบเข้าด้วยกันจึงมีการกระจายน้ำหนักไม่สม่ำเสมอทั้งยังมีรูปร่างไม่เป็นรูปเรขาคณิตอย่างง่ายจึงไม่สะดวกในการคำนวณหาโมเมนต์ความเฉื่อยของมวลงานวิจัยนี้จึงได้สร้างแบบจำลองเรขาคณิตของชิ้นส่วนต่างๆให้มีขนาดและน้ำหนักเท่าชิ้นส่วนจริงแล้วนำมาประกอบเป็นตัวลำเฮลิคอปเตอร์ดังแสดงในรูปที่ 10 จากนั้นจึงหาค่าโมเมนต์ความเฉื่อยของมวลจากแบบจำลองเรขาคณิต



รูปที่ 10. แบบจำลองเรขาคณิตของเฮลิคอปเตอร์

นอกจากนี้ในพลศาสตร์ของชุดใบพัดยังต้องใช้โมเมนต์ความเฉื่อยของมวลในการต้านแรงบิดของมอเตอร์จึงได้คำนวณจากแบบจำลองเรขาคณิตของชุดใบพัดดังแสดงในรูปที่ 11ค่าที่หาได้จากแบบจำลองเรขาคณิตแสดงในตารางที่ 1



รูปที่ 11. แบบจำลองเรขาคณิตของชุดใบพัด

ตารางที่ 1. ค่าตัวแปรจากแบบจำลองเรขาคณิต

ปริมาณ	หน่วย
$I_x = 0.024186$	$[\text{kg.m}^2]$
$I_y = 0.024472$	$[\text{kg.m}^2]$
$I_z = 0.046726$	$[\text{kg.m}^2]$
$J_r = 4.1912\text{e-}5$	$[\text{kg.m}^2]$
$L = 0.321$	$[\text{m}]$
$m = 1.08$	$[\text{kg}]$

4. ผลการดำเนินงาน

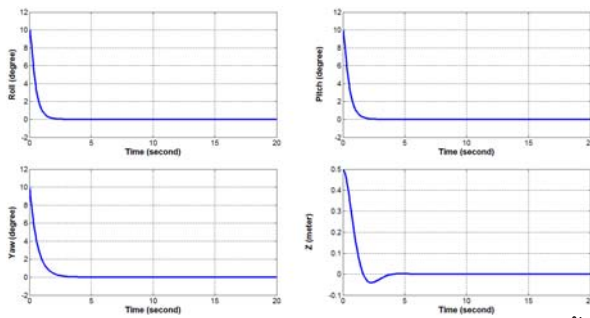
ในการทดสอบแบบจำลองในโปรแกรม Simulink® โดยใช้ระบบควบคุมแบบ PD อย่างง่าย ยังไม่ได้ผลที่น่าพอใจเนื่องจากไม่สามารถรักษามุมเอียง, มุมเงย, มุมทิศทาง, และความสูง ตามค่าเป้าหมายได้ จึงจำเป็นต้องมีการทดสอบว่าแบบจำลองที่สร้างขึ้นมีความผิดพลาดหรือไม่ อีกทั้งแบบจำลองได้สร้างโดยใช้ตัวแปรของเฮลิคอปเตอร์สี่ใบพัดที่สามารถบินได้จริงหรือไม่

แบบจำลองพลศาสตร์ต้องใช้ตัวแปรทางกายภาพของเฮลิคอปเตอร์ที่จำเป็นสำหรับการเคลื่อนที่ ในขั้นตอนนี้จะใช้แบบจำลองที่สร้างขึ้นแต่เปลี่ยนไปใช้ตัวแปรของเฮลิคอปเตอร์จากงานวิจัยที่มีการตีพิมพ์เผยแพร่ [3] [4] ส่วนการทดสอบการบินของเฮลิคอปเตอร์สี่ใบพัดที่สร้างขึ้น จะใช้อุปกรณ์และโปรแกรมควบคุมการบินสำเร็จรูป

4.1. การทดสอบแบบจำลอง

การควบคุมท่าทางการบินของแบบจำลองใช้ระบบควบคุมแบบ PD (Proportional-Derivative control) ในการรักษาท่าทางการบินลอยตัว (Hover flight) ซึ่งมีมุมเอียง, มุมเงย, และมุมทิศทางเป็นศูนย์องศาที่ระดับความสูง $Z = 0$ เมตร

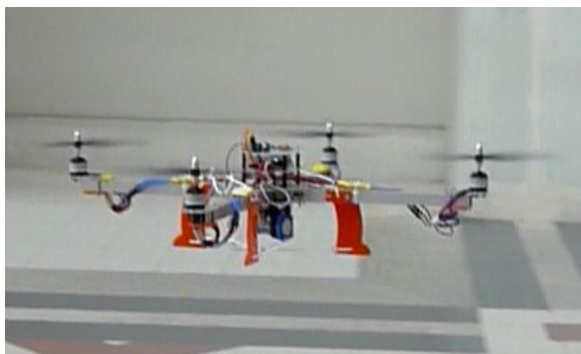
ระบบควบคุมที่ใช้สามารถปรับท่าทางตั้งต้นที่เฮลิคอปเตอร์มีมุมเอียง, มุมเงย, และมุมทิศทางเป็น 10 องศาและอยู่ที่ระดับความสูง 0.5 เมตรให้กลับมาอยู่ในท่าทางการบินลอยตัวตามที่ต้องการได้ในเวลาประมาณ 2 วินาทีดังแสดงในรูปที่ 12 และหลังจากนั้นก็สามารถรักษาสถียรภาพของการบินลอยตัวได้



รูปที่ 12. การรักษาท่าทางการบินแบบลอยตัว (สถานะตั้งต้น Roll = Pitch = Yaw = 10°, Z = 0.5 ม.)

4.2. การทดสอบการบินของเฮลิคอปเตอร์

สำหรับเฮลิคอปเตอร์สี่ใบพัดที่ได้สร้างขึ้นจะต้องทำการทดสอบว่าชิ้นส่วนทางกลและอุปกรณ์อิเล็กทรอนิกส์สามารถทำงานร่วมกันได้หรือไม่ในขั้นตอนนี้จะใช้โปรแกรมควบคุมการบินสำเร็จรูปซึ่งใช้ระบบควบคุมแบบ PID (Proportional-Integral-Derivative control) ช่วยในการรักษาเสถียรภาพการบิน ในการทดสอบ (รูปที่ 13) จะใช้นักบินเป็นผู้บังคับเฮลิคอปเตอร์โดยมีระบบควบคุมช่วยลดภาระในการควบคุมของนักบิน เฮลิคอปเตอร์มีการตอบสนองต่อคันบังคับได้ดีแสดงว่ากำลังของใบพัดเพียงพอในการขับเคลื่อนน้ำหนักที่มี ระบบควบคุมสามารถรักษาท่าทางการบินลอยตัวด้วยการปรับมุมเอียงและมุมเงยให้กลับมาขนานกับพื้นโลกได้โดยอัตโนมัติ



รูปที่ 13. เฮลิคอปเตอร์ขณะทดสอบการบิน

5. สรุปผลการดำเนินงาน

งานวิจัยนี้ได้มีการสร้างแบบจำลองทางพลศาสตร์ของเฮลิคอปเตอร์ไร้คนขับแบบสี่ใบพัดโดยใช้สมการการเคลื่อนที่ของนิวตันและออยเลอร์มีการออกแบบและจัดสร้างเฮลิคอปเตอร์ขนาด 45x45 เซนติเมตรน้ำหนัก 1.15 กิโลกรัม เพื่อเตรียมไว้ใช้ทดสอบการบินเมื่อระบบควบคุม

การบินอัตโนมัติสามารถใช้งานได้ และมีการตรวจวัดตัวแปรของเฮลิคอปเตอร์ที่จำเป็นสำหรับแบบจำลอง

ในการทดสอบแบบจำลองด้วยระบบควบคุมแบบ PD อย่างง่าย ยังไม่ได้ผลที่น่าพอใจเนื่องจากไม่สามารถรักษามุมเอียง, มุมเงย, มุมทิศทาง, และความสูง ตามค่าเป้าหมายได้

การตรวจสอบแบบจำลองที่สร้างขึ้นโดยเปลี่ยนไปใช้ค่าตัวแปรของเฮลิคอปเตอร์ที่มีการตีพิมพ์เผยแพร่และใช้ระบบควบคุมแบบ PD เหมือนเดิม พบว่าสามารถรักษาท่าทางการบินแบบลอยตัวได้อย่างมีเสถียรภาพ นอกจากนั้นยังมีการทดสอบการบินจริงของเฮลิคอปเตอร์ที่สร้างขึ้นโดยใช้ระบบควบคุมการบินอัตโนมัติแบบสำเร็จรูปซึ่งเป็นระบบควบคุมแบบ PID พบว่าเฮลิคอปเตอร์มีการตอบสนองต่อคันบังคับได้ดีแสดงว่ามีกำลังขับเคลื่อนเพียงพอ และระบบควบคุมยังสามารถรักษาท่าทางการบินลอยตัวด้วยการปรับมุมเอียงและมุมเงยให้กลับมาขนานกับพื้นโลกได้โดยอัตโนมัติ

จึงสามารถสรุปผลการดำเนินงานได้ว่าแบบจำลองทางพลศาสตร์ที่สร้างขึ้น มีความถูกต้อง และเฮลิคอปเตอร์ที่สร้างขึ้น มีอุปกรณ์ประกอบที่สามารถทำงานร่วมกันได้ดีหากมีระบบควบคุมอัตโนมัติที่เหมาะสม

การดำเนินงานในขั้นต่อไปจะเป็นการพัฒนาแบบจำลองให้สามารถควบคุมพฤติกรรมการบินของแบบจำลองเฮลิคอปเตอร์สี่ใบพัดได้ และประยุกต์ให้ทำงานบนไมโครคอนโทรลเลอร์เพื่อใช้ควบคุมเฮลิคอปเตอร์ที่สร้างขึ้นต่อไป

6. กิตติกรรมประกาศ

งานวิจัยนี้ได้รับทุนสนับสนุนจากสำนักงานกองทุนสนับสนุนการวิจัยและมหาวิทยาลัยเกษตรศาสตร์ภายใต้สัญญาเลขที่ MRG5480226 คณะผู้วิจัยขอขอบพระคุณเป็นอย่างสูง

7. เอกสารอ้างอิง

- [1] Raptis, I.A. and Valavanis, K.P.(2011). *Linear and nonlinear control of small-scale unmanned helicopters*. e-ISBN: 978-94-007-0023-9, Springer.
- [2] Wierema, M. (2008). *Design, implementation and flight test of indoor navigation and control*

system for a quadrotor UAV. Thesis: Aerospace Engineering. Delft: Delft University of Technology

[3] Bouabdallah, S. (2007). *Design and control of quadrotors with application to autonomous flying*. Ph.D. thesis: Sciences. Lausanne: Ecole Polytechnique Fédérale de Lausanne, No 3727.

[4] Abdel-Razzak (2013). *PD Control Quadrotor - Simulink*. MATLAB® Central. File Exchange. <http://www.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/41149-pd-control-quadrotor-simulink>, access on 10/10/2557.